



اثر تغییرات متناوب زاویه حمله بال بر نیروی برآ در فرایند بال زدن پرنده با هندسه بال متغیر

محمد علی سلیمی¹، شهرام اعتمادی حقیقی^{2*}، آیت قره قانی³

1- کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران

2- استادیار، مهندسی مکانیک، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران

3- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

* تهران، صندوق پستی 1477893855، setemadi@srbiau.ac.ir

چکیده

اطلاعات مقاله

از جمله تحقیقات در حوزه ربات‌های پرنده، طراحی فرایند بال‌زدن به شکلی است که بتواند بازدهی بالاتر و قدرت مانور بیشتری داشته باشد. قدرت مانور بیشتر از طریق هندسه بال متغیر قابل حصول است و برای بازدهی بیشتر، استفاده از اثر تغییرات زاویه حمله بال میسر است. اثر مثبت زاویه حمله معمولاً بصورت زاویه حمله ثابت در سیکل بال زدن قبلاً نیز مورد توجه بوده است. بررسی اثر تغییرات زاویه حمله بال در هر سیکل بال‌زدن، محور اصلی بحث این مقاله است. در این مطالعه ابتدا مدل سه بعدی بال تهیه شده و سپس در نرم افزار انسیس فلونت، نیروی برآ حاصل از بال زدن پرنده با هندسه بال متغیر محاسبه می‌شود. تغییرات زاویه حمله بصورت متناوب و با فرکانسی معادل فرکانس بال زدن است. ابتدا عملکرد مدل عددی با نتایج تحقیقات قبلی روی مدل یک بال با زاویه حمله ثابت صحنه سنجی می‌شود. سپس شبیه‌سازی عددی فرایند بال زدن برای مدل بال با زاویه حمله متغیر بررسی می‌شود. نتایج بدست آمده نشان دهنده این واقعیت است که بهبود بازدهی فرایند بال زدن و افزایش نیروی برآ به مقدار بیش از ده درصد است با این روش امکان‌پذیر است.

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 9 آذر 1398
داوری اولیه 18 اسفند 1398
پذیرش: 18 فروردین 1399

کلیدواژگان:

تحلیل عددی

نیروی برآ

ربات پرنده بال زن

هندسه بال متغیر

زاویه حمله متغیر بال

Effect of periodic variations of wing's angle of attack on flapping lift force with variable wing geometry

Mohammad Ali Salimi¹, Shahram Etemadi Haghighi^{1*}, Ayat Gharehghani²

1- Department of Mechanical Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran.

2- School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.

* P.O.B. 1477893855 Tehran, Iran, setemadi@srbiau.ac.ir

Article Information

Original Research Paper
Received: 30 December 2019
First Decision: 8 March 2020
Accepted: 6 April 2020

Keywords:

Numerical analysis
Lift force
Ornithopter
Variable wing geometry
Variable wing's angle of attack

Abstract

Recently many researches are being conducted on flying robots. One field is to design the flapping kinematics to achieve better performance and maneuverability. Better maneuverability is achievable via variable wing geometry and for better performance, the effect of wing's angle of attack can be considered. Positive effect of angle of attack is studied before however, variations of angle of attack in a flapping cycle is the main subject in this paper. Three dimensional model of wing and body is inserted in ANSYS-FLUENT and aerodynamic lift force is simulated and calculated. Each wing is modeled as a two-part mechanism with relative motion. Comparing to previous studies, wings' angle of attack periodically changes which is more similar to natural flapping and improves efficiency. Change rate of this variations is equal to flapping frequency. At first numerical simulations are verified by a previous study on a wing with fixed angle of attack. Then the wing with variable angle of attack is numerically simulated. Results show that an improvement of the lift force for more than ten percent is achievable by this method.

1- مقدمه

پرداخته‌اند و در برخی دیگر کنترل پرنده بال زن مورد پژوهش واقع شده است. سیریاک و همکاران از آلیاژ تیتانیوم به عنوان قاب بال و پرلین¹ به عنوان غشا بال استفاده کرده‌اند. آنها همچنین بر روی بازدهی انواع بال‌ها تحقیق و بررسی کرده و مدل نهایی را در تونل باد مورد آزمایش قرار داده‌اند [1].

ربات‌های پرنده از دیرباز مورد بررسی‌های بسیاری قرار گرفته است. این تحقیقات به بخش‌های مختلفی تقسیم می‌شود. در برخی به جنس، هندسه و شکل بال پرداخته شده است. برخی دیگر به حالات بال‌زدن و روش‌های تحلیلی برای بدست آوردن نیروهای آیرودینامیکی و معادلات سینماتیکی و دینامیکی

¹ Parylene

Please cite this article using:

M. A. Salimi, Sh. Etemadi Haghighi, A. Gharehghani, Effect of periodic variations of wing's angle of attack on flapping lift force with variable wing geometry, Iranian Journal of Manufacturing Engineering, Vol. 7, No. 8, pp. 19- 27, 2020 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

یک پرنده بال زن در معرض اغتشاش باد نیز خان میرزا و همکاران فعالیت ارزشمندی ارائه دادند که بر متد فیدبک خطی ساز استوار است [13]. فشالامی³ و همکارانش به شبیه‌سازی مکانیزم بال زدن مرغ دریایی سر سیاه در پرواز به جلو پرداخته‌اند. و به این دلیل که بال‌های مرغ دریایی سر سیاه کاملاً با دیواره پیچیده مشخص می‌شود و بال را به دو قسمت مجزا تقسیم می‌کند. از این رو، یک مکانیسم بال زدن با زوایای خمش متفاوت ساخته و با مکانیزم بال زدن اولیه، مقایسه کرده‌اند. در ابتدا، مطالعات پارامتری به منظور ارزیابی نقش فرکانس بال زدن، سرعت و زاویه انحراف خمش بر روی نیروی بالابرنده و جلوبرنده و بارگذاری قدرت بال انعطاف‌پذیر غشا در 10 زاویه حمله ثابت انجام شده‌است. و بعد از آن، تحلیل ابعادی به منظور ایجاد شباهت بین مرغ دریایی حقیقی و مکانیزم ساخته‌شده به کار می‌رود. برتری مکانیسم انحراف خمشی در حرکت رو به جلو در برابر بال زدن ساده در شرایط نیروهای آیرودینامیکی، به‌خوبی پارامتر بارگذاری قدرت (Power Loading) بدست می‌آید. مشخص شده‌است با افزایش نسبت پیشروی، ضرایب آیرودینامیکی کاهش پیدا می‌کند. بهترین بارگذاری قدرت از مرغ دریایی سر سیاه بین نسبت پیشروی 2 و 3 در حالت شبه پایدار آیرودینامیکی بدست می‌آید [14]. فشالامی و همکارانش همچنین مکانیسم بال زدن یک مرغ دریایی سر سیاه را طراحی، و سپس به منظور بررسی اثرات انحراف خمشی بال بر عملکرد آیرودینامیکی، مدل بال زن ساخته‌اند. تولید نیروی جلوبرنده و مصرف توان به عنوان پارامترهای عملکردی در نظر گرفته می‌شوند. سه بال نمایانگر ساختارهای مختلف زیرین، یعنی غشا انعطاف‌پذیر، غشای صلب و ایرفویل، با همان فرم برای بررسی نقش‌های انعطاف‌پذیری و ضخامت ساخته شده‌اند. آزمایش‌ها برای فرکانس‌های بال زدن بین 1/5 تا 6 هرتز، 10 درجه زاویه حمله و بدون سرعت در تونل باد (پرواز معلق در هوا) انجام شده‌است. نتایج نشان می‌دهد که عملکرد آیرودینامیکی با استفاده از مکانیسم انحراف خمشی در مقایسه با مکانیسم بال زدن ساده بهبود می‌یابد. علاوه بر این، نشان داده شده است که عملکرد بال ایرفویل نسبت به بال‌های انعطاف‌پذیر و صلب برتری دارد [15].

یکی از مهمترین موارد ایجاد اختلاف تئوری و تجربی مربوط می‌شود به اینکه پرنده‌گان واقعی در طبیعت در حین حرکت با زاویه حمله ثابتی بال نمی‌زنند و برای بالا بردن قدرت مانور و سرعت خود زاویه حمله بال و همین‌طور زاویه دم خود را تغییر می‌دهند. این

مقالات دیگری نیز به بررسی شکل و مکانیزم بال‌های پرنده پرداخته شده است [2، 3]. سیببلا و همکاران به بررسی ربات‌های پرنده با بال‌های دو درجه آزادی در مفصل اتصال به بدنه، پرداخته‌اند که نتایج بصورت نمودارهای نیروها و ضرایب نیروهای برا¹ و پسا² بر حسب شکل بال، زاویه حمله و سرعت باد آورده شده است [4] و اثر مثبت زاویه حمله بال در نیروی برا بصورت آزمایشگاهی به اثبات رسید. پارک به بررسی پرنده‌گان با ابعاد و وزن‌های مختلف پرداخته است، که نتایج نشان دهنده بازدهی بالاتر پرنده‌گان کوچکتر در فرکانس بال‌زنی بالاتر بوده در حالیکه پرنده‌گان بزرگتر بازدهی بالاتری در فرکانس‌های بال زنی پایین داشته‌اند [5]. بیلینگسلی به مقایسه ربات پرنده با بال دو تکه و نیزبال یک تکه پرداخت و نشان داد که بال یک تکه نسبت به بال دو تکه بازدهی کمتری دارد که این بازدهی بر اساس تولید نیروی بالابر و نیز نیروی جلوبرنده مورد بررسی قرار گرفته است [6]. گروئر و همکارانش تا حدی به محاسبه نیروهای برا و بسا بر اساس مقادیر زوایای حمله بال با روش‌های عددی پرداخته‌اند [7]. لویورزو و همکارانش به بررسی نیروهای آیرودینامیکی و ساختار گردابی در مجاورت بال ربات پرنده بال زن در رینولدزهای پایین پرداخته‌اند که یکی از نتایج آنها بدین صورت می‌باشد: اگر حشرات کوچک دامنه بال زدن خود را افزایش دهند، نیروهای آیرودینامیکی لازم برای پرواز تولید نمی‌شود [8].

در بررسی مقالات، بال‌های دو تکه بطور محسوسی بازدهی بالاتری نسبت به بال‌های یک تکه دارند [6-9]. در بسیار از مسائل زاویه حمله و زاویه دم مناسب برای حرکت آن پرنده استخراج شده است که نمونه آن تحقیقات گوئررو و همکاران است [10]. نتایج این تحقیق به دلیل همانندی هندسه کلی بال با شرایط مد نظر این مقاله، برای صحنه سنجی روش حل در این مقاله نیز استفاده شده است. بختیاری و همکارانش به تخمین و تحلیل نیروی آیرودینامیکی اطراف بال پرداخته‌اند. بال در این تحقیقات انعطاف‌پذیر در نظر گرفته شده است. از نتایج مهم می‌توان به لزوم در نظر گرفتن پیچش غیر خطی بال‌ها در راستای طول بال اشاره نمود [11]. همین‌طور این گروه در مقاله دیگری نیز به مدل سازی و کنترل ربات پرنده پرداخته‌اند. طراحی و مدل‌سازی تاکید بسیاری بر روی دینامیک دم دارد که نتایج کنترل طراحی شده باعث افزایش قدرت کنترل ربات پرنده در حین ردیابی مسیر می‌شود [12]. در حوزه کنترل غیر خطی

¹ Lift Force² Drag force³ Feshalami

عددی را با این مقاله صحنه سنجی کرده و سپس تغییرات متناوب زاویه حمله را به مدل اضافه کرد. در این مقاله بال‌های پرنده بال‌زن به دو بخش تقسیم شده است. بخش اول بال داخلی که در فرمول‌ها با زیرنویس iw نشان داده شده است و بخش بعدی بال خارجی که با زیرنویس ew نشان داده شده که طبق روابط زیر سینماتیک حرکت آنها بیان می‌شود. مطابق شکل 1 بال دارای دو محور دورانی فرض می‌شود که محور اول آن axis 100 می‌باشد که محل اتصال بال به بدنه بوده و بال داخلی حول آن دوران میکند. زاویه چرخش حول این محور با $roll_{iw}$ در رابطه (1) بیان می‌شود و سرعت زاویه‌ای حول این محور در رابطه (2) قابل بیان است.

$$roll_{iw} = A_{iw} \sin(\omega t) \quad (1)$$

$$droll_{iw} = \omega A_{iw} \cos(\omega t) \quad (2)$$

در انتهای دیگر بال داخلی محور axis 200 واقع شده است و بال خارجی حول این محور نسبت به بال داخلی حرکت دورانی دارد (شکل 1). اندازه زاویه دوران نسبی بال خارجی نسبت به بال داخلی با $roll_{ew}$ در رابطه (3) بیان می‌شود و مشتق آن در رابطه (4) بیانگر سرعت دورانی نسبی بال خارجی نسبت به بال داخلی است [10]:

$$roll_{ew} = \frac{A_{iw} \frac{\pi}{2} \operatorname{erf}(\sqrt{2}\sqrt{B} \cos(\omega t))}{2\sqrt{BC}} \quad (3)$$

$$droll_{ew} = \frac{A_{iw} \omega \sin(\omega t) e^{(B \sin(2\omega t - \frac{\pi}{2}) - B)}}{2\sqrt{BC}} \quad (4)$$

تمامی متغیرهای بکار رفته در روابط فوق و مقادیر آنها در جدول فهرست علائم در انتهای مقاله معرفی شده‌اند. A_{iw} که واحد آن درجه است ماکزیمم مقدار دوران بال داخلی و A_{ew} با واحد درجه بر ثانیه، ماکزیمم مقدار دوران بال خارجی می‌باشد. $\omega = 2\pi f$ فرکانس حرکت دورانی بال درونی است که واحد f فرکانس بال زدن (hz) است. t زمان (s) و erf تحت عنوان تابع خطا با تعریف $\operatorname{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-t^2} dt$ شناخته می‌شود. مقدار A_{iw} برابر 30 درجه و A_{ew} برابر 50 می‌باشد، ثابت B و C به ترتیب برابر $1/0$ و $1/1963$ می‌باشد [11]. در شکل 2 نمودار تغییر زاویه برحسب زمان و در شکل 3 نمودار تغییر سرعت زاویه‌ای برحسب زمان آمده است. برای رسیدن به اهداف سینماتیکی و دینامیکی پرنده بال‌زن ملاحظات در نظر گرفته شده است که در زیر شرح داده شده است:

ماکزیمم مقدار دامنه حرکتی بال داخلی بالای محور افقی A_{iw} و A_{ew} که در شکل 2 قابل مشاهده هستند که در این تحقیق برابرهم در نظر گرفته شده‌اند.

تغییرات در تحقیقاتی که تاکنون انجام گرفته است بطور کامل بررسی نشده است و هنوز زمینه فعالیت‌های فراوانی دارد.

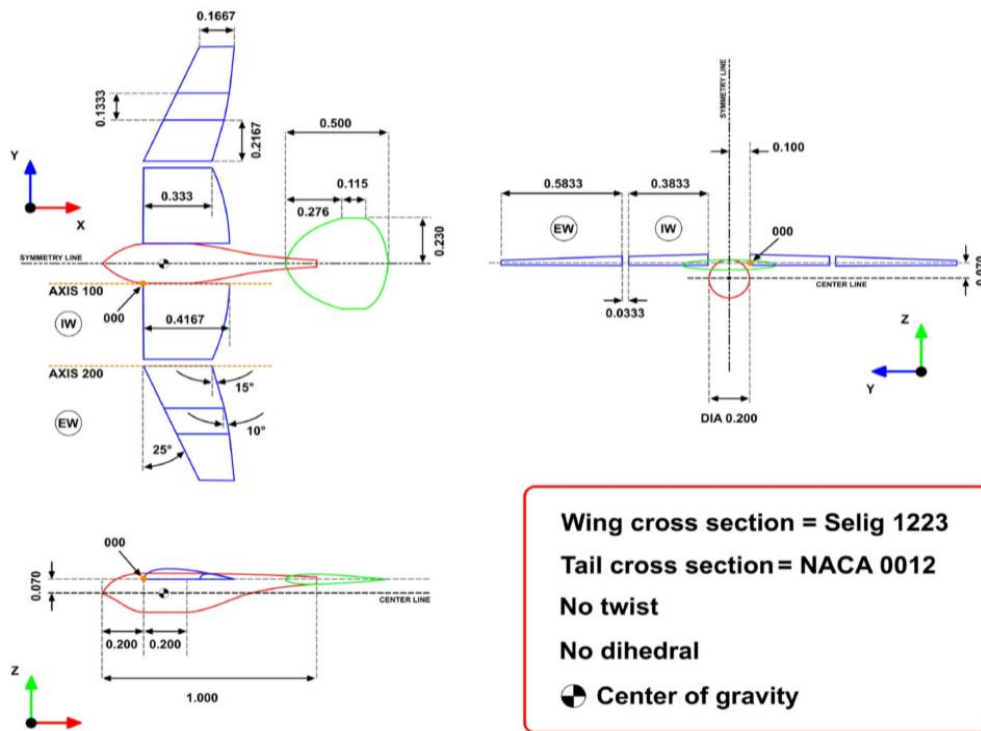
بر همین اساس برای بدست آوردن بازدهی بالاتر و کیفیت دقیق‌تر محاسبه نیروی برا در زمانی که زاویه حمله متغیر می‌باشد نیازمند محاسبات بسیار زیاد برای آیرودینامیک بال‌ها و نیز دقت بالا در محاسبه نیروی برا هستیم، که در این مقاله بدان پرداخته شده است. اهمیت اصلی این تحقیق محاسبه دقیق‌تر نیروهای برا می‌باشد که انجام آن در شرایط آزمایشگاهی پیچیدگی‌های زیادی دارد. نوآوری اساسی این تحقیق بررسی این است که در سیکل بال زدن، تغییرات پرودیک زاویه حمله می‌تواند منجر به بهبود در بازدهی نیروی بالابرنده ربات پرنده شود و در مقایسه با سایر مقالات این حوزه دارای اهمیت است. فرکانس این تغییرات برابر است با فرکانس بال زدن. توجه به این نکته ضروری است که مطابق فرض در این مقاله بال دچار تابیدگی نمی‌شود یعنی زاویه حمله بال در طول بال دوتکه ثابت است و طبق فرض بال دارای صلبیت قابل توجه در ساختار هر یک از دو تکه هستند. با توجه به اینکه متد اصلی در این مقاله محاسبات نرم‌افزاری در نرم افزار المان محدود است، برای حصول اطمینان نسبی از صحت محاسبات، نتایج این پژوهش با نتایج یک پژوهش پیشین با هندسه مشابه که در آن زاویه حمله ثابت مورد بررسی قرار گرفته است، مقایسه شده و صحنه‌گذاری شده‌اند. شایان ذکر است که از منظر طراحی، بهبود نیروی برا به مفهوم توان حمل بار بیشتر بوده و می‌تواند به مداومت پروازی بیشتر منجر شود که بسیار حائز اهمیت است.

2- مشخصات طراحی بال

برای مشخصات و دقت در طراحی بال از مدل گروئر [10] استفاده شده است. طراحی بر اساس مدل پرنده‌ای بهینه سازی شده، با سرعت 5 متر بر ثانیه و سرعت زاویه بال زدن 3 هرتز می‌باشد. در این مدل برای طراحی پرنده بال 2 تکه در نظر گرفته شده است. اتصالات بین بال‌ها و اتصال بین بال داخلی و بدنه یک فضای خالی در نظر گرفته شده است. دلیل این کار مشکلات بوجود آمده در حین بال زدن و ساده سازی لازم برای کاهش پیچیدگی‌های مش بندی در محاسبات می‌باشد.

3- سینماتیک حرکت بال

همان‌طور که در بخش‌های قبل نیز اشاره شده است برای بررسی مدل پرنده بال‌زن از مدل بال [10] استفاده شده است. استفاده از این مدل به این دلیل بوده است که بتوان ابتدا نتایج تحلیل



شکل 1 مدل پرنده [10] در 3 زاویه مختلف. در شکل EW نشان دهنده بال خارجی و IW بال داخلی می‌باشد. تمام واحدها به متر می‌باشد
Fig. 1 Three-view of the avian model [10]. In the figure, EW stands for external semi-wing, and IW stands for internal semi-wing. All dimensions are in meters

می‌شود. f فرکانس بال زدن، طول مشخصه L^3 که بصورت $L = b \sin(A_{iw})$ تعریف می‌شود [15] و U سرعت پیشروی می‌باشد. در نتیجه St با فرکانس بال مرتبط است. با توجه به تحقیقات پیشین [16-20]، $0.2 < St < 0.4$ است که مقدار ماکزیمم برای بهترین کارایی $St = 0.3$ است. مقدار کمتر از $0/3$ باعث کاهش و یا حتی از بین رفتن نیروی پیشران می‌شود و برای مقادیر بالاتر از $0/4$ نیروی جلوبرنده‌ای تولید می‌شود که به دلیل افزایش شدید توان مصرفی دارای بازدهی پایینی است.

با توجه به روابط (1) تا (4) و همچنین با توجه به شکل 1 و راستای محورهای z و y که در آن نمایش داده شده‌اند، مؤلفه‌های مختصاتی ابتدای بال خارجی (موقعیت محور axis200) به شکل زیر قابل بیان هستند:

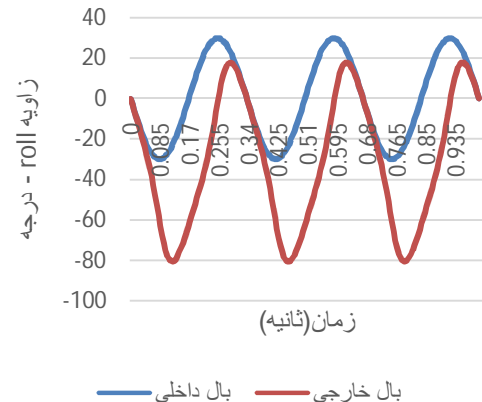
$$z_{iw} = (i_{int} + i_{gap}) \cos(roll_{iw}) \quad (5)$$

$$y_{iw} = -(i_{int} + i_{gap}) \sin(roll_{iw}) \quad (6)$$

$$dz_{iw} = -(i_{int} + i_{gap}) \sin(roll_{iw}) droll_{iw} \quad (7)$$

$$dy_{iw} = -(i_{int} + i_{gap}) \cos(roll_{iw}) droll_{iw} \quad (8)$$

در معادلات فوق $i_{int}=0.3833$ اندازه طول بال داخلی و $i_{gap}=0.0333$ اندازه فاصله خالی بین دو بال است. این فاصله از



شکل 2 زاویه دوران بال داخلی و خارجی در طی زمان با فرکانس 3 هرتز
Fig. 2 Degree of internal and external wings in flapping frequency of 3 Hz.

این مقادیر بطور مستقیم بر روی نیروی برا و نیروی جلوبرنده تأثیر می‌گذارند. افزایش این زاویه باعث افزایش نیروی برا خواهد شد. تأثیر فرکانس بال زدن نیز مشابه است. بنابراین می‌توان عدد اشتروهال¹ St را بدست آورد. این عدد شامل متغیر گردابی دینامیکی و رفتار شیدین² در جریان ناپایدار می‌باشد. مقدار $St = fL/U$ بصورت $St = fL/U$ تعریف

³ Characteristic Length

¹ Strouhal number
² Shedding

محور (axis 100) در شکل 1 آمده است.

تقسیم شده است. برای اینکه امکان صحنه سنجی فراهم باشد، شرایط مرزی ربات پرنده نیز مشابه [10] انتخاب شده است. برای بدست آوردن اندازه صحیح مش بندی، شبیه سازی های متعدد با مش بندی های متفاوت انجام شده است. بعد از چند مرحله ریز کردن مش و در نظر گرفتن تفاوت نیروی برا پیشینه در هر مورد با مورد مربوط به مش بندی قبلی، نتیجه نهایی حاصل شد. مش بندی که 3516800 المان را شامل می شود در مقایسه با مش بندی که 3031600 المان را شامل می شود، اختلاف محاسباتی کمتر از یک دهم درصد در محاسبه نیروی برا پیشینه نشان می دهد. در جدول 1 چند نمونه از تأثیر سایز مش بندی در محاسبه پیشینه نیروهای برا آمده است. همچنین برای اطمینان بیشتر از صحت محاسبات، میانگین نیروی برا با تحقیقات پیشین [10] نیز در جدول 2 و شکل 4 مقایسه شده است که نشان دهنده خطای زیر 0/6% می باشد.

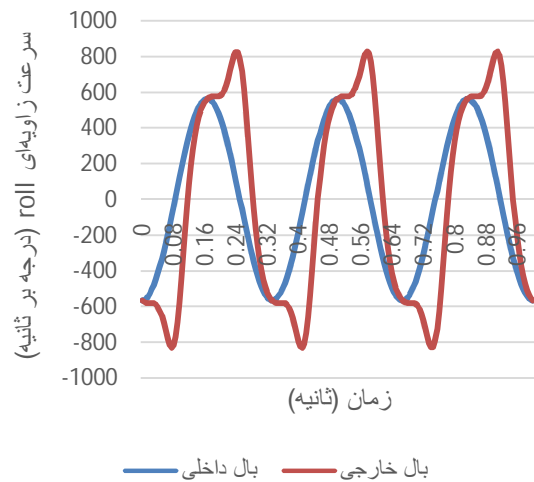
پس از حصول اطمینان از صحت محاسبات و شبیه سازی که از مقایسه نتایج شبیه سازی با زاویه حمله ثابت در این پژوهش با نتایج [10] حاصل شده است و در شکل 4 نمایش داده شده است، می توان اثر تغییرات زاویه حمله در کورس بال زدن را بررسی کرد. شایان ذکر است که در این مرحله هرگونه بهبود نیروی برا نسبت به نتایج [10]، نشان دهنده اثر مثبت تغییرات زاویه حمله در سیکل بال زدن خواهد بود. $\alpha(t)$ تابع تغییرات زاویه حمله مطابق رابطه (13) بصورت پریودیک و با فرکانس برابر با فرکانس بال زدن، یعنی 3 بار در ثانیه، انتخاب شده است. در این رابطه α_0 دامنه تغییرات زاویه حمله است که در شبیه سازی های این مقاله برابر 15، 20 و 25 درجه در نظر گرفته شده است.

جدول 1 بررسی اثر تعداد المان های مش بندی در اندازه نیروی برا محاسبه شده

تعداد المان ها	بیشینه نیروی برا	
1776122	25/904	1
3031600	25/2748	2
3516800	25/1761	3

جدول 2 اختلاف نیروی برا محاسبه شده با [10]

میانگین نیروی برا	
4/95	گروتر
4/92	مقاله
0/6%	خطا



شکل 3 سرعت دورانی بال خارجی و داخلی در فرکانس 3 هرتز

Fig. 3 Angular velocity of wing in flapping frequency 3Hz for internal and external wings

با توجه به روابط (5) تا (8) و با توجه به شکل 1 اندازه زاویه دوران مطلق بال خارجی برابر $roll_{iw} + roll_{ew}$ است و مختصات مرکز جرم آن نسبت به محور axis 200 با روابط زیر قابل بیان است:

$$z_{ew} = l_{cg}^{ew} \cos(roll_{iw} + roll_{ew}) \quad (9)$$

$$y_{ew} = -l_{cg}^{ew} \sin(roll_{iw} + roll_{ew}) \quad (10)$$

$$dz_{ew} = -l_{cg}^{ew} \sin(roll_{iw} + roll_{ew}) (droll_{iw} + droll_{ew}) \quad (11)$$

$$dy_{ew} = -l_{cg}^{ew} \cos(roll_{iw} + roll_{ew}) (droll_{iw} + droll_{ew}) \quad (12)$$

مقدار l_{cg}^{ew} برابر فاصله مرکز جرم بال خارجی تا محور axis 200 است که مقدار آن برابر $l_{cg}^{ew} = 0.2333m$ می باشد.

تغییرات پریودیک زاویه حمله در هر سیکل بال زدن برای ربات پرنده بال زن با بال یک تکه توسط بختیاری و همکاران بررسی شده است [11] و اثر مثبت تغییرات زاویه حمله دیده شده است. در این مقاله از الگوی [11] برای تابع تغییرات زاویه حمله با زمان استفاده می شود:

$$\alpha = \alpha_0 \cos\left(\omega t + \frac{\pi}{4}\right) \quad (13)$$

$$d\alpha = -\alpha_0 \omega \sin\left(\omega t + \frac{\pi}{4}\right)$$

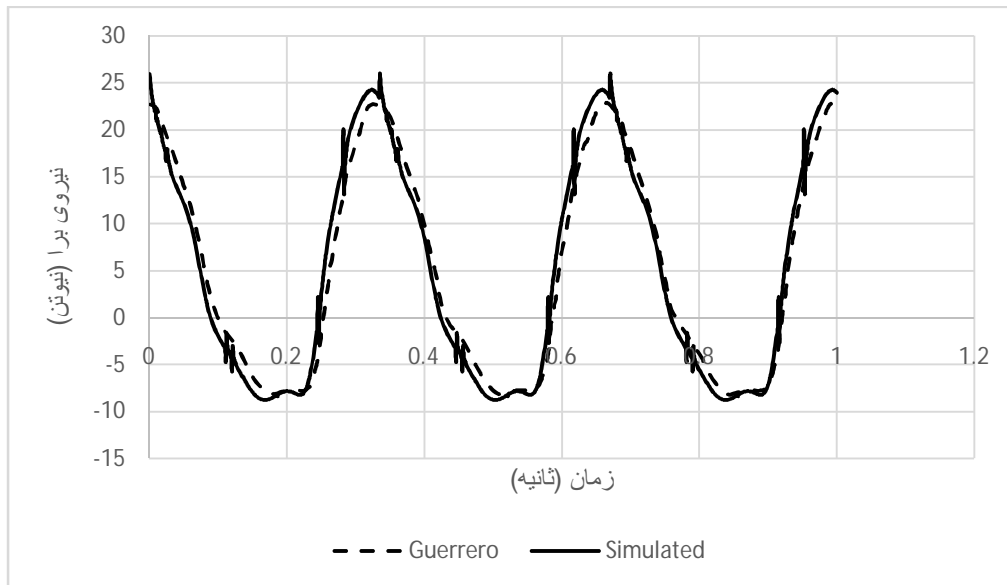
که α_0 دامنه تغییرات پریودیک زاویه حمله بر حسب درجه می باشد.

4- شبیه سازی

برای تمامی نتایج عددی ارائه شده در این مقاله بال پرنده دو تکه فرض شده و نیروی وزن بال بصورت یکنواخت روی بال

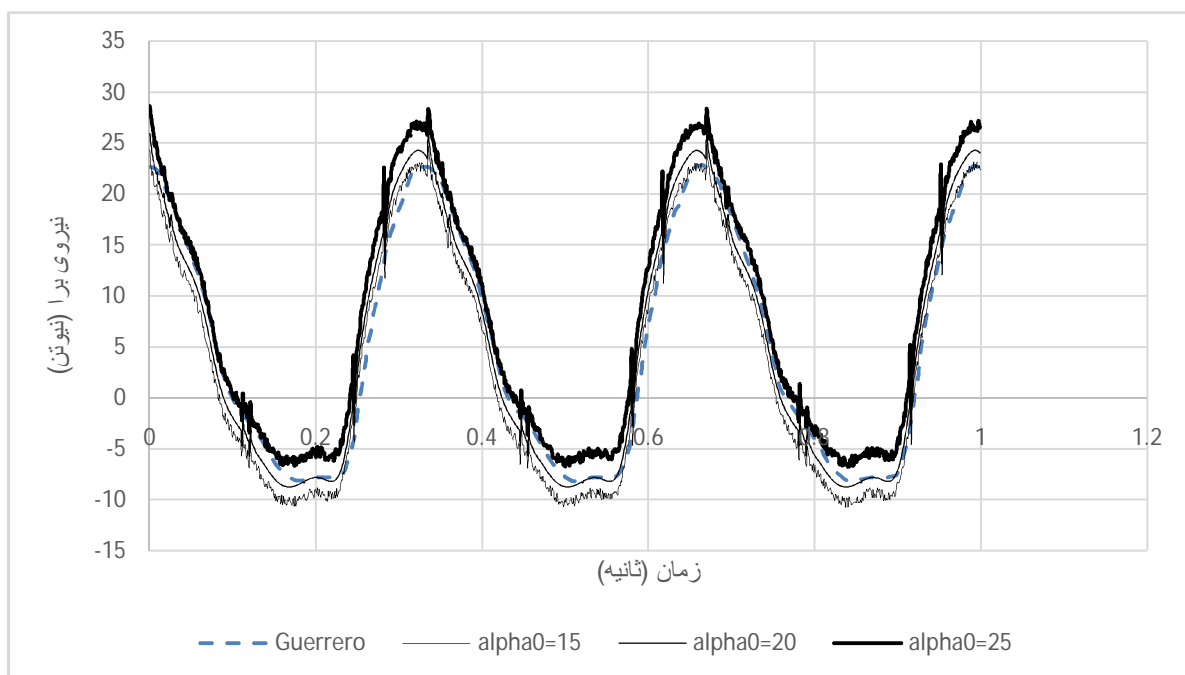
درجهای زاویه حمله بهبود چندانی نسبت به زاویه حمله ثابت ایجاد نکرده است، دامنه تغییرات 25 درجهای شرایط متفاوتی را ایجاد کرده است. شبیه‌سازی نشان می‌دهد که با تغییر زاویه حمله بال در یک سیکل بال زدن افزایش حدود دوازده درصد در نیروی برا متوسط نیز میسر است که مهمترین دستاورد این پژوهش است.

با توجه به هزینه محاسباتی بسیار سنگین این شبیه‌سازی‌ها، از سیستم رایانش فوق پیشرفته دانشگاه صنعتی امیرکبیر برای انجام آن استفاده شده است که نتایج آن در شکل 5 آمده است. بررسی نمودارهای رسم شده در شکل 5 نشان می‌دهد که در لحظات مختلف هر سیکل بال زدن، اندازه نسبی نیروی برا در دو حالت با زاویه حمله و بدون زاویه حمله، بسته به اینکه دامنه تغییرات زاویه حمله چه مقدار باشد، متفاوت است. در شرایطی که دامنه تغییرات 15 یا 20



شکل 4 صحنه سنجی نیروی برا محاسبه شده در مقایسه با [10] در شرایطی که زاویه حمله ثابت فرض شود.

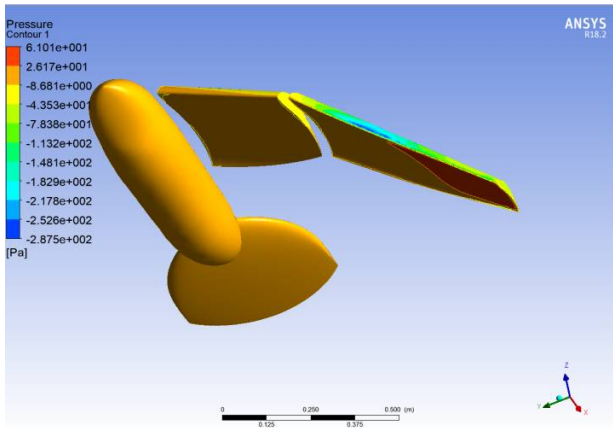
Fig. 4 Verification of computed lift force by Comparing it with [10] when angel of attack is constant



شکل 5 مقایسه نیروی برا در حالت بدون تغییر زاویه حمله [10] نسبت به سه حالت با زاویه حمله متغیر

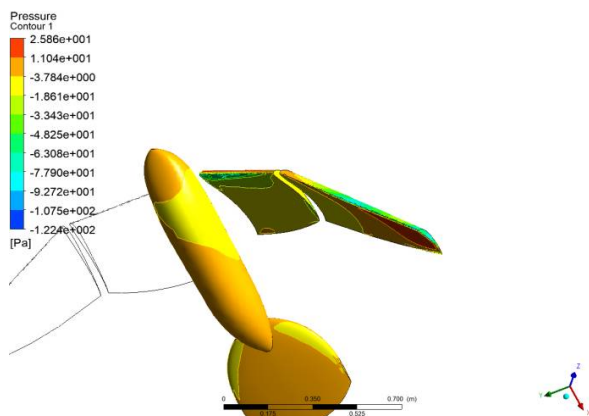
Fig. 5 Comparison of lift force, the case with constant angle of attack and three cases of variable angle of attack

شکل‌های 8 و 9 نیز اختلاف بین دو کانتور فشار کاهش یافته است. در زمان $t=0.09s$ که مربوط به لحظات آغازین سیکل بالا رفتن بال است، نیروی برا در این حالت بدون زاویه حمله که در شکل 10 آمده است، بسیار کوچکتر از حالتی است که بال دارای زاویه حمله متغیر است و در شکل 11 نمایش داده شده است.



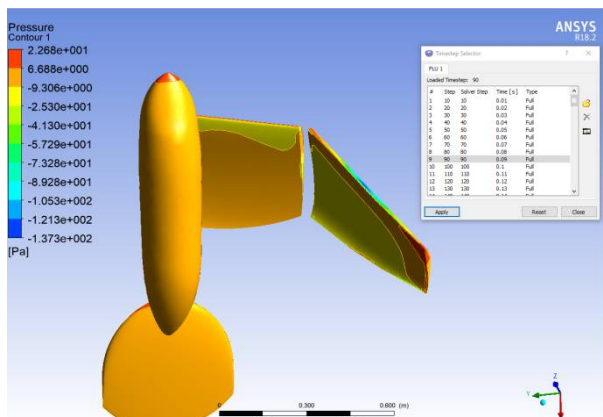
شکل 8 کانتور فشار با زاویه حمله ثابت در زمان 0/06

Fig. 8 6 The pressure contour without attacking angle at $t=0.06s$



شکل 9 کانتور فشار با زاویه حمله متغیر در زمان 0/06

Fig. 9 The pressure contour with attacking angle at $t=0.06s$

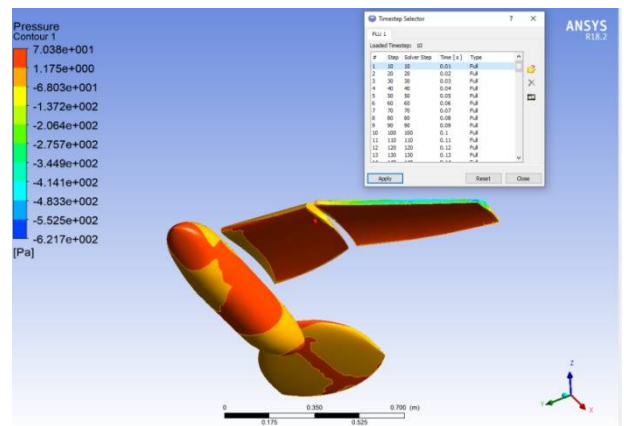


شکل 10 کانتور فشار با زاویه حمله ثابت در زمان 0/09

Fig. 10 The pressure contour without attacking angle at $t=0.09s$

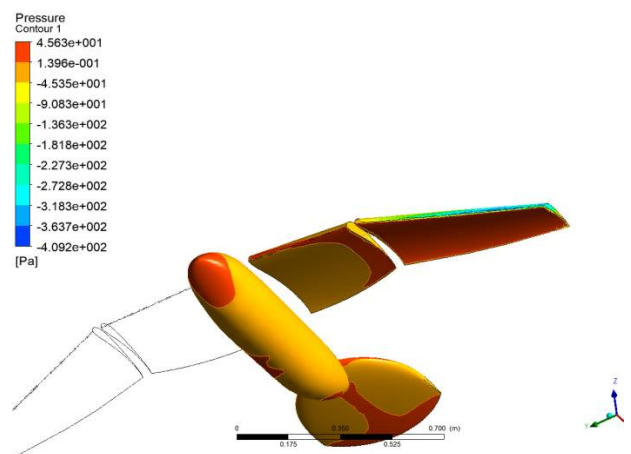
باید توجه داشت که این نتایج با انتخاب بهینه تابع معرفی شده در رابطه (13) و همچنین بهینه‌سازی پارامترهای آن، می‌تواند بهبود نیز داشته باشد که خارج از دایره بحث این مقاله است. البته با توجه به نتایج نمایش داده شده در شکل 5 به نظر می‌رسد که افزایش دامنه تغییرات زاویه حمله بال، اثر مثبتی روی متوسط نیروی برا در یک سیکل بال زدن خواهد داشت، اما با توجه به تجربیات گزارش شده در [11] این سیر افزایشی همیشگی نبوده و دارای کران مشخصی خواهد بود.

برای بررسی عمیق‌تر تغییرات ایجاد شده، کانتورهای فشار و سرعت برای بال با زاویه حمله ثابت و بال با زاویه حمله متغیر مورد بررسی قرار گرفته است. در زمان $t=0.01s$ مقایسه شکل‌های 6 و 7 نشان می‌دهد که در سیکل پایین آمدن بال، زاویه حمله ثابت توزیع فشار بیشتری در زیر بال ایجاد کرده است.



شکل 6 کانتور فشار با زاویه حمله ثابت در زمان 0/01

Fig. 6 The pressure contour without attacking angle at $t=0.01s$



شکل 7 کانتور فشار با زاویه حمله متغیر در زمان 0/01

Fig. 7 The pressure contour with attacking angle at $t=0.01s$

در زمان $t=0.06s$ که مربوط به لحظات پایانی سیکل پایین آمدن بال است، نیروی برا در هر دو حالت تقریباً برابر است که در

5- نتیجه گیری

در این مقاله، شبیه سازی فرایند بال زدن یک پرنده با بال دو تکه در نرم افزار انسیس-فلوینت صورت گرفته است. تغییرات زاویه حمله در سیکل بال زدن به دلیل ایجاد تغییر در نیروی برا می تواند دارای اثر مثبت باشد. در تحقیقات پیشین اثر زوایای حمله مختلف به صورت ثابت مورد بررسی قرار گرفته است. با الهام از فرایند طبیعی بال زدن پرندگان در طبیعت، در این مقاله اثر زاویه ی حمله متغیر بررسی شده و نشان داده شد که تغییرات پرودیک زاویه حمله در سیکل بال زدن می تواند بهبود بیش از ده درصدی نیروی لیفت را به دنبال داشته باشد.

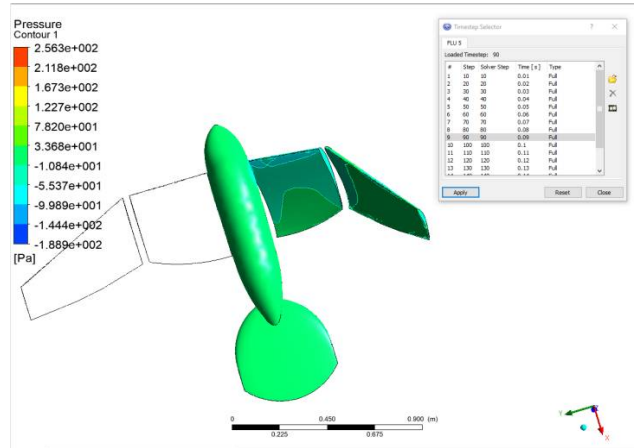
برای اطمینان از نتایج حل عددی، ابتدا مدلی با شرایط تحقیقات پیشین تهیه و صحت گذاری شده و سپس اثر تغییرات پرودیک زاویه حمله در مدل اضافه شد. برای اجرای برنامه از خدمات سیستم رایانش پیشرفته دانشگاه صنعتی امیرکبیر استفاده شده است.

نتایج شبیه سازی ها نشان داد که تابع حاکم بر تغییرات زاویه حمله در سیکل بال زدن، نقش مهمی در بهبود یا عدم کارایی این روش خواهد داشت و انتخاب تابع مناسبی که بتواند این اثر مثبت را بهبود ببخشد می تواند زمینه یک تحقیق باشد. با توجه به اینکه بهبود نیروی برا باعث افزایش توان حمل بار شده و می تواند مداومت پروازی را نیز بهبود ببخشد، انجام تحقیقات بیشتر در این حوزه خالی از فایده نیست که البته از نظر هزینه محاسباتی نیازمند حمایت خواهد بود. در خصوص تحقیقات این حوزه باید توجه داشت که موارد مختلفی همچون فرکانس بال زدن، دامنه بال زدن، زاویه دم، همچنین محدودیت ها و فرضیات مربوط به مکانیزم حرکت دهنده بال ها و بسیاری موارد دیگر نیز در نتایج نهایی موثر خواهند بود.

6- فهرست علائم

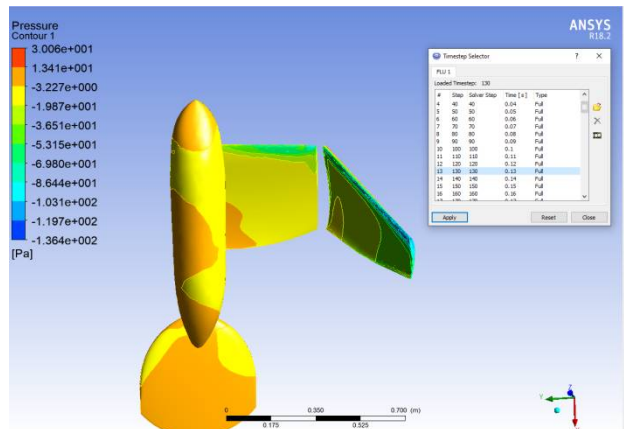
مقدار (واحد)	عنوان	علامت
درجه °	زاویه رول بال داخلی	$roll_{iw}$
درجه °	زاویه رول بال خارجی	$roll_{ew}$
Rad/s	سرعت زاویه ای بال داخلی	$droll_{iw}$
Rad/s	سرعت زاویه ای بال خارجی	$droll_{ew}$
30°	دامنه زاویه roll داخلی	A_{iw}
50°	دامنه زاویه roll خارجی	A_{ew}
S	زمان	t

در زمان $t=0.13$ مقایسه بین دو حالت در شکل های 12 و 13 آمده است. در این لحظه نیروی برا در بال با زاویه حمله متغیر بیشتر است که توزیع فشار زیر بال ها نیز تأیید کننده این امر می باشد.



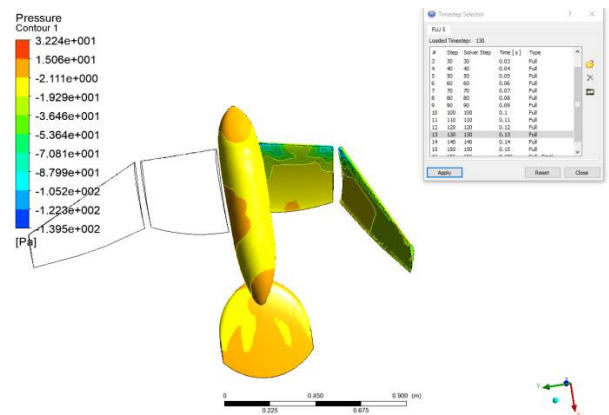
شکل 11 کانتور فشار با زاویه حمله در زمان 0/09

Fig. 11 The pressure contour with attacking angle at $t = 0.09s$



شکل 12 کانتور فشار با زاویه حمله ثابت در زمان 0/13

Fig. 12 The pressure contour without attacking angle at $t = 0.13s$



شکل 13 کانتور فشار با زاویه حمله متغیر در زمان 0/13

Fig. 13 The pressure contour with attacking angle at $t = 0.13s$

- and dynamics, 2009. **32**(5): pp. 1675-1679.
- [10] Guerrero, J.E., et al., *Preliminary design of a small-sized flapping UAV: I. Aerodynamic performance and static longitudinal stability*. Meccanica, 2016. **51**(6): pp. 1343-1367.
- [11] Bakhtiari, A., S. Etemadi Haghighi, and A. Maghsoudpour, *Experimental and analytical analysis of aerodynamic lift of an ornithopter at low and high angles of attack*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019. **233**(6): pp. 2023-2031.
- [12] Bakhtiari, A., S. Etemadi Haghighi, and A. Maghsoudpour, *Modeling and control of a flapping wing robot*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part K: Journal of Multi-body Dynamics, 2019. **233**(1): pp. 174-181.
- [13] Khanmirza, E., A. Yousefi-Koma, B. Tarvirdizade, *Nonlinear trajectory control of a flapping-wing micro aerial vehicle*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2012. **84**(1): pp. 58-65.
- [14] Forouzi Feshalami, B., M.H. Djavarehshkian, M. Yousefi, *Experimental investigation of flapping mechanism of the black-headed gull in forward flight*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018. **233**(12): pp. 4333-4349.
- [15] Forouzi Feshalami, B., M.H. Djavarehshkian, A.H. Zaree, M. Yousefi, A.A. Mehraban, *The role of wing bending deflection in the aerodynamics of flapping micro aerial vehicles in hovering flight*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018. **233**(10): pp. 3749-3761.
- [16] Taylor, G.K., R.L. Nudds, and A.L. Thomas, *Flying and swimming animals cruise at a Strouhal number tuned for high power efficiency*. Nature, 2003. **425**(6959): pp. 707.
- [17] Guerrero, J.E., *Wake Signature of Finite-Span Flapping Rigid Wings*, in *High Performance Computing in Science and Engineering'10*. 2011, Springer. pp. 407-427.
- [18] Nudds, R.L., G.K. Taylor, and A.L. Thomas, *Tuning of Strouhal number for high propulsive efficiency accurately predicts how wingbeat frequency and stroke amplitude relate and scale with size and flight speed in birds*. Proceedings of the Royal Society of London. Series B: Biological Sciences, 2004. **271**(1552): pp. 2071-2076.
- [19] Rohr, J.J. and F.E. Fish, *Strouhal numbers and optimization of swimming by odontocete cetaceans*. Journal of Experimental Biology, 2004. **207**(10): pp. 1633-1642.
- [20] Triantafyllou, M., G. Triantafyllou, and R. Gopalkrishnan, *Wake mechanics for thrust generation in oscillating foils*. Physics of Fluids A: Fluid Dynamics, 1991. **3**(12): pp. 2835-2837.
- 3Hz ω فرکانس بال زدن
- 1 B ضرایب ثابت در معادله زاویه چرخش بال (بی بعد)
- 1.1963 C ضرایب ثابت در معادله زاویه چرخش بال (بی بعد)
- 0.3833 m erf تابع خطا (بی بعد)
- 0.0333m i_{im} طول بال داخلی
- 0.2333 m i_{gap} فاصله بین دو بال (gap)
- Kg/m² I_{cg}^{cw} فاصله بال خارجی تا مرکز جرم
- 5 m/s ρ چگالی سیال
- M V سرعت سیال
- ° درجه L طول مشخصه در مسئله
- ° درجه α تابع زاویه حمله بال
- m²/S α_0 دامنه تغییرات زاویه حمله بال
- μ ضریب گرانشی سیال
- 7- مراجع
- [1] Pornsin-Sirirak, T.N., et al. *MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter*. in *Proceedings IEEE thirteenth annual international conference on micro electro mechanical systems (Cat. No. 00CH36308)*. 2000. IEEE.
- [2] Ghommem, M., et al., *On the shape optimization of flapping wings and their performance analysis*. Aerospace Science and Technology, 2014. **32**(1): pp. 274-292.
- [3] Tanaka, H. and I. Shimoyama, *Forward flight of swallowtail butterfly with simple flapping motion*. Bioinspiration & biomimetics, 2010. **5**(2): pp. 026003.
- [4] Scibilia, M.-F. and J. Wojciechowski, *Experimental study of aerodynamic behavior in wind tunnels with ornithopter and plane models*. Journal of Thermal Science, 2006. **15**(1): pp. 54-58.
- [5] Park, J.H. and K.-J. Yoon, *Designing a biomimetic ornithopter capable of sustained and controlled flight*. Journal of Bionic Engineering, 2008. **5**(1): pp. 39-47.
- [6] Billingsley, D., et al. *Testing of a passively morphing ornithopter wing*. in *AIAA Infotech@ Aerospace Conference and AIAA Unmanned... Unlimited Conference*. 2009.
- [7] Grauer, J. and J. Hubbard. *Modeling of ornithopter flight dynamics for state estimation and control*. in *Proceedings of the 2010 American Control Conference*. 2010. IEEE.
- [8] Lyu, Y.Z., H.J. Zhu, and M. Sun, *Aerodynamic forces and vortical structures of a flapping wing at very low Reynolds numbers*. Physics of Fluids, 2019. **31**(4): pp. 041901.
- [9] Grauer, J.A. and J.E. Hubbard, *Multibody model of an ornithopter*. Journal of guidance, control,