



Experimental Investigation of the Aerodynamic Coefficients of a Flapping Wing with Combined Bulk and Membrane Parts

H.R Rezaei¹  S. Karimian² * A.R Kowsari³

¹.PhD student, University of Tehran, Tehran, Iran hrrezaei61@ut.ac.ir(

².Associate Professor, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran karimian@modares.ac.ir(

³.Associate Professor, University of Tehran, Tehran, Iran kpsari_a@ut.ac.ir

ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research Paper

Received: 06 May 2025

Received in Revised
form: 27 June 2025

Accepted: 03 August 2025

Available Online: 23
August 2025

Keywords:

Flapping Wing Bird

Wind Tunnel Testing

Aerodynamic Coefficients

Unsteady Flow

Thick-membrane Combined Wing

GRAPHICAL

In the present study, the experimental extraction of aerodynamic coefficients of a research-based flapping wing including of a featuring thick wing-part and a shell-type wing-part is investigated. This designed flapping wing mechanism has one degree of freedom with predominantly plunging motion, which could in turn generate an oscillatory wing movement in a wind tunnel. In this experimental study, airflow velocity, flapping frequency, and angle of attack have been considered as adjustable flight variables for the experimental tests. The variations of the thrust force coefficient with respect to the reduced frequency on the constant angle-of-attack contours have been measured and plotted. Additionally, lift coefficient curves with respect to the angle of attack for constant reduced-frequency contours have been measured and analyzed. Both these extracted curves and the performance indices were measured at airspeeds ranging from 5 to 10 m/s. In order to eliminate the static effect of geometry in force measurement, the technique of subtracting two states of fixed wing conditions and flapping wing conditions has been utilized. The extracted results demonstrate the relationship between kinematic parameters, such as airflow speed, flapping frequency, and angle of attack, with performance indices such as lift and thrust coefficients.

Cite this article: Rezaei H.R, Karimian S , Kowsari A.R. Experimental Investigation of the Aerodynamic Coefficients of a Flapping Wing with Combined Bulk and Membrane Parts. Journal of Fluid Mechanics and Aerodynamics 2025; 14 (1): 21-33. **DOI:** <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1404.14.1.2.5>

تخمین ضرایب آئرو دینامیک بال نوسانی یک بال زن

ترکیب شده از بخش های حجیم و پوسته ای به روش تجربی

حمیدرضا رضایی^۱، سعید کریمیان علی آبادی^{۲*}، امیررضا کوثری^۳

^۱ دانشجوی دکتری آئرو دینامیک، دانشکده پردیس بین المللی کیش، دانشگاه تهران (hrrezaei61@ut.ac.ir)

^۲ دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس (نویسنده مسئول: Karimian@modares.ac.ir)

^۳ دانشیار، دانشکده علوم و فناوری های میان رشته ای، دانشگاه تهران (kpsari_a@ut.ac.ir)

چکیده	برجسته ها
<p>در مطالعه حاضر، به استخراج تجربی ضرایب آئرو دینامیکی یک بال زن تحقیقاتی پیاده سازی شده متشکل از بخش های بال حجیم و پوسته ای پرداخته شده است. این مکانیسم بال زن انعطاف پذیر طراحی شده، یک درجه آزادی و با حرکت غالب پلانچ بوده که حرکت نوسانی بال در تونل باد را ایجاد می کند. در این مطالعه سرعت جریان هوا، فرکانس بال زدن و زاویه حمله به عنوان متغیرهای قابل تنظیم پروازی در آزمون ها در نظر گرفته شده اند. تغییرات ضریب نیروی پیشران نسبت به فرکانس کاهش یافته روی کانتورهای زاویه حمله ثابت، اندازه گیری و ترسیم شده است. همچنین منحنی های ضریب برا نسبت به زاویه حمله برای کانتورهای فرکانس کاهش یافته ثابت، اندازه گیری و تحلیل شده است. هردوی این منحنی ها و شاخص های عملکردی در سرعت های ۵ تا ۱۰ متر بر ثانیه اندازه گیری شده است. به منظور حذف اثر استاتیکی هندسه در اندازه گیری نیرو، از فن تفاضل دو حالت شرایط بال ثابت و حالت بال زن، استفاده شده است. نمودارهای استخراج شده نشان دهنده رابطه بین پارامترهای سینماتیکی مانند سرعت جریان هوا، فرکانس بال زدن، زاویه حمله با شاخص های عملکردی نظیر ضریب نیروی برا و پیشران است.</p>	<p>تاریخچه مقاله:</p> <p>نوع مقاله: علمی پژوهشی</p> <p>دریافت: ۱۴۰۴/۰۲/۱۶</p> <p>بازنگری: ۱۴۰۴/۰۴/۰۶</p> <p>پذیرش: ۱۴۰۴/۰۵/۱۲</p> <p>ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۰۶/۰۱</p> <p>کلیدواژه ها:</p> <p>پرنده بال زن</p> <p>آزمایش تونل باد</p> <p>ضرایب آئرو دینامیکی</p> <p>جریان نا پایا،</p> <p>بال ترکیبی حجیم و پوسته ای</p>

استناد: حمیدرضا رضایی[©]، سعید کریمیان علی آبادی[©]، امیررضا کوثری. تخمین ضرایب آیرودینامیک بال نوسانی یک بال زن ترکیب شده از بخش های حجیم و پوسته ای به روش تجربی. مکانیک سیالات و آیرودینامیک (۱۴۰۴)؛ ۱۴ (۱): ۲۱-۳۳.

<https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1404.14.1.2.5>



© نویسندگان.

ناشر: دانشگاه جام امام حسین (ع).

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر بررسی عملکرد پرواز پرندگان و حشرات توجه محققان را به خود جلب کرده است. در این راستا، زمینه‌های تحقیقاتی متنوعی در حوزه پرنده‌های بال‌زن نظیر بهینه‌سازی راندمان آئرو‌دینامیکی و پیش‌رانشی، ارتقای مکانیسم بال‌زدن، استفاده از کنترل جریان فعال و بهبود پایداری ایجاد و گسترش یافته است. همچنین موضوع نشست پرندگان، ناوبری و پرواز گروهی از جمله زمینه‌های جذاب حوزه مطالعات عملکردی پرندگان است. منزرا و اسمیت^۱ [۱] به بررسی روش‌های مختلف فرود پرندگان طبیعی و مصنوعی، منقرض شده و موجود پرداختند. در این تحقیق نحوه فرود با استفاده از سامانه‌های حسی مختلف برای تشخیص محل فرود مورد بررسی قرار گرفت. بیشتر پرندگان و حشرات از سامانه‌های نوری، بینایی و بویایی برای ناوبری فرود استفاده می‌کنند درحالی‌که خفاش به شنوایی متکی است.

در مطالعه دیگری، کینن^۲ و همکاران [۲] به توسعه و طراحی یک وسیله هوایی کوچک بال‌زن بدون دم به نام مرغ مگس‌خوار نانو با استفاده از فناوری‌های پیشرفته و طراحی‌های نوآورانه پرداختند. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که این وسیله هوایی توانسته است به عملکرد مناسبی در پرواز اعم از معلق ماندن در هوا برای چند دقیقه، پرواز روبه‌جلو با سرعت ۶/۷ متر بر ثانیه و انتقال ویدئوی زنده به ایستگاه زمینی دست یابد [۲].

ربات بال‌زن دلفی^۳ در نسخه‌های مختلفی از جمله مدل‌های اکسپلورر^۴ و نیمبل^۵ باهدف بررسی کنترل دقیق موقعیت پرواز بال‌زن در تونل باد تهیه شده است. روش کار در آن‌ها استفاده از کنترل سلسله مراتبی (نرم‌افزار پاپارازی^۶) و ترکیب کنترل پیش‌خور و بازخورد است. نتایج نشان می‌دهد دستیابی به دقت بالای ۲/۵ سانتی‌متر برای چند ثانیه، در مطالعات آئرو‌دینامیک برای فن‌های تصویربرداری استریوپی‌ای وی^۷ سبب پیشرفت شده است [۳ و ۴].

روبرت^۸ و همکاران [۵] به توسعه‌ی یک مدل برای مانورهای شیرجه‌ی خودکار در وسایل نقلیه هوایی بال‌زن پرداختند که از مکانیسم بال‌های چرخشی برای حرکت و کنترل استفاده می‌کرد. هدف از این پژوهش ایجاد یک سیستم مؤثر برای اجرای شیرجه‌های دقیق و مستقل توسط وسایل هوایی بال‌زن است.

شکارایو و سیلین^۹ [۶] به بررسی آئرو‌دینامیک بال‌های بال‌زن پرداخته و نیروهای برآ و افقی را در زوایای حمله مختلف اندازه‌گیری کردند. آزمایش‌های آن‌ها در تونل باد با دو مدل بال با دهانه‌های ۲۵ و ۷۴ سانتی‌متر انجام شده و نیروها در فرکانس ثابت بال‌زدن و سرعت‌های مختلف جریان آزاد اندازه‌گیری شد. نتایج نشان می‌دهد که بال‌های بال‌زن در زوایای حمله بالا استال ناگهانی نداشته و انتقال نرم از پرواز افقی به پرواز معلق را ممکن می‌سازند. ضرایب آئرو‌دینامیکی به‌خوبی با نسبت پیشروی تطابق دارند.

مولر^{۱۰} و همکاران [۷] به بررسی استفاده از مکانیسم تاشو در بال بال‌زن‌های مینیاتوری پرداختند. هدف اصلی آن‌ها کاهش مقاومت هوا در حرکت بال‌ها و بهبود مانور پذیری وسایل پرنده کوچک بود. آن‌ها با استفاده از طراحی یک مکانیسم تاشوی غیرفعال، بال‌ها را در حرکت بالا جمع کردند. این مکانیسم بدون نیاز به عملگرهای اضافی و سامانه‌های کنترلی در یک نمونه آزمایشی مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج نشان داد که این مکانیسم، درحالی‌که توانایی پرواز و مانور پذیری حفظ می‌شد، باعث کاهش سرعت پیشروی و افزایش قابلیت حمل بار وسایل پرنده نیز می‌شد.

استوارت^{۱۱} و همکاران [۸] به بررسی بهینه‌سازی شکل و ساختار بال‌های بال‌زن با استفاده از مدل‌های آئرو‌دینامیکی و المان محدود پرداختند. آن‌ها با استفاده از مدل‌سازی آیرولاستیک با ترکیب مدل آئرو‌دینامیکی شبکه گردابی ناپایا و مدل المان محدود صفحه‌ای به تحلیل و ارزیابی سامانه طراحی شده پرداختند. متغیرهای طراحی شامل پارامترهای شکل و ضرایب چندجمله‌ای ضخامت بال بودند. نتایج بهینه‌سازی چندهدفه نشان داد که شکل‌های بهینه بال می‌توانند نیروی پیش‌ران بیشتری تولید کنند اما نیاز به توان ورودی بیشتری نیز دارند.

نگرلو^{۱۲} و همکاران [۹] به طراحی مکانیسم بال‌زن برای پهپادهای کوچک زیست-الهام، از جنبه‌های سینماتیکی و ساختاری باهدف بهبود عملکرد آئرو‌دینامیکی در سرعت‌های پایین پرداختند.

نیان^{۱۳} و همکاران [۱۰] باهدف بهبود عملکرد پروازی بال‌ها، به بررسی عملکرد بال‌های انعطاف‌پذیر با یک ایرفویل متصل به ریشه در تونل باد پرداختند. کیم^{۱۴} و همکاران [۱۱] به طراحی، ساخت و آزمایش پرواز یک پرنده بال‌زن^{۱۵} دوبخشی مفصلی پرداختند که با فرکانس ۲-۳ هرتز بال می‌زد و طول بال آن ۱/۸ متر بود. شمس و همکاران [۱۲] نیروهای آئرو‌دینامیکی غیرخطی شبه پایای بال‌زن با بال‌های دوتکه را محاسبه نموده و تحلیل

⁹ Shkarayev, Silin

¹⁰ Mueller

¹¹ Stewart

¹² Negrello

¹³ Nian

¹⁴ Kim

¹⁵ Ornithopter

¹ Manzanera, Smith

² Keennon

³ DelFly

⁴ Explorer

⁵ Nimble

⁶ Paparazzi

⁷ Stereo PIV

⁸ Roberts

بررسی پدیده‌های تعاملی سیال-سازه در یک بال پرنده مانند پرداختند. کی^۷ و همکاران [۲۴] بر مطالعه دینامیک بال زدن در پرواز معلق^۸ متمرکز شدند. هدف آن‌ها توسعه مدل‌هایی بود که حرکات بال زدن را در این نوع پرواز شبیه‌سازی و تحلیل کنند. این پژوهش به بررسی نحوه‌ی تولید نیروهای موردنیاز برای پایداری و بهره‌وری در پرواز معلق می‌پردازد. در تحقیق دیگری گانگ^۹ و همکاران [۲۵] به بررسی یک مطالعه عددی در خصوص اثرات پارامترهای مختلف بر عملکرد نیروی بال‌های سه‌بعدی بالزن پرداختند و عملکرد نیروی پیشران بال‌های سه‌بعدی بالزن با استفاده از روش شبکه مرزی غوطه‌ور بولتزمن^{۱۰} را ارزیابی نمودند. گالیوان و دلاوریر^{۱۱} [۲۶] یک مطالعه تجربی بر روی راندمان آئرویدینامیکی بالزن پوسته‌ای انجام دادند. آن‌ها به بررسی تأثیر نسبت منظری بال، شکل بال، سختی تیر(اسپار)، جرم بال پوسته‌ای، و ترتیب اسکلت‌بندی اشاره کردند. مظاهری و همکاران [۲۷]، به تدوین روشی تجربی با احتساب تأثیر انعطاف‌پذیری طولی بال‌ها بر آئرویدینامیک بالزن در حالت معلق پرداخته‌اند. لین^{۱۲} و همکاران [۲۸] به بررسی نیروی برا و پیشران بال‌های پوسته‌ای یک بالزن پرداختند. کیم^{۱۳} و همکاران [۲۹]، در تحقیقات تجربی بر روی ویژگی‌های آئرویدینامیکی یک بالزن بیومیمتیک^{۱۴} با کامپوزیت‌های فیری ماکرو تقویت‌شده متمرکز شدند.

استوارتز و لنتینک^{۱۵} [۳۰] و ریچ^{۱۶} و همکاران [۳۱]، به بررسی رفتار آئرویدینامیکی گذرا در زوایای حمله بالا و نزدیک به واماندگی در وسایل هوایی کوچک پرداختند. کریمیان و همکاران [۳۲] به مدل‌سازی یک ربات بالزن انعطاف‌پذیر با استفاده از روش باند گراف^{۱۷} پرداختند. هدف اصلی آن‌ها بهبود عملکرد و کارایی این ربات‌ها با استفاده از بال‌های دوبخشی بود. اجزا و زیرسیستم‌های ربات پرنده با استفاده از روش باند گراف مدل شده بود. نیروهای آئرویدینامیکی با فرض تئوری شبه پایا استخراج شده و رفتار خمشی بال‌های انعطاف‌پذیر نیز در مدل لحاظ شده بود. نتایج نشان می‌داد که تفاوت فاز بین حرکات رفت‌وبرگشت بال‌ها می‌تواند به‌عنوان ورودی در طراحی سیستم کنترل جانبی استفاده شود و حساسیت نیروی جانبی به زاویه پیچ فعال بیشتر از سایر پارامترها است که می‌تواند در مانورهای سریع مؤثر باشد [۳۳].

آذرگون و جوارشکیان [۳۴] به بررسی عملکرد آئرویدینامیکی و تحلیل رفتار پیچیده جریان هوا و نیروهای مؤثر بر بال‌های

سینماتیکی کردند. گوئرو^۱ و همکاران [۱۳] در تحقیق خود به بررسی عملکرد آئرویدینامیکی و پایداری استاتیکی طولی یک بالزن پرداختند. آن‌ها با استفاده از روش شبیه‌سازی عددی پارامتریک، مدل پرنده را در شرایط پرواز گلاید و بال زدن بررسی کردند. هو^۲ و همکاران [۱۴] به بررسی بال‌های سه‌بخشی پرداختند که عملکرد زیست‌سازه^۳ بهتری در مقایسه با بال‌های تک‌بخشی و دوبخشی داشت.

استفاده از بال‌های مفصلی در فرآیند مدل‌سازی دارای معایبی از جمله وزن بالا به دلیل اتصالات و پیوندها و پیچیدگی طراحی است. باین‌وجود، با توجه به مزایای بال‌های مفصلی، می‌توان این معایب را نادیده گرفت [۱۵ و ۱۶].

مظاهری و همکاران [۱۷] یک سیستم بالزن و یک مجموعه آزمون طراحی کردند تا نیروی برا، پیشران و مصرف توان را در فرکانس‌های مختلف بال‌زنی، زوایای برخورد و سرعت‌های مختلف تونل باد اندازه‌گیری کند. نتایج نشان می‌دهد که افزایش فرکانس بال‌زنی منجر به افزایش نیروی پیشران شده و سرعت باد نیز نیروی برا را افزایش می‌دهد. از نتایج این تحقیق در بهینه‌سازی طراحی یک وسیله پرنده استفاده شده است.

شای^۴ و همکاران [۱۸] به بررسی پرواز وسایل هوایی کوچک با بال‌های انعطاف‌پذیر و متحرک با بهره‌گیری از حل جریان نا پایا در حرکت تناوبی بال با استفاده از معادلات ناویر-استوکس پرداختند. تئودورسن^۵ [۱۹] به تئوری کلی ناپایداری آئرویدینامیکی و مکانیسم فلاتر پرداخته است. یکی از جدیدترین مدل‌هایی که به‌طور قابل توجهی به محدودیت‌های شبیه‌سازی حرکت بال زدن می‌پردازد توسط دلاوریر پیشنهاد شد [۲۰]. این راهکار یک مدل نا پایا است که از تئوری نواری برای شبیه‌سازی آئرویدینامیک استفاده می‌کند. رمضانی و مانی [۲۱] اثرات نوع بال، زاویه حمله، انعطاف‌پذیری بال و تأثیر بال زدن بر نیروهای آئرویدینامیکی در بال‌های سه‌بعدی با اعداد رینولدز پایین و فرکانس‌های کاهش‌یافته مختلف با استفاده از آزمایش‌های تجربی در یک تونل باد را بررسی کردند. مظاهری و ابراهیمی [۲۲] به بررسی تجربی عملکرد آئرویدینامیکی بالزن در پرواز روبه‌جلو پرداختند و نتایج آن‌ها نشان داد که افزایش فرکانس بال زدن منجر به افزایش نیروی پیشران می‌شود. درحالی‌که افزایش سرعت جریان هوا در تونل باد و افزایش زاویه حمله باعث کاهش نیروی پیشران و افزایش نیروی برا می‌شود. مدل‌های آئرویدینامیکی معرفی شده‌اند که می‌توانند در فرآیند طراحی و بهینه‌سازی بال زدن استفاده شوند. در تحقیق تجربی دیگری دشپنده و مدنی^۶ [۲۳] به

⁷ Ke

⁸ Hovering

⁹ Gong

¹⁰ IB-LBM

¹¹ Gallivan, DeLaurier

¹² Lin

¹³ Kim

¹⁴ Biomimetic

¹⁵ Stowers, Lentink

¹⁶ Reich

¹⁷ Bond graph

¹ Guerrero

² Hua

³ Bionic

⁴ Shyy

⁵ Theodorsen

⁶ Deshpande, Modani

کریمیان و سادات [۳۹] به بررسی عملکرد آئرو دینامیکی بال یک پهپاد با قابلیت تغییر شکل^۱ پرداختند. هدف اصلی، بهبود کارایی پروازی پهپاد از طریق بهره‌گیری از قابلیت‌های پیشرفته طراحی و تغییر هندسه‌ی بال بود. نتایج نشان می‌دهند که استفاده از راهکار تغییر شکل بال می‌تواند باعث بهبود مناسبی در عملکرد آئرو دینامیکی و کاهش مصرف انرژی سیستم شود. کریمیان و همکاران در مطالعه دیگری به فرود پرنده بال‌زن و طراحی مانور مناسب جهت نشست پرنده، پرداخته‌اند. آن‌ها با بهره‌گیری از یک مدل آئرو دینامیکی مناسب، نگاشتی از پارامترهای کنترلی شامل فرکانس و شدت کارکرد موتور با کمیت‌های عملکردی شامل سرعت، زاویه حمله و زاویه پیچ پرنده را ارائه کرده‌اند که مسیر تقرب پرنده باهدف فرود ایمن در یک نقطه را شکل می‌دهد [۴۰].

بر اساس شکاف تحقیقاتی در پژوهش‌های صورت گرفته در دنیا در زمینه بال‌زن، می‌توان به تحقیق پیرامون بال‌زن ترکیبی حجیم-پوسته‌ای پرداخت. هدف از پژوهش حاضر بررسی و ارزیابی عملکرد آئرو دینامیکی یک بال‌زن با بال دوبخشی ترکیبی حجیم-پوسته‌ای است. در این راستا اثر تغییر پارامترهای جریانی نظیر سرعت جریان هوا، فرکانس بال‌زن و زاویه حمله در شکل‌دهی نیروهای آئرو دینامیکی مورد آزمون‌های تجربی قرار گرفته‌اند (شکل (۱)).

۲- معرفی هندسه مینا

مکانیسم بال‌زن در بخش آزمون از یک موتور جریان مستقیم^۲، یک کنترل‌کننده سرعت موتور، یک جعبه‌دنده، یاتاقان‌ها، صفحات نگه‌دارنده، پایه آزمون و یک بال حجیم به همراه بال پوسته‌ای مطابق با جدول (۱) تشکیل شده است. اندازه‌گیری نیروی آئرو دینامیکی برای یک بال‌زن با دهانه بال^۳ ۸۳ سانتی‌متری با استفاده از بالانس خارجی انجام شده است.

جدول (۱): مشخصات پرنده بال‌زن

طول بال b, (متر)	۰/۸۳
فرکانس بال زدن f, (هرتز)	۰-۴/۵
دامنه زاویه بال زدن Φ , (درجه)	۴۲
مساحت کل بال S, (مترمربع)	۰/۱۴
مساحت بال پوسته‌ای S1, (مترمربع)	۰/۰۹۵
مساحت بال حجیم S2, (مترمربع)	۰/۰۴۵
تعداد دنده‌ها	۳
طول وتر C, (متر)	۰/۱۵
جرم m, (گرم)	۱۱۱

مصنوعی الهام گرفته از عقاب در مود پرواز روبه‌جلو می‌پردازند. روش کار مبتنی بر آزمون تجربی در تونل باد و تحلیل عددی باهدف مدل‌سازی دینامیکی جریان هوا جهت مقایسه با نتایج آزمون‌های تجربی است.

آراسته و همکاران [۳۵] به بررسی اثر زمین‌بر عملکرد آئرو دینامیک بال‌زن در پرواز روبه‌جلو پرداختند. تمرکز اصلی مطالعه آن‌ها بر روی تغییرات نیروی برا و نیروی پیش‌ران هنگام تقرب بال‌زن به سطح زمین و درک پدیده‌های جریان هوا و تأثیرات آن بر عملکرد آئرو دینامیکی بال‌ها است. برای انجام این پژوهش، آزمون‌های تجربی در یک تونل باد طرح‌ریزی و انجام پذیرفته است. عملکرد آئرو دینامیکی بال‌های متحرک در شرایط مختلف از جمله زوایای حمله، سرعت‌های پروازی متفاوت و فاصله‌های مختلف بال از سطح زمین مورد آزمایش واقع شدند. در تحقیق مزبور ابزارهای پیشرفته برای اندازه‌گیری نیروهای آئرو دینامیکی و تجزیه و تحلیل تغییرات جریان هوا به کار گرفته شده‌اند تا تأثیر نزدیک شدن به سطح زمین به‌طور دقیق‌تر بررسی شود.

مهربان و همکاران [۳۶] به بررسی عملکرد آئرو دینامیکی بال‌های با لبه حمله سینوسی و صاف با استفاده از فلپ هوشمند در رژیم‌های جریان با اعداد رینولدز پایین پرداختند. هدف اصلی مطالعه آن‌ها شناسایی اثر این نوع فلپ‌ها بر نیروهای برا و پایداری جریان هوا، به‌ویژه در زاویه‌های حمله بالا و شرایط پس از واماندگی بود.

فشالمی و همکاران [۳۷] به بررسی علمی و دقیق مکانیسم بال‌زدن مرغ‌ان سرسیاه در حالت پرواز مستقیم پرداخته‌اند. در این تحقیق از روش‌های تجربی برای تحلیل دینامیک پرواز و نیروهای آئرو دینامیکی استفاده شده است. با استفاده از تصویربرداری سرعت‌بالا، حرکات بال‌ها در شرایط کنترل شده ثبت شده‌اند. همچنین مدل‌سازی فیزیکی برای تحلیل نیروهای آئرو دینامیکی و مکانیسم‌های تولید نیروی پیش‌ران و برا انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که حرکات بال دارای الگوهایی خاص است که می‌تواند به تولید نیروی پیش‌ران و برا در پرنده کمک کند.

فروضی و همکاران [۳۸] به بررسی پرواز معلق وسایل هوایی کوچک بال‌زن با الهام از پرواز پرندگان پرداختند. تمرکز اصلی آن‌ها روی نقش انحراف خمشی بال در تولید نیروها و ضرایب آئرو دینامیکی در حین پرواز معلق است. هدف اصلی مقاله مزبور شبیه‌سازی به جهت ارزیابی کارایی مکانیسم‌های پروازی الهام گرفته از پرندگان و در نتیجه تحلیل بهتر پرواز در مقیاس کوچک بود.

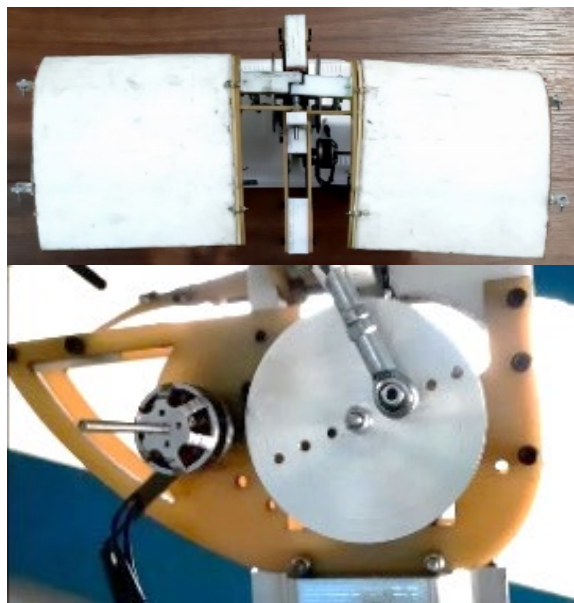
¹ Morphing

² DC

³ Wingspan

شمعی است. اسپار جلو با استفاده از پی ال ای^۲ به صورت سه بعدی چاپ شده و در لبه جلویی بال قرار می گیرد. دنده ها از نوارهای از جنس فیبر کربن و با عرض ۳ میلی متر ساخته شده و به اسپار اصلی متصل می شوند. اسپار جلو به دلیل نیروهای اینرسی و آئرو دینامیکی به بال پوسته ای پیچ و تاب می دهد. بال زن، همان طور که در شکل (۲) نشان داده شده اساساً شامل یک بدنه ثابت، بال های متحرک و مکانیسم بال زدن با موتور الکتریکی و گیربکس است.

همان طور که در شکل (۳) ملاحظه می شود بال زن دارای دو بخش بال است که بخش اول بال حجیم بوده و صلب است و بخش دوم آن بال پوسته ای بوده و انعطاف پذیر است. جنس بال پوسته ای متشکل از پارچه شمعی، اسپار از جنس پی ال ای با سختی ۵۰ مگا پاسکال، ریب ها از ماده فیبر کربن با سختی ۳۵۰۰ مگا پاسکال است.

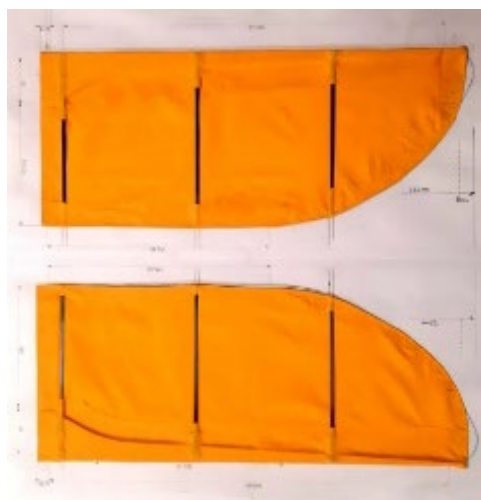


شکل (۲): مکانیسم پرنده بال زن

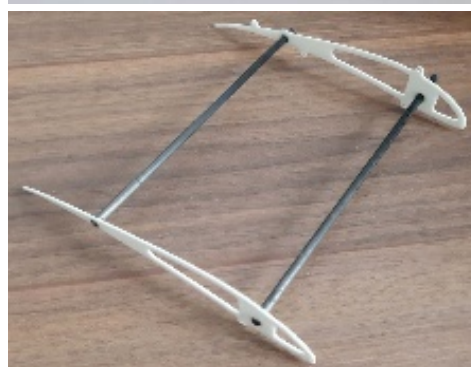
۳- سکوی آزمون تجربی

آزمایش های تجربی در یک تونل باد مدار باز مادون صوت با ابعاد مقطع آزمایشی $1/85 \times 3/75$ متر که قادر به ارائه سرعت جریان باد در محدوده ۳ تا ۱۷ متر بر ثانیه ایجاد کند، انجام شده است. شدت آشفتگی جریان هوا در امتداد محور تونل کمتر از ۰/۴ درصد است، که یک محیط آرام برای بخش آزمون محسوب می شود.

برای اندازه گیری نیروها و گشتاورها از یک حس گر نیروی خارجی مینی چهل^۳ مطابق شکل (۴) استفاده شده که بر روی پایه آزمون



الف



ب

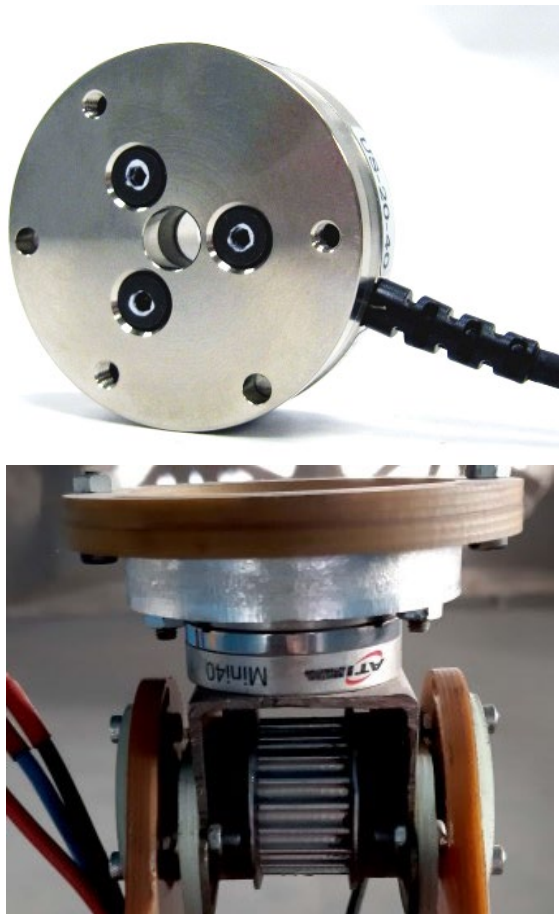
شکل (۱): الف. هندسه بال پوسته ای و ب. هندسه بال حجیم

مطابق با شکل (۱) بال، ترکیبی از یک بخش حجیم و بخش پوسته ای است. اجزای تشکیل دهنده بال حجیم شامل بخش یونولیتی، یک اسپار کربنی با قطر ۵ میلی متر، یک ایرفویل فایبرگلاس^۱، اتصال دهنده ها بوده و اجزای تشکیل دهنده بال پوسته ای شامل اسپار جلو، دنده ها و خود پوسته از جنس پارچه

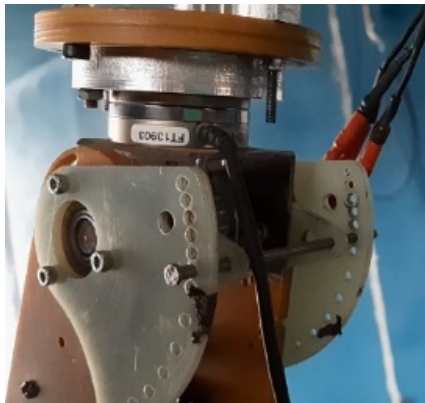
^۲ PLA

^۳ Mini40

^۱ S1223



شکل (۴): بالانس نیرو



شکل (۵): صفحه درجه‌بندی شده و پین زاویه‌ای برای اعمال زاویه حمله

جدول (۳): عدم قطعیت اندازه‌گیری حس‌گر بالانس نیرو

F_x	F_y	F_z	T_x	T_y	T_z
۵۰/۱٪	۲۵/۱٪	۵۰/۱٪	۲۵/۱٪	۷۵/۱٪	۲۵/۱٪

مقادیر عدم قطعیت اندازه‌گیری، جدول (۳)، حداکثر مقدار خطا برای هر محور است که به صورت درصدی از بار مقیاس کامل آن

نصب شده است. این حس‌گر که استحکام بالایی نیز دارد، دارای طراحی خاص و ظریفی است. حداکثر مقادیر مجاز اضافه‌بار از ۴/۲ تا ۱۸/۹ برابر ظرفیت‌های نامی متغیر است. نسبت سیگنال به نویز ۷۵ برابر قوی‌تر در مقایسه با حس‌گرهای فویل معمولی است. این حس‌گر برای اندازه‌گیری نیروهای اعمال شده به مدل، با محدوده کاری ۲۴۰ نیوتن در جهت عمود بر جریان و ۸۰ نیوتن در جهت جریان و گشتاور پیچ تا ۴ نیوتن متر است. برای جهت عمود، حداقل اندازه‌گیری نیرو در این حس‌گر نیرو ۰/۰۸ نیوتن و برای جهت جریان ۰/۰۴ نیوتن است. قدرت تفکیک نیرو ۰/۰۲ نیوتن برای جهت جریان و ۰/۰۴ نیوتن برای جهت عمود بر جریان است. قدرت تفکیک گشتاور این حس‌گر ۰/۰۰۰۵ نیوتن متر است. این حس‌گر اثر تکرارپذیری، غیرخطی و پسماند پایینی (کمتر از ۰/۱ درصد) از خود نشان می‌دهد. فرکانس تشدید آن حدود ۳۲۰۰ هرتز برای جهت جریان و ۴۹۰۰ هرتز برای هر دو محور گشتاور است.

مطابق شکل (۵) جهت اعمال زاویه حمله از یک صفحه زاویه‌ای مدرج و یک پین در محدوده زاویه ۰ تا ۹۰ درجه با افزایش گام ۵ درجه استفاده می‌شود.



شکل (۳): پرنده بال‌زن در راه اندازه‌گیری آزمایش تونل باد

در جدول (۲) مشخصات محدوده اندازه‌گیری حس‌گر بالانس نیرو آمده است. مشخصات عدم قطعیت اندازه‌گیری‌های این حس‌گر نیز در جدول (۳) آمده است.

جدول (۲): محدوده کالیبراسیون حس‌گر بالانس نیرو

F_x	F_y	F_z	T_x	T_y	T_z
۸۰N	۸۰N	۲۴۰N	۴Nm	۴Nm	۴Nm

برای این حس‌گر بالانس نیرو، عدم قطعیت اندازه‌گیری با سطح اطمینان ۹۵٪ از نیروی مقیاس کامل با توزیع نرمال، کمتر از $\pm 5\%$ است.

۴- نتایج آزمون‌ها و بحث ارزیابی نتایج

در آزمایش‌های انجام‌شده، تأثیر فرکانس بال زدن، زاویه حمله^۲ و سرعت جریان هوا بر ضرایب آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفت. در جدول شماره (۵) متغیرهای آزمون تجربی به همراه دامنه تغییرات آن‌ها فهرست شده است. نوع بال به دلیل یکپارچه بودن بال صلب و منعطف غیرقابل تفکیک است. در این بخش نمودارهایی برای دو سرعت ۵ متر بر ثانیه و ۱۰ متر بر ثانیه استخراج و ترسیم شده است.

جدول (۵): متغیرهای آزمون و دامنه تغییرات آن‌ها

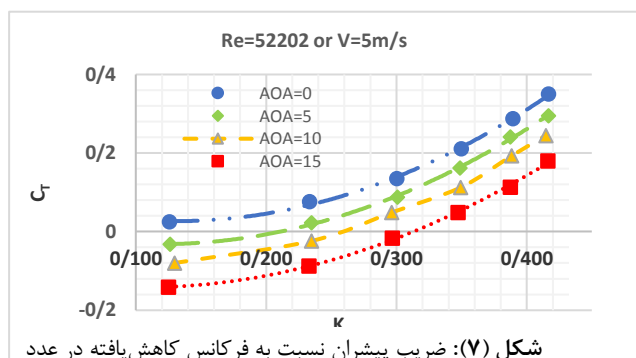
محدوده مجاز تغییرات	متغیرهای آزمون	دامنه تغییرات آن‌ها
±۵	۴۲	دامنه بال زدن (deg)
±٪۱	۵ ۱۰	سرعت (m/s)
±٪۵	۱/۱-۲/۴-۳/۲-۳/۷-۴/۲-۴/۵	فرکانس (Hz)
±٪۱	۱۵-۱۰-۵-۰	زاویه حمله (deg)
	ترکیبی حجیم و پوسته‌ای (صلب و منعطف)	نوع بال

بیان می‌شود. قدرت تفکیک^۱ نیرو در حس گر به معنای کوچک‌ترین تغییر قابل تشخیص توسط حس گر است. به عبارت دیگر، این پارامتر مشخص می‌کند که حس گر تا چه اندازه می‌تواند تغییرات کوچک در کمیت مورد اندازه‌گیری را شناسایی کند. در جدول (۴) قدرت تفکیک اندازه‌گیری این حس گر بالانس نیرو آمده است.

جدول (۴): قدرت تفکیک اندازه‌گیری حس گر بالانس نیرو

F_x	F_y	F_z	T_x	T_y	T_z
۰/۰۲	۰/۰۲	۰/۰۴	۰/۰۰۰۵	۰/۰۰۰۵	۰/۰۰۰۵
N	N	N	Nm	Nm	Nm

شکل (۶) شما تیکی از ارتباطات طرح‌واره ارائه‌شده شامل مدل، تجهیزات الکتریکی، کامپیوتر، برد جمع‌آوری داده‌ها، مکانیسم تنظیم زاویه حمله، تجهیزات اندازه‌گیری نیروی بالانس خارجی جهت راه‌اندازی آزمایش و شیوه‌ی قرارگیری پرنده بالزن در سکوی آزمون تجربی تونل باد را نشان می‌دهد. نمونه‌گیری داده‌ها با استفاده از یک سیستم جمع‌آوری داده در محدوده فرکانسی ۱۰ کیلوهرتز انجام می‌شود. مکانیسم بال زدن پرنده می‌تواند فرکانس‌های مختلفی برای بال زدن پرنده با استفاده از کنترل رادیویی و تقویت‌کننده سیگنال ایجاد کند.

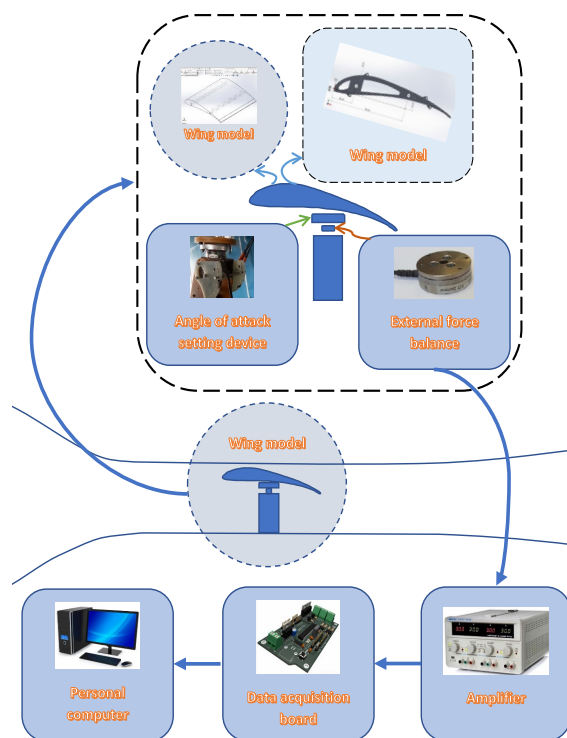


شکل (۷): ضریب پیشران نسبت به فرکانس کاهش یافته در عدد رینولدز $Re=52202$ یا سرعت $V=5m/s$ در کانتورهای زوایای حمله $AOA=0, 5, 10, 15$

$$C_T = T / (0.5\rho V^2 S) \quad (1)$$

همان‌طور که در شکل (۷) مشاهده می‌شود، سرعت تغییر ضریب پیشران یا شیب منحنی‌ها با افزایش فرکانس کاهش یافته، افزایش می‌یابد.

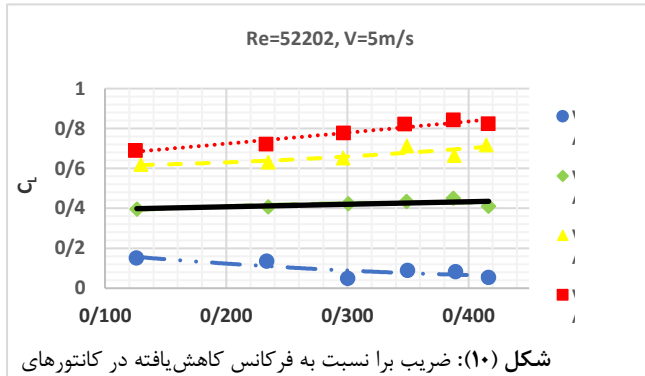
از سوی دیگر، تغییرات در افزایش زاویه حمله به دلیل افزایش ضریب نیروی درگ، باعث کاهش ضریب پیشران می‌شود. به طوری که در زاویه حمله ۱۵ درجه، مقدار ضریب پیشران کمتر



شکل (۶): شما تیکی از ارتباطات طرح‌واره آزمون بالزن

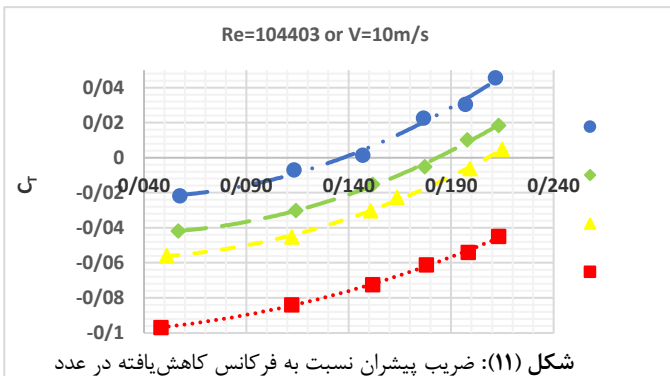
^۲ AOA

^۱ Resolution



شکل (۱۰): ضریب بر نسبت به فرکانس کاهش یافته در کانتورهای مختلف زاویه حمله ۰، ۵، ۱۰، ۱۵، برای عدد رینولدز Re=52202 یا سرعت V=5m/s

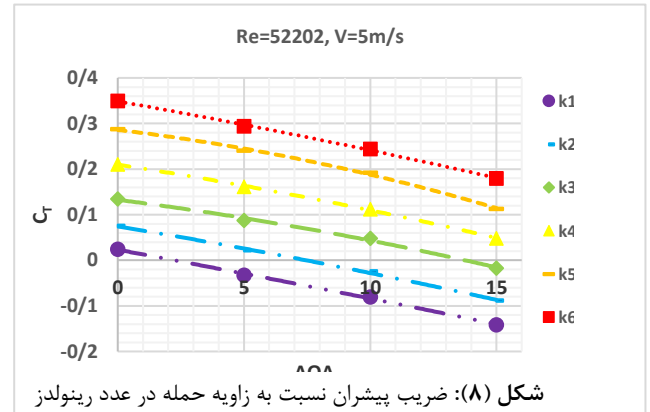
در سرعت ۵ متر بر ثانیه همان‌طور که در نمودار شکل(۱۰) مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه حمله از ۰ درجه به ۱۵ درجه، ضریب بر افزایش می‌یابد که کاملاً منطقی است. در زوایای حمله بالا (کانتورهای با زاویه حمله ۱۰ و ۱۵ درجه)، شیب نمودار مثبت است و ضریب بر نسبت به فرکانس کاهش یافته روند صعودی دارد. در زاویه حمله ۵ درجه منحنی با شیب ملایم‌تری صعودی می‌شود. اما در زاویه حمله صفر درجه، شیب نمودار منفی و روند نمودار نزولی است. دلیل این امر می‌تواند به دلیل عدم وجود نیروی برآورد برای در زاویه حمله صفر باشد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش فرکانس کاهش یافته، ضریب بر کاهش می‌یابد. در این حالت، در تحلیل برآیند نیروها بر روی بال‌ها (شامل نیروی برآورد و پیشران)، به دلیل عدم وجود زاویه حمله، مؤلفه نیروی برآورد مقدار خود نزدیک و مؤلفه نیروی پیشران به بیشینه مقدار خود نزدیک می‌شود. در نتیجه با افزایش فرکانس کاهش یافته بال زدن، ضریب بر کاهش می‌یابد.



شکل (۱۱): ضریب پیشران نسبت به فرکانس کاهش یافته در عدد رینولدز Re=104403 یا سرعت V=10m/s در کانتورهای زوایای حمله AOA=0, 5, 10, 15

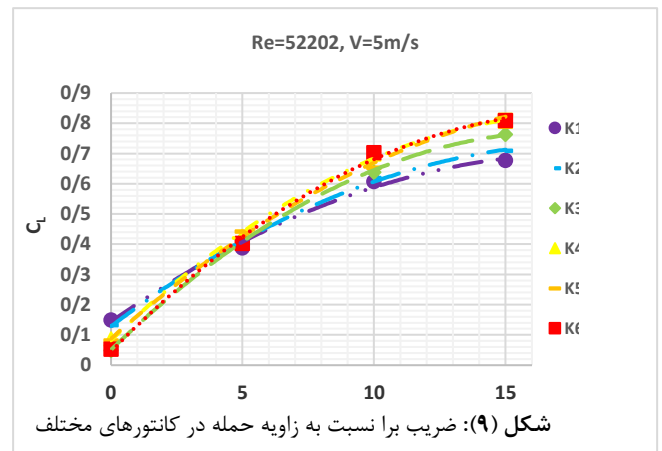
با دقت در منحنی‌های شکل(۱۱) نیز مشاهده می‌شود که نرخ تغییر ضریب پیشران یا شیب منحنی‌ها با افزایش فرکانس کاهش یافته، روند افزایشی دارد. از دیدگاه دیگر، بین زاویه حمله

از زوایای حمله ۰، ۵ و ۱۰ درجه است و این روند برای زوایای حمله ۱۰ درجه، ۵ درجه و صفر نیز صادق است.



شکل (۸): ضریب پیشران نسبت به زاویه حمله در عدد رینولدز Re=52202 یا سرعت v=5m/s در کانتورهای فرکانس کاهش یافته

با مشاهده شکل(۸) شیب تغییرات ضریب پیشران نسبت به زاویه حمله در فرکانس کاهش یافته مختلف ثابت بوده و صرفاً مستقل از آن است. لازم به ذکر است که اثر فرکانس کاهش یافته عرض از مبدأ را تغییر داده و مقدار ضریب پیشران اولیه را افزایش می‌دهد.

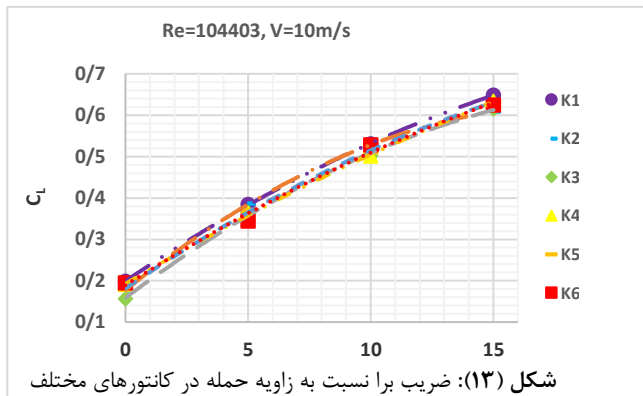


شکل (۹): ضریب بر نسبت به زاویه حمله در کانتورهای مختلف فرکانس کاهش یافته برای عدد رینولدز Re=52202 یا سرعت V=5m/s

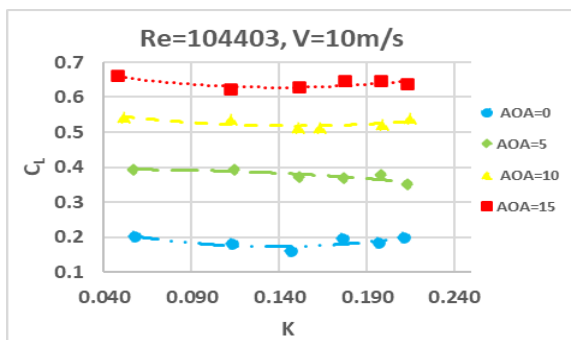
$$C_L = L / (0.5\rho V^2 S) \tag{۲}$$

از آنجایی که تغییرات منحنی‌های شکل(۹) نسبتاً کم است، می‌توان نتیجه گرفت که رفتار ضریب بر از نظر زاویه حمله نسبت به فرکانس کاهش یافته حساسیت چندانی ندارد. در زوایای حمله بالا متفاوت است. این موضوع را می‌توان به گونه‌ای توجیه کرد که در زوایای حمله بالاتر، درصد جریان جدا شده از سطح بال با افزایش فرکانس کاسته، روند کاهشی دارد و در نتیجه ضریب بر برای آن‌ها افزایش می‌یابد.

ثانیه، عرض از مبدأ نمودار مثبت است. به عبارت دیگر مقدار اولیه ضریب برا از محدوده ۰/۰۵ تا ۰/۱۵ به ۰/۱۶ تا ۰/۲ افزایش می‌یابد. بنابراین منحنی‌های با سرعت ۱۰ متر بر ثانیه به یکدیگر نزدیک می‌شوند و دامنه عرض از مبدأ تغییر می‌کند یا این‌گونه می‌توان بیان کرد که مقادیر اولیه ضریب برا نسبت به سرعت ۵ متر بر ثانیه کوچک‌تر می‌شود.



شکل (۱۳): ضریب برا نسبت به زاویه حمله در کانتورهای مختلف فرکانس کاهش‌یافته برای عدد رینولدز $Re=104403$ یا سرعت $V=10m/s$

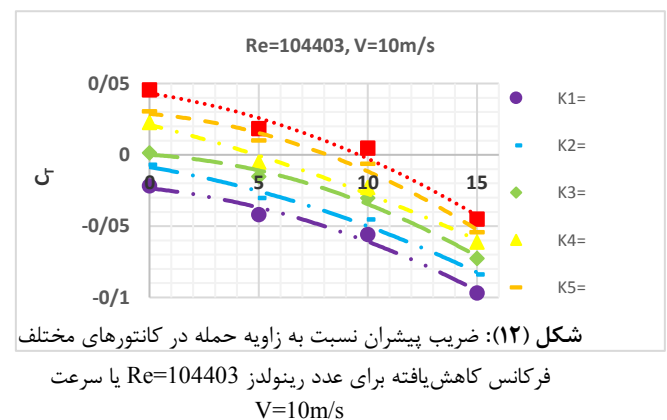


شکل (۱۴): ضریب برا نسبت به فرکانس کاهش‌یافته در عدد رینولدز $Re=104403$ یا سرعت $v=10m/s$ در خطوط زوایای حمله $AOA=0, 5, 10, 15$

همان‌طور که در نمودارهای شکل (۱۴) دیده می‌شود، در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه با افزایش زاویه حمله از ۰ درجه به ۱۵ درجه، ضریب برا افزایش می‌یابد. از طرفی با توجه به اینکه سرعت جریان در تونل باد افزایش‌یافته است (از ۵ متر بر ثانیه به ۱۰ متر بر ثانیه). در زاویه حمله ۰ درجه، روند نمودار ضریب برا با افزایش فرکانس کاهش‌یافته، تقریباً ثابت می‌ماند. درحالی‌که در زاویه حمله بالاتر (۵، ۱۰، ۱۵ درجه) شیب نمودار ضریب برا با افزایش فرکانس کاهش، منفی بوده و نزولی است. این نکته به‌نوعی مؤید این موضوع است که در زوایای حمله بالاتر، جریان از بال جدا شده و این جدایش جریان باعث ایجاد گرادیان فشار معکوس و ایجاد جریان ثانویه و معکوس بر روی بال می‌شود که به‌نوبه خود ضریب برا را کاهش می‌دهد. همچنین تغییرات فرکانس

و ضریب پیشران رابطه معکوس وجود دارد و افزایش زاویه حمله منجر به کاهش ضریب پیشران می‌شود.

از سوی دیگر، نرخ تغییر ضریب پیشران در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه در مقایسه با سرعت ۵ متر بر ثانیه کندتر است و با شیب کمتر، ضریب پیشران افزایش می‌یابد. این نشان می‌دهد که با افزایش سرعت جریان در تونل باد، نرخ تغییر ضریب پیشران کاهش می‌یابد. همچنین در این سرعت، دامنه تغییرات فرکانس کاهش‌یافته کمتر از محدوده تغییرات فرکانس کاهش‌یافته در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه است. این موضوع بدین معناست که با افزایش سرعت جریان در تونل باد، دامنه تغییرات فرکانس روند کاهشی دارد. همچنین باید این نکته را اضافه کرد که در این سرعت مقدار فرکانس کاهش‌یافته کمتر از مقدار فرکانس کاهش‌یافته در سرعت ۵ متر بر ثانیه است. با افزایش سرعت جریان هوا، فرکانس کاهش‌یافته روند کاهشی از خود نشان می‌دهد و مقدار آن به نصف تقلیل می‌یابد. بنابراین بین سرعت جریان هوا و فرکانس کاهش‌یافته رابطه معکوس وجود دارد.



شکل (۱۵): ضریب پیشران نسبت به زاویه حمله در کانتورهای مختلف فرکانس کاهش‌یافته برای عدد رینولدز $Re=104403$ یا سرعت $V=10m/s$

در شکل (۱۵) مشهود است که با افزایش زاویه حمله، ضریب پیشران دارای روند کاهشی است. نکته دیگر این نمودار عدم وابستگی فرکانس کاهش‌یافته و استقلال آن در شیب تغییرات ضریب پیشران نسبت به زاویه حمله است و نقش آن تغییر مقدار ضریب پیشران اولیه است.

با مقایسه نمودارهای شکل (۸) و (۱۲)، و تحلیل آن‌ها، این موضوع قابل‌درک است که در مقایسه با سرعت ۵ متر بر ثانیه، ضریب پیشران در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه (شکل (۱۲)) با افت بیشتری مواجه است. یعنی با افزایش سرعت به ۱۰ متر بر ثانیه، دامنه تغییرات ضریب پیشران آن کاهش می‌یابد.

در شکل (۱۳) تغییرات نسبی منحنی‌های ضریب برا با زاویه حمله در فرکانس‌های مختلف کاهش‌یافته بسیار اندک است. همچنین بدیهی است که با افزایش زاویه حمله، ضریب برا افزایش می‌یابد، اما در مقایسه با نمودار شکل (۹) و با افزایش سرعت به ۱۰ متر بر

بر آزمون‌ها می‌توان نتیجه گرفت که ترکیب این دو قسمت بال حجیم و بال پوسته‌ای منجر به افزایش راندمان آئرو دینامیکی پرنده بال‌زن و ایجاد الگوی آئرو دینامیکی مناسب‌تر برای آن شده است. همچنین در تکمیل نتایج این پژوهش و بررسی اثرات انعطاف‌پذیری در بالهای مختلف، در کارهای آتی می‌توان با استفاده از حس‌گرهای شتاب سنج و دوربین سرعت‌بالا و به‌کارگیری روش مناسب پردازش تصویر، اثر میزان انعطاف‌پذیری در یک دوره حرکت را نیز با شاخص‌های مرتبط با آن برآورد و تحلیل کرد.

۶- فهرست علائم و اختصارات

AOA	زاویه حمله، deg
b	طول بال، m
C	طول وتر بال، m
C_L	ضریب برا
C_T	ضریب پیشران
K	فرکانس کاهش‌یافته بال زدن
m	جرم بال، gr
S	مساحت کل بال، m^2
V	سرعت، m/s
Φ	علائم یونانی دامنه زاویه بال زدن، deg

۷- مراجع

- [1] Manzanera RJ, Smith S. Flight in nature II: How animal flyers land. The Aeronautical Journal. 2015;119(1213):281-99. DOI: <https://doi.org/10.1017/S0001924000010484>
- [2] Keennon M, Klingebiel K, Won H, editors. Development of the nano hummingbird: A tailless flapping wing micro air vehicle. 50th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition; 2012. DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2012-588>.
- [3] Cunis T, Karasek M, de Croon G, editors. Precision position control of the DelFly II flapping-wing micro air vehicle in a wind-tunnel. The international micro air vehicle conference and competition 2016 (IMAV 2016); 2016.
- [4] de Croon G, Perçin M, Remes B, Ruijsink R, De Wagter C. The DelFly: Design, Aerodynamics, and Artificial Intelligence of a Flapping Wing Robot. Springer; 2015. DOI: <https://dl.acm.org/doi/10.1007/s11370-018-00271-6>
- [5] Roberts LJ, Bruck HA, Gupta S. Modeling of dive maneuvers for executing autonomous dives with a

کاهش‌یافته در این نمودار کمتر از نمودار شکل (۱۰) است. منحنی‌های ثابت ضریب برا دارای جابجایی مثبت هستند، اما دامنه تغییرات کمتر از سرعت ۵ متر بر ثانیه است.

با مقایسه نمودارهای شکل‌های (۷) و (۱۱)، در سرعت ۵ متر بر ثانیه با زوایای حمله ۵، ۱۰ و ۱۵، شیب منحنی‌ها طبق جدول (۶) است.

این در حالی است که در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه شیب منحنی‌ها مطابق با جدول (۷) است.

جدول (۶): شیب منحنی‌ها در سرعت ۵ متر بر ثانیه

سرعت (متر بر ثانیه)			
۵			
۱۵	۱۰	۵	۰
زاویه حمله (درجه)	۱/۱۰۲	۱/۱۳۹	۱/۱۲۷
شیب منحنی	۴۷/۷۸	۴۸/۷۱	۴۸/۴۱
زاویه معادل (درجه)	۴۸/۲۲	۴۸/۴۱	۴۸/۲۲

جدول (۷): شیب منحنی‌ها در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه

سرعت (متر بر ثانیه)			
۱۰			
۱۵	۱۰	۵	۰
زاویه حمله (درجه)	۰/۳۱۵	۰/۳۷۰	۰/۳۸۶
شیب منحنی	۱۷/۴۸	۲۰/۲۹	۲۱/۰۹
زاویه معادل (درجه)	۲۳/۶۲	۲۳/۶۲	۲۳/۶۲

بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که افزایش سرعت باعث کاهش نرخ تغییر ضریب پیشران به ترتیب به میزان ۵۱/۰۲ درصد، ۵۶/۴۳ درصد، ۵۸/۳۵ درصد و ۶۳/۴۱ درصد شده و باعث افت بیشتر می‌شود. از سوی دیگر، با افزایش زاویه حمله، ضریب برا افزایش می‌یابد. اما منحنی‌ها در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه به یکدیگر نزدیک شده و دامنه عرض از مبدأ یا مقادیر اولیه ضریب برا نسبت به سرعت ۵ متر بر ثانیه از ۰/۱۲ به ۰/۰۸ تغییر نموده و به میزان ۳۳/۳۳ درصد کاهش می‌یابد.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله با بررسی تجربی و مطالعه پارامتریک متغیرهای مؤثر بر شکل‌دهی جریان از جمله سرعت جریان هوا در تونل باد، تغییر زاویه حمله، تغییر فرکانس بال زدن برای یک بال ترکیبی شامل دو قسمت بال پوسته‌ای و بال حجیم، ویژگی‌های آئرو دینامیکی در سرعت‌های ۵ متر بر ثانیه و ۱۰ متر بر ثانیه به دست آمد. تأثیر تغییر پارامترها بر ضرایب نیروهای آئرو دینامیکی پیشران و برا در منحنی‌های مختلف ثبت، تحلیل و ارزیابی شد. نتایج آزمون‌های انجام پذیرفته مؤید این نکته است که در جریان با سرعت‌های پایین‌تر (۵ متر بر ثانیه)، رفتار و مقادیر ضرایب برا و پیشران عملکرد بهتری دارند و الگوی بهینه‌تری برای مدل بال‌زن مورد نظر ایجاد می‌کنند. بنابراین با توجه به شرایط حاکم

- [16] Yang W, Song B. Experimental Investigation of Aerodynamics of Feather-Covered Flapping Wing. *Applied bionics and biomechanics*. 2017;2017(1):3019640.
DOI: <https://doi.org/10.1155/2017/3019640>
- [17] Mazaheri K, Ebrahimi A, Karimian S. Performance analysis of a flapping-wing vehicle based on experimental aerodynamic data. *Journal of Aerospace Engineering*. 2012;25(1):45-50.
DOI: [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.19435525.0000102](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.19435525.0000102)
- [18] Shyy W, Berg M, Ljungqvist D. Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles. *Progress in aerospace sciences*. 1999;35(5):455-505.
DOI: [https://ui.adsabs.harvard.edu/link_gateway/1999PrAeS.35..455S/doi:10.1016/S03760421\(98\)00016-5](https://ui.adsabs.harvard.edu/link_gateway/1999PrAeS.35..455S/doi:10.1016/S03760421(98)00016-5)
- [19] Theodorsen T. General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter. 1949.
DOI: <https://doi.org/10.1016/s00160032%2835%2992022-1>
- [20] Garrick IE. Propulsion of a flapping and oscillating airfoil. *Naca Repot* 1937.
- [21] Ramezani Volojjerdi M, Mani M. Experimental investigation of the effect of flapping on the lift and thrust forces of 3D-wing. *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*. 2021;53(3 (Special Issue)):1697-708.
DOI: <https://doi.org/10.2206/•mej.2021.15292.6090>
- [22] Mazaheri K, Ebrahimi A. Experimental investigation on aerodynamic performance of a flapping wing vehicle in forward flight. *Journal of Fluids and Structures*. 2011;27(4):586-95.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2011.04.001>
- [23] Deshpande P, Modani A. Experimental investigation of fluid-structure interaction in a bird-like flapping wing. *Journal of Fluids and Structures*. 2019;91:102712.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2019.102712>
- [24] Ke X, Zhang W, Shi J, Chen W. The modeling and numerical solution for flapping wing hovering wingbeat dynamics. *Aerospace Science and Technology*. 2021;110:106474.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106474>
- [25] Gong C, Han J, Yuan Z, Fang Z, Chen G. Numerical investigation of the effects of different parameters on the thrust performance of three dimensional flapping wings. *Aerospace Science and Technology*. 2019;84:431-45.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.10.021>
- flapping wing air vehicle. *Journal of Mechanisms and Robotics*. 2017;9(6):061010.
DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4037760>
- [6] Shkarayev S, Silin D. Measurements of aerodynamic coefficients for flapping wings at 0-90 angles of attack. *AIAA journal*. 2012;50(10):2034-42.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J051051>
- [7] Mueller D, Gerdes JW, Gupta SK, editors. Incorporation of passive wing folding in flapping wing miniature air vehicles. *International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference*; 2009.
DOI: <http://dx.doi.org/10.1115/DETC2009-87543>
- [8] Stewart EC, Patil MJ, Canfield RA, Snyder RD. Aeroelastic shape optimization of a flapping wing. *Journal of Aircraft*. 2016;53(3):636-50.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C033278>
- [9] Negrello F, Silvestri P, Lucifredi A, Guerrero JE, Bottaro A. Preliminary design of a small-sized flapping UAV: II. Kinematic and structural aspects. *Meccanica*. 2016;51:1369-85.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s11012-015-0309-7>
- [10] Nian P, Song B, Xuan J, Yang W, Dong Y. A wind tunnel experimental study on the flexible flapping wing with an attached airfoil to the root. *IEEE access*. 2019;7:47891-903.
DOI: <http://dx.doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2909916>
- [11] Kim S, Kim M, Kim S, Suk J, editors. Design, fabrication, and flight test of articulated ornithopter. *Proceedings of the 10th International Micro Air Vehicles Conference, Melbourne, Australia*; 2018.
- [12] Shams S, Mirzavand Boroujeni B, Mansoori SM, Kazemi MR. Kinematic analysis of articulated flapping wings mechanisms considering nonlinear quasi-steady aerodynamic. *Modares Mechanical Engineering*. 2018;17(12):87-97, (In Persian).
DOR: [20.1001.1.10275940.1396.17.12.17.9](https://doi.org/10.1001.1.10275940.1396.17.12.17.9)
- [13] Guerrero J, Pacioselli C, Pralits J, Negrello F, Silvestri P, Lucifredi A, Bottaro A. Preliminary design of a small-sized flapping UAV: I. Aerodynamic performance and static longitudinal stability. *Meccanica*. 2016;51:1343-67.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s11012-015-0298-6>
- [14] Hua Z, Hou Y, Jianyang Z, editors. Aerodynamic analysis of three-section flapping wing by numerical simulation. 2018 8th International Conference on Manufacturing Science and Engineering (ICMSE 2018); 2018: Atlantis Press.
DOI: <https://doi.org/10.2991/icmse-18.2018.108>
- [15] Jones K, Duggan S, Platzer M, editors. Flapping-wing propulsion for a micro air vehicle. 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit; 2001.
DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2000-897>

- [34] Azargoon Y, Djavarehshkian MH. Unsteady aerodynamics of flapping bionic eagle wings in forward flight: An experimental and numerical study. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers - Part C. 2023.
DOI: <https://doi.org/10.1177/09544062221136713>
- [35] Arasteh M, Azargoon Y, Djavarehshkian MH. Ground effect on the aerodynamics of a flapping wing in forward flight: an experimental study. Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2023.
DOI: <https://doi.org/10.1108/AEAT-02-2022-0047>.
- [36] Mehraban Emroz A, Djavarehshkian MH, Sayegh Y, Forouzi Feshalami B, Hassanalani M. Effects of smart flap on aerodynamic performance of sinusoidal leading-edge wings at low Reynolds numbers. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers - Part G. 2020.
DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410020946903>
- [37] Feshalami BF, Djavarehshkian MH, Yousefi M, Zaree A, Mehraban A. 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. 2019;233(12):4333-49.
DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410018819292>
- [38] Forouzi Feshalami B, Djavarehshkian MH, Zaree A, Yousefi M, Mehraban A. 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. 2019;233(10):3749-61.
DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410018806081>
- [39] Karimian Aliabadi S, Sadat SM. The numerical Study of Aerodynamic Performance of a UAV Discrete Wing with the Morphing Capability. Fluid Mechanics & Aerodynamics. 2021 May 22;10(1):115-28.
- [40] S. Karimian Aliabadi, M. R. Parsa & M. Moghadam, Experimental study of flapping-wing aerodynamic coefficients and landing performance estimation, Meccanica, 58 (4), 711-726, <http://DOI:10.1007/s11012-023-01644-7>
- [26] Gallivan P, DeLaurier J. An experimental study of flapping membrane wings. Canadian Aeronautics and Space Journal. 2007;53(2):35-46.
DOI: <https://doi.org/10.5589/q07-005>
- [27] Mazaheri K, Ebrahimi A. Experimental investigation of the effect of chordwise flexibility on the aerodynamics of flapping wings in hovering flight. Journal of Fluids and Structures. 2010;26(4):544-58.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2010.03.004>
- [28] Lin C-S, Hwu C, Young W-B. The thrust and lift of an ornithopter's membrane wings with simple flapping motion. Aerospace Science and Technology. 2006;10(2):111-9.
DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2005.10.003>
- [29] Kim D-K, Kim H-I, Han J-H, Kwon K-J. Experimental investigation on the aerodynamic characteristics of a bio-mimetic flapping wing with macro-fiber composites. Journal of intelligent material systems and structures. 2008;19(3):423-31
DOI: <http://dx.doi.org/10.1177/1045389X07083618>.
- [30] Stowers AK, Lentink D. Folding in and out: passive morphing in flapping wings. Bioinspiration & biomimetics. 2015;10(2):025001.
DOI: [10.1088/1748-3190/10/2/025001](https://doi.org/10.1088/1748-3190/10/2/025001).
- [31] Reich GW, Eastep FE, Altman A, Albertani R. Transient poststall aerodynamic modeling for extreme maneuvers in micro air vehicles. Journal of Aircraft. 2011;48(2):403-11.
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C000278>
- [32] Karimian S, Jahanbin Z. Bond graph modeling of a typical flapping wing micro-air-vehicle with the elastic articulated wings. Meccanica. 2020;55:1263-94.
DOI: <https://doi.org/10.1007/s11012-020-01162-w>
- [33] Karimian S, Jahanbin Z. Aerodynamic modeling of a flexible flapping-wing micro-air vehicle in the bond graph environment with the aim of assessing the lateral control power. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2019;233(13):4998-5015.
DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410019835980>