



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

شاهرخ شمس^{1*}، بابک میرزواند بروجنی¹، سید محمد منصور²، محمدرضا کاظمی²

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

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

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

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 پرندها، 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 بر اساس خط گردابه در مرکز آیرودینامیکی مقاطع بال استفاده می شود برای اولین بار در این تحقیق برای پرندها 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 انترگرال 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 پهپادهای بال زن به خاطر کم سروصدا بودن و تحت تأثیر اثرات دیواره نبودن و همچنین بازدهی بالاتری که نسبت به پهپادهای 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:

پرنده‌ها مکانیزمی چهار میله‌ای را طراحی، پیاده‌سازی و امتحان کرده‌اند که بیشترین شباهت را به حرکت پرندگان ایجاد کند. نمونه‌ی دیگری که به طراحی مکانیزم مناسب برای بال زدن¹ پرندگان پرداخته است، مربوط به الگوی² است که کمپف³ پیشنهاد داده است. مکانیزم کمپف هم‌زمان حرکت بال زدن صلب را به همراه حرکت چرخش بال ایجاد می‌کند در حالی که از هیچ موتور کنترل‌کننده‌ای⁴ استفاده نکرده است. در مکانیزم کمپف با استفاده از یک مکانیزم میل‌لنگ-لغزنده⁵، حرکت بال زدن ایجاد می‌شود که لغزنده⁶ به بال متصل است. برای ایجاد حرکت چرخشی بال، دومین مکانیزم میل‌لنگ-لغزنده که دارای اختلاف فاز نسبت به مکانیزم نخست است و هم‌فاز زاویه پیش‌مطلوب است، به کار برده می‌شود. دی‌لاریر [4] یکی از پیشنهادکنندگان مطالعه‌ی مکانیک پرواز بال زدن بین سال‌های 1980 تا 1990 است که آزمایش‌ها مختلفی را برای امکان‌پذیری ساخت پرنده‌های بال‌زن انجام داد. وی سرانجام توانست آزمون پروازی یک مدل مفهومی اثبات شده‌ی کنترل از راه دور را به سرانجام برساند تا به این شکل راه را برای ساخت هواپیماهای غول‌پیکر هموار سازد.

نگرلو و همکاران [5] مکانیزم پیشنهادی کمپف را با استفاده از روش‌های المان محدود تحلیل کردند و توانستند براساس بیشترین تنش‌های وارده بر مکانیزم جنس لینک‌های مکانیزم را انتخاب کنند و حد دوام آن‌ها را محاسبه کنند.

یک گروه تحقیقاتی آلمانی [6] تحت نظارت یک شرکت با عنوان تجاری فستو یک نمونه‌ی آزمایشگاهی بال‌زن به نام پرنده‌ی هوشمند⁷ را طراحی و تولید کرده‌اند. ویژگی بارز این ربات، استفاده از بال‌های پیش‌فعال⁸ است به صورتی که در طول حرکت پایین رفتن بال در نقطه‌ی مرگ پایین، زاویه‌ی حمله‌ی بال به‌صورت ناگهانی از منفی به مثبت تغییر پیدا می‌کند. این رویه برای حرکت رو به بالا به‌صورت برعکس خواهد بود که به این صورت نیروهای لیفت و پیشران را افزایش می‌دهد. هرچند نتایج این گروه تحسین برانگیز است اما هنوز بعضی سؤالات بی‌پاسخ 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 می‌شود.

هنگام طراحی یک ریز پرنده‌ی شبه‌طبیعی⁹ باید کارایی آیرودینامیکی، پایداری استاتیکی و دینامیکی، طراحی مکانیزم بال زدن، یکپارچگی سازه¹⁰ و کارایی مکانیکی بال‌زن مورد بررسی قرار گیرد. گورو [7] و همکاران به بررسی آیرودینامیک بال‌زن با مکانیزم بال دوتکه پرداخته‌اند که با استفاده از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی ضرایب برآ و پسا را محاسبه کرده‌اند. کریمیان علی‌آبادی همکاران [8] نیز با بررسی یک مکانیزم بال‌زن با بال‌های یک‌تکه و بررسی پارامترهای آیرودینامیکی آن به‌صورت عددی و تجربی تغییرات نیروی جلوبرنده، توان مصرفی و راندمان برحسب سختی پیچشی را نشان دادند.

تحلیل و مطالعه‌ی آیرودینامیک بال‌زن‌ها به کمک روش‌های عددی در طول نیم‌قرن اخیر رشد بسیاری داشته است. در این روش‌ها با انجام مدل‌سازی فیزیکی و ریاضی مناسب براساس فرضیات مختلف، رفتار میدان

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 کمپف به‌عنوان مکانیزم بال‌زن با بال دوتکه
- ✓ صلب بودن لینک‌های مکانیزم و بال‌های داخلی و خارجی بال‌زن
- ✓ غیرخطی بودن معادلات سینماتیکی مکانیزم و آیرودینامیک شبه‌پایای سه‌بعدی بال‌زن

2- تحلیل سینماتیکی⁴ مکانیزم بال‌زن

همان‌طور که در "شکل 1" مشخص است پرنده‌گان با جثه‌های بزرگ که وزنی حدود 1 کیلوگرم دارند دارای بال‌های خارجی بزرگ‌تری نسبت به بال داخلی‌شان هستند یکی از این پرنده‌گان مرغ نوروزی⁵ است که در پژوهش حاضر از ابعاد آن استفاده شده است. برای به حرکت درآوردن این بال‌ها می‌بایست مکانیزمی⁶ انتخاب شود که علاوه بر تعداد درجات آزادی کمتر بتواند الگوی بال‌زن پرنده‌گان را به‌خوبی تقلید کند.

تحلیل مکانیزم‌ها برای تعیین زاویه‌ی هر یک از لینک‌ها به ازای زاویه‌ی ورودی مشخص است. قدم اول قرار دادن دستگاه مختصات مرجع روی لولاهای ثابت است و سپس تعیین ابعاد لینک‌ها براساس دستگاه مختصات مرجع است. مکانیزم بال‌زن از دو مکانیزم چهار میله‌ای O_1ABCO_2 و BCO_2DE خواهد بود که دو بال داخلی و خارجی روی آن قرار گرفته‌اند. تحلیل سینماتیک شامل تحلیل موقعیت، سرعت و شتاب مکانیزم است. همچنین با نوشتن رابطه‌ها، نیروهای خطی و دورانی اعمالی به مکانیزم به دست خواهد آمد.

با استفاده از معادلات حلقه بسته، هر بردار دلخواه را می‌توان به‌صورت بردار مختلط رابطه‌ی (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 به‌صورت دو حلقه‌ی بسته از بردارها در نظر گرفته شود آنگاه روابط زیر به‌دست 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) به‌صورت جداگانه نوشته شوند می‌توان معادلات نهایی را به‌صورت کلی رابطه‌ی (3) نوشت.

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

به‌عنوان مثال در رابطه‌ی (4) تابع f به‌صورت زیر است:

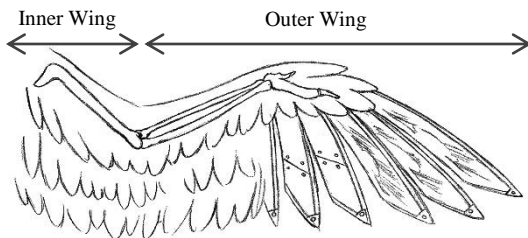


Fig. 1 Inner wing and outer wing of birds

شکل 1 شماتیک بال داخلی و خارجی پرنده‌گان

از تئوری خط برآزا برای بال‌های چرخان¹ در فاز پروازی تعلیق² استفاده کرد. فلیپس و همکاران [15] توانستند روشی را براساس تئوری خط برآزا ارائه دهند که برای فاز پروازی هم‌زمان حرکت روبه‌جلو³ و بال‌زدن بال‌زن‌ها مناسب است. در روش مذکور تأثیرات جریان ناپایای وابسته به سه‌بعدی بودن مدل نیز اعمال شده است.

در این مقاله، با هدف محاسبه نیروهای آیرودینامیکی یک پهپاد بال‌زن 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 میله‌ای است، رفتار این پهپاد که با کمک بال‌زدن تحت حرکت بالا و پایین رفتن غیرهم‌فاز دوتکه‌ی بال، نیروهای برآ و جلوبرنده خود را تأمین می‌کنند، شبیه‌سازی می‌شود. سینماتیک بال‌زدن این بال‌زن براساس الگوی کمپف مورد بررسی قرار خواهد گرفت. به‌صورت خلاصه می‌توان اهداف کار حاضر را در موارد زیر بیان کرد:

- معرفی یک مکانیزم مناسب برای بال‌زن با بال دوتکه
- استخراج معادلات سینماتیکی مکانیزم بال‌زن با بال دوتکه با استفاده از روش‌های تحلیلی-عددی
- استخراج و حل معادلات آیرودینامیکی حاکم بر بال‌زن با بال دوتکه به‌صورت تحلیلی
- بررسی اثرات حضور بال خارجی بر نیروهای آیرودینامیکی بال‌زن 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 می‌دهد، برای محاسبه‌ی نیروهای برآ و پسا در جریان شبه پایا برای حشرات مختلف با بال یک‌تکه در فاز حرکتی تعلیق محاسبه شده است [14]. در کار حاضر برای نخستین بار با استفاده از روش حلقه‌ها، مکانیزم بال‌زن با بال دو تکه که پیش از این با نرم‌افزارهای تجاری مانند LMS تحلیل شده بود، تحلیل شد. در این روش برخلاف نرم‌افزارهای تجاری معادلات قیدی به‌دست خواهند آمد که کنترل و تغییر ابعاد مکانیزم را بسیار آسان و سریع‌تر می‌کند. نوآوری دیگر پژوهش حاضر، تصحیح تئوری خط برآزا برای بال‌زن 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 فروریزش و سپس قدرت گردابه در هر مقطع بال محاسبه شده و در نهایت با انتگرال‌گیری روی سطح هر تکه و سپس کل بال، متوسط نیروهای آیرودینامیکی برآ و جلوبرنده‌ی بال‌زن با بال دوتکه که به‌صورت کوپل با یکدیگر عمل می‌کنند، برحسب زمان به‌دست می‌آیند. نتایج نشان می‌دهد که متوسط مقدار نیروی برای بال و همچنین بیشترین مقادیر آن در یک دوره تناوب بال‌زدن در حرکت کروز برای غلبه بر وزن پرنده کفایت کرده و بال خارجی برای تأمین متوسط مقدار نیروی جلوبرنده در پرواز مورد استفاده قرار می‌گیرد. به‌صورت خلاصه می‌توان فرضیات کار حاضر را به‌صورت زیر عنوان کرد:

- ✓ در نظر گرفتن صرفاً حرکت بال‌زدن و صرف‌نظر کردن از حرکت پیچش بال
- ✓ شباهت ابعاد بال‌زن 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 2^3 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]

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

¹ Constrain equation

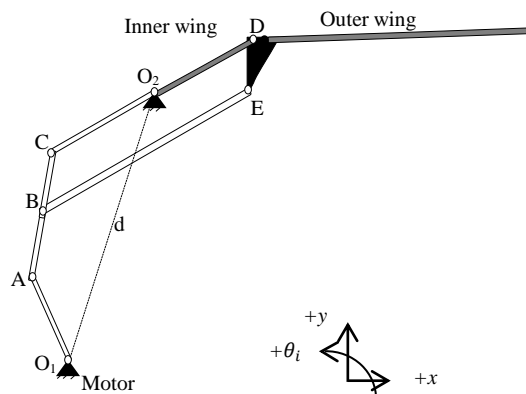


Fig. 2 schematic of articulated wing mechanism regarding Kempf patent

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.

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

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 روشن‌تر شدن روابط فرض شود فقط یکی از مکانیزم‌های چهار میله‌ای به صورت "شکل 3" وجود دارد. می‌توان زوایای β و θ را به صورت زیر نشان داد.

قسمت کمرنگ‌تر شکل که به صورت $\hat{A}CO_2$ نشان داده شده است به خاطر آن است که حل معادله‌ی (5) منجر به دو جواب قرینه به ازای یک β

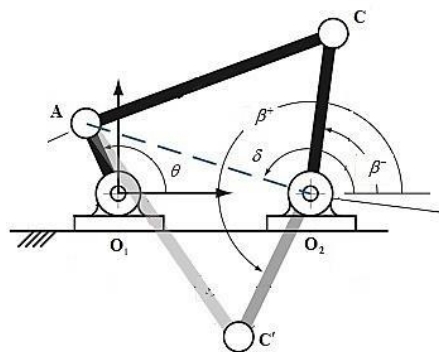


Fig. 3 β , δ angle in 4-R linkage

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

فروریزش القایی به خاطر اثرات گسستگی تناوب دنباله^۳، پدیده ای اتلاف نوک بال^۴ و مساحت مؤثر دیسک^۵ غیرایده آل 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 اندازه ی سرعت القایی به صورت زیر خواهد بود:

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

که رابطه ی (18) در مقایسه با رابطه ی (14) دارای ضرایب تصحیحی است که می تواند اثرات جریان غیرایده آل را در معادلات تئوری خط برآزا اعمال کند؛ بنابراین به صورت کلی می توان نوشت:

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

3-3- تأثیر پلان قوسی^۶ روی شیب منحنی لیفت دوبعدی

آخرین ضریب تأثیری که در این تحقیق بررسی می شود 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 می شود که یک صفحه تخت وجود دارد. درحالی که بال پرندگان دارای انحنای مخصوص به خود است. الینگتون توزیع وتر بال سه بعدی پرندگان را به صورت رابطه ی (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 به صورت نسبت محیط بال به دو برابر طول بال تعریف می شود.

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

که پارامترهای نوشته شده در رابطه ی (23) مطابق روابط (24) و (25) تعیین می شود.

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

که در رابطه ی (23) رابطه ی بین \hat{r}_1 و \hat{r}_2 مطابق رابطه ی (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 بی بعد 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 رابطه ی (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 می توان براساس \hat{r}_1 و نسبت منظری بال، آن را به دست آورد.

کوتا-ژوکوفسکی نیروی برآ به صورت زیر محاسبه می شود [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 پرائتل، گردش به صورت زیر به دست می آید [12]:

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

که فروریزش القایی به صورت رابطه ی (10) به دست می آید [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 رابطه ی (11) برای به دست آوردن گردش که اساس تئوری خط برآزای توسعه یافته پیشنهادی است، به دست می آید [12]:

(الف) آیرودینامیک غیرخطی ناشی از منحنی لیفت

(ب) تأثیر فروریزش القایی غیر ایده آل

(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 می شود.

1-3- اثرات آیرودینامیک غیرخطی

در فرمولاسیون اصلی روش خط برآ، ضریب برآی یک بال با زاویه حمله هندسی سه بعدی رابطه خطی دارد. این بدین معناست که برای استفاده از تئوری خط برآزا در پرندگان که رابطه ی ضریب نیروی برآی با زاویه حمله به صورت سینوسی و غیرخطی است، تصحیحاتی لازم خواهد بود. مطالعات صورت گرفته نشان می دهد که در فاز پروازی تعلیق حشرات، ضریب برآ به صورت رابطه ی (12) است [12]:

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

اساس رابطه ی بالا با در نظر گرفتن فرض غلبه ی نیروی فشاری بر نیروی اصطکاکی پوسته و همچنین متناسب بودن ضریب نیروی عمودی با سینوس زاویه ی حمله ی هندسی در این نوع فاز پروازی است.

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

در این رابطه همه ی زوایا برحسب رادیان است. رابطه ی (13) ضریب تصحیح زاویه ی حمله هندسی در بیان آیرودینامیکی غیرخطی سه بعدی خواهد بود. با روش زاویه حمله ی معادل به راحتی می توان مسائل غیرخطی را به روش خطی تئوری خط برآزا تحلیل کرد.

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

رابطه ی (14) اندازه ی سرعت القایی را نشان می دهد که در تئوری خط برآزا از آن برای یافتن نیروی برآی القایی استفاده می شود.

2-3- تأثیر فروریزش القایی غیرایده آل^۱

دومین ضریب تصحیح که در این جا بررسی می شود، بررسی اثر فروریزش القایی غیرایده آل است که بر اندازه فروریزش تأثیر خواهد داشت. منظور از فروریزش القایی، فروریزشی است که از جریان محلی صفحه ی گردابه لبه فرار بر فروریزش کل القا می شود. اساس تئوری خط برآزا برای نخستین بار برای بال ثابت^۲ مطرح شد و فروریزش القایی ایده آل بود. درحالی که برای بال زن ها

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].

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

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]

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

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 جرتقلی⁵، پروانه⁶، پینه دوز⁷، کرم میوه⁸ براساس ابعاد گزارش شده توسط نبوی و همکاران، آورده شده است.

باجل 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

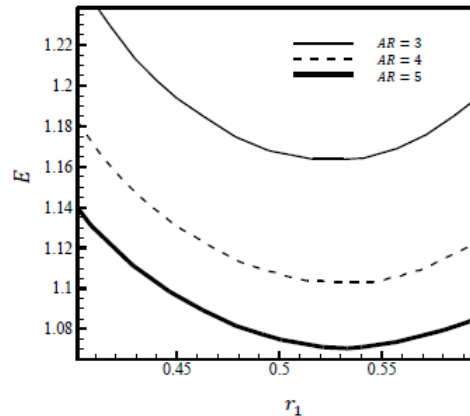


Fig. 4 The edge correction according to f_1 by Aspect Ratio changes [12]

شکل 4 تغییرات ضریب تصحیح لبه برحسب f_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)، Γ 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:

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

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

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

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

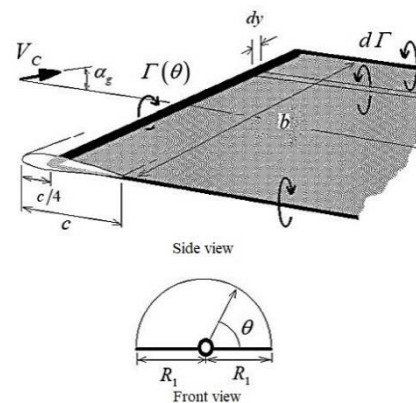


Fig. 5 Aerodynamic parameters of inner wing [19]

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 بال‌زدن مطابقت بسیار خوبی دارد و تنها در نقاط اکسترمم مطلق نمودارها بیشترین خطا که در حدود 6

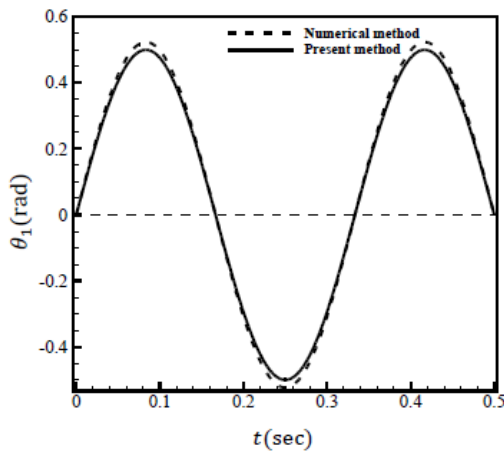


Fig. 8 Angular position comparison between present work and Ref [5] of inner wing

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

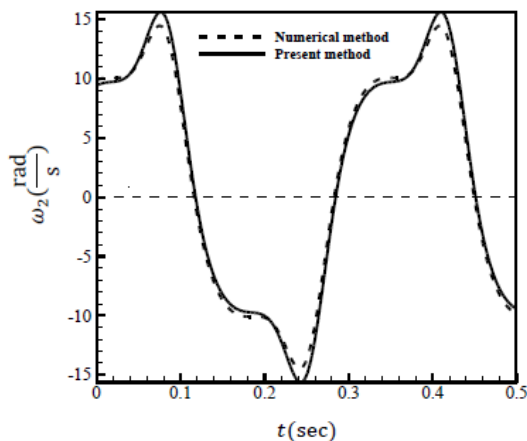


Fig. 9 Angular velocity comparison between present work and of Ref [5] Outer wing

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

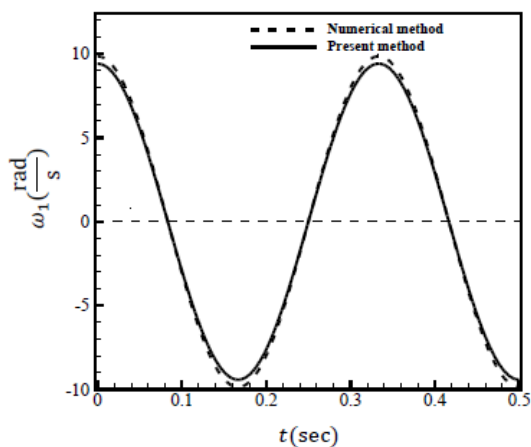


Fig. 10 Angular velocity comparison between present work and Ref [5] of inner wing

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

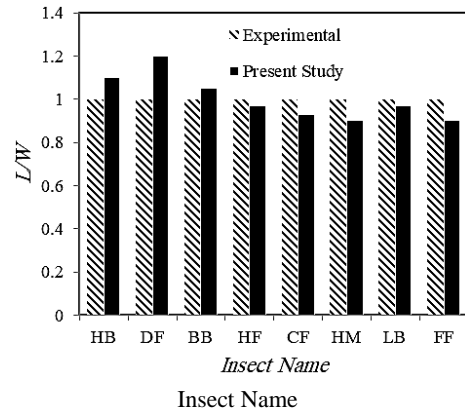


Fig. 6 Average lift to weight ratio comparison of Experimental data and present method [20]

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 بال‌زدن
5	m/s	V_C	سرعت کروز
0.314	m	S	مساحت تصویر شده‌ی یک بال
1	m	R_T	طول اسپین
14	m/s	V_{Cmax}	بیشترین سرعت مجاز
0.3833	m	R_1	طول بال داخلی
0.6167	m	R_2	طول بال خارجی

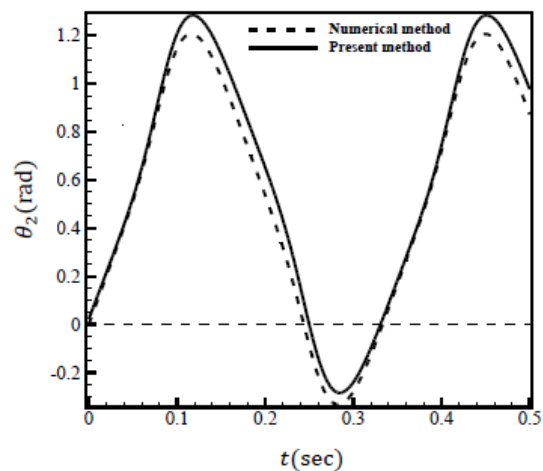


Fig. 7 Angular position comparison between present work and Ref [5] of outer wing

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 به تغییر جهت، به سمت پایین حرکت کرده در حالی که بال خارجی کم‌کم 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 برازنا نیروهای برآ و پسای 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) برازش می‌شود.

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

که در آن:

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

بامشتق‌گیری نسب به زمان از رابطه‌ی (33) می‌توان سرعت زاویه‌ای را نیز مطابق رابطه‌ی (35) به دست آورد.

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

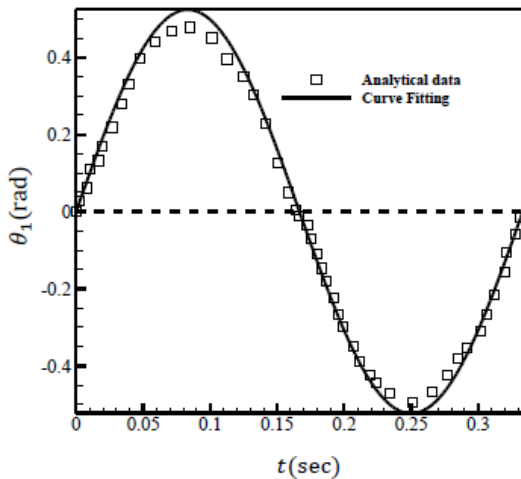


Fig. 13-Curve fitting and Numerical results comparison

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

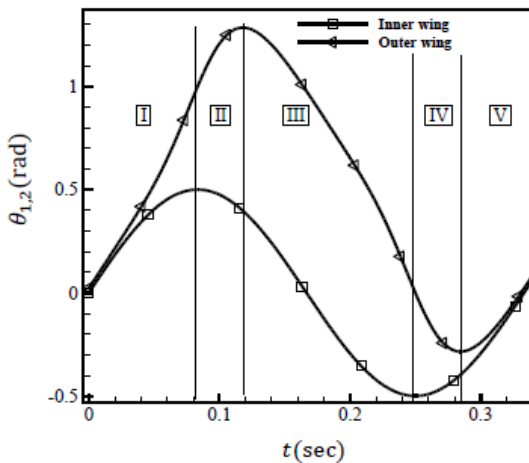


Fig. 14 Angular position of inner and outer wing

شکل 14 موقعیت زاویه‌ای بال‌های داخلی و خارجی

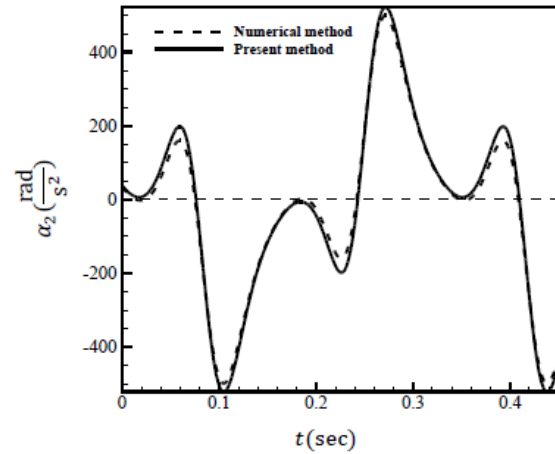


Fig. 11 Angular acceleration comparison between present work and Ref [5] of inner wing

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

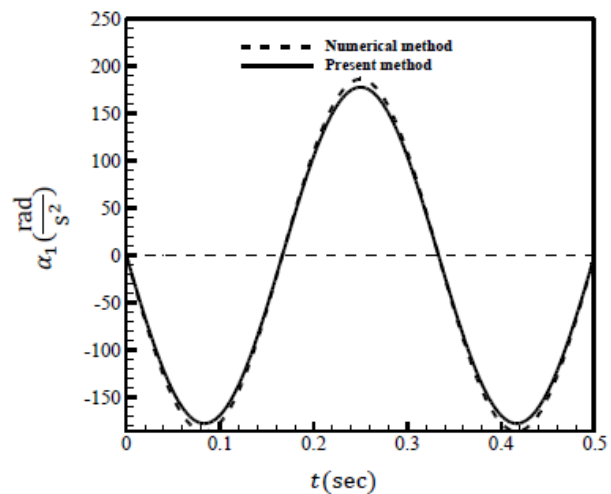


Fig. 12 Angular acceleration comparison between present work and Ref [5] of inner wing

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

در جدول 4 در حالت نخست هیچ‌یک 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 شده‌اند. لازم به ذکر است نیروی جلوبرنده در تمامی حالات حدود صفر است که نهایتاً صفر در نظر گرفته شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود بیشترین میزان تولید نیروی برآ برعهده‌ی حرکت روبه‌جلوست. در واقع پرندگان برای غلبه بر نیروی وزنشان می‌بایست با جهشی که هنگام بلند شدن از زمین به خودشان می‌دهند به سرعت حداقلی که در این مورد خاص 5 متر بر ثانیه است برسند. حال در ادامه‌ی پرواز به دلیل اتلاف ناشی از دمپینگ سیال اندازه‌ی سرعت بال‌زن کاهش خواهد یافت پس در این مرحله حضور نیروی جلوبرنده ضروری خواهد شد. بال‌زن پرندگان این نیروی روبه‌جلو لازم را تولید می‌کنند.

درعین‌حال همان‌طور که در جدول 4 نیز مشاهده می‌شود حدود 8 درصد از نیروی برآ با کمک بال‌زن تأمین می‌شود. درحالی‌که مطابق جدول 5 بیش از 95 درصد نیروی جلوبرنده با کمک بال‌زن تأمین خواهد شد. دراین‌بین سهم تولید نیروی برآ توسط بال‌خارجی چیزی حدود 45 برابر بال داخلی است و تولید نیروی جلوبرنده بال‌خارجی حدود 30 برابر بال‌خارجی خواهد بود.

بنابراین مطابق نتایج به‌دست آمده برای راندمان بیشتر، بال‌زن می‌بایست مساحت بال‌خارجی بیشتر از بال داخلی باشد. البته باید به این نکته نیز توجه کرد که با افزایش سطح بال، ممان اینرسی جرمی نیز افزایش می‌یابد که این خود عامل مزاحمی خواهد بود. بنابراین می‌بایست این افزایش سطح تا نقطه‌ی بهینه آن انجام شود به صورتی که هم نیروی برآی کافی و هم کمترین نیروی مزاحم اینرسی تولید شود. با اضافه کردن ترم فروریزش ناشی از انعطاف‌پذیری به معادله (32) می‌توان از مدل پیشنهادی برای بال‌زن با بال انعطاف‌پذیر نیز استفاده نمود.

جدول 3 موقعیت بال‌های 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 مقایسه‌ی نیروی برآ فازهای مختلف حرکتی در حالت‌های 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:	0.2833	0.2551	0.2555	0.2552
مجموع	10.6453	9.6	9.58	9.57

مشخص است بال‌های داخلی و خارجی در محدوده‌ی زمانی مشخصی با یکدیگر هم‌فاز می‌شوند که با نمونه‌ی پرندگان موجود در طبیعت هم‌خوانی خوبی دارد. با قرار دادن رابطه‌های (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" به‌دست خواهد آمد.

همان‌طور 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 به‌دست‌آمده 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. درحالی‌که 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.

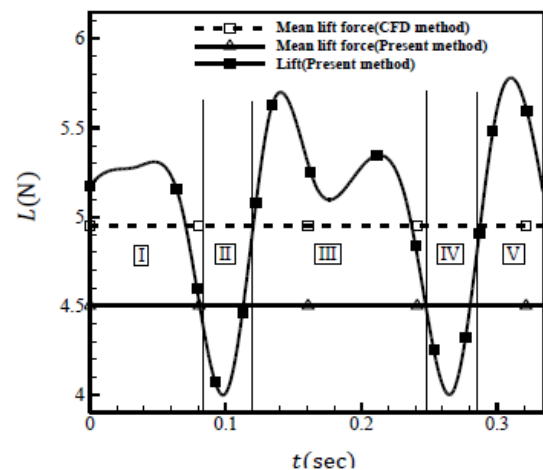


Fig. 15 Lift force comparison between CFD method and present work [7]

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

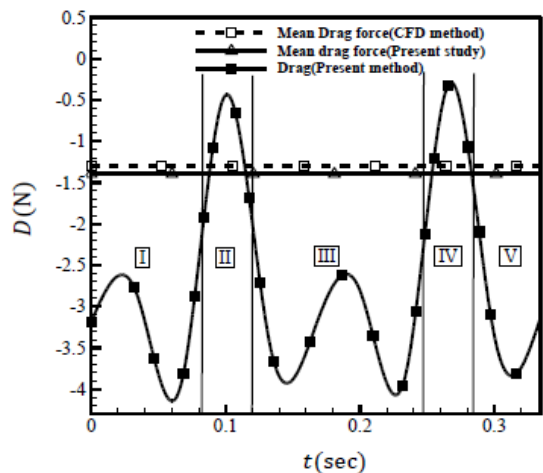


Fig. 16 Drag force comparison between CFD method and present work [7]

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

بنابراین می‌توان گفت روش ارائه‌شده قابلیت محاسبه نیروهای آپرودینامیکی انواع بال‌زن‌های با بال صلب یک‌تکه و دوتکه و به‌صورت کلی بال‌هایی که صلب هستند و حرکت نوسانی دارند قابل استفاده خواهند بود. البته با اضافه کردن ترم فروریزش ناشی از انعطاف‌پذیری به فروریزش کل، می‌توان از روش حاضر برای بال‌های نوسانی انعطاف‌پذیر نیز استفاده کرد.

7- فهرست علائم

C_{α_g}	ضریب تصحیح زاویه حمله هندسی
$c(r)$	اندازه وتر نقطه‌ی دلخواه روی بال
$C_{l\alpha,2d}$	شیب منحنی برآ-زاویه‌ی 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_{C_j}	نیروی برآ ناشی از حرکت روبه‌جلو
R_j	طول بال
r	فاصله‌ی نقطه‌ی دلخواه از بدنه
S	سطح بال
S_d	مساحت دیسک
$S_{d,eff}$	مساحت مؤثر دیسک
t	زمان (s)
$V(r)$	سرعت خطی نقطه‌ی دلخواه روی بال
V_C	سرعت روبه‌جلو

نمادهای یونانی

α	نسبت به افق d زاویه‌ی لینک
α_g	زاویه‌ی حمله هندسی
α_i	زاویه‌ی حمله القایی
α_{eq}	زاویه‌ی حمله معادل
$\Gamma(r)$	گردش نقطه‌ی 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 زاویه‌ای بال داخلی
ω_2	سرعت زاویه‌ای 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.

جدول 5 مقایسه‌ی نیروی جلوبرنده فازهای مختلف حرکتی در حالت‌های 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- نتیجه‌گیری

در این تحقیق مدل کمپیف یکی از انواع مکانیزم‌های موجود که می‌توانند 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 حلقه‌ها و نشان دادن بردارهای تشکیل‌دهنده حلقه‌ها به‌صورت مختلط، موقعیت زاویه‌ای، سرعت زاویه‌ای، شتاب زاویه‌ای محاسبه شدند. ابعاد میله‌های مکانیزم به صورتی انتخاب شدند که علاوه بر تقلید صحیح بال زدن پرندگان، بهینه‌ترین نیروهای برآ و جلوبرنده را تولید کند. همان‌طور که از نمودارها مشخص است در بخشی از مسیر حرکت بال‌های داخلی و خارجی با یکدیگر هم‌فاز می‌شوند که این نشان‌دهنده تطابق خوب این مکانیزم با نمونه‌های طبیعی است چراکه پرندگان در حرکت بال زدن روبه پایین هم‌فاز با یکدیگر پایین خواهند آمد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود سرعت زاویه‌ای بال‌های داخلی و خارجی در یک دوره تناوب تقریباً با یک روبه شبیه یکدیگر در طی زمان تغییر می‌کند مگر در سه نقطه که سرعت زاویه‌ای بال خارجی نسبت به بال داخلی دارای یک جهش خواهد بود که با توجه به نمودار شتاب زاویه‌ای مشاهده می‌شود که بیشترین تغییرات شتاب زاویه‌ای درست در همان نقاط خواهد بود. این جهش ناگهانی شتاب زاویه‌ای 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 آپرودینامیک غیرخطی شبه‌پایای یک بال‌زن دارای بال‌های دوتکه پرداخته شد. در این روش، از ضرایب تصحیحی استفاده شد که اثرات آپرودینامیک غیرخطی ناشی از شیب منحنی لیفت بال سه‌بعدی، فروریزش القایی غیر ایده‌آل و پلان قوسی روی شیب منحنی لیفت دوبعدی را بر مسئله اعمال می‌کرد. 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 به‌دست آمد و با نتایج دینامیک سیالات محاسباتی که روشی نسبتاً دقیق است اما هزینه‌ی 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 درحالی‌که نیروی برآ ناشی از حرکت روبه‌جلوی بال‌زن است؛ بنابراین پرندگان برای تولید سرعت لازم تولیدکننده نیروی برای لازم می‌بایست در هنگام پرش به سمت بالا به‌سرعت مذکور برسند. همچنین در بال‌زن با بال دوتکه، بال خارجی بیشترین سهم در تولید نیروی جلوبرنده را دارد.

- [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. Scavounos, 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.