



تحلیل سینماتیکی مکانیزم بال زن با بال های دوتکه براساس آیرودینامیک غیر خطی شبه پایا

شاهرخ شمس^{1*}، بابک میرزاوند بروجنی¹، سید محمد منصوری²، محمدرضا کاظمی²

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

* تهران، صندوق پستی 14399-55941، shahrokh.shams@ut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 26 مرداد 1396

پذیرش: 12 آبان 1396

ارائه در سایت: 10 آذر 1396

کلید واژگان:

آیرودینامیک شبه پایا

بال زن، بال دوتکه

تئوری خط برآزا

مکانیزم

چکیده

در این مقاله، با هدف محاسبه نیروهای آیرودینامیکی شبه پایای بال زن با بال های دوتکه به تحلیل سینماتیکی مکانیزم بال زن روبه بالا و روبه پایین پرداخته می شود. ابتدا مکانیزم مناسب برای مدل سازی پرواز این پرندگان، با استفاده از الگوی کمیف انتخاب می شود. مکانیزم مذکور علاوه بر سادگی مکانیزم از نظر تعداد درجات آزادی، حرکت بال زن آن ها را که شامل حرکت غیرهم فاز روبه بالا و روبه پایین هر تکه ی بال است را نیز شبیه سازی می کند. بر این اساس موقعیت، سرعت و شتاب زاویه ای و نیروهای وارد بر بال داخلی و خارجی به صورت تحلیلی به دست می آید. در ادامه تئوری خط برآزا که برای پیش بینی توزیع نیروی برآ روی بال سه بعدی براساس خط گردابه در مرکز آیرودینامیکی مقاطع بال استفاده می شود برای اولین بار در این تحقیق برای پرندگان با بال دوتکه به کار رفته است. این تئوری پیش از این برای حشرات با بال یک تکه استفاده شده است. با کمک این تئوری، متوسط نیروهای آیرودینامیکی برآ و جلوبرنده ی یک بال زن با بال دوتکه که به صورت کوپل عمل می کنند، با محاسبه فرو ریزش و قدرت گردابه در هر مقطع و سپس انتگرال گیری روی سطح کل بال، برحسب زمان به دست می آیند. نتایج به دست آمده برای یک بال زن با مشخصات مرغ نوروژی با سرعت پروازی 5 متر بر ثانیه و وزن 1 کیلوگرم، نشان می دهد که هر دوتکه بال در پرواز کروز، برای تأمین نیروی برآ برابر با وزن پرنده استفاده می شوند. همچنین بال خارجی بیشترین سهم در تولید نیروی جلوبرنده را داراست. نتایج کار حاضر، تطابق خوبی با روش دینامیک سیالات محاسباتی دارد.

Kinematic analysis of articulated flapping wings mechanisms considering nonlinear quasi-steady aerodynamic

Shahrokh Shams^{1*}, Babak Mirzavand Borojeni¹, Seyyed Mohammad Mansoori¹, Mohammad Reza Kazemi¹

Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

* P.O.B. 14399-55941, Tehran, Iran, shahrokh.shams@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 17 August 2017

Accepted 03 November 2017

Available Online 01 December 2017

Keywords:

Quasi-Steady Aerodynamic

Ornithopter, Articulated wing

Lifting line theory

Mechanism

ABSTRACT

In this paper, with the aim of calculating the Quasi-steady aerodynamic forces of articulated wing, a kinematic mechanism model for flapping wings is presented. First of all, the Kempf patent is used for simulating this mechanism, due to its simplicity and proper simulating of the flapping motion of articulated wings. This motion includes not-the-same-phase upstroke and downstroke motion of each part of wing. The angular position, angular velocity, angular acceleration and forces applied to both inner and outer part of the wing are analytically analyzed. Lifting line theory; that predicts the lift distribution of the three-dimensional wings based on the bounded vortex at the aerodynamic center, and is applied for single part wings of insects in the literature; is applied for articulated wings of birds, for the first time, in the present work. The average aerodynamic forces of articulated wing are obtained by calculating downwash and bounded vortex at each wing section and integrating on the wing surface. The results for an Ornithopter like 1kg gull with 5m/s of cruise speed indicate that both parts of the wing provide the lift. In addition, the outer wing has the main role to produce the thrust against the inner wing. The results show good agreement between the present work and the computational fluid dynamics method.

1- مقدمه

محاسبه شده و سپس با استفاده از مدل های آیرودینامیکی موجود اندازه ی این نیروها به دست آید. کارآمدترین و معمول ترین روش ایجاد حرکت چرخش، رفت و برگشتی یا نوسانی که در این تحقیق حرکت بال زن است، استفاده از مکانیزم چهار میله ای است. مادانگوپال و همکاران [1]، مالک و همکاران [2] و زبیکوفسکی و همکاران [3] برای حرکت بال زن بال زن ریز

امروزه پهنادهای بال زن به خاطر کم سروصدا بودن و تحت تأثیر اثرات دیواره نبودن و همچنین بازدهی بالاتری که نسبت به پهنادهای بال ثابت دارند مورد توجه محققان و دانشمندان قرار گرفته اند. برای به دست آوردن نیروی برآ و جلوبرنده بال زن لازم است ابتدا پارامترهای سینماتیکی مکانیزم بال زن

Please cite this article using:

Sh. Shams, B. Mirzavand Borojeni, S. M. Mansoori, M. R. Kazemii, Kinematic analysis of articulated flapping wings mechanisms considering nonlinear quasi-steady aerodynamic, Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 12, pp. 87-97, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

پرنده ها مکانیزمی چهار میله ای را طراحی، پیاده سازی و امتحان کرده اند که بیشترین شباهت را به حرکت پرندگان ایجاد کند. نمونه دیگری که به طراحی مکانیزم مناسب برای بال زدن¹ پرندگان پرداخته است، مربوط به الگوی² است که کمپف³ پیشنهاد داده است. مکانیزم کمپف هم زمان حرکت بال زدن صلب را به همراه حرکت چرخش بال ایجاد می کند در حالی که از هیچ موتور کنترل کننده ای⁴ استفاده نکرده است. در مکانیزم کمپف با استفاده از یک مکانیزم میل-لنگ-لغزنده⁵، حرکت بال زدن ایجاد می شود که لغزنده⁶ به بال متصل است. برای ایجاد حرکت چرخشی بال، دومین مکانیزم میل-لنگ-لغزنده که دارای اختلاف فاز نسبت به مکانیزم نخست است و هم فاز زاویه پیش مطلوب است، به کار برده می شود. دی لاریر [4] یکی از پیشنهاداران مطالعه ای مکانیک پرواز بال زدن بین سال های 1980 تا 1990 است که آزمایش ها مختلفی را برای امکان پذیری ساخت پرنده های بال زن انجام داد. وی سرانجام توانست آزمون پروازی یک مدل مفهومی اثبات شده ی کنترل از راه دور را به سرانجام برساند تا به این شکل راه را برای ساخت هواپیماهای غول پیکر هموار سازد.

نگرلو و همکاران [5] مکانیزم پیشنهادی کمپف را با استفاده از روش های المان محدود تحلیل کردند و توانستند براساس بیشترین تنش های وارده بر مکانیزم جنس لینک های مکانیزم را انتخاب کنند و حد دوام آن ها را محاسبه کنند.

یک گروه تحقیقاتی آلمانی [6] تحت نظارت یک شرکت با عنوان تجاری فستو یک نمونه ی آزمایشگاهی بال زن به نام پرنده ی هوشمند⁷ را طراحی و تولید کرده اند. ویژگی بارز این ربات، استفاده از بال های پیش فعال⁸ است به صورتی که در طول حرکت پایین رفتن بال در نقطه ی مرگ پایین، زاویه ی حمله ی بال به صورت ناگهانی از منفی به مثبت تغییر پیدا می کند. این رویه برای حرکت رو به بالا به صورت برعکس خواهد بود که به این صورت نیروهای لیفت و پیشران را افزایش می دهد. هرچند نتایج این گروه تحسین برانگیز است اما هنوز بعضی سوالات بی پاسخ مانده است از جمله تعداد درجات آزادی لازم برای سینماتیک بال که براساس آن مداومت پروازی و حد دوام سازه و مکانیزم بال زدن مشخص می شود.

هنگام طراحی یک ریز پرنده ی شبه طبیعی⁹ باید کارایی آیرودینامیکی، پایداری استاتیکی و دینامیکی، طراحی مکانیزم بال زدن، یکپارچگی سازه¹⁰ و کارایی مکانیکی بال زن مورد بررسی قرار گیرد. گورو [7] و همکاران به بررسی آیرودینامیک بال زن با مکانیزم بال دوتکه پرداخته اند که با استفاده از روش های دینامیک سیالات محاسباتی ضرایب برآ و پسا را محاسبه کرده اند. کریمیان علی آبادی همکاران [8] نیز با بررسی یک مکانیزم بال زن با بال های یک تکه و بررسی پارامترهای آیرودینامیکی آن به صورت عددی و تجربی تغییرات نیروی جلوبرنده، توان مصرفی و راندمان برحسب سختی پیچشی را نشان دادند.

تحلیل و مطالعه ی آیرودینامیک بال زن ها به کمک روش های عددی در طول نیم قرن اخیر رشد بسیاری داشته است. در این روش ها با انجام مدل سازی فیزیکی و ریاضی مناسب براساس فرضیات مختلف، رفتار میدان

جریان اطراف بال و همچنین نیروهای آیرودینامیکی تولید شده توسط بال قابل پیش بینی است. این روش ها دارای سلسله مراتبی از دقت و پیچیدگی هستند. دسته ای از آن ها براساس نظریه ی جریان پتانسیل می باشند که شش روش رایج تر آن ها عبارت اند از مونتیم، المان-پره، هیبرید مونتیم، خط برآزا، تئوری دوبعدی ایرفویل نازک، شبکه ی گردابه ای، روش صفحه ای ناپایا. دسته ای دیگر از روش های عددی که اخیراً مورد استفاده قرار گرفته اند، معادلات کامل ناویر استوکس را برای میدان جریان حل می کنند. این روش ها علی رغم توانایی شان در شبیه سازی جریان، هزینه ی محاسباتی سنگینی برای مسائلی مانند بال زن در بردارند. روش دیگری که می توان از آن نام برد، روش نواری است که در آن سطح بال زن به یک سری نوار ساده و در جهت وتر بال تقسیم می شود و با روش ساده ای با فرض شبه پایا توزیع بار روی بال تخمین زده می شود. علی رغم سادگی روش، با تصحیحاتی می توان به این نتایج، دقت قابل قبولی داد که می تواند برای محاسبات طراحی اولیه کافی باشد. به صورت کلی برای شبیه سازی عددی حرکت بال زن می توان دو روش را متصور بود. نخست این که می توان از شبکه ی متحرک¹¹ استفاده نمود که هزینه ی محاسباتی زیادی دارد و یا می توان بال را ثابت نگه داشت و با حرکت دادن جریان به گونه ای که اثرات بال زدن واقعی را ایجاد کند معادلات حرکت بال زن را به دست آورد. هدف استفاده از این روش یافتن نیروی لیفت با استفاده از اطلاعات سینماتیکی و هندسی سازه است که در این تحقیق سازه ی مورد بررسی، پرندگان با جثه ی نسبتاً بزرگ دارای بال های دوتکه است. سازگاری اصلی این روش در مواردی است که زاویه ی حمله ی ایرفویل زیاد بوده و آیرودینامیک، غیرخطی و شبه پایا باشد. تئوری خط برآزا¹² در حالت کلاسیک نخستین بار توسط پرناتل گسترش یافت [9-12]. از این تئوری در پیش بینی نیروهای برآ و پسا القایی بال سه بعدی استفاده می شود [13]. یکی از ویژگی های روش مذکور، نتایج فرم بسته ای¹³ است که می توان از معادلات آن استخراج کرد [14]؛ لازم به ذکر است که اساس تئوری خط برآزا بر پایه ی فرضیه ی پرناتل استوار است. در تئوری خط برآزا به دلیل آن که معادلات حاکم به دست آمده به صورت دیفرانسیلی- انتگرالی است رویه ی خاصی برای حل آن وجود ندارد [14]. اصولاً روش خط برآزا برای مدل سازی بال های با نسبت منطری¹⁴ بالا، صفحه ای، جریان پایا و به صورت بال ثابت¹⁵ کاربرد دارد که می توان با اعمال یک سری تغییرات از این روش برای مدل سازی انواع بال ها استفاده کرد. برای بال های با نسبت منطری پایین روش سطح برآزا¹⁶ پیشنهاد می شود که نسبت به روش خط برآزا کارا تر خواهد بود [15]. جونز و همکاران [16] با اعمال یک سری اصلاحات روی تئوری خط برآزا توانستند این روش را برای بال های با نسبت منطری پایین کارآمد کنند به صورتی که نسبت به تئوری صفحه برآ توافق خوبی از خود نشان داده است. فلیپس و همکاران [13] نیز توانستند با یک سری اصلاحات تئوری خط برآزا را برای بال های غیرصفحه ای¹⁷ با خمیدگی¹⁸ دلخواه و زاویه ی عقب گرد¹⁹ دلخواه استفاده کرد. اسکالونوس و همکاران [17] بر روی تئوری خط برآزا در جریان های ناپایا استفاده کرد که روش آن ها برای بررسی بال های با نسبت منطری بالا نیز جوابگو خواهد بود. کانلیسک و همکاران [18]

¹¹ Dynamic mesh¹² Lifting line theory¹³ Closed form¹⁴ Aspect ratio¹⁵ Fixed wing¹⁶ Lifting surface theory¹⁷ Non-planer¹⁸ Camber¹⁹ Sweep angle¹ Flapping² Patent³ Kempf⁴ servo-actuators⁵ slider-crank⁶ slider⁷ Smart Bird⁸ Active Torsion⁹ Biomimetic¹⁰ Structural integrity

- ✓ انتخاب الگوی کمپ به عنوان مکانیزم بال زن با بال دوتکه
- ✓ صلب بودن لینک های مکانیزم و بال های داخلی و خارجی بال زن
- ✓ غیرخطی بودن معادلات سینماتیکی مکانیزم و آیرودینامیک شبه پایای سه بعدی بال زن

2- تحلیل سینماتیکی⁴ مکانیزم بال زن

همان طور که در "شکل 1" مشخص است پرندگان با جثه های بزرگ که وزنی حدود 1 کیلوگرم دارند دارای بال های خارجی بزرگتری نسبت به بال داخلی شان هستند یکی از این پرندگان مرغ نوروزی⁵ است که در پژوهش حاضر از ابعاد آن استفاده شده است. برای به حرکت درآوردن این بال ها می بایست مکانیزمی⁶ انتخاب شود که علاوه بر تعداد درجات آزادی کمتر بتواند الگوی بال زن پرندگان را به خوبی تقلید کند.

تحلیل مکانیزم ها برای تعیین زاویه های هر یک از لینک ها به ازای زاویه ی ورودی مشخص است. قدم اول قرار دادن دستگاه مختصات مرجع روی لولاهای ثابت است و سپس تعیین ابعاد لینک ها براساس دستگاه مختصات مرجع است. مکانیزم بال زن از دو مکانیزم چهار میل های O_1ABCO_2 و BCO_2DE خواهد بود که دو بال داخلی و خارجی روی آن قرار گرفته اند. تحلیل سینماتیک شامل تحلیل موقعیت، سرعت و شتاب مکانیزم است. همچنین با نوشتن رابطه ها، نیروهای خطی و دورانی اعمالی به مکانیزم به دست خواهد آمد.

با استفاده از معادلات حلقه بسته، هر بردار دلخواه را می توان به صورت بردار مختلط رابطه ی (1) نوشت:

$$\vec{L}_j = l_j e^{i\theta_j} = l_j \cos(\theta_j) + i l_j \sin(\theta_j) \quad (1)$$

که i بیانگر عدد مختلط، l_j طول هر لینک و θ_j زاویه هر لینک نسبت به افق است (جدول 1). در صورتی که مطابق با "شکل 2" کل مکانیزم به صورت دو حلقه ی بسته از بردارها در نظر گرفته شود آنگاه روابط زیر به دست خواهند آمد:

$$\begin{cases} \vec{L}_1 + \vec{L}_2 + \vec{L}_3 + \vec{L}_4 - \vec{d} = 0 \\ \vec{L}_5 + \vec{L}_6 + \vec{L}_7 + \vec{L}_3 + \vec{L}_4 = 0 \end{cases} \quad (2)$$

در صورتی که قسمت موهومی و حقیقی معادلات (2) به صورت جداگانه نوشته شوند می توان معادلات نهایی را به صورت کلی رابطه ی (3) نوشت.

$$\begin{cases} f(\theta_1, \theta_2, \theta_4, \alpha) = 0 \\ g(\theta_1, \theta_2, \theta_4, \alpha) = 0 \\ h(\theta_4, \theta_7, \theta_6, \theta_2) = 0 \\ k(\theta_4, \theta_7, \theta_6, \theta_2) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

به عنوان مثال در رابطه ی (4) تابع f به صورت زیر است:

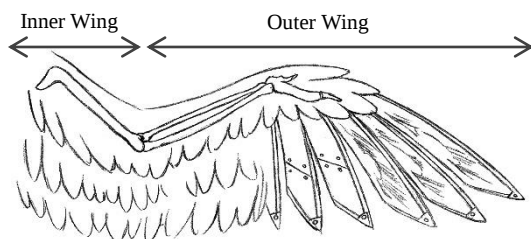


Fig. 1 Inner wing and outer wing of birds

شکل 1 شماتیک بال داخلی و خارجی پرندگان

از تئوری خط برآزا برای بال های چرخان¹ در فاز پروازی تعلیق² استفاده کرد. فلیپس و همکاران [15] توانستند روشی را براساس تئوری خط برآزا ارائه دهند که برای فاز پروازی هم زمان حرکت روبه جلو³ و بال زدن بال زن ها مناسب است. در روش مذکور تأثیرات جریان ناپایای وابسته به سه بعدی بودن مدل نیز اعمال شده است.

در این مقاله، با هدف محاسبه نیروهای آیرودینامیکی یک پهناد بال زن با بال دوتکه با مشخصات مرغ نوروزی با سرعت پرواز 5 متر بر ثانیه و وزن 1 کیلوگرم، با فرض شبه پایا بودن آیرودینامیک و صلب بودن مکانیزم برای هر تکه بال که شامل دو مکانیزم چهار میل های است، رفتار این پهناد که با کمک بال زدن تحت حرکت بالا و پایین رفتن غیرهم فاز دوتکه ی بال، نیروهای برآ و جلوبرنده خود را تأمین می کنند، شبیه سازی می شود. سینماتیک بال زن این بال زن براساس الگوی کمپ مورد بررسی قرار خواهد گرفت. به صورت خلاصه می توان اهداف کار حاضر را در موارد زیر بیان کرد:

- معرفی یک مکانیزم مناسب برای بال زن با بال دوتکه
- استخراج معادلات سینماتیکی مکانیزم بال زن با بال دوتکه با استفاده از روش های تحلیلی-عددی
- استخراج و حل معادلات آیرودینامیکی حاکم بر بال زن با بال دوتکه به صورت تحلیلی
- بررسی اثرات حضور بال خارجی بر نیروهای آیرودینامیکی بال زن با بال دوتکه

در این تحقیق با استفاده از بهترین ابعاد مکانیزم براساس تولید بیشترین ضریب برآ و ضریب پسا [5] و براساس تئوری خط برآزا که معادلاتی دیفرانسیلی-انتگرالی به دست می دهد، برای محاسبه ی نیروهای برآ و پسا در جریان شبه پایا برای حشرات مختلف با بال یک تکه در فاز حرکتی تعلیق محاسبه شده است [14]. در کار حاضر برای نخستین بار با استفاده از روش حلقه ها، مکانیزم بال زن با بال دو تکه که پیش از این با نرم افزارهای تجاری مانند LMS تحلیل شده بود، تحلیل شد. در این روش برخلاف نرم افزارهای تجاری معادلات قیدی به دست خواهند آمد که کنترل و تغییر ابعاد مکانیزم را بسیار آسان و سریع تر می کند. نوآوری دیگر پژوهش حاضر، تصحیح تئوری خط برآزا برای بال زن با بال دوتکه است که پیش از این از روش دینامیک سیالات محاسباتی برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی استفاده شده بود. همچنین برای نخستین بار اثرات بال خارجی و داخلی به تفکیک بر نیروهای آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفتند. با کمک تئوری خط برآزا، ابتدا سرعت فرو ریزش و سپس قدرت گردابه در هر مقطع بال محاسبه شده و در نهایت با انتگرال گیری روی سطح هر تکه و سپس کل بال، متوسط نیروهای آیرودینامیکی برآ و جلوبرنده ی بال زن با بال دوتکه که به صورت کوپل با یکدیگر عمل می کنند، برحسب زمان به دست می آیند. نتایج نشان می دهد که متوسط مقدار نیروی برای بال و همچنین بیشترین مقادیر آن در یک دوره تناوب بال زدن در حرکت کروز برای غلبه بر وزن پرند کفایت کرده و بال خارجی برای تأمین متوسط مقدار نیروی جلوبرنده در پرواز مورد استفاده قرار می گیرد. به صورت خلاصه می توان فرضیات کار حاضر را به صورت زیر عنوان کرد:

- ✓ در نظر گرفتن صرفاً حرکت بال زدن و صرف نظر کردن از حرکت پیچش بال
- ✓ شباهت ابعاد بال زن کار حاضر با مرغ نوروزی

⁴ Kinematic
⁵ Gull
⁶ Mechanism

¹ Rotary wing
² Hovering
³ Cruise

می‌شود.

لازم به ذکر است که تابع $\cos^{-1}(-c/\sqrt{A^2+B^2})$ دو شرط زیر را نتیجه می‌دهد:

- (الف) مقادیر یکسان با علامت‌های قرینه
 - (ب) مقادیر حقیقی زمانی خواهند بود که شرط $-1 \leq (-c/\sqrt{A^2+B^2}) \leq 1$ برقرار باشد. این شرط بازه‌ی مقادیر مجاز برای زاویه‌ی ورودی هر دو مکانیزم چهار میله‌ای را خواهد داد. به این معادله، معادله قیدی¹ گفته می‌شود.
- برای مقایسه نتایج حاصل از روش پیشنهادی در این تحقیق با روش ارائه شده توسط آقای نگرلو و همکاران [5] ابعاد مکانیزم مطابق ابعاد مکانیزم پیشنهادی وی که شامل l_j و θ_j لینک‌های مختلف است به صورت جدول 1 انتخاب شده است.

ابتدا با داشتن مقادیر α و θ_1 و با استفاده از معادله‌ی (5) زاویه‌ی θ_2 به دست می‌آید. سپس جواب به دست آمده در معادله‌ی مشابه برای θ_3 و θ_5 به صورت جداگانه به دست می‌آید. بنابراین می‌بایست 2³ حالت برای ریشه‌های جواب معادلات (5) متصور بود که با حل عددی و با تغییر متغیر θ_1 در هر گام زمانی مقادیر θ_2 و θ_3 و θ_5 در 8 حالت مختلف به دست می‌آید که با انتخاب ریشه‌ها به صورتی که برحسب پیوستگی نمودار و زوایا برحسب زمان حفظ شود می‌توان شکل نمودارها را به دست آورد.

در نهایت با برازش منحنی بر روی منحنی‌های به دست آمده می‌توان معادلات زوایای بال‌های داخلی و خارجی را برحسب زمان به دست آورد.

3- تحلیل آیرودینامیکی بال‌زن

در روش پیش رو بال به صورت یک گردابه مدل می‌شود که براساس تئوری

جدول 1 اندازه‌ی لینک‌های مختلف مکانیزم بال‌زن با بال دوتکه [5]

Table 1 Articulated wing mechanism [5]

عنوان متغیر	نشان متغیر	واحد	اندازه
طول لینک O_1A	l_1	mm	25
طول لینک AB	l_2	mm	23
طول لینک BC	l_3	mm	25
طول لینک CO_2	l_4	mm	62.5
طول لینک O_2D	l_5	mm	394.5
طول لینک DE	l_6	mm	25
طول لینک EB	l_7	mm	457
طول O_1O_2	d_1	mm	50.3
طول بال داخلی	R_1	mm	383.3
طول بال خارجی	R_2	mm	616.7
طول وتر	c	mm	314
زاویه لینک O_1A با افق	θ_1	rad	-
زاویه لینک AB با افق	θ_2	rad	-
زاویه لینک BC با افق	θ_2	rad	-
زاویه لینک CO_2 با افق	θ_3	rad	-
زاویه لینک O_2D با افق	θ_3	rad	-
زاویه لینک DE با افق	θ_4	rad	-
زاویه لینک EB با افق	θ_5	rad	-
زاویه O_1O_2 با افق	α	deg	75
زاویه بال داخلی با افق	θ_{inner}	rad	-
زاویه بال خارجی با افق	θ_{outer}	rad	-

¹ Constrain equation

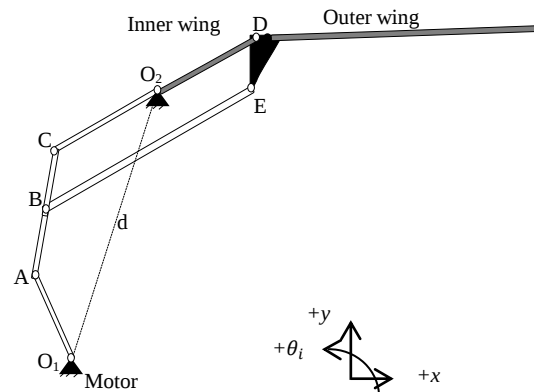


Fig. 2 schematic of articulated wing mechanism regarding Kempf patent

شکل 2 شمای کلی مکانیزم بال‌زن با بال دوتکه براساس الگوی کمپف

$$f = l_1 \cos(\theta_1) + l_2 \cos(\theta_2) + l_3 \cos(\theta_4) + l_4 \cos(\theta_4) - d_1 \cos(\alpha) \quad (4)$$

در صورتی که هر دو عبارت مزدوج موهومی و حقیقی معادله‌ی (3) به توان دو برسند و باهم جمع شوند پس از ساده‌سازی با فرض مشخص بودن زاویه‌ی α و θ_1 می‌توان سایر زوایا را براساس این دو زاویه به دست آورد. فرم نهایی و کلی معادلات برای هر یک از لینک‌ها به صورت زیر خواهد بود:

$$A(\theta_j) \sin \beta + B(\theta_j) \cos \beta + C(\theta_j) = 0 \quad (5)$$

به عنوان نمونه برای $\beta = \theta_2$ ضرایب معادله‌ی (5) به صورت روابط (6) است.

$$\begin{aligned} A &= 2 \sin(\theta_1)(l_1 l_2 + l_1 l_3) - 2 \cos(\alpha)(d_1 l_2 + d_1 l_3) \\ B &= 2 \cos(\theta_1)(l_1 l_2 + l_1 l_3) - 2 \sin(\alpha)(d_1 l_2 + d_1 l_3) \\ C &= -2 d_1 l_1 \cos(\theta_1) \sin(\alpha) - 2 d_1 l_1 \sin(\theta_1) \cos(\alpha) \\ &\quad + d_1^2 + l_1^2 + l_2^2 + l_3^2 + l_4^2 + 2 l_2 l_3 \end{aligned} \quad (6)$$

برای حل معادله (5) می‌توان به این نتیجه رسید که باید:

$$\begin{cases} \beta = \delta \pm \cos^{-1} \left(\frac{-C}{\sqrt{A^2+B^2}} \right) \\ \delta = \tan^{-1} \left(\frac{B}{A} \right) \end{cases} \quad (7)$$

معادله‌ی (5) برای یافتن زاویه‌ی لینک پیرو β به ازای ورودی‌های θ مختلف باید حل شود. برای روشن تر شدن روابط فرض شود فقط یکی از مکانیزم‌های چهار میله‌ای به صورت "شکل 3" وجود دارد. می‌توان زوایای β و θ و δ را به صورت زیر نشان داد.

قسمت کمرنگ تر شکل که به صورت $A\bar{C}O_2$ نشان داده شده است به خاطر آن است که حل معادله‌ی (5) منجر به دو جواب قرینه به ازای یک β

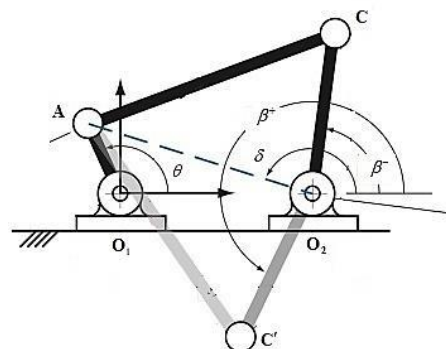


Fig. 3 β , θ , δ angle in 4-R linkage

شکل 3 نمایش زوایای β و θ و δ در مکانیزم چهار میله‌ای

کوتا-ژوکوفسکی نیروی برآ به‌صورت زیر محاسبه می‌شود [12]:

$$dL(r) = \rho V(r) \Gamma(r) dr = \frac{1}{2} \rho V(r)^2 c(r) C_{l\alpha,2d} \times (\alpha_g - \alpha_i(r)) dr \quad (8)$$

بنابراین براساس تئوری خط برآزای پرناتل، گردش به‌صورت زیر به‌دست می‌آید [12]:

$$\Gamma(r) = \frac{1}{2} c(r) C_{l\alpha,2d} (V(r) \alpha_g - w(r)) \quad (9)$$

که فروریزش القایی به‌صورت رابطه‌ی (10) به دست می‌آید [12]:

$$w(\tilde{r}) = \frac{1}{4\pi} \int_{-R}^R \frac{d\Gamma}{dr} \frac{dr}{\tilde{r} - r} \quad (10)$$

با اعمال سه تصحیح زیر رابطه‌ی (11) برای به‌دست آوردن گردش که اساس تئوری خط برآزای توسعه‌یافته پیشنهادی است، به‌دست می‌آید [12]:

(الف) آیرودینامیک غیرخطی ناشی از منحنی لیفت

(ب) تأثیر فروریزش القایی غیر ایده‌آل

(ج) تأثیر پلان قوسی روی شیب منحنی لیفت دوبعدی

$$\Gamma(r) = \frac{1}{2} c(r) C_{l\alpha,2d,eff} (V(r) \alpha_{eq} - w_{eff}(r)) \quad (11)$$

حال به بررسی هر یک از موارد تصحیح آیرودینامیکی فوق پرداخته می‌شود.

1-3- اثرات آیرودینامیک غیرخطی

در فرمولاسیون اصلی روش خط برآ، ضریب برآی یک بال با زاویه حمله هندسی سه‌بعدی رابطه خطی دارد. این بدین معناست که برای استفاده از تئوری خط برآ در پرنده‌گان که رابطه‌ی ضریب نیروی برآی با زاویه حمله به‌صورت سینوسی و غیرخطی است، تصحیحاتی لازم خواهد بود. مطالعات صورت گرفته نشان می‌دهد که در فاز پروازی تعلیق حشرات، ضریب برآ به‌صورت رابطه‌ی (12) است [12]:

$$\alpha_{eq} = C_{\alpha g} \alpha_g \quad (12)$$

اساس رابطه‌ی بالا با در نظر گرفتن فرض غلبه‌ی نیروی فشاری بر نیروی اصطکاکی پوسته و همچنین متناسب بودن ضریب نیروی عمودی با سینوس زاویه‌ی حمله‌ی هندسی در این نوع فاز پروازی است.

$$C_{\alpha g} = \frac{\sin \alpha_g \cos \alpha_g}{\alpha_g} \quad (13)$$

در این رابطه همه‌ی زوایا برحسب رادیان است. رابطه‌ی (13) ضریب تصحیح زاویه‌ی حمله هندسی در بیان آیرودینامیکی غیرخطی سه‌بعدی خواهد بود. با روش زاویه حمله‌ی معادل به‌راحتی می‌توان مسائل غیرخطی را به روش خطی تئوری خط برآزا تحلیل کرد.

$$w = k_{ind} \sqrt{\frac{L}{2\rho S_{d,eff}}} \quad (14)$$

رابطه‌ی (14) اندازه‌ی سرعت القایی را نشان می‌دهد که در تئوری خط برآزا از آن برای یافتن نیروی برای القایی استفاده می‌شود.

2-3- تأثیر فروریزش القایی غیرایده‌آل³

دومین ضریب تصحیح که در این‌جا بررسی می‌شود، بررسی اثر فروریزش القایی غیرایده‌آل است که بر اندازه فروریزش تأثیر خواهد داشت. منظور از فروریزش القایی، فروریزشی است که از جریان محلی صفحه‌ی گردابه لبه فرار بر فروریزش کل القا می‌شود. اساس تئوری خط برآزا برای نخستین بار برای بال ثابت⁴ مطرح شد و فروریزش القایی ایده‌آل بود. درحالی‌که برای بال‌زن‌ها

فروریزش القایی به خاطر اثرات گسستگی تناوب دنباله⁵، پدیده‌ی اتلاف نوک بال⁶ و مساحت مؤثر دیسک⁵ غیرایده‌آل است.

$$S_{d,eff} = 2\phi R_{eff}^2 \quad (15)$$

$$k_{per} = \frac{R_j}{R_{eff}} \quad (16)$$

$$k_{flap} = \sqrt{\frac{\pi}{2\phi}} \quad (17)$$

نهایتاً اندازه‌ی سرعت القایی به‌صورت زیر خواهد بود:

$$w = k_{ind} k_{per} k_{flap} \sqrt{\frac{L}{2\rho\pi R_j^2}} \quad (18)$$

که رابطه‌ی (18) در مقایسه با رابطه‌ی (14) دارای ضرایب تصحیحی است که می‌تواند اثرات جریان غیرایده‌آل را در معادلات تئوری خط برآزا اعمال کند؛ بنابراین به‌صورت کلی می‌توان نوشت:

$$w(\tilde{r}_j) = \frac{k_{per} k_{flap}}{4\pi} \int_{-R_j}^{R_j} \frac{d\Gamma}{dr} \frac{dr}{\tilde{r} - r_j} \quad (19)$$

3-3- تأثیر پلان قوسی⁶ روی شیب منحنی لیفت دوبعدی

آخرین ضریب تأثیری که در این تحقیق بررسی می‌شود مربوط به اثر پلان قوسی بر روی شیب منحنی لیفت دوبعدی است.

$$C_{l\alpha,2d,eff} = \frac{C_{l\alpha,2d}}{E} \quad (20)$$

در تئوری خط برآزا فرض می‌شود که یک صفحه تخت وجود دارد. درحالی‌که بال پرنده‌گان دارای انحنای مخصوص به خود است. الینگتون توزیع وتر بال سه‌بعدی پرنده‌گان را به‌صورت رابطه‌ی (25) ارائه داد. برای تصحیح اثرات لبه بال برای نخستین بار جونز ضریب تصحیح لبه (E) را معرفی کرد.

$$c(\hat{r}) = \bar{c} \times \left(\frac{\hat{r}^{p-1} (1 - \hat{r})^{q-1}}{\int_0^1 \hat{r}^{p-1} (1 - \hat{r})^{q-1} R_j d\hat{r}} \right) \quad (21)$$

که در آن:

$$\hat{r} = \frac{r_j}{R_j} \quad (22)$$

ضریب تصحیح جونز به‌صورت نسبت محیط بال به دو برابر طول بال تعریف می‌شود.

$$p = \hat{r}_1 \times \left(\frac{\hat{r}_1 (1 - \hat{r}_1)}{\hat{r}_2^2 - \hat{r}_1^2} - 1 \right) \quad (23)$$

که پارامترهای نوشته شده در رابطه‌ی (23) مطابق روابط (24) و (25) تعیین می‌شود.

$$q = p \frac{1 - \hat{r}_1}{\hat{r}_1} \quad (24)$$

که در رابطه‌ی (23) رابطه‌ی بین $\hat{r}_1$ و $\hat{r}_2$ مطابق رابطه‌ی (25) است [12]:

$$\hat{r}_2 = 0.929 \hat{r}_1^{0.732} \quad (25)$$

که در آن $\hat{r}_1$ و $\hat{r}_2$ به ترتیب شعاع بی‌بعد ممان اول و دوم سطح است. نهایتاً با استفاده از معادلات (1) تا (17) و تغییر متغیر طول بال از r_j به θ با استفاده از رابطه‌ی (26):

$$r_j = -R_j \cos \theta \quad (26)$$

در "شکل 4" ضریب تصحیح جونز برحسب $\hat{r}_1$ به ازای نسبت منظرهای مختلف رسم شده است که می‌توان براساس $\hat{r}_1$ و نسبت منظری بال، آن را به‌دست آورد.

³ wake periodicity

⁴ Wing tip losses phenomena

⁵ Effective flapping disk area

⁶ Plan form

¹ Non ideal induced downwash

² Fixed wing

نهایتاً نیروی برآ و پسا ناشی از حرکت روبه جلو مطابق روابط (31) نوشته می شوند [12].

$$\begin{cases} L_{Cj} = \frac{1}{2} \frac{\rho V_C^2 S C_L R_j}{R_T} \\ D_{Cj} = \frac{1}{2} \frac{\rho V_C^2 S^2 C_L^2 R_j}{R_T^3 \pi} \end{cases} \quad (31)$$

که در آن R_T طول کل بال است و نیروی برآ و پسا ناشی از بال زدن نیز مطابق رابطه ی (32) خواهد بود [12]

$$\begin{cases} L_j = 2 \int_0^{R_j} \rho V(r_j) \Gamma(r_j) dr_j \\ D_{ij} = 2 \int_0^{R_j} \rho w_{eff}(r_j) \Gamma(r_j) dr_j \end{cases} \quad (32)$$

در رابطه ی (32) عبارت D_i نشان دهنده ی نیروی پسای القایی ناشی از بال زدن است.

4- اعتبارسنجی

در این پژوهش سعی شده است در اغلب موارد، کارهای صورت گرفته به روشی ساده تر و سریع تر با هدف نهایی به دست آوردن نیروهای آیرودینامیک بال زن با بال دوتکه با تحقیقات پیشین مقایسه شود. در بخش پیشین روابط سینماتیکی حاکم بر مکانیزم بال زن با بال دوتکه به دست آمد و نتایج آن که شامل موقعیت و سرعت زاویه ای بود به عنوان ورودی بخش آیرودینامیک منجر به روابط آیرودینامیکی بال زن با بال دوتکه شد. هر مکانیزم با هدف ایجاد حرکتی خاص طراحی می شود. در این تحقیق نیز مکانیزم کمپف با هدف تقلید بال زدن پرندگان با بال دوتکه، انتخاب شد.

با صرف نظر کردن از طول بال خارجی $R_2 = 0$ ، می توان از این مکانیزم برای بال زن با بال یک تکه نیز استفاده نمود. در این صورت چون بال خارجی وجود ندارد، سرعت خطی بال خارجی $V(r_2)$ در روابط (32) تا (36) صفر در نظر گرفته می شود.

همان طور که از "شکل 6" مشخص است، مقایسه نسبت نیروی برآ به وزن حشرات که در روش های تجربی برای بال زن های با بال یک تکه متفاوت گزارش شده است با روش تحلیلی پیشنهادی، نشان از دقت قابل قبول روش مذکور دارد. در شکل مذکور نسبت نیروی برآ به وزن زنبور عسل¹، سنجاقک²، زنبور³، مگس⁴، سنجاقک جرقیلی⁵، پروانه⁶، پینه دوز⁷، کرم میوه⁸ براساس ابعاد گزارش شده توسط نبوی و همکاران، آورده شده است.

بازل معادلات (5) به روش تحلیلی- عددی و پس از بحث در مورد جواب ریشه های معادله ی مذکور و با استفاده از جدول 2 که مشخصات طراحی بال زن با بال دوتکه آورده شده است نتایج موقعیت و سرعت زاویه ای در بال های داخلی و خارجی همانند "شکل 7 و 8" به دست آمد. برای صحت سنجی نتایج مدل ارائه شده، از مشخصات مرغ نوروزی و ابعاد مکانیزم ارائه شده توسط گورو و همکاران [7]، استفاده می شود. در "شکل 7 تا شکل 12" نتایج حاصل از روش ارائه شده در این پژوهش با نتایج عددی به دست آمده از نرم افزار تجاری LMS به کار گرفته شده در مرجع [5] مقایسه شده است. اساس نرم افزار مذکور، روش های عددی است در حالی که

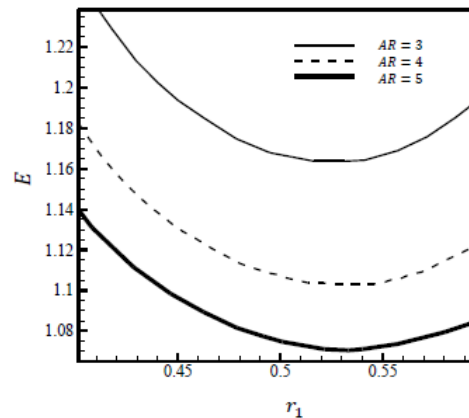


Fig. 4 The edge correction according to r_1 by Aspect Ratio changes [12]

شکل 4 تغییرات ضریب تصحیح لبه برحسب r_1 به ازای نسبت منطری های مختلف [12]

معادلات به صورت زیر تحلیل خواهند شد. براساس [12] برای تابع گردش، بسط گلارت زیر پیشنهاد می شود:

$$\Gamma(r_j) = 4R_j V(r_j) \sum_{m=1}^{\infty} a_m \sin(m\theta) \quad (27)$$

رابطه ی (27)، گردش در طول بال، را نشان می دهد، R_j طول هر یک از بال های داخلی و خارجی را به صورت کلی بیان می کند، V نیز سرعت خطی بال در راستای شعاعی و θ متغیر عمومی و a_m ضریب بسط فوریه است. در "شکل 5" متغیرهای آیرودینامیکی بال داخلی به صورت شماتیک نشان داده شده است. با جای گذاری معادله (27) در معادله (19) خواهیم داشت:

$$\begin{cases} w(\theta_1) = \frac{k_{per} k_{flap}}{\pi} \int_0^{\pi} A d\theta \\ A = \frac{V(r_j) \sum_{n=1}^{\infty} m a_m \cos(m\theta) + B}{\cos(\theta) - \cos(\theta_1)} \\ B = \frac{\partial V(r_j)}{\partial \theta} \sum_{m=1}^{\infty} a_m \sin(m\theta) \end{cases} \quad (28)$$

سرعت خطی در راستای بال زدن بال های داخلی و خارجی به صورت (29) و (30) خواهد بود:

$$V(r_1) = r_1 \omega_1 \quad (29)$$

$$V(r_2) = r_1 \omega_1 \cos(\theta_1 - \theta_2) - r_2 \omega_1 \cos(\theta) - r_2 \omega_2 \cos(\theta) \quad (30)$$

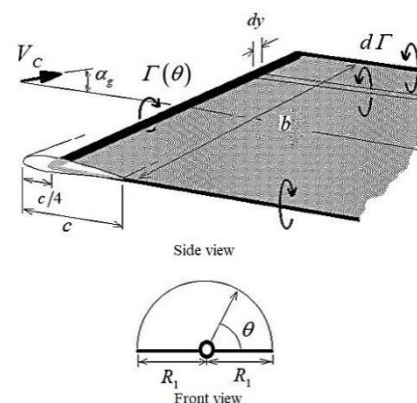


Fig. 5 Aerodynamic parameters of inner wing [19]

شکل 5 نمایش متغیرهای آیرودینامیکی بال داخلی [19]

¹ Honey bee (HB)
² Dragonfly (DF)
³ Bumble bee (BB)
⁴ Hoverfly (HF)
⁵ Crane fly (CF)
⁶ Hawkmoth (HM)
⁷ Ladybird (LB)
⁸ Fruit fly (FF)

نتایج سرعت زاویه‌ای و موقعیت زاویه‌ای به‌دست آمده از روش حاضر نسبت به نتایج گزارش شده در مرجع [5] در طول زمان بال زدن مطابقت بسیار خوبی دارد و تنها در نقاط اکسترمم مطلق نمودارها بیشترین خطا که در حدود 6

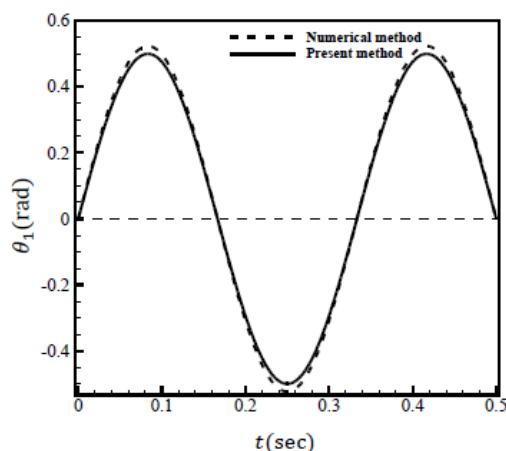


Fig. 8 Angular position comparison between present work and Ref [5] of inner wing

شکل 8 مقایسه موقعیت زاویه‌ای بال داخلی با استفاده از روش حاضر و مرجع [5]

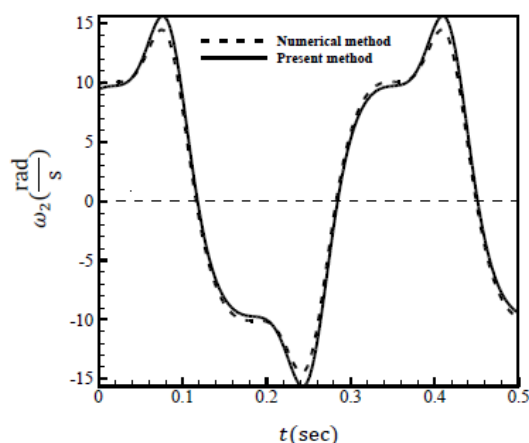


Fig. 9 Angular velocity comparison between present work and of Ref [5] Outer wing

شکل 9 مقایسه سرعت زاویه‌ای بال خارجی با استفاده از روش حاضر و مرجع [5]

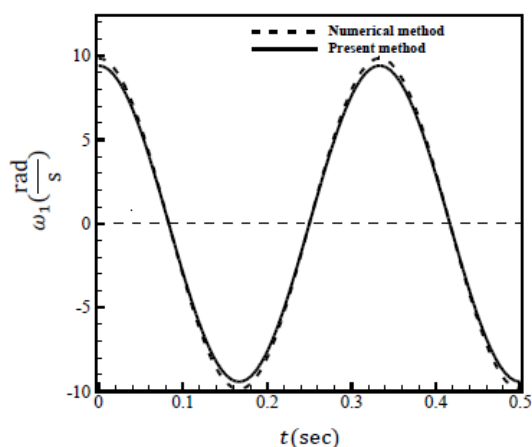


Fig. 10 Angular velocity comparison between present work and Ref [5] of inner wing

شکل 10 مقایسه سرعت زاویه‌ای بال داخلی با استفاده از روش حاضر و مرجع [5]

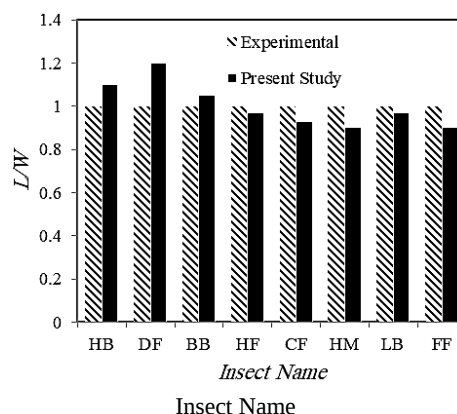


Fig. 6 Average lift to weight ratio comparison of Experimental data and present method [20]

شکل 6 مقایسه نسبت متوسط نیروی برآ به وزن بال‌زن با بال یک‌تکه به‌دست‌آمده از روش‌های تجربی و روش تحلیلی حاضر [20]

روش حاضر یک روش تحلیلی-عددی می‌باشد که تفاوت اصلی آن با نرم‌افزارهای تجاری به‌دست دادن معادلات قیدی است که محدوده‌ی مجاز تغییر ابعاد لینک‌ها بدون قفل شدن مکانیزم را مشخص می‌کند. در حالی‌که در نرم‌افزارهای تجاری با سعی و خطا باید این مقادیر به‌دست آیند.

در روابط (35) به ترتیب سرعت زاویه‌ای بال‌های خارجی و داخلی به‌دست آورده شده است. همان‌طور که در "شکل 9 و 10" ملاحظه می‌شود

جدول 2 مشخصات طراحی بال‌زن با بال دوتکه

Table 2 articulated wing design characteristic

مقدار	واحد	نشانه	مشخصات طراحی
1	kg	W	وزن پرنده
3	Hz	f	فرکانس بال زدن
5	m/s	V_C	سرعت کروز
0.314	m	S	مساحت تصویر شده‌ی یک بال
1	m	R_T	طول اسپن
14	m/s	V_{Cmax}	بیشترین سرعت مجاز
0.3833	m	R_1	طول بال داخلی
0.6167	m	R_2	طول بال خارجی

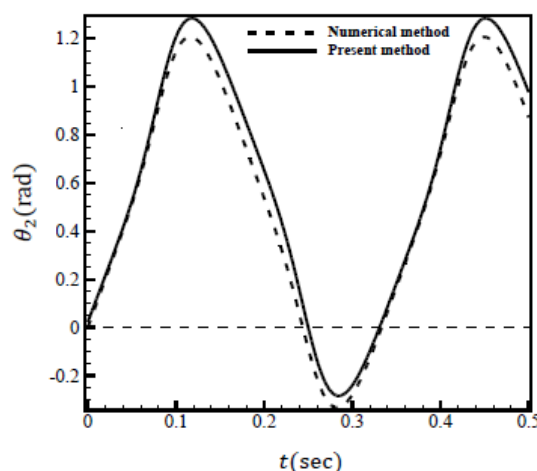


Fig. 7 Angular position comparison between present work and Ref [5] of outer wing

شکل 7 مقایسه موقعیت زاویه‌ای بال خارجی با استفاده از روش حاضر و مرجع [5]

که در آن ω_{inner} معادله سرعت زاویه‌ای بال داخلی و ω_{outer} معادله سرعت زاویه‌ای بال خارجی است. در صورتی که هر دو موقعیت زاویه‌ای بال‌های داخلی و خارجی در یک نمودار رسم شوند به صورت "شکل 14" خواهند بود.

با توجه به این شکل، موقعیت بال‌های داخلی و خارجی در یک دوره‌ی تناوب به پنج فاز حرکتی تقسیم می‌شود. در فاز اول بال داخلی و خارجی هر دو از موقعیت افقی صفر رادیان به سمت بالا حرکت می‌کنند. در این فاز بال داخلی به حداکثر موقعیت زاویه‌ای خود می‌رسد. در فاز دوم بال داخلی با تغییر جهت، به سمت پایین حرکت کرده در حالی که بال خارجی کماکان به حرکت روبه بالای خود تا حداکثر موقعیت زاویه‌ای خود ادامه می‌دهد. در فاز سوم بال خارجی نیز با تغییر جهت، همانند بال داخلی به سمت پایین حرکت می‌کند. این فاز تا حد پایین موقعیت زاویه‌ای بال داخلی در نظر گرفته می‌شود. در فاز چهارم بال داخلی رو به بالا حرکت می‌کند و بال خارجی تا حد پایین موقعیت زاویه‌ای خود ادامه حرکت می‌دهد. نهایتاً در فاز پنجم هر دو بازوی بال تا موقعیت افقی اولیه‌ی خود به سمت بالا حرکت می‌کنند. خلاصه‌ی این فازهای حرکتی در جدول 3 ارائه شده است. در ادامه با استفاده روش خط برآزا نیروهای برآ و پسی بال‌زن به دست آمد و با نتایج دینامیک سیالات محاسباتی مرجع [7] مقایسه شد. همان‌طور که از "شکل 14"

درصد است رخ می‌دهد. در شکل 11 و 12 نمودار شتاب زاویه‌ای به ترتیب بال‌های خارجی و داخلی نشان داده شده است.

5- نتایج

برای محاسبه نیروهای برآ و جلوبرنده به صورت تحلیلی، بر منحنی موقعیت زاویه‌ای برحسب زمان (شکل 13) یک منحنی به صورت رابطه‌ی (33) برآزش می‌شود.

$$\begin{cases} \theta_{inner} = \frac{1}{2} \sin(6\pi t) \\ \theta_{outer} = \frac{-1}{2} (\operatorname{erf}(\sqrt{2} \cos(6\pi t)) - 1) + \theta_{inner} \end{cases} \quad (33)$$

که در آن:

$$\operatorname{erf}(z) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^z e^{-t^2} dt \quad (34)$$

بامشتق‌گیری نسب به زمان از رابطه‌ی (33) می‌توان سرعت زاویه‌ای را

نیز مطابق رابطه‌ی (35) به دست آورد.

$$\begin{cases} \omega_{inner} = 9 \cos(6\pi t) \\ \omega_{outer} = 15 e^{-2 \cos^2(6\pi t)} \sin(6\pi t) + \omega_{inner} \end{cases} \quad (35)$$

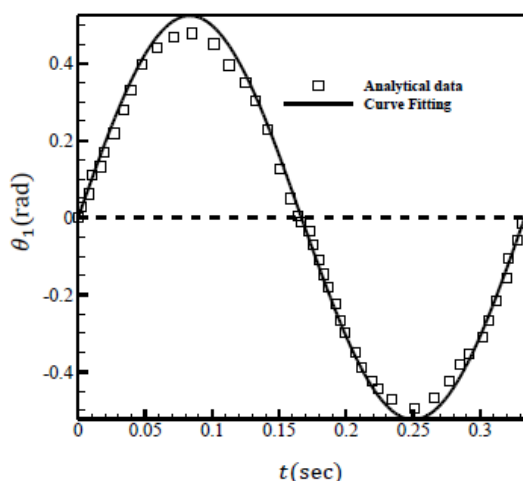


Fig. 13-Curve fitting and Numerical results comparison

شکل 13 مقایسه منحنی برآزش شده و نتایج حاصل از حل معادلات

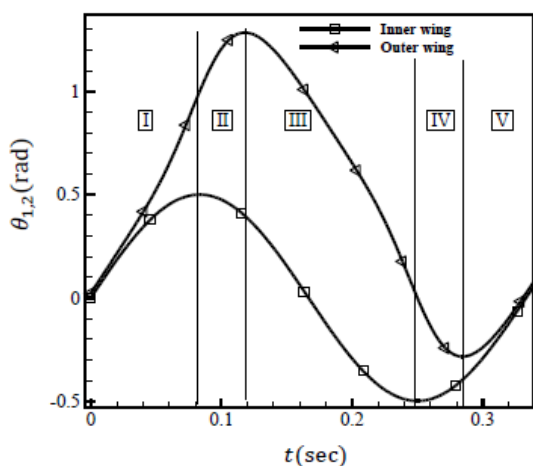


Fig. 14 Angular position of inner and outer wing

شکل 14 موقعیت زاویه‌ای بال‌های داخلی و خارجی

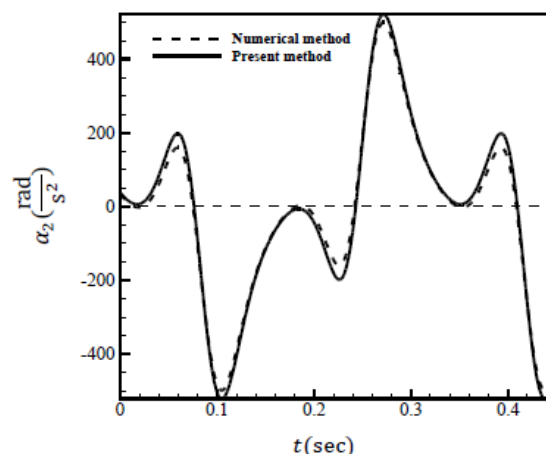


Fig. 11 Angular acceleration comparison between present work and Ref [5] of inner wing

شکل 11 مقایسه شتاب زاویه‌ای بال خارجی با استفاده از روش حاضر و مرجع [5]

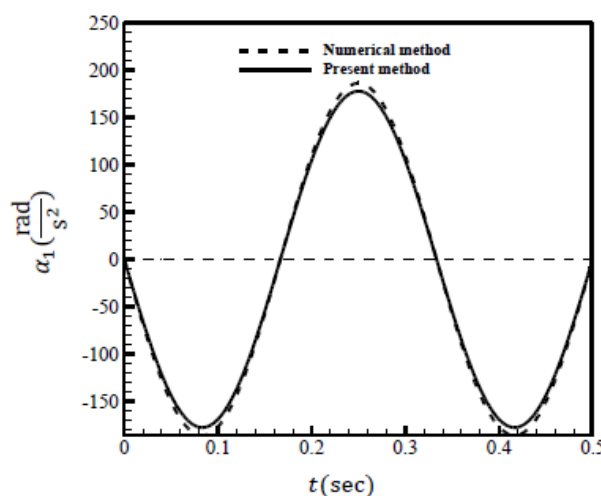


Fig. 12 Angular acceleration comparison between present work and Ref [5] of inner wing

شکل 12 مقایسه شتاب زاویه‌ای بال داخلی با استفاده از روش حاضر و مرجع [5]

در جدول 4 در حالت نخست هیچ یک از ضرایب تصحیح در محاسبات وارد نشده است. در حالت دوم فقط ضریب تصحیح E تأثیر داده شده است. در حالت سوم تمامی ضرایب به جز k_{per} اعمال شده است. در نهایت در حالت چهارم تمامی ضرایب اعمال شده اند. لازم به ذکر است نیروی جلوبرنده در تمامی حالات حدود صفر است که نهایتاً صفر در نظر گرفته شده است. همان طور که ملاحظه می شود بیشترین میزان تولید نیروی برآ برعهده حرکت روبه جلوس است. در واقع پرندگان برای غلبه بر نیروی وزنشان می بایست با جهشی که هنگام بلند شدن از زمین به خودشان می دهند به سرعت حداقلی که در این مورد خاص 5 متر بر ثانیه است برسند. حال در ادامه ی پرواز به دلیل اتلاف ناشی از دمپینگ سیال اندازه ی سرعت بال زن کاهش خواهد یافت پس در این مرحله حضور نیروی جلوبرنده ضروری خواهد شد. بال زن پرندگان این نیروی روبه جلو لازم را تولید می کنند.

در عین حال همان طور که در جدول 4 نیز مشاهده می شود حدود 8 درصد از نیروی برآ با کمک بال زن تأمین می شود. در حالی که مطابق جدول 5 بیش از 95 درصد نیروی جلوبرنده با کمک بال زن تأمین خواهد شد. در این بین سهم تولید نیروی برآ توسط بال خارجی چیزی حدود 45 برابر بال داخلی است و تولید نیروی جلوبرنده بال خارجی حدود 30 برابر بال خارجی خواهد بود.

بنابراین مطابق نتایج به دست آمده برای راندمان بیشتر، بال زن می بایست مساحت بال خارجی بیشتر از بال داخلی باشد. البته باید به این نکته نیز توجه کرد که با افزایش سطح بال، ممان اینرسی جرمی نیز افزایش می یابد که این خود عامل مزاحمی خواهد بود. بنابراین می بایست این افزایش سطح تا نقطه ی بهینه آن انجام شود به صورتی که هم نیروی برآ کافی و هم کمترین نیروی مزاحم اینرسی تولید شود. با اضافه کردن ترم فروریزش ناشی از انعطاف پذیری به معادله (32) می توان از مدل پیشنهادی برای بال زن با بال انعطاف پذیر نیز استفاده نمود.

جدول 3 موقعیت بال های داخلی و خارجی در فازهای مختلف حرکت

Table 3 Situation of inner wing and outer wing in different phase of motion

فاز حرکتی	وضعیت بال داخلی	وضعیت بال خارجی
I	حرکت رو به بالا	حرکت رو به بالا
II	حرکت رو به پایین	حرکت رو به بالا
III	حرکت رو به پایین	حرکت رو به پایین
IV	حرکت رو به بالا	حرکت رو به پایین
V	حرکت رو به بالا	حرکت رو به بالا

جدول 4 مقایسه ی نیروی برآ فازهای مختلف حرکتی در حالت های مختلف با اعمال

ضرایب تصحیح برای هر دو بال (نیوتون)

Table 4 comparison of lift force of different motion phase including lift correction factors for both wings (Newton)

فاز حرکتی	حالت اول	حالت دوم	حالت سوم	حالت چهارم
کروز	9.7745	8.84	8.818	8.7878
بال داخلی	0.022	0.020	0.017	0.01613
بال خارجی:	0.5655	0.4862	0.499	0.5205
حرکت مماسی:				
بال خارجی:	0.2833	0.2551	0.2555	0.2552
حرکت شعاعی				
مجموع	10.6453	9.6	9.58	9.57

مشخص است بال های داخلی و خارجی در محدوده ی زمانی مشخصی با یکدیگر هم فاز می شوند که با نمونه ی پرندگان موجود در طبیعت هم خوانی خوبی دارد. با قرار دادن رابطه های (18) و (27) و (32) و (29) و (30) در روابط (31) و (32) مقادیر نیروهای برآ و پسا به صورت "شکل 15 و 16" به دست خواهد آمد.

همان طور که از "شکل 15 و 16" مشخص مقادیر میانگین نیروی برآ و نیروی جلوبرنده در روش دینامیک سیالات محاسباتی برای یک بال به ترتیب 1.35 و 4.95 نیوتون و مقادیر به دست آمده از تئوری خط برآزا برای نیروی برآ و جلوبرنده به ترتیب 4.79 و 1.395 است که میزان خطای استفاده از روش تحلیلی پیشنهادی نسبت به حل دینامیک سیالات محاسباتی حدود 3 درصد است. دلیل اختلاف ناچیز این دو روش تصحیحاتی است که بر مبنای فیزیک حاکم بر آیرودینامیک مسئله بر تئوری خط برآزا اعمال شده است که تطابق خوبی با نتایج دینامیک سیالات محاسباتی دارد. در حالی که اگر تصحیحات صورت نگیرند مطابق جدول 4 و جدول 5، در حالت اول اختلاف نتایج تئوری خط برآزا و دینامیک سیالات محاسباتی حدود 20 درصد خواهد بود.

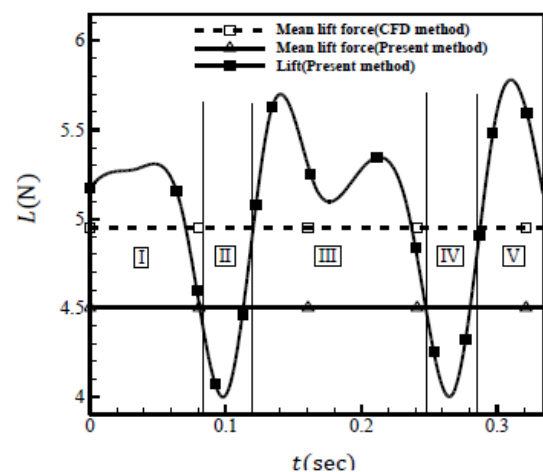


Fig. 15 Lift force comparison between CFD method and present work [7]

شکل 15 مقایسه نیروی برآ بدست آمده از روش دینامیک سیالات محاسباتی و روش ارائه شده [7]

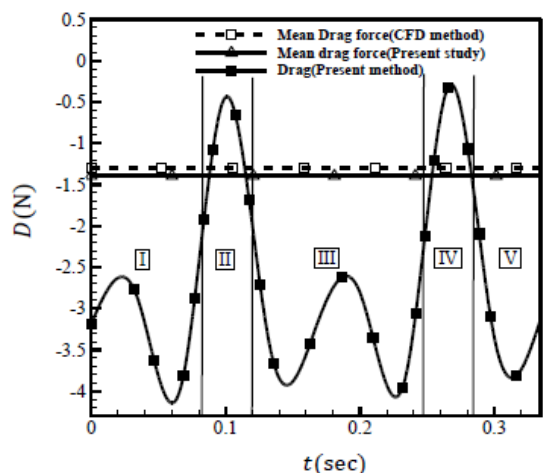


Fig. 16 Drag force comparison between CFD method and present work [7]

شکل 16 مقایسه نیروی پسا بدست آمده از روش دینامیک سیالات محاسباتی و روش ارائه شده [7]

جدول 5 مقایسه ی نیروی جلوبرنده فازهای مختلف حرکتی در حالت های مختلف با

اعمال ضرایب تصحیح برای هر دو بال (نیوتون)

Table 5 comparison of Trust force of different motion phase including lift correction factors for both wings (Newton)

فاز حرکتی	حالت اول	حالت دوم	حالت سوم	حالت چهارم
کروز	صفر	صفر	صفر	صفر
بال داخلی	0.1511	0.1455	0.1	0.093
بال خارجی:	3.084	2.94	2.84	2.7
حرکت مماسی				
بال خارجی:	0.00032	0.00026	0.00026	0.0003
حرکت شعاعی				
مجموع	3.2354	3.08576	2.94	2.7933

6- نتیجه گیری

در این تحقیق مدل کمپیف یکی از انواع مکانیزم های موجود که می توانند با کمترین درجات آزادی، پرواز پرندگان دارای بال دوتکه را تقلید کنند انتخاب شد. پیش از این، مدل مذکور از نظر ابعادی، تحلیل سینماتیکی و دینامیکی نشده بود. بنابراین با استفاده روش حلقه ها و نشان دادن بردارهای تشکیل دهنده حلقه ها به صورت مختلط، موقعیت زاویه ای، سرعت زاویه ای، شتاب زاویه ای محاسبه شدند. ابعاد میله های مکانیزم به صورتی انتخاب شدند که علاوه بر تقلید صحیح بال زدن پرندگان، بهینه ترین نیروهای برآ و جلوبرنده را تولید کند. همان طور که از نمودارها مشخص است در بخشی از مسیر حرکت بال های داخلی و خارجی با یکدیگر هم فاز می شوند که این نشان دهنده تطابق خوب این مکانیزم با نمونه های طبیعی است چراکه پرندگان در حرکت بال زدن روبه پایین هم فاز با یکدیگر پایین خواهند آمد. همان طور که ملاحظه می شود سرعت زاویه ای بال های داخلی و خارجی در یک دوره تناوب تقریباً با یک رویه شبیه یکدیگر در طی زمان تغییر می کند مگر در سه نقطه که سرعت زاویه ای بال خارجی نسبت به بال داخلی دارای یک جهش خواهد بود که با توجه به نمودار شتاب زاویه ای مشاهده می شود که بیشترین تغییرات شتاب زاویه ای درست در همان نقاط خواهد بود. این جهش ناگهانی شتاب زاویه ای بال خارجی نسبت به بال داخلی ناشی از حضور شتاب کوریولیس در بال خارجی است که با توجه به مقادیر قابل قبول آن باید در طراحی به آن توجه کرد. در ادامه پژوهش حاضر، به بررسی آیرودینامیک غیرخطی شبه پایای یک بال زن دارای بال های دوتکه پرداخته شد. در این روش، از ضرایب تصحیحی استفاده شد که اثرات آیرودینامیک غیرخطی ناشی از شیب منحنی لیفت بال سه بعدی، فروریزش القایی غیر ایده آل و پلان قوسی روی شیب منحنی لیفت دوبعدی را بر مسئله اعمال می کرد. این نتایج نشان داد که اعمال هر یک از این ضرایب باعث کاهش میزان نیروی برآ و نیروی جلوبرنده خواهد شد. در نهایت نیروهای برآ و جلوبرنده به کمک تئوری خط برآزا به دست آمد و با نتایج دینامیک سیالات محاسباتی که روشی نسبتاً دقیق است اما هزینه ی محاسباتی بالایی دارد، مقایسه و نشان داده شد که نتایج روش مذکور نسبت به روش دینامیک سیالات محاسباتی را از دقت بسیار خوبی برقرار است. در این مقاله نشان داده شد که هدف بال زدن پرندگان تولید نیروی جلوبرنده بوده است در حالی که نیروی برآ ناشی از حرکت روبه جلوی بال زن است؛ بنابراین پرندگان برای تولید سرعت لازم تولیدکننده نیروی برای لازم می بایست در هنگام پرش به سمت بالا به سرعت مذکور برسند. همچنین در بال زن با بال دوتکه، بال خارجی بیشترین سهم در تولید نیروی جلوبرنده را دارد.

7- فهرست علائم

$C_{\alpha g}$	ضریب تصحیح زاویه حمله هندسی
$c(r)$	اندازه وتر نقطه ی دلخواه روی بال
$C_{l\alpha,2d}$	شیب منحنی برآ-زاویه ی حمله
CFD	دینامیک سیالات محاسباتی
D_i	نیروی پسای القایی
k_{flap}	ضریب تأثیر مساحت مؤثر دیسک
k_{ind}	ضریب تأثیر فروریزش القایی
k_{per}	ضریب تأثیر تناوب دنباله
L	نیروی برآ
l_j	طول هر لینک مکانیزم
L_{Cj}	نیروی برآ ناشی از حرکت روبه جلو
R_j	طول بال
r	فاصله ی نقطه ی دلخواه از بدنه
S	سطح بال
S_d	مساحت دیسک
$S_{d,eff}$	مساحت مؤثر دیسک
t	(s) زمان
$V(r)$	سرعت خطی نقطه ی دلخواه روی بال
V_C	سرعت روبه جلو

نمادهای یونانی

α	نسبت به افق d زاویه ی لینک
α_g	زاویه ی حمله هندسی
α_i	زاویه ی حمله القایی
α_{eq}	زاویه ی حمله معادل
$\Gamma(r)$	گردش نقطه ی دلخواه روی بال
θ_j	زاویه هر لینک مکانیزم نسبت به افق
θ	متغیر عمومی
ρ	چگالی هوا
$\omega(r)$	فروریزش القایی
$\omega_{eff}(r)$	فروریزش القایی مؤثر
ω_1	سرعت زاویه ای بال داخلی
ω_2	سرعت زاویه ای بال خارجی

8- منابع

- [1] R. Madangopal, Z. A. Khan, S. K. Agrawal, Biologically inspired design of small flapping wing air vehicles using four-bar mechanisms and quasi-steady aerodynamics, *Journal of Mechanical Design*, Vol. 127, No. 4, pp. 809-816, 2005.
- [2] A. M. Malik, M. S. U. Khalid, F. Barlas, Modeling and simulation of kinematics for an active flapping and pitching mechanism, *Proceeding of World Congress on Engineering*, London, U.K., 2010.
- [3] R. Zbikowski, C. Galinski, C. B. Pedersen, Four-bar linkage mechanism for insectlike flapping wings in hover: Concept and an outline of its realization, *Journal of Mechanical Design (Transactions of the ASME)*, Vol. 127, No. 4, pp. 817-824, 2005.

- [11] H. Schlichting, E. Truckenbrodt, *Aerodynamics of the Airplane*, pp. 163-184, New York: McGraw-Hill, 1979.
- [12] M. R. Nabawy, W. J. Crowthe, A Quasi-Steady Lifting Line Theory for Insect-Like Hovering Flight, *PLoS one*, Vol. 10, No. 8, pp. 1265-1281, 2015.
- [13] W. F. Phillips, S. R. Fugal, R. E. Spall, Minimizing induced drag with wing twist, computational-fluid-dynamics validation, *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 2, pp. 437-444, 2006.
- [14] M. Rasmussen, D. Smith, Lifting-line theory for arbitrarily shaped wings, *Journal of Aircraft*, Vol. 36, No. 2, pp. 340-348, 1999.
- [15] W. Phillips, D. Snyder, Modern adaptation of Prandtl's classic lifting-line theory, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 4, pp. 662-670, 2000.
- [16] K. Jones, M. Platzer, An experimental and numerical investigation of flapping-wing propulsion, *AIAA Paper*, Vol. 995, No. 99, pp. 379-395, 1999.
- [17] P. Slavounos, An unsteady lifting-line theory, *Journal of Engineering Mathematics*, Vol. 21, No. 3, pp. 201-226, 1987.
- [18] A. Conlisk, Modern helicopter rotor aerodynamics, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 37, No. 5, pp. 419-476, 2001.
- [19] E. L. Houghton, P. W. Carpenter, *Aerodynamics for Engineering Students*, 5th ed., pp. 184-202, Burlington: Butterworth-Heinemann, 2003.
- [20] S. Mao, D. Gang, Lift and power requirements of hovering insect flight, *Acta Mechanica Sinica*, Vol. 19, No. 5, pp. 458-469, 2003.
- [4] R. F. Larijani, J. D. DeLaurier, A nonlinear aeroelastic model for the study of flapping wing flight, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 195, No. 3, pp. 399-428, 2001.
- [5] F. Negrello, P. Silvestri, A. Lucifredi, J. E. Guerrero, A. Bottaro, Preliminary design of a small-sized flapping UAV: II. Kinematic and structural aspects, *Meccanica*, Vol. 51, No. 6, pp. 1369-1385, 2016.
- [6] W. Send, M. Fischer, K. Jebens, R. Mugrauer, A. Nagarathinam, F. Scharstein, Artificial hinged-wing bird with active torsion and partially linear kinematics, *Proceeding of 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Brisbane, Australia, 2012.
- [7] J. Guerrero, C. Pacioselli, J. Pralits, F. Negrello, P. Silvestri, A. Lucifredi, A. Bottaro, Preliminary design of a small-sized flapping UAV: I. Aerodynamic performance and static longitudinal stability, *Meccanica*, Vol. 51, No. 6, pp. 1343-1367, 2016.
- [8] S. Karimian Aliabadi, A. Ebrahimi, Parametric study for kinematic optimization of flapping wing vehicle using a new aeroelastic model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 9, pp. 69-85, 2014.
- [9] L. Prandtl, *Applications of Modern Hydrodynamics to Aeronautics*, NACA TR-116, pp. 1-55, 1923.
- [10] O. K. G. Tietjens, L. Prandtl, *Applied hydro-and aeromechanics*, pp. 144-149, New York: Courier Corporation, 1957.