



Experimental investigation of the effect of flapping on the lift and thrust forces of 3D-wing

M. Ramezani Voloojerdi, M. Mani*

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

ABSTRACT: Effects of flapping on lift and thrust forces in a 3D flapping wing have been investigated at low Reynolds numbers and several reduced frequencies, using experimental tests in a subsonic wind tunnel. Tests have been performed at Reynolds numbers 42000 to 170000 and reduced frequencies 0 to 0.45 that most birds flight at this ranges. Also, the ranges of the angle of attacks are between 0° - 24° . Results have shown that an increase of reduced frequency can enhance the lift force by up to 100 percent and in some cases reduce drag force to zero. Furthermore, increment of reduced frequency has caused a delay in stall of the wing. Also by increasing the Reynolds number from 42000 to 86000, the major region of the boundary layer of the wing surface becomes turbulent, so maximum lift force increases by 40 percent. Wind tunnel test results show that the effect of reduced frequency on the lift force was dependent on the angle of attack, so at the lower attack angles, the increase of reduced frequency did not affect the lift coefficient, but, with increment in the angle of attack, the positive effect of the reduced frequency on the coefficient of the lift force increased.

Review History:

Received: Oct. 20, 2018

Revised: Apr. 27, 2019

Accepted: Jun. 16, 2019

Available Online: Apr. 21, 2021

Keywords:

Flapping wing

Low Reynolds numbers

Wing aerodynamics

Subsonic flow

Micro air vehicle.

1. Introduction

Shortened takeoff and landing distances and lowered stall speeds, a characteristic of birds' flights, would be achievable with improved aerodynamic performance including higher lift coefficient at lower incidence angles and delayed stall. Selig and Guglielmo designed and analyzed a new high-lift S1223 airfoil [1]. This airfoil which has $CL_{max} = 2.2$ at $Re = 2 \times 10^5$ is one of the most known bird-like airfoils.

On the other hand flapping of the wing change the aerodynamic properties of the wing by providing thrust force and increasing lift force. Some research about flapping flight focused on the aerodynamic properties of membrane wings [2-7]. Thrust force in membrane wings is more than thick wings but the lift force of thick wings is more than membrane wings, so thick flapping wings can provide a large capacity of payload in flight. Therefore, the aerodynamic properties of the thick airfoil in flapping flight have been the subject of several studies [8-13].

According to previous studies, testing and analyzing a thick airfoil flapping wing that is very similar to a cross-section of bird's wing are mainly considered. Bird-like S1223 airfoil is chosen for flapping wing in order to be similar to bird wings cross-section. All experiments are conducted at different angles of attack for finding the aerodynamic characteristics of flapping wings along with the analysis of thrust and lift coefficients.

2. Experimental Methods and Facilities

2.1 Test Models

The test model consists of two parts. The first is a straight wing that is inspired by nature, the S1223 airfoil has been selected as the cross-section of this. The aspect ratio of wing is 4.1. The second is flapping mechanism that includes an electric motor, gearbox, shaft, and rods. The characteristic of the flapping model in comparison to a typical pigeon [8] is illustrated in Table 1.

2.2 Experimental Setup

Experiments were conducted in a subsonic, open-loop wind tunnel in the aerodynamic research laboratory at the Amirkabir University of Technology with a rectangular $1\text{m} \times 1\text{m}$ cross-section and having 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 velocity 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 anti-turbulence screens. The maximum turbulence intensity is less than 0.2% measured by hot-wire anemometry.

A view of the test bed and the model can be seen in Fig. 1. The external force balance was used to detect the aerodynamic lift and drag forces of the wings. The load

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

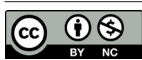


Table 1. Geometric and kinematic characteristics of the Test model and pigeon

Parameter	Test model	pigeon
Wing chord	0.15 m	0.11 m
Wing span	0.8 m	0.66 m
Wing area	0.1 m	0.062 m
Aspect ratio	4.1	7.2
Flapping frequency	0-5 Hz	8 Hz
Reduce frequency	0-0.45	0.25
Flapping amplitude	30°	0° -90°
Air speed	5-20 m/s	11 m/s

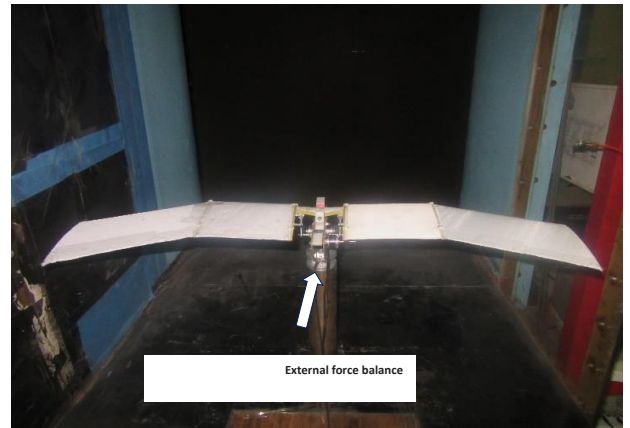


Fig. 1. Model in the test section

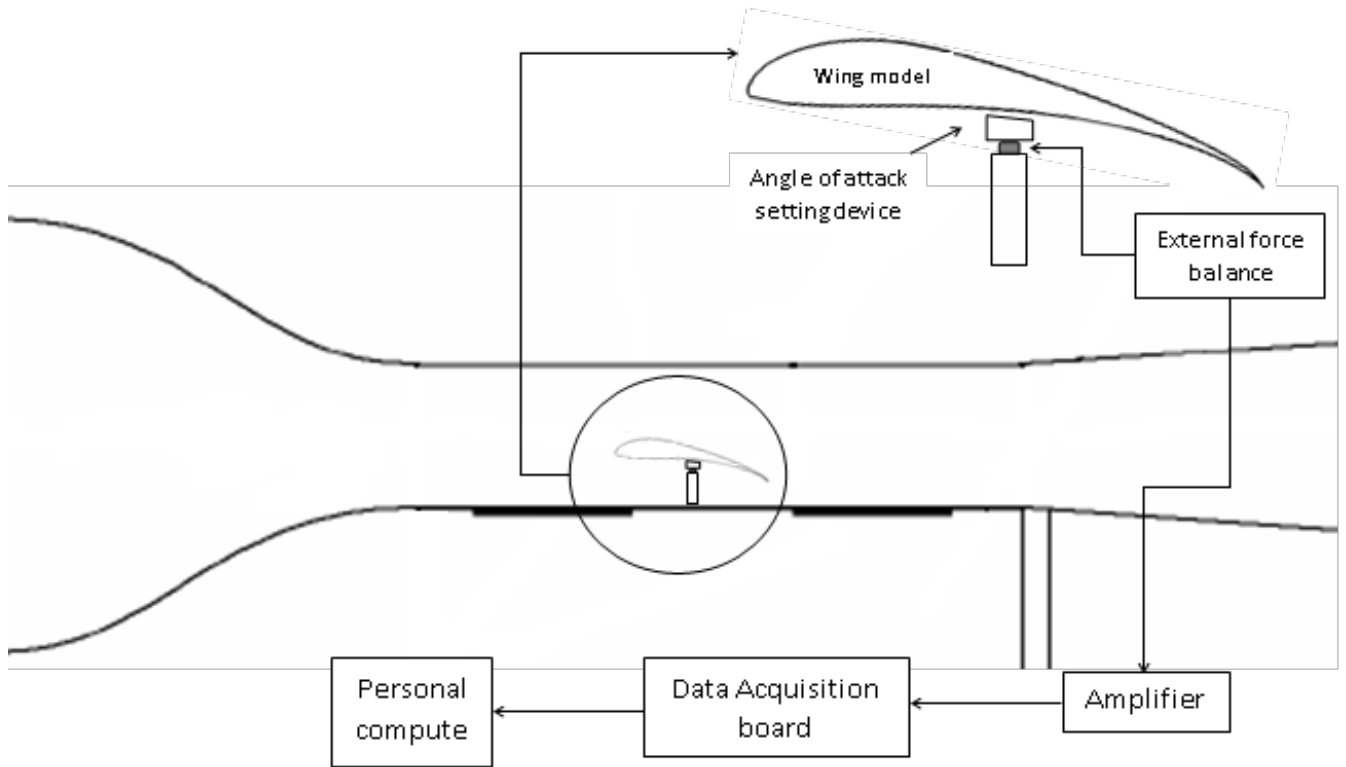


Fig. 2. Schematic of the experimental setup

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.

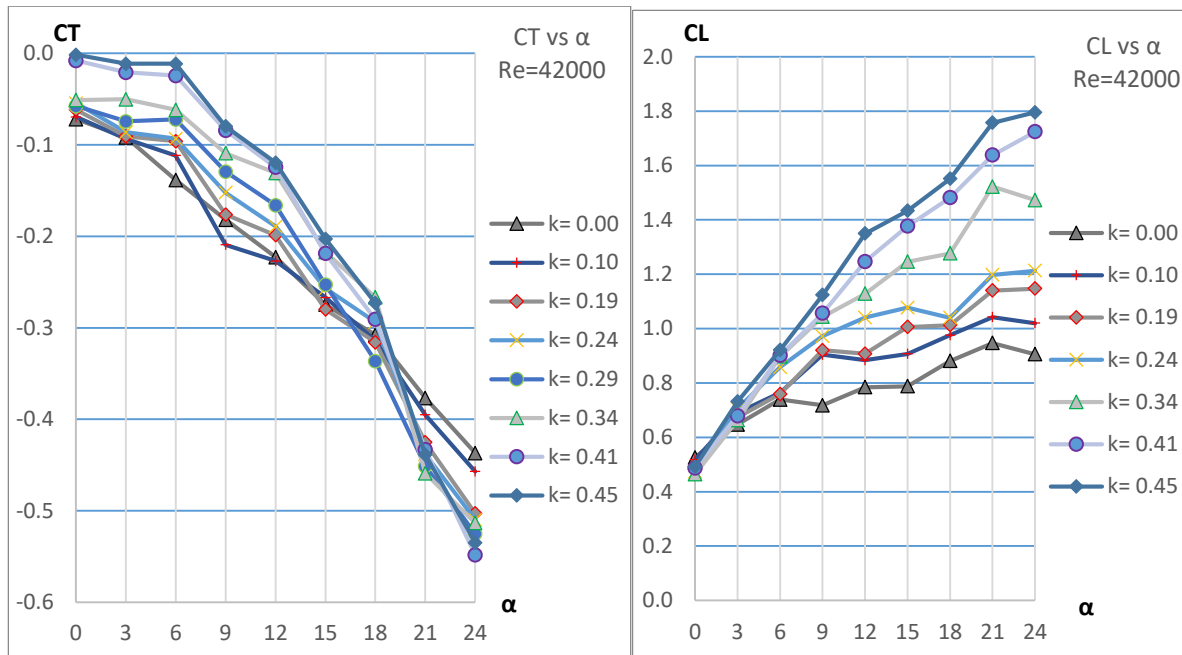


Fig. 3. Effects of reduce frequency on force coefficients

3. Results and Discussion

The results of the wind tunnel test are presented in this section. Aerodynamic forces on the flapping wing are measured in 0°-24° angles of attack and Reynolds numbers 4.3×10^4 , 8.6×10^4 , 1.3×10^5 , and 1.7×10^5 . The results are investigated in two subsections. In the first subsection, the effects of reducing frequency on lift coefficient (CL) and thrust coefficient (CT), are discussed. In the second subsection, the effects of increasing Reynolds number on CL, CT are analyzed. The blockage of flow by walls would not occur as the span of the wing is less than 80 cm, and the test section width of the wind tunnel is 1m.

The Reynolds number and reduce frequency are given by Eqs. (1) and (2):

$$K = \frac{\pi f C}{V} \tag{1}$$

$$Re = \frac{\rho V C}{\mu} \tag{2}$$

where ρ is the density of air, V is the airspeed, C is the cord of wing, μ is the coefficient of air viscosity, and f is the flapping wing frequency.

3.1. Effects Of Reduced Frequency

The effect of reduced frequency on lift and thrust coefficients shown in Fig. 3 for $Re=42000$. Based on Fig. 3

increment of reduced frequency, increases the lift force up to 100% and increases the stall angle, also reduce the thrust force.

The effect of angle of attacks on lift and thrust force coefficients shown in Fig. 4. At low angle of attacks, reduced frequency is not affected by lift force but at high angle of attacks lift force increases by increment of reduced frequency due to reattachment of separated flow on the wing.

3.2. Effects Of Reynolds Number

The effects of Reynolds number on lift and thrust force for $k = 0.1$ are shown in Fig. 5. As shown in this figure the increment of Reynolds number from 42000 to 86000 increases the lift force and the stall angle due to the enlargement of the turbulent boundary layer on the wing. Conclusions

A flapping bird-inspired wing platform is proposed and investigated experimentally. The main results of this investigation are mentioned below.

- Increment of reduced frequency increases stall angle and lift force up to 100% for $Re=42000$.
- At low angle of attack, increment of reduced frequency increases thrust force but not affected on lift force while in high angle of attacks not affected on thrust force and increases the lift force.
- The increment of Reynolds number from 42000 to 86000 increases the lift force the stall angle due to the enlargement of the turbulent boundary layer on the wing.

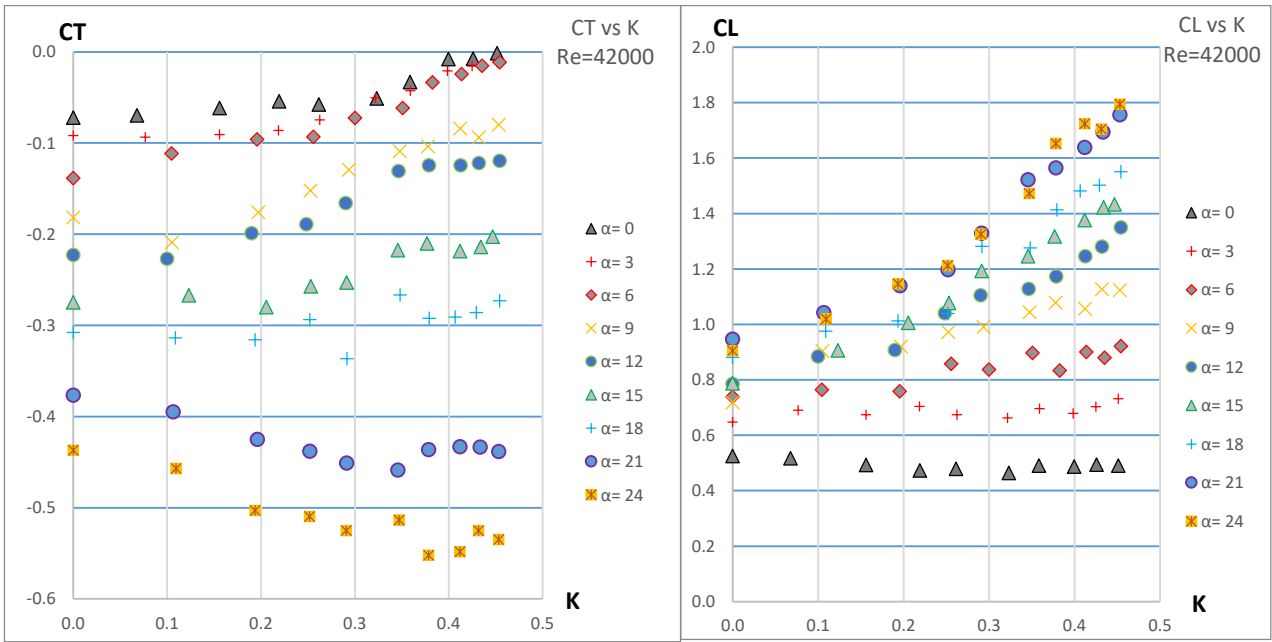


Fig. 4. Effects of angle of attacks on force coefficients

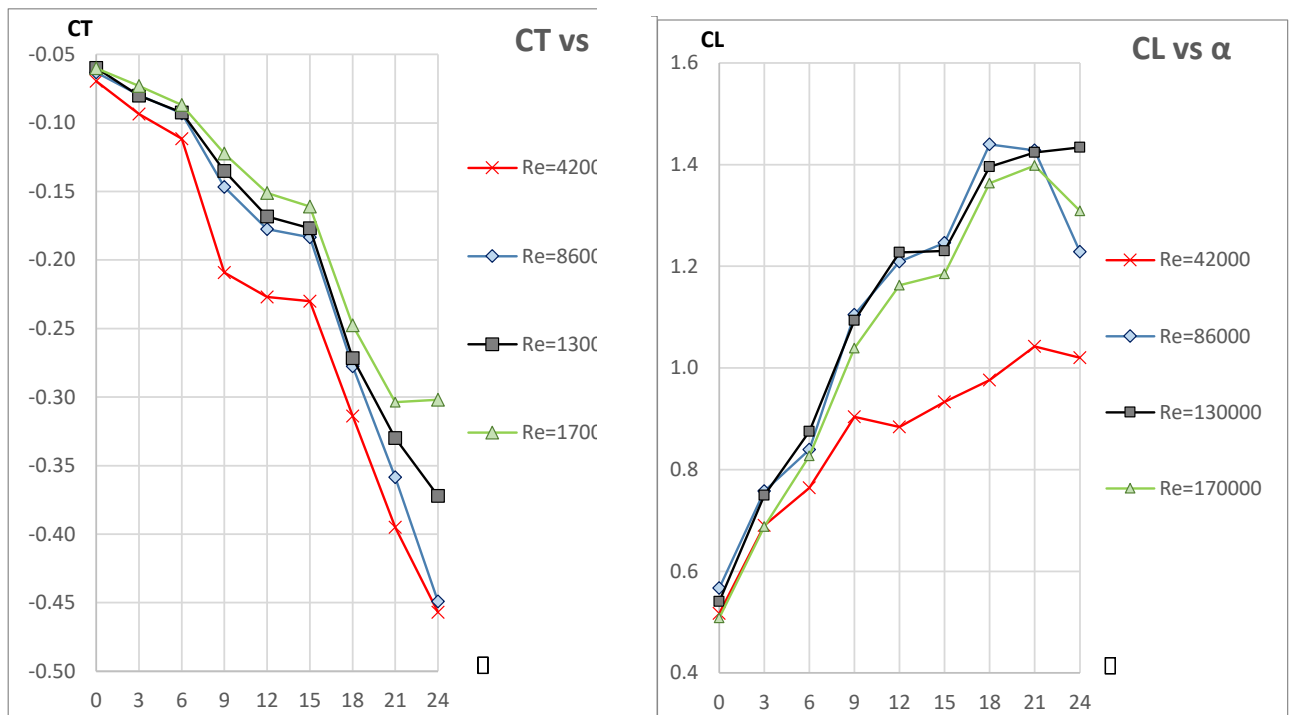


Fig. 5. Effects of Reynolds No. on force coefficients

References

- [1] Michael S. Selig and James J. Guglielmo, High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design, *Journal of Aircraft*, 34(1) (1997) 72–79.
- [2] Paul Gallivan and James DeLaurier, An Experimental Study of Flapping Membrane Wings, *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 53(2) (2007) 35-46.
- [3] K.Mazaheri and A.Ebrahimi, Experimental investigation of the effect of chordwise flexibility on the aerodynamics of flapping wings in hovering flight, *Journal of Fluids and Structures*, 26(4) (2010) 544-558.
- [4] K. Mazaheri and A.Ebrahimi, Experimental investigation on aerodynamic performance of a flapping wing vehicle in forward flight, *Journal of Fluids and Structures*, 27(4) (2011) 586-595.
- [5] K. Mazaheri and A.Ebrahimi, Experimental study on interaction of aerodynamics with flexible wings of flapping vehicles in hovering and cruise flight, *Archive of Applied Mechanics*, 80(11) (2010) 1255-1269.
- [6] A. W. Mackowski and C. H. K. Williamson, Investigation of strouhal number effect on flapping wing micro air vehicle, *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA 2007-486.
- [7] A. Muniappan, V Baskar, and V Duriyanandhan, Lift and Thrust Characteristics of Flapping Wing Micro Air Vehicle (MAV), *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA 2005-1055.
- [8] Michael Vest and Joseph Katz, Aerodynamic study of a flapping-wing micro-UAV, *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, (1999)
- [9] Norizham Abdul Razak and Grigorios Dimitriadis, Experimental study of wings undergoing active root flapping and pitching, *Journal of Fluids and Structures*, 49 (2014) 687-704.
- [10] Norizham A. Razak, Rothkegel Ide, José Ignacio, and Dimitriadis, Grigorios, Experiments on a 3-D Flapping and Pitching Mechanical Model, *Proceedings of the 2009 International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, IFASD-2009-124.
- [11] [Thomas J. Mueller, WIND TUNNEL EXPERIMENTS ON A FLAPPING DRONE, Proceedings of the 15th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD 2011, IFASD-2011-154.
- [12] K. Jones, B. Castro, O. Mahmoud, S. Pollard, M. Platzer, M. Neef, K. Gonet, and D. Hummel, A collaborative numerical and experimental investigation of flapping-wing propulsion, *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, (2002).
- [13] G.S.Triantafyllou, M.S.Triantafyllou, M.A.Grosenbaugh, Optimal thrust development in oscillating foils with application to fish propulsion, *Journal of Fluids and Structures*, 7(2) (1993) 205-224.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

M. Ramezani Voloogerdi, M. Mani, Experimental investigation of the effect of flapping on the lift and thrust forces of 3D-wing . Amirkabir J. Mech. Eng., 53(special issue 3) (2021). 409-414.

DOI: [10.22060/mej.2021.15292.6090](https://doi.org/10.22060/mej.2021.15292.6090)





بررسی تجربی اثر بال زدن بر نیروهای برآ و پیشران بال سه بعدی

مجتبی رمضانی ولوجردی، محمود مانی*

مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۷/۰۸/۲۷

بازنگری: ۱۳۹۸/۰۲/۰۷

پذیرش: ۱۳۹۸/۰۳/۲۶

ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۲/۰۱

کلمات کلیدی:

بالزن

اعداد رینولدز پایین

آیرودینامیک بال

جریان زیر صوت

وسایل پروازی کوچک

خلاصه: اثر بال زدن بر نیروی برآ و پیشران در بال سه بعدی در محدوده اعداد رینولدز پایین (کمتر از ۲۰۰۰۰۰) و فرکانس‌های کاهش یافته مختلف با استفاده از آزمون تجربی در تونل باد مادون صوت مورد بررسی قرار گرفته است. آزمایش‌ها در محدوده اعداد رینولدز ۴۲۰۰۰ تا ۱۷۰۰۰۰ که محدوده اعداد رینولدز برای پرندگان واقعی است صورت پذیرفته است. فرکانس‌های کاهش یافته مورد بررسی نیز در محدوده ۰ تا ۰/۴۵ می‌باشد که اغلب پرندگان در این محدوده پرواز می‌کنند. آزمون‌ها در زوایای حمله ۰ تا ۲۴ درجه صورت پذیرفته است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد افزایش فرکانس کاهش یافته تا ۱۰۰ درصد نیروی برآ را افزایش داده و در برخی از شرایط نیروی پسا را به صفر رسانده است. همچنین افزایش فرکانس کاهش یافته باعث تأخیر در زاویه واماندگی بال شده است. نتایج به دست آمده در تغییر عدد رینولدز نشان می‌دهد که با تغییر عدد رینولدز از ۴۲۰۰۰ به ۸۶۰۰۰ لایه مرزی در بخش وسیع‌تری از سطح بال از آرام به آشفتگی تبدیل می‌گردد، لذا بیشینه ضریب برآ به میزان ۴۰٪ افزایش می‌یابد. همچنین مشخص شد که تأثیر فرکانس کاهش یافته بر نیروی برآ وابسته به زاویه حمله است به گونه‌ای که در زوایای حمله پایین افزایش فرکانس کاهش یافته تأثیری بر ضریب برآ نداشته اما با افزایش زاویه حمله تأثیر مثبت فرکانس کاهش یافته بر ضریب نیروی برآ بیشتر شده است.

۱- مقدمه

بهبود بخشد. اولین پژوهش‌ها در این زمینه بر اثر جریان دو بعدی ناپایا روی مشخصات آیرودینامیکی بالواره صورت گرفت. در سال ۱۹۲۰ کاتزمایر [۲] با انجام آزمایش نوسان پیچ و پلانچ روی ۳ بالواره مشابه با بالواره پرنده‌ای با ابعاد متوسط، از اولین افرادی بود که به بررسی تجربی آیرودینامیک ناپایا پرداخت. پس از آن در فاصله سال‌های ۱۹۳۸ تا ۱۹۵۹ پرنده‌های بالزن مختلفی ساخته شد که موفق به پرواز با نیروی پیشران حاصل از نوسان بال شدند [۳].

در دو دهه اخیر گرایش جهت تحقیق روی موضوع بال در حال نوسان و بررسی آیرودینامیک آن به شدت افزایش یافته است. در یک دسته بندی کلی تحقیقات روی آیرودینامیک بال نوسانی در سه بخش قابل بررسی می‌باشد. بخش اول از این تحقیقات به بررسی اثر نوسان

در پرواز پرنده با ابعاد کوچک در سرعت‌های پایین نیاز به ضرایب برآی بالا بیشتر نمود پیدا می‌کند. از این رو تحقیقات زیادی در زمینه آیرودینامیک وسایل پروازی کوچک جهت دستیابی به مقاطع بال با ضریب برآی بالا صورت گرفته است. سیلگ و همکارانش [۱] موفق شدند تا بالواره‌ای طراحی کنند که در رینولدز 2×10^5 ضریب بیشینه برآی ۲/۲ تولید کند.

از طرف دیگر جریان ناپایا که به واسطه نوسان بال ایجاد می‌شود، این قابلیت را دارد که مشخصات آیرودینامیکی بال را با کاهش نیروی پسا و حتی تولید نیروی پیشران و از طرف دیگر افزایش نیروی برآ

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



در شرایط مختلف روی بالواره پرداخته است. جونز [۴] با آزمایش نوسان بالواره ناکا ۰۰۱۲ به این نتیجه رسید که تا فرکانس کاهش یافته ۰/۳ نیروی پیشران از نوسان بال تولید نمی‌شود، همچنین با مقایسه حل عددی پنل با نتایج تجربی جریان روی بالواره ناکا ۰۰۱۲ در محدوده فرکانس‌های کاهش یافته ۰/۳ تا ۲ به این نتیجه رسید که توزیع سرعت پس از بال برای نتایج تجربی نامتقارن‌تر از نتایج حل عددی پنل است. اندرسون و همکارانش [۵] با اضافه کردن نوسان پیچ به حرکت پلانچ در آزمایش بالواره ناکا ۰۰۱۲ در اعداد رینولدز ۱۱۰۰ و ۴۰۰۰۰ به این نتیجه رسیدند که در محدوده اعداد رینولدز ذکر شده بهینه‌ترین نتایج در محدوده فرکانس‌های کاهش یافته ۰/۲۵ تا ۰/۴ حاصل شده است.

بخش دوم از این تحقیقات به بررسی مشخصات آیرودینامیکی بالزن با بال پوسته‌ای پرداخته شده است. گالیوان و دلاریر [۶] با آزمون تونل باد به بررسی بالزن‌های پوسته‌ای با ضخامت پوسته متفاوت و انعطاف پذیری مختلف پرداختند. مظاهری و ابراهیمی [۷]، ۸ و ۹ با بررسی اثر انعطاف پذیری در راستای وتر بال پوسته‌ای بر آیرودینامیک بالزن در سرعت صفر به این نتیجه رسیدند که انعطاف پذیری تا ۳۰٪ سبب افزایش نیروی پیشران شده است. همچنین تئوری الینگتون^۱ برای بال انعطاف پذیر کاربرد ندارد و نیروی پیشران با توان مصرفی نسبت خطی دارد. علاوه بر این با بررسی کارایی بالزن انعطاف پذیر پوسته‌ای در سرعت و فرکانس‌های مختلف نشان دادند که نیروی پیشران با افزایش فرکانس افزایش می‌یابد اما با افزایش سرعت و زاویه حمله نیروی پیشران کاهش یافته و در مقابل نیروی برآ افزایش می‌یابد. بیشینه ضریب برآ و پیشران در سرعت ۶ متر بر ثانیه و حدود ۰/۳ برای هر دو ضریب به دست آمده است. آدیتا و مالولن [۱۰] با انجام آزمایش تجربی تونل باد نشان دادند که بیشینه نیروی پیشران تولیدی از بال‌زدن وابستگی شدیدی به عدد اشتروهل دارد و در محدوده‌ای کوچک از فرکانس‌های کاهش یافته ایجاد می‌شود. مانیپان [۱۱] و همکارانش با بررسی اثر ضریب منظری و انعطاف پذیری بر آیرودینامیک بالزن نشان دادند که افزایش ضریب منظری و انعطاف پذیری پیچشی سبب افزایش نیروی برآ می‌شود. شی [۱۲] و همکارانش به بررسی فعالیت‌های انجام شده تا سال ۲۰۱۰ در زمینه آیرودینامیک و آیرولاستیسیسته بالزن پرداخته‌اند. لین [۱۳] و

همکارانش با بررسی نیروی برآ و پیشران حاصل از بال پوسته‌ای در سرعت، بسامد و زوایای حمله مختلف نشان دادند که با کاهش زاویه حمله و از دست دادن مقداری از نیروی برآ می‌توان به سرعت پروازی بالاتری دست یافت.

بخش سوم از تحقیقات بر روی آیرودینامیک بال نوسانی، به بررسی بال سه بعدی در حال نوسان با مقطع بالواره ضخامت‌دار پرداخته است. وست و کتر [۱۴] با ارائه حل عددی حاصل از روش پنل^۲ و بررسی اعتبار آن با استفاده از نتایج آزمون تونل باد برای بال دارای ضخامت نشان داد که بازده و کارایی بال با افزودن نوسان پیچ به بال‌زدن افزایش می‌یابد. ماکوسکی و ویلیامسون [۱۵] با آزمایش بالواره ناکا ۰۰۱۲ در عدد رینولدز ۱۷۰۰۰۰ نشان دادند که تخمین نیروی پیشران حاصل از نوسان پیچ از تئوری خطی بسیار بیشتر از واقعیت است. رزاق و دیمیتریادیس [۱۶] با آزمایش بالزن دو درجه آزادی در تونل باد و مقایسه بالواره‌های ناکا ۲۴۱۲، ناکا ۴۴۱۲، ناکا ۶۴۰۹ و ناکا ۰۰۱۲ نشان دادند که با انتخاب نوسان پیچ مناسب در محدوده وسیعی از فرکانس‌های کاهش یافته می‌توان به نیروی پیشران دست یافت. همچنین مقدار نیروهای آیرودینامیکی به عدد رینولدز و میزان انحنای بالواره وابسته است. رزاق و همکارانش [۱۷ و ۱۸] با شبیه سازی جریان به روش شبکه‌بندی گردابه^۳ نشان دادند که نتایج تجربی نیروی برآ در چرخه بال‌زدن و با نتایج شبیه‌سازی شده در برخی از حالات منطبق است. جونز [۱۹] با بررسی بال‌زدن بال با بالواره ناکا ۰۰۱۲ در تونل باد برای اعداد رینولدز ۱۰۰۰۰ تا ۴۰۰۰۰ به مقایسه نتایج حاصل از نیروی پیشران بال در تونل باد با نتایج حل به روش پنل، اویلر و نویر استوکس ناپایای تراکم پذیر، در فرکانس‌های کاهش یافته پرداخت و نشان داد که بازده برای فرکانس‌های کاهش یافته بین ۰/۲۵ تا ۰/۳۵ بهینه شده است. تریانتافیلو [۲۰] و همکارانش با آزمایش بالواره ناکا ۰۰۱۲ با وتر ۰/۱ و دهانه ۰/۳ متر تحت نوسان پیچ و پلانچ در آب نشان دادند که بهینه‌سازی نیروی پیشران در فرکانس‌های کاهش یافته بین ۰/۲۵ تا ۰/۴ با دامنه نوسان زیاد و اختلاف فاز ۷۵ درجه‌ای بین نوسان پیچ و پلانچ حاصل می‌شود. گرو [۲۱] با شبیه‌سازی عددی جریان حول بال ۳ بعدی صلب در حال نوسان در فرکانس‌های کاهش یافته بین ۰/۱۵ تا ۰/۵ نشان داد که گردابه‌های پشت بال در نوسان ۳ بعدی حاصل از بال‌زدن کوچکتر

2 Panel method
3 Vortex Lattice Method

1 Elington

آزمایش‌ها برای فرکانس‌های کاهش یافته ۰ تا ۰/۴۵ و اعداد رینولدز ۴۰۰۰۰ تا ۱۷۰۰۰۰ انجام شده است و اثر این دو متغیر بر مشخصات آیرودینامیکی بال با مقطع بالواره ضخامت‌دار استخراج شده است. در بخش دوم ابتدا مدل آزمون و مکانیزم بال‌زدن معرفی شده است و پس از آن تجهیزات مورد استفاده در آزمون تونل باد تشریح شده است. در بخش سوم نتایج حاصل از آزمایش‌های تجربی بیان شده است و در بخش پایانی نتایج به دست آمده مورد تحلیل و نتیجه‌گیری واقع شده است.

۲- معرفی سامانه‌های آزمایشگاهی

۲-۱- مدل آزمون

مدل آزمون از دو قسمت اصلی تشکیل شده است، قسمت اول بال سه بعدی با نسبت منظری ۴/۱ است و مقطع آن از بالواره اس ۱۲۲۳ که دارای ضریب برآی بالا در محدوده اعداد رینولدز پایین است، استفاده شده است. قسمت دوم مدل آزمون مکانیزم بال‌زدن است که از موتور الکتریکی، جعبه دنده و قسمت لنگ که وظیفه تبدیل حرکت دورانی به حرکت رفت و برگشتی بال را دارد، تشکیل شده است. مکانیزم به گونه‌ای طراحی شده که دامنه بال‌زدن آن ۳۰ درجه است. در جدول ۱ مشخصات هندسی و سینماتیک مدل آزمون با کبوتر که در مرجع [۱۴] به آن اشاره شده است مورد مقایسه قرار گرفته است.

۲-۲- تجهیزات آزمایش

آزمایش‌ها در تونل باد زیر صوت آزمایشگاه تحقیقاتی دانا، در دانشگاه صنعتی امیرکبیر انجام شده است. ابعاد مقطع آزمون این تونل ۱×۱ متر مربع و طول مقطع آزمون آن ۱/۸ متر است. محفظه آزمون این تونل با زاویه واگرایی ۱° اثر رشد لایه مرزی را در مقطع آزمایش خنثی می‌نماید. حداکثر سرعت در مقطع آزمون این تونل ۶۰ متر بر ثانیه و شدت اغتشاشات در خط مرکزی آن کمتر از ۰/۰۲٪ است که با استفاده از جریان سنج سیم داغ اندازه‌گیری شده است. جهت اندازه‌گیری نیروهای وارد بر مدل، از نیروسنج با محدوده کارکرد ۲۴ کیلوگرم نیرو در راستای محور عمود بر جریان و ۸ کیلوگرم نیرو در راستای جریان استفاده شده است. دقت اندازه‌گیری نیرو در این نیرو سنج ۰/۸ گرم نیرو برای محور عمود بر جریان و ۰/۴ گرم نیرو برای محور در راستای جریان می‌باشد و نرخ داده برداری آن ۱۰۰۰۰ داده بر ثانیه است. در جدول ۲ مشخصات حسگر نیرو نشان داده شده

از نوسان ۲ بعدی است. رضانی و مانی [۲۲] با بررسی اثر زاویه پس‌گرایی بال در بال با بالواره اس ۱۲۲۳ بر نیروهای برآ و پسای بال در پرواز بدون بال‌زدن نشان دادند که نوع خاص از زاویه پس‌گرایی که در آن پس‌گرایی با دوران از ریشه بال آغاز می‌شود در زوایای حمله بالا و اعداد رینولدز کمتر از ۸۶۰۰۰ عمکرد بهتری داشته است.

از آنجا که بال‌های پوسته‌ای نسبت به بال با مقطع بالواره ضخامت‌دار وزن کمتری داشته و درجات آزادی آن‌ها در مکانیزم‌های بال‌زن نسبت به بال با مقطع بالواره ضخامت‌دار کمتر است، ساخت و آزمایش مکانیزم‌های بال پوسته‌ای بسیار ساده‌تر از مکانیزم‌های بال با مقطع بالواره ضخامت‌دار است. به همین علت تعدد پژوهش‌ها در بخش بال‌زن‌های بال پوسته‌ای بیش از بال‌زن‌های بال دارای مقطع بالواره ضخامت‌دار است.

بال‌های پوسته‌ای بر اثر بال‌زدن نیروی برآی کمی تولید می‌کنند اما نیروی پیشران تولید شده ناشی از بال‌زدن بال‌های پوسته‌ای قابل توجه است، از این رو به شیوه تولید نیرو ناشی از بال‌زدن بال پوسته‌ای، تولید نیرو بر مبنای نیروی پیشران^۱ گفته می‌شود. در مقابل بال‌هایی که مقطع آن‌ها از بالواره ضخامت‌دار تشکیل شده است در فرآیند بال‌زدن قابلیت تولید نیروی پیشران بالایی ندارند اما نیروی برآی بیشتری نسبت به بال‌های پوسته‌ای تولید می‌کنند، از این رو به شیوه تولید نیرو ناشی از بال‌زدن این بال‌ها تولید نیرو بر مبنای برآ^۲ گفته می‌شود. مطابق با نتایج به دست آمده از [۷، ۸ و ۹] در تولید نیرو بر مبنای پیشران حداکثر ضریب برآ در حدود ۰/۳ است، در حالی که در تولید نیرو بر مبنای برآ، ضریب برآی بیش از ۱ مقداری متداول است. لذا بال‌زن‌هایی که تولید نیرو در آن‌ها بر مبنای برآ است، نسبت به بال‌زن‌هایی که تولید نیرو در آن‌ها بر مبنای نیروی پیشران است قابلیت حمل وزن بیشتری دارند.

هدف از این پژوهش دستیابی به بال‌زن با بیشترین ضریب برآی ممکن بال در اعداد رینولدز کمتر از ۲۰۰۰۰۰ است تا با استفاده از نتایج آن بتوان ظرفیت حمل محموله توسط یک پرنده بال‌زن را افزایش داد. از این رو از روش تولید نیرو بر مبنای برآ با استفاده از بال با بالواره ضخامت‌دار استفاده شده است. با توجه به نتایج پژوهش سیلگ و همکارانش [۱] بال با بالواره اس ۱۲۲۳ که دارای ضریب برآی بالایی در اعداد رینولدز پایین می‌باشد، استفاده شده است.

1 Thrust base

2 Lift base

جدول ۱: مقایسه مشخصات هندسی و سینماتیک کبوتر [۱۴] و مدل آزمون

Table 1. Cinematic and geometric characteristics of pigeon [14] compared with Test model

متغیر	علامت اختصافی	مدل	کبوتر
وتر بال	C	۰/۱۵ m	۰/۱۱ m
دهانه بال	B	۰/۸ m	۰/۶۶ m
مساحت بال	S	۰/۱ m ²	۰/۰۶۲ m ²
نسبت منظری	AR	۴/۱	۷/۲
سرعت	V	۲۰-۵m/s	۱۱m/s
بسامد بال زدن	F	۵-۰ Hz	۸ Hz
فرکانس کاهش یافته	K	۰ - ۰/۴۵	۰/۲۵
دامنه بال زدن	ϕ	۰۴۵	۰. - ۰۹۰

جدول ۲: مشخصات حسگر نیرو

Table 2. Characteristics of force balance

مؤلفه نیرو	بیشینه نیرو (نیوتن)	دقت (نیوتن)
نیروی افقی	۸۰	۰/۰۴
نیروی عمودی	۲۴۰	۰/۰۸

است. در شکل ۱ شماتیک مدل و تجهیزات آزمایش، مدل آزمون و نحوه قراگیری آن در تونل باد نشان داده شده است.

۳- شرح نتایج

نتایج به دست آمده برای نیروهای برآ و پیشران در اعداد رینولدز و فرکانس‌های کاهش یافته مختلف برای زوایای ۰ تا ۲۴ درجه اندازه‌گیری شده است. تغییرات عدد رینولدز و فرکانس کاهش یافته به عنوان دو متغیر اصلی مؤثر بر تغییرات نیرو مورد بررسی قرار گرفته است. عدد رینولدز نشان دهنده آرام یا مغشوش بودن جریان و فرکانس کاهش یافته نیز نشان دهنده شدت ناپایایی جریان است. حداقل عدد رینولدز مقدار ۴۲۰۰۰ در محدوده جریان آرام و حداکثر آن مقدار ۱۷۰۰۰۰ در محدوده گذار جریان از آرام به مغشوش است. همچنین اثر فرکانس کاهش یافته از مقدار ۰ به معنی جریان پایا برای بال ثابت تا مقدار ۰/۴۵ به معنی جریان کاملاً ناپایا برای بال با نوسان زیاد مورد بررسی قرار گرفته است.

لازم به ذکر است با توجه به اینکه دهانه بال کمتر از ۷۰ سانتی متر و ابعاد مقطع تونل ۱×۱ متر مربع است. می‌توان از عدم انسداد جریان^۱ در مقطع نصب مدل اطمینان داشت.

در محاسبه عدد رینولدز و فرکانس کاهش یافته به ترتیب از روابط (۱)

1 Blockage

و (۲) استفاده شده است.

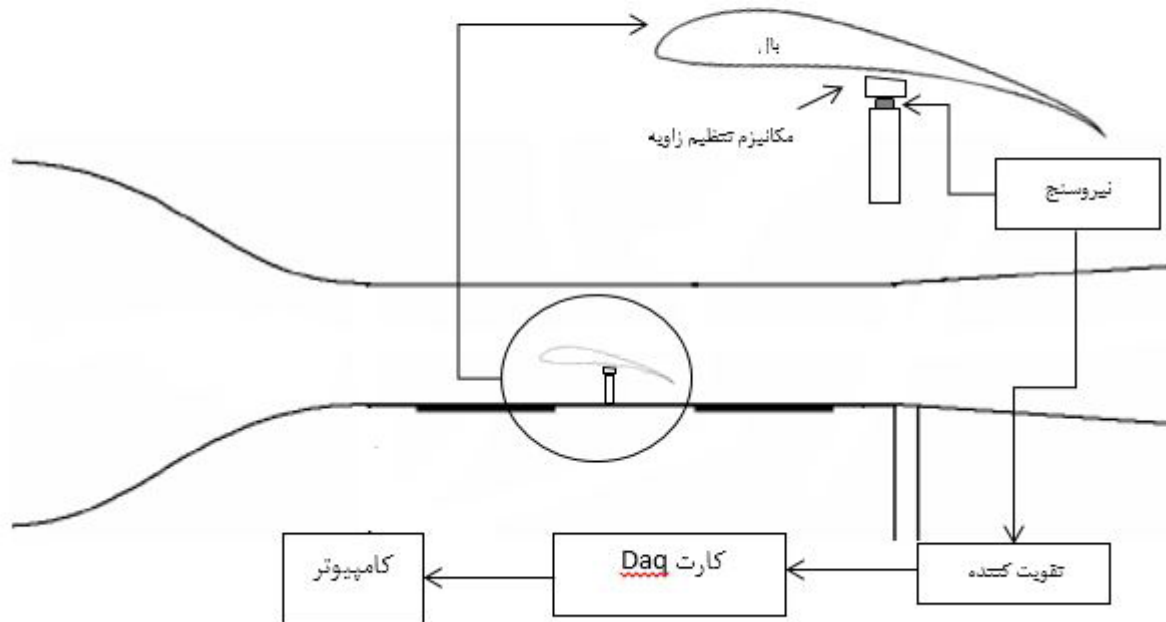
$$K = \frac{\pi f C}{V} \quad (2)$$

در این روابط V سرعت جریان، C وتر بال، f بسامد بال‌زدن، ρ چگالی هوا و μ ضریب لزجت هوا است.

۳-۱- بررسی اثر فرکانس کاهش یافته

در بررسی اثر فرکانس کاهش یافته بر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال ابتدا نمودار تغییر نیروی برآ و پیشران بر حسب زاویه حمله در فرکانس‌های کاهش یافته مختلف در شکل ۲ برای عدد رینولدز ۴۲۰۰۰ رسم شده است.

در شکل ۲ الف بیشینه نیروی برآ و مقدار زاویه واماندگی بال در فرکانس‌های کاهش یافته مختلف نشان داده است. مطابق شکل ۲ الف افزایش فرکانس کاهش یافته سبب افزایش زاویه واماندگی بال شده است. به طوری که در فرکانس کاهش یافته ۰/۴ تا زاویه ۲۴ درجه پدیده واماندگی در بال مشاهده نشده است. رزاق و همکارانش [۱۷] و [۱۸] مشاهده کردند که نیروی برآی بال با بالواره ناکا ۲۴۱۲ در اثر نوسان با بسامد ۱/۵ هرتز در زوایای حمله بیش از ۴ درجه افزایش



الف



پ

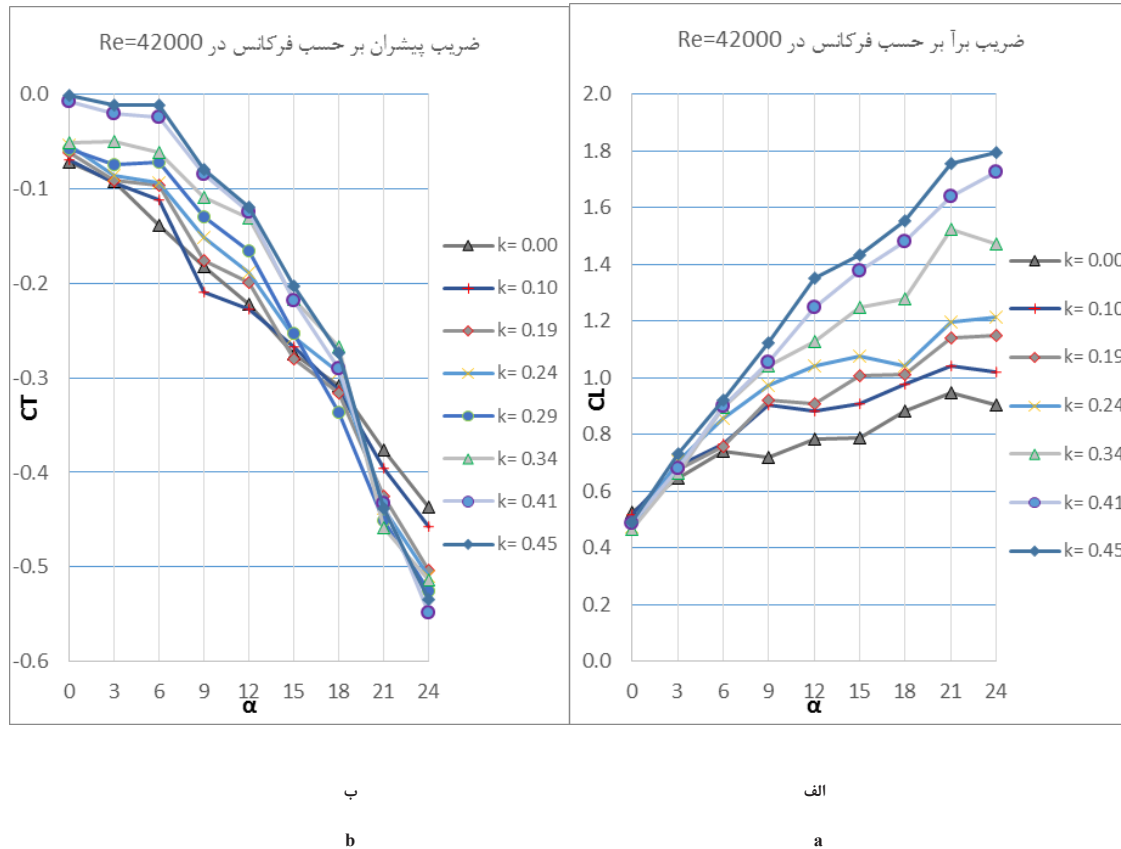
ب

شکل ۱: نحوه قرارگیری مدل (الف: شماتیک مدل و تجهیزات آزمایش، ب: نیروسنج، پ: مدل در مقطع آزمون)

Fig. 1. Wind tunnel test stand (a: Schematic of experimental setup, b: External force balance and c: Model in test section)

این نمودار افزایش یافته است و به عبارت دیگر با افزایش فرکانس کاهش یافته شدت کاهش نیروی پیشران بیشتر شده است اما به طور کلی در حالت بال زدن تغییر نیروی پیشران با تغییر زاویه حمله رفتاری مشابه تغییر نیروی پسا با زاویه حمله، در بال ثابت دارد.

یافته است. مطابق شکل ۲ الف بیشینه نیروی برآ با افزایش فرکانس کاهش یافته تا ۲ برابر نسبت به حالت استاتیک افزایش یافته است. مطابق شکل ۲ ب افزایش زاویه حمله باعث کاهش نیروی پیشران شده است. همچنین با افزایش فرکانس کاهش یافته قدر مطلق شیب



شکل ۲: اثر فرکانس کاهش یافته بر ضرایب نیرویی بال (الف: ضریب برآ، ب: ضریب پیشران)

Fig. 2. Effects of reduce frequency on force coefficients (a: Lift coefficient and b: Thrust coefficient)

اثر فرکانس کاهش یافته بر رفتار ضریب نیروی برآ در زوایای حمله مختلف متفاوت است. به گونه‌ای که در زوایای حمله پایین افزایش فرکانس کاهش یافته تقریباً تأثیری بر ضریب برآ نداشته اما به تدریج با افزایش زاویه حمله تأثیر مثبت فرکانس کاهش یافته بر ضریب نیروی برآ بیشتر شده است که علت این امر را می‌توان در بازگشت جریان جدا شده از بال به واسطه بال‌زدن در فرکانس‌های کاهش یافته بالا دانست.

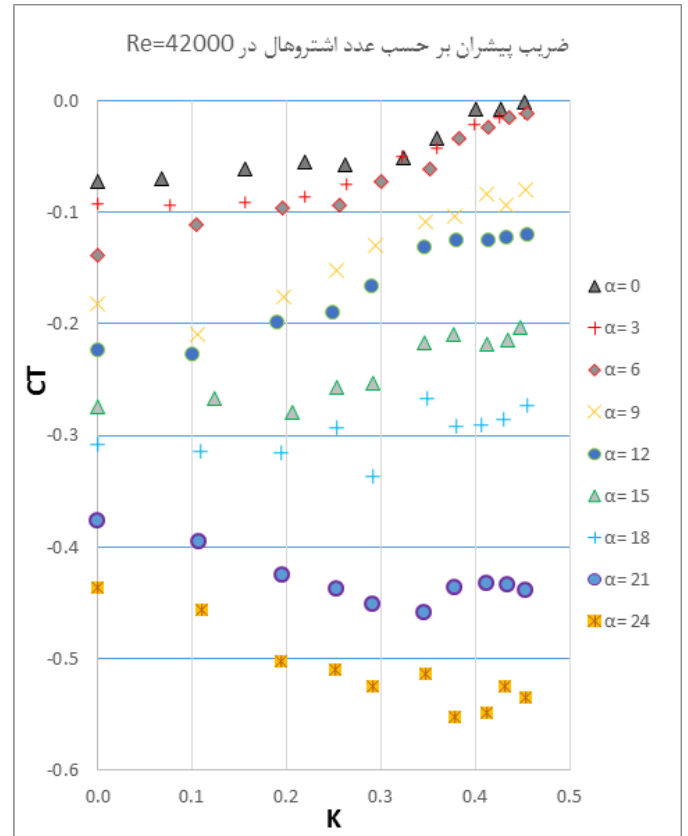
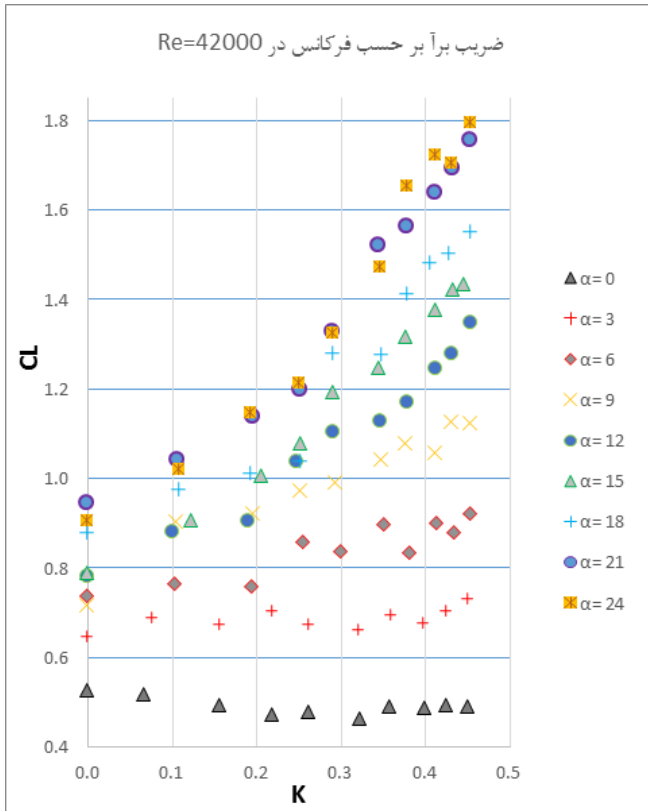
اندرسون و همکارانش [۵] با اضافه کردن نوسان پیچ به حرکت پلانچ در آزمایش بالواره ناکا ۰۰۱۲ در عدد رینولدز ۴۰۰۰۰ مشاهده نمودند که با افزایش زاویه حمله تا زاویه ۱۵ درجه ضریب نیروی پیشران با نرخ بیشتری افزایش می‌یابد. مطابق شکل ۵ ب مشاهده می‌شود که در نوسان بال در عدد رینولدز ۴۲۰۰۰ تا زاویه حمله ۱۲ درجه این رفتار مشاهده شده است.

مطابق شکل ۳ ب تا زاویه حمله ۱۸ درجه افزایش فرکانس کاهش

تأخیر در زاویه واماندگی به واسطه بازگشت جریان جدا شده از بال در زوایای حمله بالا در اثر بال‌زدن است و با افزایش فرکانس کاهش یافته بازگشت جریان در زوایای حمله بالاتر نیز رخ داده و مانع از واماندگی بال تا زاویه ۲۴ درجه شده است.

تأخیر در زاویه واماندگی برای فرکانس‌های کاهش یافته بالا سبب شده است تا در زوایای حمله بالا اختلاف فشار زیادی بین زیر و روی بال ایجاد شده که منجر به افزایش ۱۰۰ درصدی نیروی برآی بال نسبت به حالت بال ثابت در عدد رینولدز ۴۲۰۰۰ شده است.

در شکل ۳ تغییر نیروی برآ و پیشران بر حسب فرکانس کاهش یافته در زوایای حمله مختلف برای عدد رینولدز ۴۲۰۰۰ نشان داده شده است. گالیوان و دلاریر [۶] و مظاهری و ابراهیمی [۸] نشان دادند که در بال پوسته‌ای با افزایش بسامد بال‌زدن نیروی برآ در تمامی زوایای حمله افزایش می‌یابد. اما در بال با بالواره ضخامت‌دار رفتار نیروی برآ بر حسب زاویه حمله مختلف است. مطابق شکل ۳ الف



شکل ۳: اثر زاویه حمله بر ضرایب نیرویی بال (الف: ضریب برآ، ب: ضریب پیشران)

Fig. 3. Effects of angle of attack on force coefficients (a: Lift coefficient and b: Thrust coefficient)

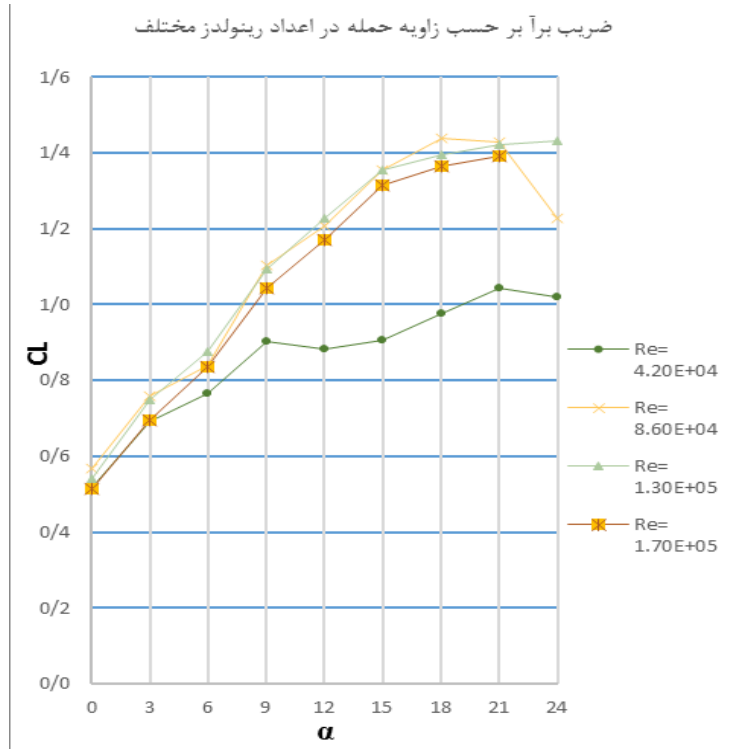
برآ و کمترین افزایش پیشران را دارد.

۲-۳- بررسی اثر عدد رینولدز

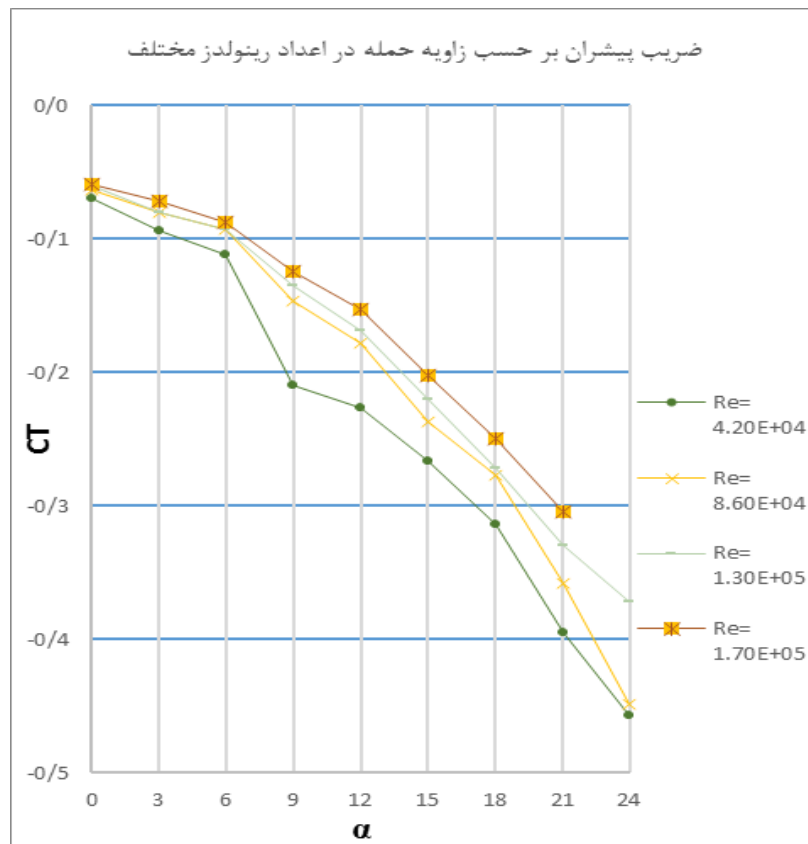
در این بخش ابتدا اثر تغییر عدد رینولدز بر نیروهای وارد بر بال در فرکانس کاهش یافته ۰/۱ بر حسب زاویه حمله نشان داده شده است. مطابق شکل ۴ الف با افزایش عدد رینولدز از ۴۲۰۰۰ به ۸۶۰۰۰ لایه مرزی در بخش وسیع‌تری از سطح بال از آرام به آشفته تبدیل می‌گردد که سبب افزایش زاویه واماندگی بال شده است. از طرف دیگر تغییر لایه مرزی از آرام به آشفته بیشینه ضریب برآ را با افزایش ۴۰ درصدی از ۱ به ۱/۴ افزایش داده است. با افزایش عدد رینولدز از ۸۶۰۰۰ به ۱۳۰۰۰۰ تغییر در رفتار نمودار ضریب برآ بر حسب زاویه حمله ایجاد نمی‌شود و تنها پدیده واماندگی که در رینولدز ۸۶۰۰۰ در زاویه حمله ۱۸ درجه رخ داده بود تا زاویه حمله ۲۴ درجه رخ نمی‌دهد. در مقایسه نمودارهای ضریب برآ بر حسب زاویه حمله

یافته سبب افزایش نیروی پیشران شده است اما با بیشتر شدن زاویه حمله روند تغییرات نیروی پیشران بر حسب فرکانس کاهش یافته نزولی شده و نیروی پیشران کاهش یافته است.

در جمع بندی از شکل ۳ نیروی برآ و پسا با افزایش فرکانس کاهش یافته رفتاری متضاد نسبت به یکدیگر نشان می‌دهند. در زوایای حمله پایین با افزایش فرکانس کاهش یافته ضریب پیشران افزایش یافته است اما ضریب برآ تقریباً ثابت مانده است. از سوی دیگر بر خلاف زوایای حمله پایین در زوایای حمله بالا ضریب برآ با افزایش فرکانس کاهش یافته افزایش می‌یابد اما ضریب پیشران روند نزولی به خود گرفته و کاهش می‌یابد. با توجه به نتایج حاصل از شکل ۳ محدوده زوایای حمله ۶ تا ۱۸ درجه، محدوده‌ای است که با افزایش فرکانس کاهش یافته ضریب برآ و پیشران بهبود می‌یابد. لازم به ذکر است که در این بازه زاویه ۶ درجه بیشترین افزایش پیشران و کمترین افزایش برآ را داشته و از طرف دیگر زاویه ۱۸ درجه بیشترین افزایش



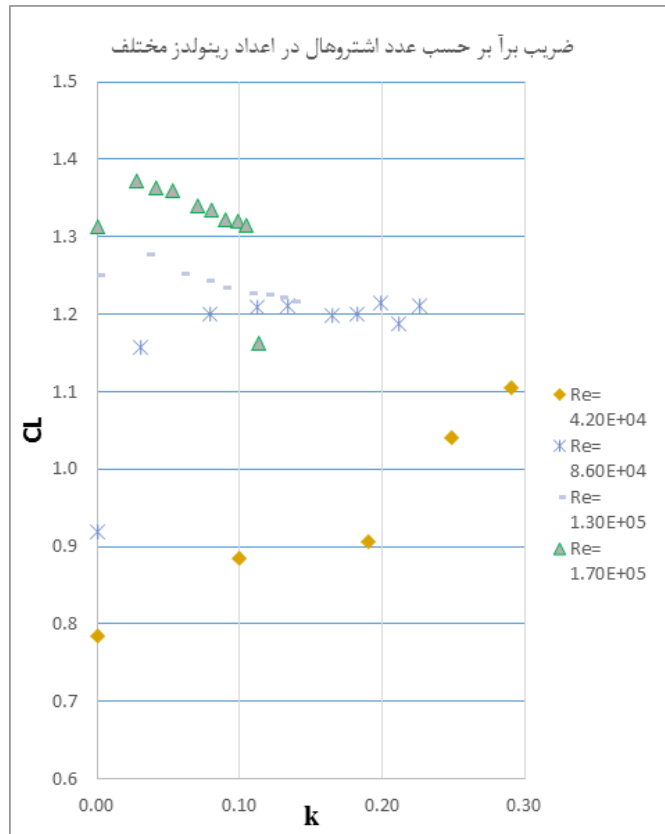
الف



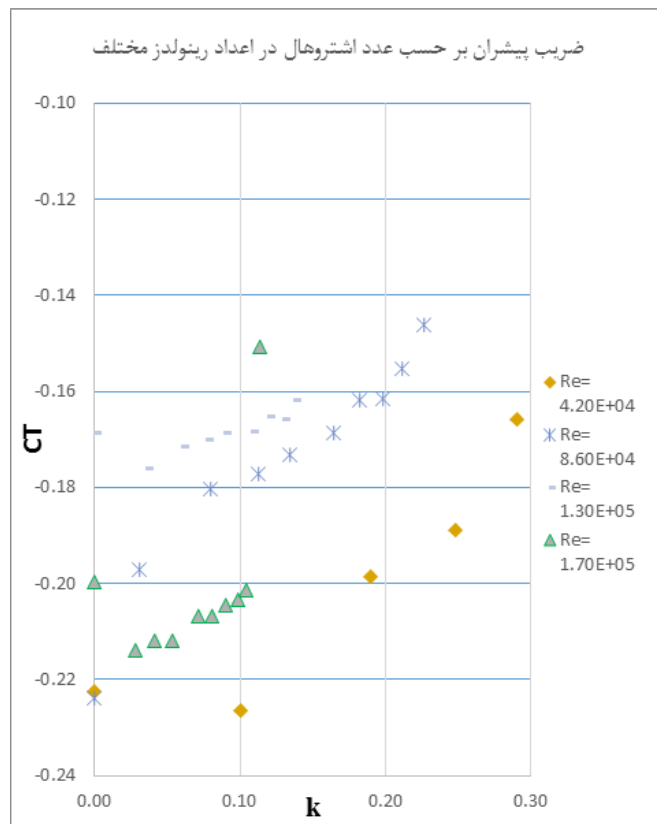
ب

شکل ۴: ضرایب نیرویی بال بر حسب زاویه حمله در اعداد رینولدز مختلف (الف: ضریب برآ، ب: ضریب پیشران)

Fig. 4. Effects of Reynolds Number on force coefficients vs angle of attack (a: Lift coefficient and b: Thrust coefficient)



الف



ب

شکل ۵: ضرایب نیرویی بال بر حسب فرکانس کاهش یافته در اعداد رینولدز مختلف (الف: ضریب برآ، ب: ضریب پیشران)

Fig. 5. Effects of Reynolds Number on force coefficients vs reduce frequency (a: Lift coefficient and b: Thrust coefficient)

بر ضریب برآ نداشته اما به تدریج با افزایش زاویه حمله تأثیر مثبت فرکانس کاهش یافته بر ضریب نیروی برآ بیشتر شده است که علت این امر را می‌توان در بازگشت جریان جدا شده از بال در زوایای حمله بالا به واسطه بال‌زدن دانست.

- در زاویه حمله ۰ درجه افزایش فرکانس کاهش یافته سبب افزایش نیروی پیشران می‌شود اما با افزایش زاویه حمله نرخ افزایش نیروی پیشران کاهش می‌یابد تا جایی که در زاویه ۱۸ درجه افزایش فرکانس کاهش یافته تغییری در نیروی پیشران ایجاد نمی‌کند و پس از زاویه ۱۸ درجه شاهد کاهش نیروی پیشران با افزایش فرکانس کاهش یافته هستیم. این پدیده ناشی از افزایش سهم پسای القایی به واسطه افزایش نیروی برآ در بال است.
- با تغییر عدد رینولدز از ۴۲۰۰۰ به ۸۶۰۰۰ لایه مرزی در بخش وسیع‌تری از سطح بال از آرام به آشفته تبدیل می‌گردد و در نتیجه بیشینه ضریب برآ به میزان ۴۰٪ افزایش می‌یابد.
- در عدد رینولدز ۴۲۰۰۰ افزایش فرکانس کاهش یافته با افزایش ضریب برآ و پیشران همراه شده است.

مراجع

- [1] Michael S. Selig and James J. Guglielmo, High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design, Journal of Aircraft, 34(1) (1997) 72-79.
- [2] Katzmayr, R., Effect of Periodic Changes of Angle of Attack on Behavior of Airfoils, NACA Rept. 147 (1922) (translated from Zeitschrift fur Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, March 31, 1922, p. 80-82, and April 13, 1922, pp. 95-101).
- [3] Karl Herzog. Flapping wing flight in nature and science, Aeromodeller Annual, (1964) 44-57. (translated from articles by Karl Herzog in Mechanikus magazine 1963-64)
- [4] K. D. Jones, C. M. Dohring, and M. F. Platzer. Experimental and Computational Investigation of the Knoller-Betz Effect, AIAA Journal, 36(7) (1998) 1240-1246.
- [5] J. M. ANDERSON, K. STREITLIEN, D. S. BARRETT and M. S. TRIANTAFYLLOU, Oscillating foils of high propulsive efficiency, Journal of Fluid Mechanics, 360 (1998) 41-72.

برای اعداد رینولدز ۱۳۰۰۰۰ و ۱۷۰۰۰۰ رفتار کاملاً یکسانی از این دو نمودار مشاهده می‌شود و تنها ضریب برآ با افزایش عدد رینولدز حدود ۱ درصد کاهش یافته است. در شکل ۴ ب تأثیر عدد رینولدز بر نمودار ضریب پیشران بر حسب زاویه حمله در فرکانس کاهش یافته ۰/۱ نشان داده شده است، مطابق این شکل با افزایش عدد رینولدز ضریب پیشران روند صعودی داشته و افزایش می‌یابد.

در شکل ۵ اثر افزایش عدد رینولدز بر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال در زاویه حمله ۱۲ درجه بر حسب فرکانس کاهش یافته رسم شده است. مطابق شکل ۵ الف در رینولدز ۴۲۰۰۰ با افزایش فرکانس کاهش یافته از ۰ تا ۰/۳ ضریب برآ روند صعودی داشته و افزایش می‌یابد. با افزایش عدد رینولدز از ۴۲۰۰۰ به ۸۶۰۰۰ ضریب برآ در بازه فرکانس کاهش یافته ۰ تا ۰/۱ روند صعودی داشته و پس از آن ثابت تقریباً می‌ماند. با افزایش عدد رینولدز به ۱۳۰۰۰۰ و ۱۷۰۰۰۰ رفتار یکسانی در نمودار ضریب برآ مشاهده می‌شود که تا فرکانس کاهش یافته ۰/۰۳ ضریب برآ روند صعودی داشته و پس از آن کاهش می‌یابد. مطابق شکل ۵ ب به طور کلی افزایش عدد رینولدز از ۴۲۰۰۰ تا ۱۳۰۰۰۰ با افزایش نیروی پیشران همراه است اما با افزایش از عدد ۱۳۰۰۰۰ به ۱۷۰۰۰۰ نیروی پیشران کاهش می‌یابد. اما در هر عدد رینولدز با افزایش فرکانس کاهش یافته ضریب پیشران روند صعودی دارد و افزایش می‌یابد.

۴- نتیجه گیری

در این پژوهش تأثیر بال‌زدن بر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال برای اعداد رینولدز ۴۲۰۰۰ تا ۱۷۰۰۰۰ در زوایای حمله مختلف و مورد بررسی قرار گرفته است. مکانیزم مورد استفاده در این پژوهش امکان بال‌زدن بال با مقطع اس ۱۲۲۳ و ضریب منطری ۴ را در محدوده فرکانس‌های کاهش یافته ۰ تا ۰/۴۵ فراهم ساخته است. آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت دانشگاه صنعتی امیرکبیر انجام شد و نتایج به دست آمده از آن به شرح زیر است.

- افزایش فرکانس کاهش یافته باعث تأخیر در زاویه واماندگی بال می‌شود.
- بال‌زدن سبب افزایش ۱۰۰ درصدی نیروی برآی بال در رینولدز ۴۲۰۰۰ شده است.
- در زوایای حمله پایین افزایش فرکانس کاهش یافته تقریباً تأثیری

- measurement of thrust and efficiency of an airfoil undergoing pure pitching, *Journal of Fluid Mechanics*, 765 (2015) 524-543.
- [16] Norizham Abdul Razak and Grigorios Dimitriadis, Experimental study of wings undergoing active root flapping and pitching, *Journal of Fluids and Structures*, 49 (2014) 687-704.
- [17] Norizham A. Razak, Rothkegel Ide, José Ignacio, and Dimitriadis, Grigorios, Experiments on a 3 - D Flapping and Pitching Mechanical Model, *Proceedings of the 2009 International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, IFASD-2009-124.
- [18] Thomas J. Mueller, WIND TUNNEL EXPERIMENTS ON A FLAPPING DRONE, *Proceedings of the 15th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, IFASD 2011, IFASD-2011-154.
- [19] K. Jones, B. Castro, O. Mahmoud, S. Pollard, M. Platzer, M. Neef, K. Gonet, and D. Hummel, A collaborative numerical and experimental investigation of flapping-wing propulsion, *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, (2002).
- [20] G.S. Triantafyllou, M.S. Triantafyllou, M.A. Grosenbaugh, Optimal thrust development in oscillating foils with application to fish propulsion, *Journal of Fluids and Structures*, 7(2) (1993) 205-224.
- [21] Joel E. Guerrero, Wake Signature and Strouhal Number Dependence of Finite-Span Flapping Wings, *Journal of Bionic Engineering*, 7(4) (2010) S109-S122.
- [22] M. Ramezani voloogerdi, M. Mani, Aerodynamic Characteristics of Conventional and Innovative High Lift Swept Wings, *Journal of Bionic Engineering*, 16(3) (2019) 432-441.
- [6] Paul Gallivan and James DeLaurier, An Experimental Study of Flapping Membrane Wings, *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 53(2) (2007) 35-46.
- [7] K.Mazaheri and A.Ebrahimi, Experimental investigation of the effect of chordwise flexibility on the aerodynamics of flapping wings in hovering flight, *Journal of Fluids and Structures*, 26(4) (2010) 544-558.
- [8] K.Mazaheri and A.Ebrahimi, Experimental investigation on aerodynamic performance of a flapping wing vehicle in forward flight, *Journal of Fluids and Structures*, 27(4) (2011) 586-595.
- [9] K.Mazaheri and A.Ebrahimi, Experimental study on interaction of aerodynamics with flexible wings of flapping vehicles in hovering and cruise flight, *Archive of Applied Mechanics*, 80(11) (2010) 1255-1269.
- [10] A. W. Mackowski and C. H. K. Williamson, Investigation of strouhal number effect on flapping wing micro air vehicle, *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA 2007-486.
- [11] A. Muniappan, V Baskar, and V Duriyanandhan, Lift and Thrust Characteristics of Flapping Wing Micro Air Vehicle (MAV), *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA 2005-1055.
- [12] W.Shyy, H.Aono, S.K.Chimakurthi, P.Trizila, C.-K.Kang, C.E.S.Cesnik, H.Liu, Recent progress in flapping wing aerodynamics and aeroelasticity, *Progress in Aerospace Sciences*, 46(7) (2010) 284-327.
- [13] Che-Shu Lin, Chyanbin Hwu, Wen-Bin Young, The thrust and lift of an ornithopter's membrane wings with simple flapping motion, *Aerospace Science and Technology*, 10(2) (2006) 111-119.
- [14] Michael Vest and Joseph Katz, Aerodynamic study of a flapping-wing micro-UAV, *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, (1999)
- [15] A. W. Mackowski and C. H. K. Williamson, Direct

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

M. Ramezani Voloogerdi, M. Mani, *Experimental investigation of the effect of flapping on the lift and thrust forces of 3D-wing*. *Amirkabir J. Mech Eng.*, 53(special issue 3) (2021). 1697-1708.

DOI: [10.22060/mej.2021.15292.6090](https://doi.org/10.22060/mej.2021.15292.6090)



