

## مطالعه تجربی اثر زاویه پس‌گرایی در عملکرد آیرودینامیکی بال‌زن با بال انعطاف‌پذیر

مجتبی رمضانی ولوجردی<sup>۱\*</sup>، حمزه اشراقی<sup>۱</sup> و محمود مانی<sup>۲</sup><sup>۱</sup> دانش‌آموخته دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران.<sup>۲</sup> استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران.

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۸/۲۹؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۴/۰۸/۲۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۱۰/۰۸

## چکیده

اثر زاویه پس‌گرایی و سرعت جریان بر مشخصه‌های آیرودینامیکی بال‌زن با بال انعطاف‌پذیر در زوایای حمله مختلف با استفاده از آزمون تجربی در تونل باد مادون صوت، در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته است. آزمایش‌ها در اعداد رینولدز ۴۲۰۰۰ تا ۱۷۰۰۰۰ که محدوده پرواز برای پرندگان طبیعی با ابعاد نزدیک به کبوتر است انجام شده است. مدل آزمون از دو بخش صلب (در ریشه) و انعطاف‌پذیر (در نوک) تشکیل شده و حرکت نوسانی بال‌زدن در آن توسط سامانه الکترومکانیکی تامین شده است. نتایج نشان می‌دهد افزایش سرعت در بسامدهای بی‌بعد کم‌تر از ۰/۲، سبب کاهش نیروی برای بال شده است. رفتار نمودار ضریب پیشران برحسب سرعت در زوایای حمله صفر تا ۶ درجه کاملاً متفاوت از زوایای حمله بیش از ۶ درجه است؛ به طوری که در زاویه حمله ۳ درجه تغییرات بر حسب سرعت کمتر از ۱۰ درصد بوده اما در زاویه حمله ۱۸ درجه ضریب پیشران با افزایش سرعت از ۵ به ۲۰ متر برثانیه، ۵۰ درصد کاهش داشته است. همچنین انعطاف‌پذیری بال سبب شده است تا با افزایش سرعت اختلاف فشار دینامیکی جریان سبب تغییر شکل بال و در نهایت کاهش ضریب برای بال شود. نیز ساختار جریان از زاویه حمله ۹ درجه به بعد به گونه‌ای است که توانایی تولید نیروی پیشران نداشته است.

**کلمات کلیدی:** پرنده بال‌زن؛ آزمون تجربی؛ تونل باد؛ بال انعطاف‌پذیر؛ زاویه پس‌گرایی.

## Experimental study of the sweep-back angle on the aerodynamic performance of a flapping flexible wing

Mojtaba Ramezani Volojjerdi<sup>1,\*</sup>, Hamzeh Eshraghi<sup>1</sup>, Mahmoud Mani<sup>2</sup><sup>1</sup> PhD, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran<sup>2</sup> Prof., Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

### Abstract

The present study experimentally investigates the effect of flexible wing sweep-back angle on the aerodynamic characteristics and the thrust and lift coefficients. The experiments were conducted at Reynolds numbers of 42,000 to 170,000, which is the flight range for natural birds with dimensions close to pigeons. The model consists of two parts of rigid (at root) and flexible (at tip) and the oscillation is provided by an electro-mechanical system. The results show that increasing the speed at dimensionless frequencies less than 0.2 has caused a decrease in the wing lift. The thrust coefficient versus speed graph at angles of attack of zero to 6 degrees is completely different from angles of attack greater than 6 degrees; So that at an angle of attack of 3 degrees, the changes in speed were less than 10 percent; But at an angle of attack of 18 degrees, the thrust coefficient decreased by 50 percent as the speed increased from 5 to 20 meters per second. Also, the flexibility of the wing has caused the dynamic pressure difference of the flow to change the shape of the wing and ultimately reduce the lift coefficient of the wing. Likewise, the flow structure from an angle of attack of 9 degrees onwards is such that it is not capable of producing propulsive force.

**Keywords:** Flapping wing; Experimental test; Wind tunnel; Flexible wing; Sweep-back angle.

\* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۲۱۶۴۵۴۳۲۸۴؛ فکس: ۰۲۱۶۶۹۵۹۰۲۰

آدرس پست الکترونیک: [M\\_ramezani\\_v@aut.ac.ir](mailto:M_ramezani_v@aut.ac.ir)

## ۱- مقدمه

طراحی وسایل پرنده با الگوبرداری از طبیعت مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته و حاصل این پژوهش‌ها، طراحی نمونه‌های متعدد از نوع بال‌زن بوده است. تفاوت اصلی پرنده‌های بال‌زن با سایر وسایل پرنده، تولید نیروی پیشران توسط مکانیزم بال‌زن است. تولید نیروی پیشران توسط بال حاصل دنباله‌های نوسانی جریان بوده؛ دنباله‌های مذکور موجب تغییر در توزیع فشار شده که برآیند توزیع فشار بر روی جسم سبب تولید نیروی پیشران برای وسیله پرنده می‌شود. البته همه نوسان‌ها سبب ایجاد دنباله‌های تولیدکننده نیروی پیشران بر روی بال نشده و تنها الگوی خاصی از نوسان سبب تولید نیروی پیشران بر روی بال می‌شود. با توجه به نبود نیروی پسای فشاری در این نوع از وسایل پرنده، بخش عمده‌ی نیروی پیشران سبب شتاب‌گیری وسیله پرنده می‌شود. به علت وجود تاریخچه زمانی جریان ناشی از دنباله‌های ناشی از بال‌زدن و تأثیر زیاد این دنباله‌ها بر جریان حول وسیله پرنده تنها معادلات آبرودینامیک جریان ناپایا قادر به محاسبه نیرو و گشتاورهای آبرودینامیکی این نوع از وسایل پرنده است. نسبت نیروی پیشران موردنیاز به وزن پرنده‌گان بال‌زن در مقایسه با پرنده‌گان بال ثابت و بال گردان به نحو قابل توجهی کمتر بوده، نیز به دلایل متعدد دیگری نظیر انتشار صوت و تشعشع پایین، رادار گریزی، عدم قابلیت تشخیص با چشم در دو دهه اخیر مورد توجه بسیار قرار گرفته است. بخش مهمی از این فعالیت‌ها بر روی دینامیک پرنده و نیز آبرودینامیک بال نوسانی و نحوه تولید نیرو توسط بال در حال نوسان است.

دشپنده و مودنی (۲۰۱۹) به بررسی تجربی اثر ضخامت، کشسانی و چگالی مواد به‌کاررفته در بال پرنده پرداختند. پژوهش مبتنی بر مطالعه تعامل متقابل سیال و سازه بوده؛ اثر جهت و موقعیت قرارگیری عناصر سازه‌ای بال بر عملکرد پرنده و نیروهای آبرودینامیکی و نیز توان مصرفی پرنده در بسامدهای مختلف اندازه‌گیری شده است. نتایج نشان می‌دهند قدرت و اندازه گردابه لبه فرار کاملاً در ارتباط مستقیم با مشخصه‌های سختی سازه‌ای بال بوده؛ این اثر به‌صورت رابطه تجربی و غیرخطی بین ضریب نیروی پیشران و سختی سازه‌ای بال ارائه شده است [۱]. رضانی ولوجردی و مانی (۲۰۱۹) طی یک مطالعه تجربی به بررسی اثر زاویه پس‌گرایی<sup>۱</sup> در یک پرنده

بال‌زن با بال صلب پرداخته، اثر نوع و زاویه پس‌گرایی را در زوایای مختلف حمله و نیز طیف اعداد رینولدز بررسی نمودند. بال صلب دارای بخش اولیه مستقیم بوده، در ادامه دو نوع پس‌گرایی ساده و نیز پس‌گرایی با گوشه منحنی مورد بررسی قرار گرفته است. پس‌گرایی با گوشه منحنی با الهام از طبیعت و بال پرنده‌گان واقعی تهیه شده؛ نتایج نشان می‌دهد واماندگی در بال پس‌گرا با گوشه منحنی تا زاویه حمله ۲۴ درجه دچار واماندگی نشده؛ درحالی‌که بال پس‌گرا با زاویه گوشه تیز دچار واماندگی شده است [۲]. کیو و همکاران (۲۰۱۹) طی یک مطالعه عددی سه‌بعدی به بررسی عملکرد آبرودینامیکی و فیزیک جریان یک بال‌زن با هندسه بال تخت نیم‌بیضی در رینولدز ۵۰۰۰ پرداختند. موضوع پژوهش بررسی اثرات زمین در تشکیل جریان فواره‌ای<sup>۲</sup> در پرواز ایستا بوده؛ نتایج مطالعه نشان داد، جریان فواره‌ای از گردابه ریشه بال نشأت گرفته؛ نیز، فرو-وزش جریان انعکاسی از طرف زمین آن را تشدید می‌نماید [۳]. لی و همکاران (۲۰۲۱) طی یک مطالعه عددی سه‌بعدی ناپایا، به بررسی اثر نزدیکی زمین بر عملکرد آبرودینامیکی پرنده بال‌زن با بال مستطیل شکل در طیفی از اعداد رینولدز و بسامدهای بی‌بعد شده پرداختند. نتایج نشان داد که افزایش عدد رینولدز منجر به بهبود راندمان پیشران‌شی و نیروی پیشران شده، کاهش فاصله با زمین نیز منجر به افزایش قابل توجه ضریب نیروی پیشران می‌گردد. در چنین شرایطی و در بسامدهای بی‌بعد شده پایین، ضریب نیروی برآ رشد ثابت داشته؛ در بسامدهای بی‌بعد شده بالا، با کاهش فاصله از زمین نیروی برآ نخست روند افزایش داشته و با ادامه روند کاهش فاصله از زمین، روند کاهشی را تجربه می‌نماید. در ادامه، فاصله بهینه از زمین (از نظر بیشینه راندمان پیشران‌شی) پیشنهاد شده است [۴]. رضانی ولوجردی و مانی (۲۰۲۱) به بررسی اثر بال‌زدن مدل پرنده بر ضرایب نیروهای برآ و پیشران در محدوده رینولدز از ۴۲۰۰۰ تا ۱۷۰۰۰۰ در تونل باد کم‌سرعت پرداختند. با تغییر بسامد بال‌زدن و نیز زاویه حمله، نشان داد با افزایش بسامد بال‌زدن؛ نیروی برآ تا ۱۰٪ افزایش داشته و بعضاً نیروی پسا به مقدار ناچیز نزدیک شده، همچنین منجر به تأخیر واماندگی در بال شده است. با افزایش عدد رینولدز، جریان در بخش وسیع‌تری از سطح بال از آرام به مغشوش تغییر حالت داده، در نتیجه آن بیشینه ضریب نیروی

<sup>۲</sup> Fountain effect<sup>۱</sup> Sweep angle

تناسبی-انتگرالی-مشتقی<sup>۲</sup> تهیه و ارائه شده است [۹]. عبدی زاده و همکاران (۲۰۲۱) با حل معادلات حاکم بر جریان لزج و تراکم ناپذیر ناپایا به مطالعه عددی اثرات نزدیکی زمین، عدد رینولدز و نیز عدد استروهل بر عملکرد پرنده بالزن پرداختند. مطالعات برای بال‌واره استاندارد ناکا-۴۴۱۲ و نیز بال‌واره الهام گرفته از سنجاقک انجام شده؛ نتایج نشان می‌دهد در رینولدز ۵۰,۰۰۰ با تغییر عدد استروهل از ۰,۲ تا ۰,۶، کارایی آیرودینامیکی پرنده با بال‌واره استاندارد ناکا از ۱۰,۳۴ به ۲,۱، و نیز کارایی آیرودینامیکی بال‌واره الهام گرفته از سنجاقک از ۳,۲۲ به ۱,۸ کاهش می‌یابد. نتایج مطالعه نشان می‌دهد در رینولدز ۵۰,۰۰۰، بال‌واره الهام گرفته از سنجاقک از عملکرد بال‌واره استاندارد ناکا کارایی آیرودینامیکی بالاتری دارد [۱۰]. وانگ و همکاران (۲۰۲۲) در یک مطالعه عددی و با حل معادلات حاکم بر جریان تراکم ناپذیر به صورت گذرا، به بررسی عملکرد آیرودینامیکی یک پرنده بال‌زن با بال دومفصلی پرداختند. پیکره‌بندی ذکر شده با الهام از طبیعت دارای مکانیزم هم‌زمان بال‌زن و تغییر زاویه پس‌گرایی با تغییر شکل پیوسته<sup>۳</sup> بوده که بدین شکل، مطابقت نزدیکی با هندسه بال پرندگان خواهد داشت. این مطالعه نشان داد تغییر شکل پیوسته بال در تنظیم زاویه پس‌گرایی در مقایسه با بال پس‌گرای یک مفصلی منجر به افزایش ۵۰ درصدی ضریب برآ خواهد شد. نیز تغییر شکل پیوسته در پس‌گرایی منجر به تغییر کنترل شده موقعیت مرکز آیرودینامیکی شده که در نهایت منجر به چابکی، مانورپذیری و پایداری بیشتر پرنده خواهد شد [۱۱]. تانگرن و همکاران (۲۰۲۲) طی یک مطالعه عددی و با حل معادلات حاکم بر جریان، اقدام به شبیه‌سازی سرش و اوج‌گیری بال عقاب نموده‌اند. تأکید مدل تهیه شده بر اثرات پرهای انتهایی بال بوده؛ با الهام گرفتن از پیکره‌بندی بال عقاب، اثرات چیدمان متفاوت پرهای نوک بال بر عملکرد آیرودینامیکی پرنده مورد بررسی قرار گرفته است. مدل‌سازی به شیوه پایا و گذرا انجام شده و در نهایت نتایج آن با داده‌های گزارش شده از پرواز سرش پرنده واقعی مقایسه شده است. در ادامه، باهدف درک بهتر فیزیک جریان و خصوصاً تحلیل گردابه‌های القایی نوک بال، میدان جریان مورد واکاوی قرار گرفته است [۱۲]. چن و همکاران (۲۰۲۳) به بررسی عددی عملکرد پرنده بال‌زن با بال

برآ تا ۴۰٪ افزایش را تجربه می‌کند [۵]. ژائو و همکاران (۲۰۲۱) طی یک پژوهش عددی، به بررسی اثر انتخاب بال‌واره بر عملکرد آیرودینامیکی پرنده بال‌زن پرداختند. بدین منظور پارامتر هدف، خمیدگی<sup>۱</sup> حداکثر بال‌واره انتخاب شده و تحلیل بر این اساس صورت گرفته است. در این پژوهش ضمن حفظ اندازه وتر بال، تحلیل بر اساس تغییر خمیدگی حداکثر معادل مقادیر ۰,۲۵٪، ۰,۲۱٪، ۰,۱۷٪ و ۰,۱۲,۵٪ انجام شده، اثرات آیروالاستیسیته و تأثیرات متقابل نیروهای آیرودینامیکی، تغییر شکل سازه‌ای و نقش آن در تعیین عملکرد پرنده بال‌زن مورد بررسی قرار گرفته است [۶]. بیومونت و همکاران (۲۰۲۱) به تهیه یک مدل عددی پرداختند که با به‌کارگیری آن، به ارزیابی سینماتیک بال نوسانی یک پرنده مهاجر بپردازند. ارتفاع مورد بررسی بین ۱۰۰ تا ۴۰۰۰ متر در نظر گرفته شده؛ مدل عددی به دست آمده نشان می‌دهد، افزایش بسامد بال‌زدن از ۴ تا ۵ هرتز، منجر به افزایش ۱۵۸ درصدی نسبت ضریب برآ به پسا (کارایی آیرودینامیکی) خواهد شد [۷]. جوارشکیان و آذرگون (۲۰۲۱) طی یک پژوهش تجربی به بررسی مکانیزم پرنده بال‌زن ساده و نیز بال‌زن با بال دارای زاویه شکستگی در تونل باد پرداخته و اثرات زمین را در زوایای حمله مختلف و نیز بسامدهای بال‌زدن متفاوت در سرعت جریان آزاد (سرعت افقی تونل باد) معادل ۳ متر بر ثانیه بررسی نمودند. نتایج گزارش شده ایشان حاکی از آن است که واماندگی دینامیکی پرنده بال‌زن با بال ساده با کاهش فاصله از سطح، در زاویه حمله کمتری به نسبت بال‌زن با بال با زاویه شکستگی رخ می‌دهد. به عبارت دیگر پرنده با بال با زاویه شکستگی در مقابل واماندگی دینامیکی مقاوم‌تر است [۸]. پشتمان و لیثی (۲۰۲۱) با تهیه یک مدل دینامیک بدن چندجسمی، یک مدل کنترل ارتفاع ربات بال‌زن را پیشنهاد نمودند؛ ربات مذکور دارای دو بال دوتکه‌ای، بدنه و دم بوده است. مکانیزم ذکر شده الهام گرفته از بال پرندگان بوده و بال‌های دوتکه‌ای داخلی و خارجی به صورت غیر هم‌فاز به حرکت درمی‌آید. مدل آیرودینامیکی بر اساس مقاطع بال استخراج شده و نیروهای حاصل از حرکت مقاطع بال، بر اساس بسامد بال‌زدن و سرعت پرواز به نحو مجزا محاسبه شده است. در ادامه با ادغام مدل آیرودینامیکی و دینامیکی، مدل غیرخطی متناوب بر اساس روش کنترل

<sup>۱</sup> Camber

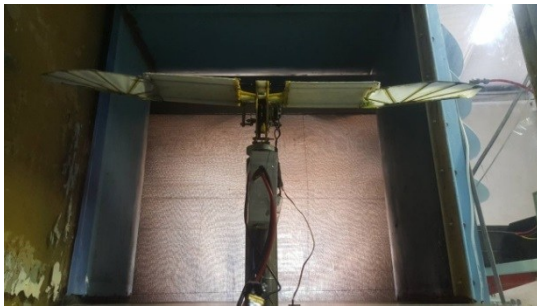
<sup>۲</sup> PID

<sup>۳</sup> Morphing

است [۱۷]. با عنایت به مطالعات انجام‌شده پیشین، مطالعه جاری با به‌کارگیری ابزار تجربی و باهدف شناسایی اثر زاویه پس‌گرایی بال انعطاف‌پذیر در مواجهه با جریان آزاد در زوایای مختلف حمله و نیز بسامدهای مختلف بال‌زدن انجام‌شده است.

## ۲-بستر آزمون

در این پژوهش با الهام از نحوه پرواز پرندگان، مکانیزمی جهت مدل‌سازی پرواز طراحی و ساخته‌شده است. مکانیزم مذکور با قرار گرفتن در جریان هوا و بال‌زدن، شرایط پروازی را در زوایای حمله مختلف و نیز بسامدهای بال‌زدن متفاوت را مدل‌سازی خواهد کرد. مکانیزم پیاده شده در شکل ۱ ارائه‌شده است.



شکل ۱- مکانیزم بال‌زن نصب شده در مقطع آزمون تونل باد

بال مورد آزمون نمونه انعطاف‌پذیری است که با الهام‌گیری از پرندگان از یک ریشه صلب با مقطع بال‌واره S1223 تشکیل شده؛ اما قسمت دوم آن مشابه پرندگان با ضخامت ناچیز و به‌صورت انعطاف‌پذیر ساخته‌شده تا مشابه پر در پرندگان طبیعی عمل نماید. نمای بالا از بخش انعطاف‌پذیر در شکل ۲ نمایش داده‌شده است.

انعطاف‌پذیر-الگو برداری شده از خفاش- پرداختند. نتیجه گزارش نشان می‌دهد عملکرد دم پرنده همانند سطح برآفرای لبه فرار<sup>۱</sup> بوده، بیشینه ضریب برآ به‌طور قابل‌توجهی تحت تأثیر عملکرد دم قرار می‌گیرد. تحلیل با حل معادلات حاکم بر جریان به شیوه گذرا انجام‌شده و نتایج آن با نتایج تجربی اعتبارسنجی و صحت-گذاری شده است [۱۳]. بورد و همکاران (۲۰۲۴) به مطالعه عددی رفتار آیرودینامیکی بال صلب و نیز انعطاف‌پذیر پرنده بال‌زن در پرواز ایستا پرداختند. مطالعه به روش شبیه‌سازی عددی مستقیم<sup>۲</sup> انجام‌شده و اثرات متقابل تغییر شکل (خمش-پیچش) بال در قبال نیروهای آیرودینامیکی موردبررسی قرار گرفته است. تأثیرات تغییر شکل بال بر عملکرد آیرودینامیکی به‌صورت شبه پایا و ناپایا مطالعه شده؛ مشخصه‌های سازه‌ای بهینه جهت ارتقاء عملکرد آیرودینامیکی پرنده بال‌زن پیشنهاد گردید [۱۴]. وو و همکاران (۲۰۲۴) با به‌کارگیری ابزار عددی به بررسی اثر توزیع طول وتر در دهانه بال بر عملکرد آیرودینامیکی پرنده بال‌زن در پرواز ایستا<sup>۳</sup> پرداختند. مطالعه میدان جریان و بررسی ساختار گردابه‌های موضعی، القای گردابه‌های لبه‌های حمله و فرار و نیز ریشه بال نشان داد که افزایش طول وتر در نوک بال منجر به افزایش ضریب برآ شده؛ در مقابل توان مصرفی پرنده را نیز بالا می‌برد. نیز دهانه بال ۴۵٪ به‌عنوان موقعیت بهینه برای دستیابی به کارایی بیشینه آیرودینامیکی پیشنهاد گردید [۱۵]. ژائو و همکاران (۲۰۲۴) به بررسی تجربی اثر انتخاب هواپر با انحنای مثبت بر عملکرد آیرودینامیکی پرنده بال‌زن-با الگوبرداری از طبیعت- پرداختند. بررسی در تونل باد و در بسامدها، سرعت‌ها و زوایای حمله‌ی مختلف انجام گرفت. نتیجه این مطالعه نشان داد انحنای مثبت بال منجر به افزایش ۶۰ درصدی ضریب برآ-در قیاس با بال تخت- خواهد شد. نتایج آشکارسازی اپتیکی جریان نیز در این مطالعه گزارش شده است [۱۶]. رضانی و همکاران (۲۰۲۵) طی یک پژوهش تجربی، به بررسی عملکرد آیرودینامیکی یک بال‌زن انعطاف‌پذیر با هندسه الهام گرفته از بال کبوتر پرداختند. بال ذکر شده فاقد پس‌گرایی بوده؛ با تغییر مؤلفه‌های جریان، بسامد بال‌زدن و زاویه حمله، نیروهای افقی و عمودی-معادل نیروهای پیشران و برآ- اندازه‌گیری، ثبت و بررسی گردیده

<sup>3</sup> Hover

<sup>1</sup> Trailing edge flap

<sup>2</sup> Direct Numerical Simulation

با کیفیت مطلوب در محفظه آرامش تونل از یک لانه‌زنبوری با ضخامت ۴ میلی‌متر و سه ردیف توری استفاده شده است که شدت اغتشاشات در خط مرکزی تونل را در سرعت‌های پایین به کمتر از ۰/۱٪ رسانده است. جهت اندازه‌گیری نیروهای وارد بر مدل، از نیروسنج با محدوده کارکرد ۲۴۰ نیوتن در راستای محور عمود بر جریان و ۸۰ نیوتن در راستای جریان استفاده شده است. کمینه اندازه‌گیری نیرو در این نیروسنج ۰/۰۸ نیوتن برای محور عمود بر جریان و ۰/۰۴ نیوتن برای محور در راستای جریان است و بسامد داده‌برداری آن ۱۰ کیلوهرتز است. جهت اندازه‌گیری نیروهای وارد بر مدل، از نیروسنج با محدوده کارکرد ۲۴۰ نیوتن در راستای محور عمود بر جریان و ۸۰ نیوتن در راستای جریان استفاده شده است. کمینه اندازه‌گیری نیرو در این نیروسنج ۰/۰۸ نیوتن برای محور عمود بر جریان و ۰/۰۴ نیوتن برای محور در راستای جریان است و بسامد داده‌برداری آن ۱۰ کیلوهرتز است. مجموعه داده‌برداری نیرو از حسگر نیروسنج، مدار تقویت‌کننده جهت افزایش سطح ولتاژ سیگنال ورودی، سامانه تبدیل سیگنال آنالوگ به دیجیتال و در نهایت رایانه شخصی برای ثبت داده‌ها تشکیل شده است. اطلاعات بیشتر در مورد سامانه داده‌برداری تجربی در مرجع [۱۷] ارائه گردیده است.

### ۳- تحلیل تکرارپذیری نتایج

اغلب نیروسنج‌هایی که با بسامد بالا داده‌برداری می‌کنند، دو نوع خطای خزنده<sup>۱</sup> و خطای پسماند<sup>۲</sup> بیشترین تأثیر را بر نتایج حاصل از آزمایش دارند. در حالت بال‌زدن ابتدا زاویه حمله مدل تنظیم می‌شود؛ سپس سرعت جریان داخل تونل باد تنظیم می‌شود. در این حالت ابتدا برای هر مرتبه داده‌برداری، بالاترین مکان قرارگیری بال در حالت ایستا به‌عنوان مرجع تعیین شده و مقدار نیرو در آن حالت اندازه گرفته می‌شود. سپس بسامد تا حد مطلوب بالا رفته و مقدار نیروها در حالت بال‌زدن اندازه‌گیری می‌شود و اختلاف مقدار ایستا و بال‌زدن محاسبه می‌گردد. در این تفاضل مقدار خطاهای ناشی از خزش و پسماند در آزمایش به حداقل می‌رسد. لازم به توضیح است که برای هر شرایط آزمایش و هر بسامد بال‌زدن این عمل (یعنی اندازه‌گیری در حالت ایستا و بعد از آن اندازه‌گیری در حالت بال‌زدن



شکل ۲- بخش انعطاف‌پذیر بال

برای بررسی اثر زاویه پس‌گرایی بر مشخصات آیرودینامیکی، قطعه تنظیم زاویه پس‌گرایی بال مطابق شکل ۳ طراحی شده است که با جابه‌جا کردن پیچ متصل‌کننده دو بخش پوسته‌ای و ضخیم بال، زاویه پس‌گرایی بال پوسته‌ای را از ۰ تا ۳۰ درجه با گام ۱۰ درجه، تغییر می‌دهد.



شکل ۳- نحوه تنظیم زاویه پس‌گرایی بال انعطاف‌پذیر

آزمایش‌ها در تونل باد زیر صوت آزمایشگاه تحقیقاتی دانا، در دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر انجام شده است. ابعاد مقطع آزمون این تونل ۱×۱ مترمربع و طول مقطع آزمون آن ۱/۸ متر است. بیشینه سرعت در مقطع آزمون این تونل ۶۰ متر بر ثانیه است که انرژی آن با بهره‌گیری از موتور ۱۰۰ کیلوواتی تأمین شده است. برای رسیدن به جریان

<sup>1</sup> Drift

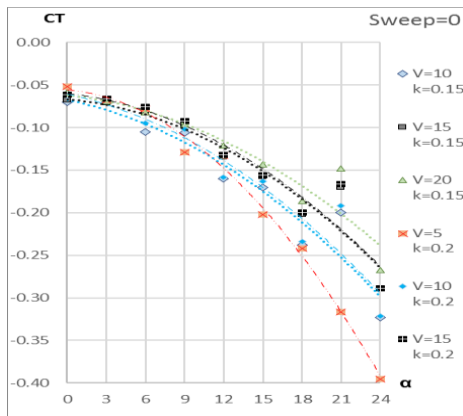
<sup>2</sup> Hysteresis

#### ۴- نتایج و بحث

در این بخش اثر سرعت جریان بر نیروی برآ و پیشران بال‌زن با بال انعطاف‌پذیر برای هر زاویه پس‌گرایی به صورت مجزا مورد بررسی قرار گرفته است. آزمایش‌ها برای هر بال در ۴ سرعت و ۹ زاویه حمله انجام شده است. بسامد بال‌زدن به صورت بی‌بعد شده در نتایج مورد تحلیل قرار گرفته و به شیوه ذیل تعریف می‌گردد.

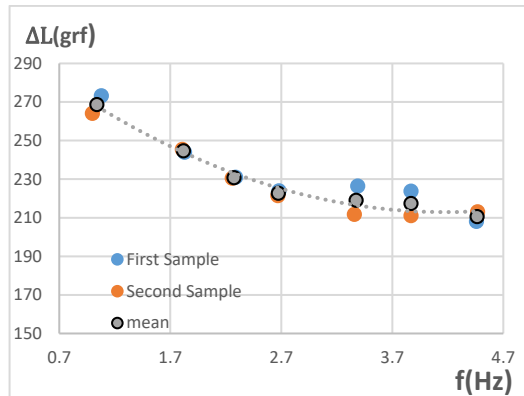
$$K = \frac{\pi f c}{V} \quad (1)$$

در رابطه (۱)، K معرف بسامد بی‌بعد شده و نشان‌دهنده تأثیر بال‌زدن و یا به بیان دیگر شدت ناپایایی جریان بوده، f معرف بسامد بال‌زدن، V معرف سرعت افقی جریان آزاد (و یا سرعت جریان تونل) و c معرف وتر مرجع بال - معادل ۱۵۰ میلی‌متر- است. آزمایش در زاویه پس‌گرایی صفر آغاز شده و نتایج آن برای ضرایب نیروهای برآ و پیشران در زوایای حمله صفر تا ۲۴ درجه با گام‌های ۳ درجه و برای سرعت‌های ۵ تا ۲۰ متر بر ثانیه در شکل ۵ ارائه شده است.

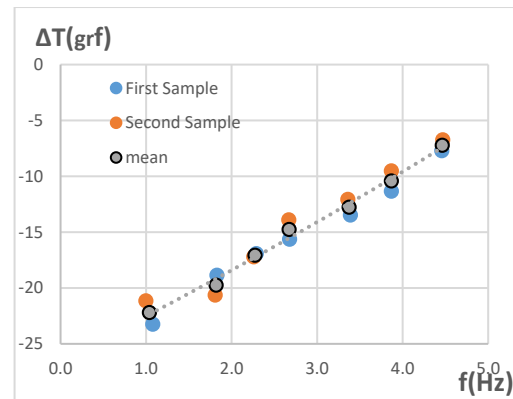


(الف)

و محاسبه اختلاف آن‌ها) دو بار در فواصل زمانی مختلف انجام شده و میانگین مقدار دو اندازه‌گیری ثبت می‌شود. برای نمونه، نمودار نیروهای اندازه گرفته شده برای شرایط آزمایش در زاویه حمله ۱۲ درجه و سرعت ۱۵ متر بر ثانیه برحسب بسامد در شکل ۴ آمده است. اختلاف به دست آمده از نیروهای برآ و پیشران برحسب گرم-نیرو بیان شده است.



(الف)

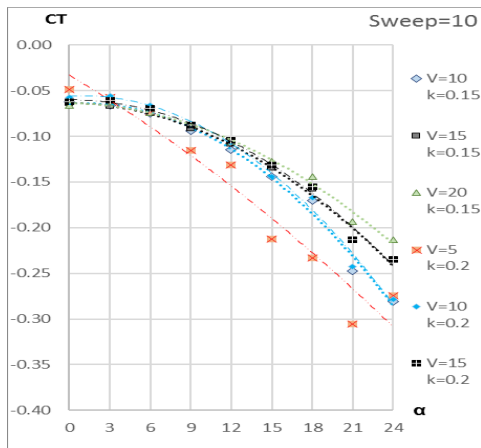


(ب)

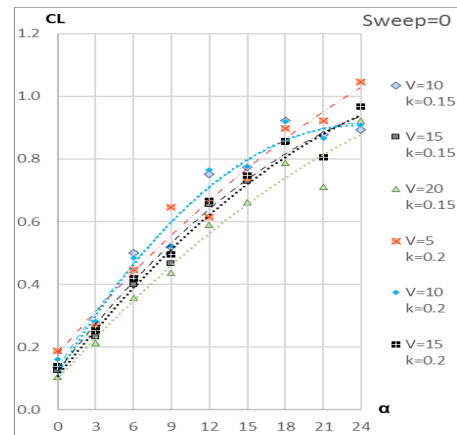
شکل ۴- نمودار اندازه‌گیری اختلاف نیروهای الف: برآ و

ب: پیشران در دو تکرار متفاوت برحسب بسامد

با توجه به نتایج شکل ۴ که اندازه‌گیری در شرایط تکرار مختلف را نشان می‌دهد؛ اختلاف قابل قبول نتایج به دست آمده نشان از به حداقل رسیدن خطا در آزمایش‌های بال‌زن است. پس از به دست آمدن اختلاف مقدار نیرو در حالت بال‌زدن و ایستا، این اختلاف با مقدار مرجع نیرو در حالت ایستا که از بخش بال ثابت محاسبه و خطای آن به حداقل رسیده است، جمع شده و نیرو در حالت بال‌زدن به دست خواهد آمد.

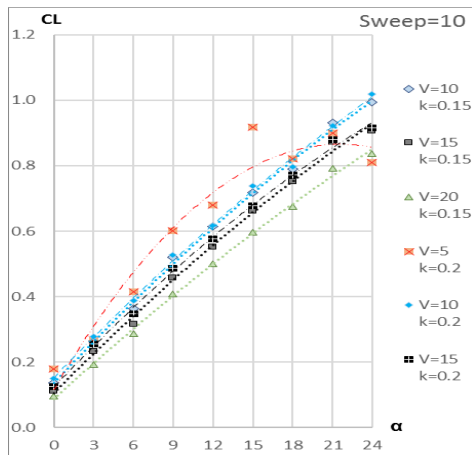


(الف)



(ب)

شکل ۵- تأثیر سرعت بر ضرایب آیرودینامیکی بال بدون پس‌گرایی برحسب زاویه حمله (الف: ضریب پیشران و ب: ضریب برآ)



(ب)

شکل ۶- تأثیر سرعت بر ضرایب آیرودینامیکی بال با پس‌گرایی ۱۰° برحسب زاویه حمله (الف: ضریب پیشران و ب: ضریب برآ)

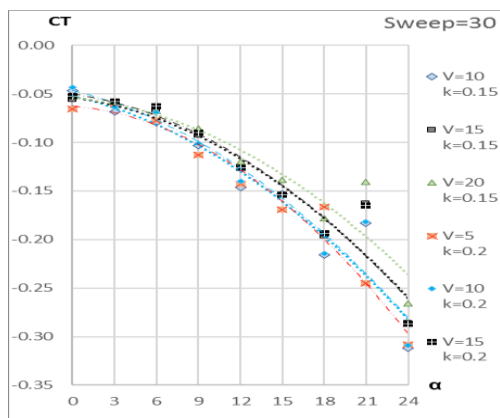
همان‌طور که در شکل الف مشاهده می‌شود، به‌طور کلی با افزایش سرعت ضریب پیشران افزایش یافته است و یا به‌عبارت‌دیگر ضریب پسا بال کم شده است. البته یک استثناء برای این نتیجه‌گیری وجود داشته؛ در زوایای حمله کمتر از ۹ درجه برای سرعت ۵ متر بر ثانیه بیشترین ضریب پیشران رخ داده اما از زاویه حمله ۹ تا ۲۴ درجه همان نتیجه‌گیری کلی مشاهده شده است. تأثیر سرعت بر ضریب برآ در بال بدون پس‌گرایی برحسب زاویه حمله در شکل ۵-ب نشان داده شده است. مطابق این شکل افزایش سرعت از ۵ به ۱۰ متر بر ثانیه سبب افزایش نیروی برآی بال شده است اما از سرعت ۱۰ تا ۲۰ متر بر ثانیه افزایش سرعت سبب کاهش نیروی برآی بال شده است.

نتایج برای زاویه پس‌گرایی ۱۰ درجه در شکل ۶ ارائه شده است.

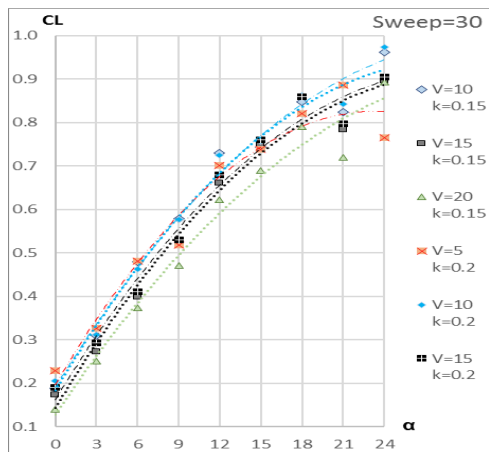
تأثیر سرعت بر ضریب پیشران در بال با پس‌گرایی ۱۰ درجه برحسب زاویه حمله در شکل ۶-الف نشان داده شده است. مطابق این شکل تا زاویه حمله ۹ درجه ضریب پیشران با افزایش سرعت کاهش می‌یابد اما از زاویه ۱۲ درجه روند تغییرات معکوس شده است و با افزایش سرعت ضریب پیشران افزایش و به‌عبارت‌دیگر ضریب پسا کاهش یافته است.

مطابق شکل ۶-ب روند تغییرات ضریب برآ با سرعت برای بال با پس‌گرایی ۱۰ درجه نسبت به بال بدون پس‌گرایی منظم‌تر شده است و با افزایش سرعت همواره ضریب برآ کاهش یافته است. البته در زاویه ۲۱ و ۲۴ درجه برای سرعت ۵ متر بر ثانیه ضریب پسا به علت ورود به محدوده واماندگی دینامیکی بال

نتایج برای زاویه پس‌گرایی ۳۰ درجه مطابق شکل ۸ است.



(الف)



(ب)

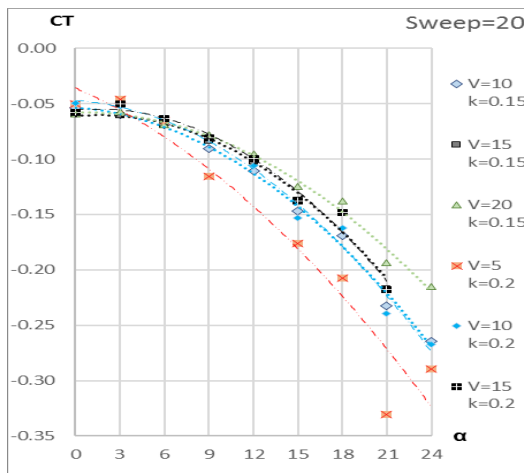
شکل ۸- تأثیر سرعت بر ضرایب آیرودینامیکی بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه بر حسب زاویه حمله (الف: ضریب پیشران و ب: ضریب برآ)

ضریب نیروی پیشران در زاویه پس‌گرایی ۳۰ درجه مطابق شکل ۸-الف در همه زوایای حمله با افزایش سرعت افزایش یافته است البته به دلیل واماندگی دینامیکی از زاویه ۱۸ درجه این روند با نوساناتی مواجه شده است.

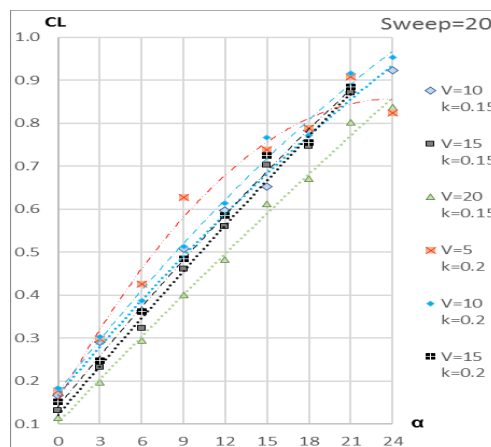
در بررسی اثر سرعت بر نیروی برآی بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه بر حسب زاویه حمله مطابق شکل ۸-ب نکته قابل توجه انطباق ضریب نیروی برآ تا زاویه حمله ۱۲ درجه برای دو سرعت ۵ و ۱۰ متر بر ثانیه است که البته از زاویه ۱۵ درجه

کاهش قابل توجهی داشته و تنها در این دونقطه روند کلی کاهش ضریب برآ با افزایش سرعت مشاهده نشده است.

نتایج آزمون برای زاویه پس‌گرایی ۲۰ درجه در شکل ۷ ارائه می‌گردد.



(الف)



(ب)

شکل ۷- تأثیر سرعت بر ضرایب آیرودینامیکی بال با پس‌گرایی ۲۰ درجه بر حسب زاویه حمله (الف: ضریب پیشران و ب: ضریب برآ)

تأثیر سرعت بر ضرایب نیروی برآ و پیشران بال با پس‌گرایی ۲۰ درجه مطابق با شکل ۷، مشابه با بال با پس‌گرایی ۱۰ درجه است با این تفاوت که ضریب نیروی برآ برای سرعت ۵ متر بر ثانیه از زاویه ۱۵ درجه کاهش یافته و کمتر از ضریب نیروی برآ در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه شده است.

## ۶- علائم

### علائم انگلیسی

$V$	سرعت افقی جریان، m/s
$f$	بسامد، Hz
$c$	وتر مرجع بال، m
$K$	بسامد بی بعد شده
$CL$	ضریب نیروی برآ
$CT$	ضریب نیروی پیشران

### علائم یونانی

$\alpha$	زاویه حمله، Degree
----------	--------------------

## مراجع

- [1] Deshpande P, Modani A (2019) Experimental investigation of fluid-structure interaction in a bird-like flapping wing. *J. Fluids Struct.* 91:102712.
- [2] Voloojerdi MR, Mani M (2019) Aerodynamic characteristics of conventional and innovative high lift swept wings. *J. Bionic Eng.* 16:432-41.
- [3] Qu Q, Xu L, Liu P, Zheng Y, Agarwal RK (2019) Numerical study on aerodynamics and flow physics of a flapping wing hovering in ground effect. *AIAA Scitech.* p. 1619.
- [4] Li Y, Pan Z, Zhang N (2021) Numerical analysis on the propulsive performance of oscillating wing in ground effect. *Appl. Ocean Res.* 114(1):102772.
- [5] Ramezani Voloojerdi M, Mani M (2021) Experimental investigation of the effect of flapping on the lift and thrust forces of 3D-wing. *Amirkabir J. Mech. Eng.* 53(22-3 (Special Issue)):1697-708. (In Persian)
- [6] Zhao M, Zou Y, Fu Q, He W (2021) Effects of airfoil on aerodynamic performance of flapping wing. *Biomim. Intell. Robotics* 100004.
- [7] Beaumont F, Murer S, Bogard F, Polidori G (2021) Aerodynamics of a flapping wing as a function of altitude: New insights into the flight strategy of migratory birds. *Phys. Fluids* 33(1):12.
- [8] Djavareshkian MH, Azargoon Y (2021) Empirical study of the ground effect on the dynamic stall of a flapping wing in forward flight. *Fluid Mech. Aero.* 9(2):113-124. (In Persian)
- [9] Poshtan J, Leyci S (2021) Altitude cascade control of an avian-like flapping robot considering articulated wings and quasi-steady. *Amirkabir J. Mech. Eng.* 53(22):2137. (In Persian)
- [10] Abdizadeh G.R, Farokhinejad M, Ghasemloo S (2022) Numerical investigation on the aerodynamic efficiency of bio-inspired corrugated and cambered airfoils in ground effect. *Sci. Reports* 12(1):19117.

ضریب برآی سرعت ۱۰ متر بر ثانیه بیشتر شده است. لازم به ذکر است که در افزایش سرعت از ۱۰ تا ۲۰ متر بر ثانیه مشابه با سایر زوایای پس‌گرایی ضریب نیروی برآ کاهش یافته است.

## ۵- نتیجه‌گیری

نتایج به‌دست‌آمده از این بخش به‌طور خلاصه عبارت‌اند از:

- افزایش سرعت در بسامدهای بی‌بعد شده کم‌تر از ۰/۲ که تأثیر بال‌زدن در تغییر شکل بال کمتر و اغلب تغییر شکل به‌واسطه تغییر نیروی بال بر اثر افزایش سرعت است، سبب کاهش نیروی برآی بال شده است.
- رفتار نمودار ضریب پیشران بر حسب سرعت در زوایای حمله صفر تا ۶ درجه کاملاً متفاوت از زوایای حمله بیش از ۶ درجه است. به طوری که در زاویه حمله ۳ درجه تغییرات بر حسب سرعت کمتر از ۱۰ درصد بوده اما در زاویه حمله ۱۸ درجه ضریب پیشران با افزایش سرعت از ۵ به ۲۰ متر بر ثانیه، ۵۰ درصد کاهش داشته است.
- رفتار نیروی برآ نسبت به تغییرات سرعت در سرعت‌های بیش از ۱۰ متر بر ثانیه در زوایای حمله ۰ تا ۲۱ درجه یکسان بوده و افزایش سرعت در این محدوده تا ۳۰٪ نیروی برآ را کاهش داده است.
- رفتار ضریب نیروی پیشران و برآ برای بال با زاویه پس‌گرایی ۱۰ و ۲۰ درجه در سرعت‌های مختلف بسیار مشابه بوده است.
- در زاویه پس‌گرایی ۳۰ درجه، ضریب نیروی پیشران در همه زوایای حمله با افزایش سرعت افزایش یافته است البته به دلیل واماندگی دینامیکی از زاویه ۱۸ درجه این روند با نوساناتی مواجه شده است.
- در بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه، نیروی برآ تا زاویه حمله ۱۲ درجه برای دو سرعت ۵ و ۱۰ متر بر ثانیه مشابه بوده که البته از زاویه ۱۵ درجه ضریب برآی سرعت ۱۰ متر بر ثانیه بیشتر شده است

- [15] Wu G, Deng S, Li Q (2024) Influence of area distribution along the span direction on flapping wing aerodynamics in hover based on numerical modelling analysis. *IEEE J. Sel. Topics in Appl. Earth Obs. Remote Sens.*
- [16] Zhao M, He W, He X, Zhang L, Zhao H (2024) Design and performance analysis of different cambered wings for flapping-wing aerial vehicles based on wind tunnel test. *Robot. Intell. Autom.* 29;44(5):698-712.
- [17] Ramezani Voloojerdi M, Eshraghi H, Mani M (2025) Experimental study on the flow speed effects on the aerodynamic characteristics of a flexible flapping. *Amirkabir J. Mech. Eng.* 11(56): 1497-1516. (In Persian)
- [11] Wang C, Liu Y, Xu D, Wang S (2022) Aerodynamic performance of a bio-inspired flapping wing with local sweep morphing. *Phys. of Fluids* 34(5).
- [12] Tangermann E, Ercolani G, Klein M (2022) Aerodynamic behavior of a biomimetic wing in soaring flight—A numerical study. *Flow, Turb. Combust.* 109(4):1155-73.
- [13] Chen Y, Wang C, Zhao J, Wang S (2023) Lift of a bio-inspired flapping wing with a dynamic trailing-edge flap in forward flight. *Phys. of Fluids* 1;35(4).
- [14] Bouard F, Jardin T, David L (2024) Aerodynamics of flapping wings with passive and active deformation. *J. Fluids and Structs.* 128(1):104139.