



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 9, No. 4, pp. 63-70, 2025

<https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.4.5>

Journal Homepage: <https://jtae.ari.ac.ir>



Technical Note

Experimental Flow Field Investigation of Swept Bird-Like Rigid Wing by Flow Visualization Technique

Hamzeh Eshraghi , Mojtaba Ramezani Voloojerdi* , and Mahmoud Mani 

Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 22 November 2024

Revised 30 March 2025

Accepted 07 May 2025

Available Online 10 June 2025

Keywords:

Experimental method

Flow visualization

Sweep angle

Rigid wing

Bird-like

ABSTRACT

Gliding flight represents one of the most critical phases in both natural avian locomotion and the operation of bio-inspired aerial models. This study investigates the surface flow field over three static wing configurations. To examine the influence of sweep-back on flow structures, three wings with the S1223 airfoil were tested: one without sweep-back, one with a conventional 30° sweep-back, and one with a 30° bird-inspired sweep-back incorporating a curved junction. While all models had identical chord lengths and wing areas, differences in sweep-back geometry led to slight variations in span. The models were evaluated in a wind tunnel under various angles of attack and flow velocities. To visualize the flow patterns, fluorescent powder and paraffin were applied to the wing surfaces, capturing the flow structure through surface imprinting. Ultraviolet illumination highlighted the flow patterns and their effects across the wing surfaces. The angle of attack was a controlled variable used to examine its role in shaping vortex formation and flow behavior across distinct sweep-back configurations. Findings indicate that at low angles of attack and prior to static stall, the separation bubble region was smallest in the bird-inspired model with a curved sweep-back, compared to both the non-swept and conventionally swept wings.



* Corresponding Author's E-mail: m_ramezani_v@aut.ac.ir

How to Cite this Article:

H. Eshraghi, M. Ramezani Voloojerdi, and M. Mani, "Experimental flow field investigation of swept bird-like rigid wing by flow visualization technique," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 4, pp. 63-70, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.9.4.5>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)  OPEN  ACCESS

[Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



مطالعه تجربی میدان جریان بال صلب پس‌گرای پرنده‌گون به کمک آشکارسازی جریان

حمزه اشراقی^۱ ID، مجتبی رضانی ولوجردی^{۲*} ID، و محمود مانی^۳ ID

- ۱- دانش آموخته دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران
۲* دانش آموخته دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران
۳- استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

چکیده

پرواز سرش به‌عنوان یکی از فازهای پروازی بسیار مهم در پرواز پرنده‌گان در طبیعت و نیز انواع پرنده‌گون ساخته شده توسط بشر مطرح بوده است. پژوهش اخیر به آشکارسازی میدان جریان بر روی سطح سه مدل بال در بسامد بال‌زدن صفر پرداخته است. به جهت مطالعه تاثیر اثر پس‌گرایی بر ساختار جریان، سه مدل بال با مقطع هواپر S1223 و بدون پس‌گرایی، بال با پس‌گرایی معمولی ۳۰ درجه و بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه الهام گرفته از پرنده‌گان با گوشه منحنی در محل اتصال در نظر گرفته شده‌اند. مدل‌های پرنده‌گون مورد بحث از لحاظ طول وتر و نیز سطح بال مشابه یکدیگر بوده، بدلیل تفاوت در نوع پس‌گرایی، دهانه بال مدل‌ها دستخوش تفاوت ناچیز می‌باشند. آزمایش مدل‌های مورد بحث در تونل باد در زوایای حمله و سرعت‌های مختلف انجام گرفته است. به‌منظور آشکارسازی میدان جریان، پودر فلورسنت و پارافین سطح مدل را پوشش داده و بدین ترتیب ساختار جریان بر روی سطح بال نقش بسته است. تابش نور فرا بنفش بر روی مدل منجر به آشکارسازی میدان جریان شده و اثرات ایجاد شده بر روی سطوح تصویربرداری شده‌است. زاویه حمله به‌عنوان پارامتر متغیر تعیین شده و اثرات آن بر ساختار جریان و گردابه‌های ایجاد شده در شرایط مختلف پس‌گرایی مطالعه شده‌است. نتایج مطالعه نشان می‌دهد در زوایای حمله پایین و قبل از وقوع واماندگی استاتیکی، ناحیه متأثر از حباب جدایش در مدل پرنده‌گون با پس‌گرایی الهام گرفته از پرنده‌گان با گوشه منحنی، از دو مدل بدون پس‌گرایی و پس‌گرایی معمولی به حداقل اندازه خود می‌رسد.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۲ آذر ۱۴۰۳
بازنگری ۱۰ فروردین ۱۴۰۴
پذیرش ۱۷ اردیبهشت ۱۴۰۴
اولین انتشار ۲۰ خرداد ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

روش تجربی
آشکارسازی جریان
زاویه پس‌گرایی
بال صلب
پرنده‌گون

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: m_ramezani_v@aut.ac.ir

How to Cite this Article:

H. Eshraghi, M. Ramezani Volojjerdi, and M. Mani, "Experimental flow field investigation of swept bird-like rigid wing by flow visualization technique," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 4, pp. 63-70, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.9.4.5>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



نمودند. بال صلب دارای بخش اولیه مستقیم بوده، در ادامه دو نوع پس‌گرایی ساده و پس‌گرایی الهام‌گرفته از پرنده‌گان مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد بال با پس‌گرایی الهام‌گرفته از پرنده‌گان تا زاویه حمله ۲۴ درجه دچار واماندگی نشده؛ در حالی که بال با پس‌گرایی معمولی قبل از این زاویه دچار واماندگی شده است [۴]. رضانی ولوجردی و مانی در سال ۲۰۲۱ و در ادامه پژوهش تجربی خود، به بررسی اثر بال زدن مدل پرنده بر ضرایب نیروهای برآ و پیشران در محدوده رینولدز از ۴۲۰۰۰ تا ۱۷۰۰۰۰ در تونل باد کم سرعت پرداختند. نتایج پژوهش ایشان نشان می‌دهد با افزایش بسامد بال زدن؛ نیروی برآ تا ۱۰۰ درصد افزایش داشته و بال زدن منجر به تأخیر در واماندگی در بال شده است. با افزایش عدد رینولدز، جریان در بخش وسیع‌تری از سطح بال از آرام به معشوش تغییر حالت داده، در نتیجه آن سبب افزایش بیشینه ضریب نیروی برآ تا ۴۰ درصد می‌شود [۵]. جوارشکیان و آذرگون در سال ۲۰۲۱، طی یک پژوهش تجربی به بررسی مکانیزم پرنده‌گون با بال ساده و نیز مدل با بال دارای زاویه پس‌گرایی در تونل باد پرداخته و اثرات زمین را در زوایای حمله مختلف و نیز بسامدهای بال زدن 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 پرنده‌گون با بال ساده با کاهش فاصله از سطح، در زاویه حمله کمتری نسبت به مدل با زاویه پس‌گرایی رخ می‌دهد. به عبارت دیگر پرنده با بال با زاویه پس‌گرایی در مقابل واماندگی دینامیکی مقاوم‌تر می‌باشد [۶]. ژائو و همکاران در سال ۲۰۲۴، به بررسی تجربی اثر انتخاب هواپر با انحنای مثبت بر عملکرد آیرودینامیکی پرنده‌گون، با الگوبرداری از طبیعت پرداختند. بررسی در تونل باد و در بسامدها، سرعت‌ها و زوایای حمله 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 [۷]. آکوتو و همکاران در سال ۲۰۲۴ به بررسی تجربی تأثیر آیرودینامیکی انحنای لبه حمله بال در پرواز ایستا و همچنین پرواز افقی پرنده‌گون پرداختند. مطالعات بر اساس سرعت‌سنجی تصویری جریان نشان داد انحنای لبه حمله می‌تواند به گردش آیرودینامیکی قوی‌تر در ناحیه نوک بال منجر شده، موجب تقویت چرخش^۵ در گردابه لبه فرار شده و در نتیجه موجب کاهش نوسانات جریان در میدان دوردست خواهد شد [۸].

پژوهش جاری در جهت شناخت دقیق‌تر اثر پس‌گرایی الهام‌گرفته از طبیعت به بررسی تجربی میدان جریان بر روی سطح بال با استفاده از روش‌های آشکارسازی جریان پرداخته است. از این رو آشکارسازی و

۱ مقدمه

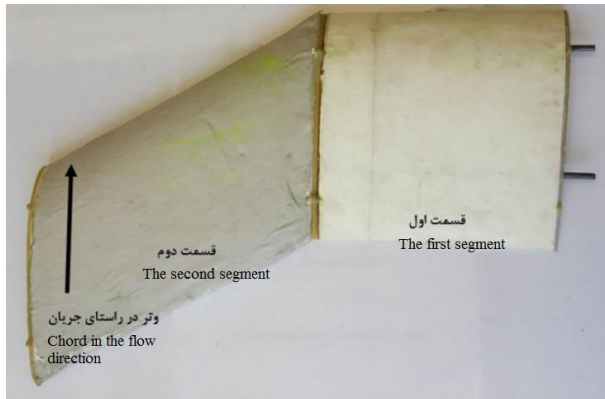
پرواز پرنده‌گان از دیرباز مورد توجه جدی بشر بوده است. شکل و مقطع نمونه‌های نخستین پروازی در دو سده اخیر، از بال پرنده‌گان الگوبرداری شده است. مقادیر مختلفی از نسبت‌های منطری در بال پرنده‌گان طبیعی مشاهده می‌گردد؛ بال‌های با نسبت منطری پایین (نظیر مرغ مگس) با حرکت نوسانی در بسامد بسیار بالا پرواز و حفظ ارتفاع پرنده را ممکن ساخته و در مقابل، بال‌های با نسبت منطری بالا (نظیر شاهین یا عقاب) با حرکت نوسانی با بسامد بسیار پایین و بعضاً بسامد صفر، در پرواز سرش^۱ و حین قرارگیری در جریان‌ات حرارتی بالارونده^۲، منجر به پرواز پرنده می‌گردند. طراحی و ساخت وسایل پرنده بدون سرشنین در سال‌های اخیر مورد توجه ویژه محققان قرار گرفته است. عدم نیاز به دور موتور بالا منجر به افزایش قابلیت پنهان‌کاری این نوع از وسایل پرنده در قیاس با انواع وسایل پرنده متداول شده است. حرکت نوسانی بال در این نوع از وسایل پرنده منجر به ناپایایی شدید متغیرهای جریان شده و مطالعات متعددی حول موضوع آیرودینامیک وسایل پرنده‌گون صورت گرفته است.

فو و همکاران در سال ۲۰۱۴ به بررسی تجربی اثر نسبت منطری بال پرنده‌گون^۳ پرداختند. بدین منظور سه بال مستطیلی با نسبت‌های منطری به ترتیب ۱، ۲ و ۴ ساخته و طی آزمون تجربی، به بررسی ساختار جریان بر روی این سه بال پرداختند. اضمحلال گردابه لبه حمله در بال‌های با نسبت منطری بالاتر و در نواحی نزدیک به نوک بال گزارش شده است [۱]. عبدالرزاق و دیمیتریادیس در سال ۲۰۱۴ به مطالعه تجربی سه مدل پرنده‌گون (یک مدل با هواپر^۴ متقارن و دو مدل با هواپر خمیده) پرداختند. در این پژوهش تأثیر بسامد، سرعت جریان، زاویه حمله و سینماتیک بال‌زدن بر نیروهای آیرودینامیکی پرنده‌گون بررسی گردید. ارتباط عدد رینولدز و انحنای هواپر با نیروهای برآ و پیشران برای مدل‌های مورد آزمون گزارش شده است [۲]. کومار و همکاران در سال ۲۰۱۵ با طراحی پرنده‌گون با الهام گرفتن از مرغ دریایی پرداختند. سینماتیک و مشخصه‌های آیرودینامیکی این پرنده به شیوه تجربی مورد آزمون و بررسی قرار گرفت. مطالعه سینماتیکی با نصب ابزار دقیق لیزری و پردازش تصاویر و تحلیل آیرودینامیکی با بکارگیری مجموعه بالانس^۶ مولفه‌ای در تونل باد و برای سرعت‌ها و زوایای مختلف حمله انجام شد و نتایج آن گزارش گردید [۳]. رضانی ولوجردی و مانی در سال ۲۰۱۹ طی یک مطالعه تجربی به بررسی اثر زاویه پس‌گرایی در یک پرنده‌گون با بال صلب با هواپر S1223 پرداخته، اثر نوع و زاویه پس‌گرایی را در زوایای مختلف حمله و نیز طیف اعداد رینولدز بررسی

4. Airfoil
5. Vorticity

1. Glid
2. Thermal
3. Bird-like

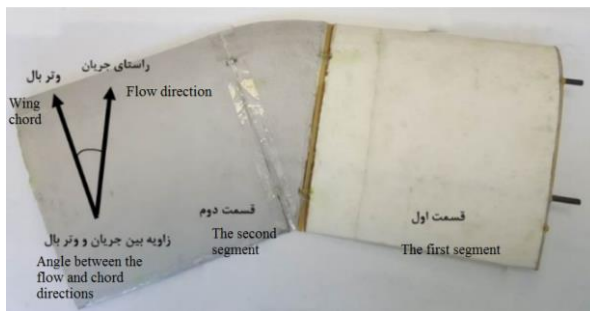
نشان داده شده‌است. این مدل در ادامه پژوهش تحت عنوان بال با پس‌گرایی معمولی معرفی می‌گردد. منظور از زاویه پس‌گرایی معمولی آن است که وتر بال در قسمت دوم در راستای جریان قرار می‌گیرد.



شکل ۲- نمای بال با پس‌گرایی معمولی.

Fig. 2. The view of conventional swept wing.

ریشه بال در نمونه سوم، مشابه نمونه‌های قبلی در بخش مستطیلی مشترک بوده، در این مدل که در شکل ۳ نشان داده شده‌است. قسمت دوم بال معادل زاویه پس‌گرایی به میزان ۳۰ درجه دوران کرده است. به‌منظور پر کردن فضای خالی ایجاد شده مابین قسمت اول و دوم بال که ناشی از چرخش می‌باشد، از قطاع ۳۰ درجه با مقطع هواپر S1223 استفاده شده‌است.



شکل ۳- نمای بال با پس‌گرایی با گوشه منحنی.

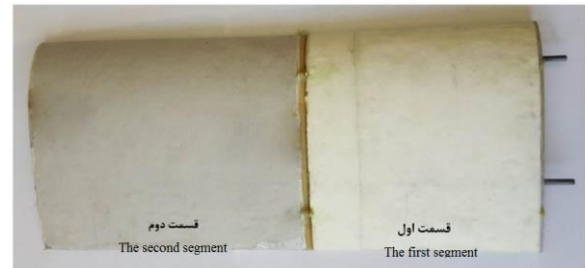
Fig. 3. The view of curved corner swept wing.

در این پژوهش به این نوع از زاویه پس‌گرایی، پس‌گرایی الهام گرفته از پرندگان گفته شده‌است. همان‌طور که در شکل ۴ نشان داده شده‌است، پس‌گرایی بال در پرندگان بیشتر مشابه با مدل سوم می‌باشد. از این رو در این پژوهش به این نوع از زاویه پس‌گرایی، پس‌گرایی الهام گرفته از پرندگان گفته شده‌است.

تحلیل خطوط جریان در نزدیکی سطح بال برای سه هندسه بال بدون پس‌گرایی، بال با پس‌گرایی معمولی ۳۰ درجه و بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه الهام گرفته از پرندگان در زوایای حمله و سرعت‌های مختلف انجام شده‌است. باتوجه به موضوع الهام از پرندگان هواپر این بال‌ها از نوع S1223 انتخاب شده که جزئیات آن در مرجع [۹] ارائه شده‌است.

۲ معرفی مدل‌های تحت آزمون

در راستای مطالعه اثرات زاویه پس‌گرایی در شکل‌دهی به جریان سه بعدی حول بال، سه نوع بال صلب جهت مطالعه طراحی و ساخته شد. برای ساخت نمونه‌های آزمایش از فایبرگلس، تیرکربنی و یونولیت استفاده شده‌است. مدل نخست، بال صلب با نمای بالایی به شکل مستطیل بوده که فاقد زاویه پس‌گرایی می‌باشد که در شکل ۱ نشان داده شده‌است.



(الف)



(ب)

شکل ۱- نمای بال بدون پس‌گرایی (الف) بال نصب نشده، ب: بال نصب شده بر روی سامانه الکترومکانیکی).

Fig. 1. Non-swept wing view a) uninstalled wing, b) installed wing on the electromechanical mechanism.

در مدل اول مطابق شکل ۱ زاویه پس‌گرایی بال صفر بوده و هر دو قسمت اول و دوم بال کنارهم بدون تغییر زاویه‌ای قرار گرفته‌اند. نسبت منظری این بال ۴/۱، طول دهانه یک بال ۳۴ سانتی‌متر و وتر آن ۱۵ سانتی‌متر بوده است. سطح مقطع بال دارای هواپر S1223 بوده که الهام گرفته شده از مقطع بال پرندگان بوده و شباهت زیادی به بال پرندگانی مانند اردک و مرغ دریائی دارد. باتوجه به آن که نمونه‌های دوم و سوم (با زاویه پس‌گرایی) در بخش ریشه با مدل بدون پس‌گرایی مشترک می‌باشند، این نمونه به‌صورت دوبخشی ساخته شده‌است. مدل دوم، بال با زاویه پس‌گرایی معمولی و به میزان ۳۰ درجه بوده که در شکل ۲

محفظه آرامش تونل از یک لانه زنبوری با ضخامت ۴ میلی‌متر و سه ردیف توری استفاده شده‌است که شدت اغتشاشات در خط مرکزی تونل را در سرعت‌های پایین به کمتر از ۰/۱ درصد رسانده‌است. لازم به ذکر است نتایج مربوط به نیروسنجی سه مدل ذکر شده در سرعت‌ها و زوایای حمله مختلف در مرجع [۴] ارائه و مقایسه شده‌اند. پژوهش جاری به آشکارسازی پدیده‌ها و مطالعه ساختار جریان در پرواز سرش سه مدل ذکر شده (در شرایط با بسامد بال زدن صفر) پرداخته‌است. در جدول ۱ مشخصات هندسی مدل‌های بال نشان داده شده‌است.

جدول ۱- مشخصات هندسی مدل‌های بال.

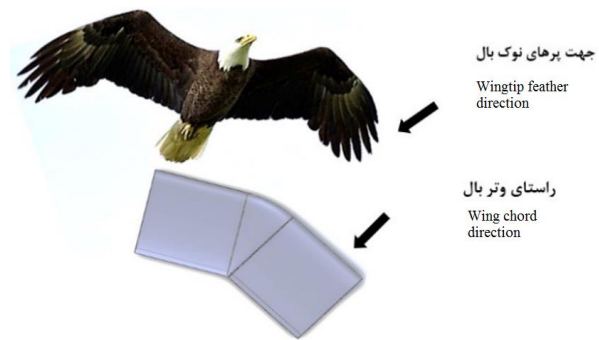
Table 1. Geometric characteristics of wing models.

Model	Chord (m)	Area (m ²)	Span (m)
Without sweep-back	0.15	0.0565	0.343
Conventional swept-back	0.15	0.0565	0.344
Curved corner swept	0.15	0.0565	0.329

۳ نتایج و بحث

برای آشکارسازی پدیده‌های جریان تاثیرگذار بر مدل، از روش پوشش سطح استفاده شده‌است. روش حاضر با مخلوط پودر فلئورسنت با قطر دانه‌های کمتر از ۷۰ میکرون و پارافین مایع به علت قابلیت ترکیب با پودر فلئورسنت و گرانی پایین، سطح مدل را به صورت یکنواخت و همگن پوشش داده‌است. با قرار گرفتن مدل در جریان هوا ساختار جریان بر روی سطح بال نقش می‌بندد. با تاباندن نور فرابنفش بر روی مدل ساختار جریان عبوری از روی آن مانند شکل ۶ قابل مشاهده می‌گردد. آشکارسازی جریان با تمرکز بر نمایش گردابه نوک بال^۱ و حباب جدایش جریان آرام^۲ انجام شده‌است. به علت اختلاف فشار زیر و روی بال، جریان هوا در نوک بال بین این دو محدوده برقرار شده و سبب ایجاد گردابه نوک بال می‌شود. این گردابه با تغییر ساختار جریان نسبت به جریان دو بعدی سبب تغییر نیروی پسای بال می‌گردد. زاویه پس‌گرایی بال، زاویه حمله و سرعت، سبب تغییر قدرت این گردابه می‌شوند.

از عواملی که بر شدت گردابه نوک بال اثر گذار است، زاویه حمله جریان ورودی می‌باشد. این موضوع در شکل ۶ و در سرعت ۲۰ m/s برای بال بدون پس‌گرایی در زوایای حمله مختلف ارائه شده‌است.



شکل ۴- مقایسه بال عقاب با بال پس‌گرا با گوشه منحنی.

Fig. 4. Comparison of the eagle wing with a swept curved-corner wing.

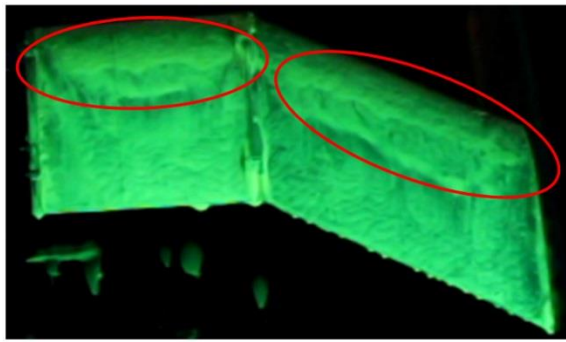
هر سه مدل با سامانه کنترل زاویه حمله در تونل باد زیرصوت آزمایشگاه تحقیقاتی دانا، واقع در دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر نصب گردید. نحوه نصب مدل با زاویه پس‌گرایی معمولی در محفظه آزمون تونل باد در شکل ۵ ارائه شده‌است.



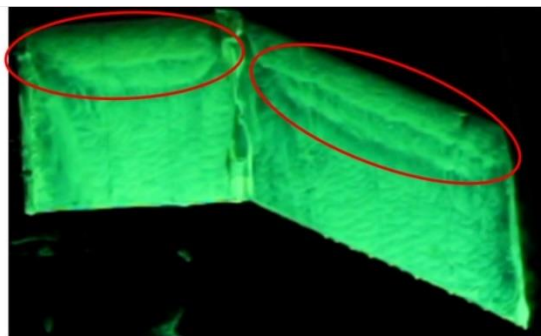
شکل ۵- نصب مدل در محفظه آزمون تونل باد آزمایشگاه تحقیقاتی دانا.

Fig. 5. The installed model in the dana research laboratory wind tunnel test chamber.

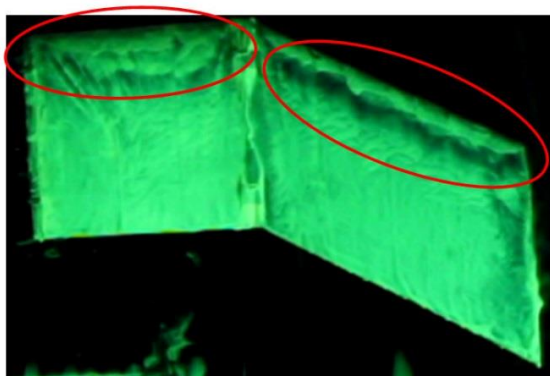
ابعاد مقطع آزمون این تونل ۱×۱ متر مربع و طول مقطع آزمون آن ۱/۸ متر است. باتوجه به ابعاد دهانه بال که کمتر از ۸۰ درصد از محفظه آزمون را اشغال نموده‌است از تأثیر دیواره‌ها بر گردابه‌های نوک بال صرف نظر شده‌است. بیشینه سرعت در مقطع آزمون این تونل ۶۰ متر بر ثانیه است که نیرومحرکه فن آن توسط الکتروموتور با توان ۱۰۰ کیلووات تأمین شده‌است. برای رسیدن به جریان با کیفیت مطلوب در



(الف)



(ب)

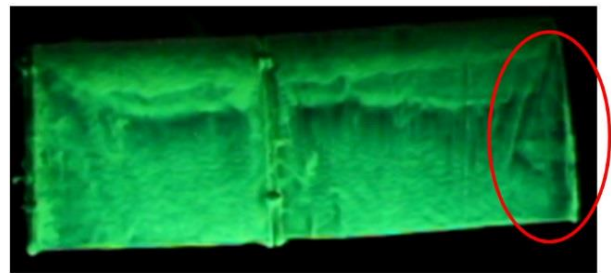


(پ)

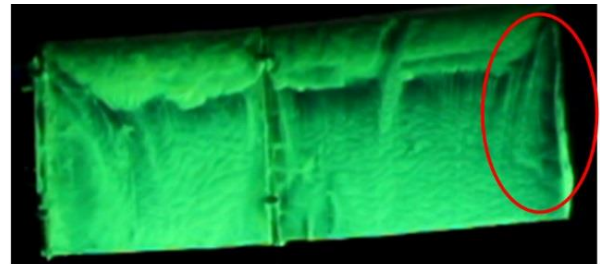
شکل ۷- تأثیر زاویه حمله بر حباب جدایش در سرعت ۱۵ m/s و بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه معمولی (الف: $\alpha=3^\circ$ ، ب: $\alpha=9^\circ$ ، پ: $\alpha=21^\circ$ پس از واماندگی و از بین رفتن حباب جدایش).

Fig. 7. Effect of the angle of attack on the separation bubble at 15 m/s, conventional 30° swept wing (a: $\alpha=3^\circ$, b: $\alpha=9^\circ$, c: $\alpha=21^\circ$ post-stall and separation bubble dissipation).

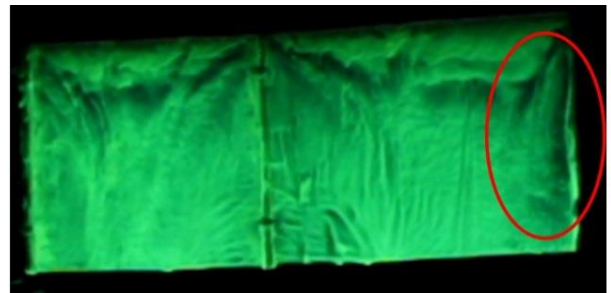
مطابق شکل ۷ با افزایش زاویه حمله، حباب جدایش کوچکتر شده؛ این حباب تا قبل از وقوع واماندگی جریان وجود خواهد داشت و با از بین رفتن آن، واماندگی جریان بر روی بال رخ می‌دهد. در شکل ۷ نتایج آشکارسازی جریان برای سرعت ۱۵ متر بر ثانیه بر روی بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه معمولی در زوایای حمله ۳، ۹ و ۲۱ درجه نشان داده شده‌است.



(الف)



(ب)



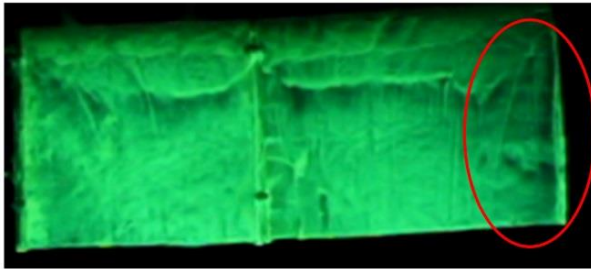
(پ)

شکل ۶- تأثیر زاویه حمله بر گردابه نوک بال در سرعت ۲۰ m/s بر بال بدون زاویه پس‌گرایی (الف: $\alpha=3^\circ$ ، ب: $\alpha=15^\circ$ ، پ: $\alpha=24^\circ$).

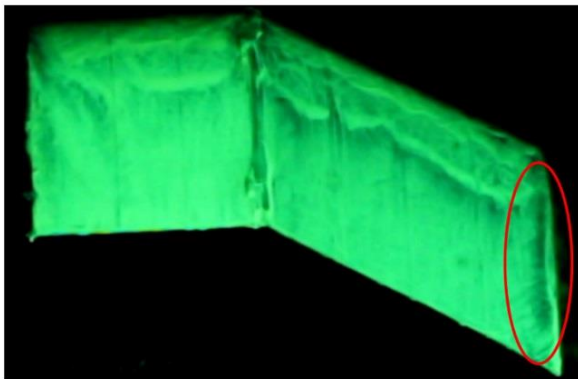
Fig. 6. Effect of the angle of attack on the wingtip vortex of the non-swept wing at 20 m/s (a: $\alpha=3^\circ$, b: $\alpha=15^\circ$, c: $\alpha=24^\circ$).

مطابق شکل ۶ با افزایش زاویه حمله، ناحیه‌ای از بال که تحت تأثیر گردابه نوک بال قرار دارد، رفته رفته کوچکتر شده؛ به گونه‌ای که در شکل ۶-الف در زاویه حمله ۳ درجه گردابه نوک بال تقریباً تمام طول وتر بال را دربر گرفته است، اما با بالا رفتن زاویه حمله تا زاویه ۲۴ درجه، به علت جدایش جریان در قسمت‌های انتهایی از بال مطابق شکل ۶-پ طول این ناحیه به کمتر از نصف وتر رسیده است. در ادامه و در جهت بررسی اثر زاویه حمله بر پیدایش و از بین رفتن حباب جدایش، پیش و پس از وقوع واماندگی، رفتار جریان تحت زوایای حمله مختلف در بال با پس‌گرایی معمولی در شکل ۷ ارائه شده‌است.

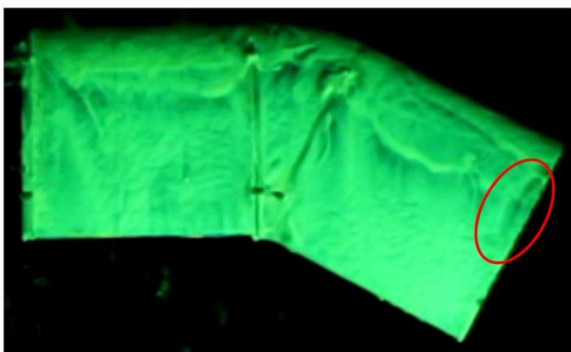
خود رسیده است. همچنین به علت بزرگتر بودن دنباله نوک بال در بال بدون پس‌گرایی، این دنباله با حباب جدایش برخورد کرده و حباب را از بین می‌برد و در نتیجه آن، جریان در ناحیه برخورد دنباله نوک بال و حباب جدایش، به سمت آشفته شدن می‌رود. باتوجه به این که دنباله نوک بال در بال با زاویه پس‌گرایی کوچک‌تر است، تأثیرات برخورد آن بر حباب جدایش نیز مطابق شکل ۸ کمتر شده‌است. شکل ۹ به بررسی تأثیر زاویه پس‌گرایی بر گردابه نوک بال پرداخته است.



(الف)



(ب)

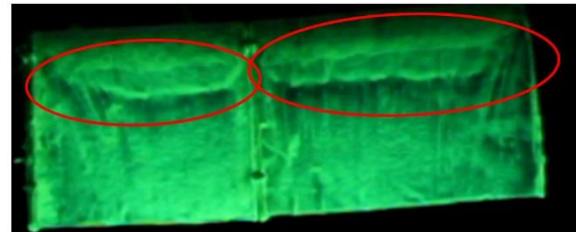


(پ)

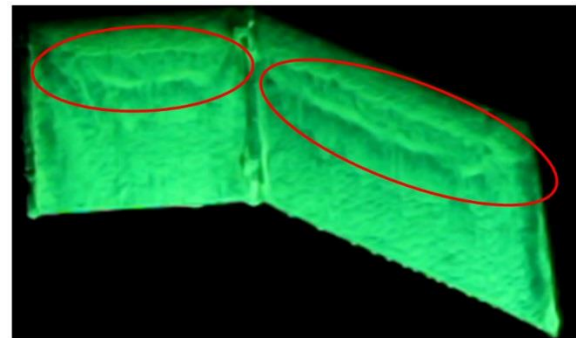
شکل ۹- اثر زاویه پس‌گرایی بر گردابه نوک بال در سرعت ۱۵ m/s و زاویه حمله $\alpha = 12^\circ$ (الف: بال بدون پس‌گرایی، ب: بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه معمولی، پ: بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه با گوشه منحنی).

Fig. 9. Effect of the sweep angle at 15 m/s and $\alpha = 12^\circ$, (a: Non-swept wing, b: Conventional 30° sweep, c: 30° curved corner sweep).

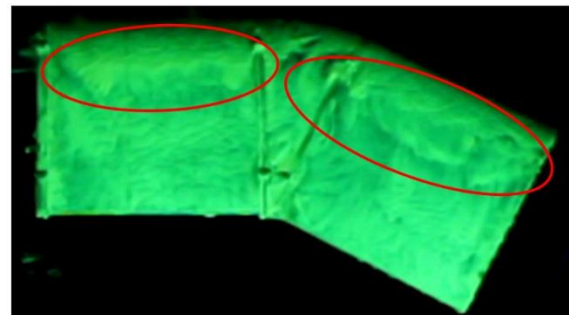
همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود در زاویه حمله ۲۱ درجه به علت وقوع واماندگی جریان بر روی بال، حباب جدایش جریان از بین رفته است. در جریان آرام و با افزایش عدد رینولدز جریان، حباب جدایش جریان آرام بر روی بال ایجاد می‌گردد. جریان جدا شده از روی بال متأثر از حباب جدایش، دوباره به سطح بال می‌چسبد؛ در این حالت حباب جدایش تغییری در توزیع فشار روی بال ایجاد نمی‌کند. اما با افزایش زاویه حمله، این حباب ترکیده و واماندگی لبه حمله رخ می‌دهد که در نتیجه آن پسای بال بیشتر می‌شود. شکل ۸ اثر زاویه پس‌گرایی بر حباب جدایش را در سرعت ۱۵ m/s و در زاویه حمله ۶ درجه نشان می‌دهد.



(الف)



(ب)



(پ)

شکل ۸- اثر زاویه پس‌گرایی بر حباب جدایش در سرعت ۱۵ m/s و زاویه حمله $\alpha = 6^\circ$ (الف: بال بدون پس‌گرایی، ب: بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه معمولی، پ: بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه با گوشه منحنی).

Fig. 8. Effect of the sweep angle at 15 m/s and $\alpha = 6^\circ$, (a: Non-swept wing, b: Conventional 30° sweep, c: 30° curved corner sweep).

مطابق شکل ۸، ناحیه متأثر از حباب جدایش در بال بدون پس‌گرایی کوچکتر از بال با پس‌گرایی ۳۰ درجه معمولی می‌باشد. همچنین این ناحیه در بال با پس‌گرایی الهام گرفته از پرنده‌گان به کمینه

مراجع

- [1] J. J. Fu, C. Hefler, H. H. Qiu, and W. Shyy, "Effects of aspect ratio on flapping wing aerodynamics in animal flight," *Acta Mechanica Sinica*, vol. 30, pp. 776-786, 2014, <http://dx.doi.org/10.1007/s10409-014-0101-2>.
- [2] N. A. Razak and G. Dimitriadis, "Experimental study of wings undergoing active root flapping and pitching," *Journal of Fluids and Structures*, vol. 49, pp. 687-704, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2014.06.009>.
- [3] D. Kumar, T. Goyal, S. K. Vemuri, P. Mohite, and S. Kamle, "Development and analysis of gull inspired UAV flapping wing," in *33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2015, Paper 3157, <http://dx.doi.org/10.2514/6.2015-3157>.
- [4] M. R. Voloojerdi and M. Mani, "Aerodynamic characteristics of conventional and innovative high lift swept wings," *Journal of Bionic Engineering*, vol. 16, pp. 432-441, 2019, <http://dx.doi.org/10.1007/s42235-019-0035-2>.
- [5] M. Ramezani Voloojerdi and M. Mani, "Experimental investigation of the effect of flapping on the lift and thrust forces of 3D-wing," *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, vol. 53, no. 3 (Special Issue), pp. 1697-1708, 2021, (in Persian), <https://doi.org/10.22060/mej.2021.15292.6090>.
- [6] M. H. Djavahreshkian and Y. Azarsoon, "Empirical study of the ground effect on the dynamic stall of a flapping wing in forward flight," *Fluid Mechanics and Aerodynamics*, vol. 9, no. 2, pp. 113-124, 2021, (in Persian), <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1399.9.2.9.9>.
- [7] R. Addo-Akoto, J. S. Han, and J. H. Han, "Leading-edge curvature effect on aerodynamic performance of flapping wings in hover and forward flight," *Bioinspiration and Biomimetics*, vol. 19, no. 5, 2024, Paper. 056007, <http://dx.doi.org/10.1088/1748-3190/ad5e50>.
- [8] M. Zhao, W. He, X. He, L. Zhang, and H. Zhao, "Design and performance analysis of different cambered wings for flapping-wing aerial vehicles based on wind tunnel test," *Robotic Intelligence and Automation*, vol. 44, no. 5, pp. 698-712, 2024, <http://dx.doi.org/10.1108/RIA-01-2024-0006>.
- [9] M. S. Selig, and J. J. Guglielmo, "High-lift low Reynolds number airfoil design," *Journal of Aircraft*, vol. 34, no. 1, pp. 72-79, 1997, <https://doi.org/10.2514/2.2137>.

در شکل ۹ سرعت جریان برابر ۱۵ متر بر ثانیه و زاویه حمله جریان ورودی ۱۲ درجه بوده است. همانطور که در شکل ۹-الف که جریان مرئی شده بر روی بال بدون زاویه پس‌گرایی را نشان می‌دهد، گردابه نوک بال ناحیه بزرگی از بال را تحت تأثیر خود قرار داده است اما همانطور که در شکل ۹-ب که بال با زاویه پس‌گرایی ۳۰ درجه معمولی را نشان می‌دهد مشاهده می‌شود، به علت وجود زاویه پس‌گرایی، این ناحیه کوچکتر شده است. در شکل ۹-پ نتایج آشکارسازی جریان روی بال با زاویه پس‌گرایی ۳۰ درجه الهام گرفته از پرندگان نشان داده شده است. مطابق شکل ۹، در بال با زاویه پس‌گرایی الهام گرفته از پرندگان تأثیر گردابه نوک بال نسبت به دو بال بدون پس‌گرایی و با پس‌گرایی معمولی به حداقل رسیده است.

۴ نتیجه‌گیری

پژوهش اخیر با بررسی کیفی میدان جریان و بوسیله ابزار آشکارسازی میدان جریان با تابش نور فرابنفش در تونل باد انجام گرفت. سه مدل بال با پس‌گرایی متفاوت، ضمن حفظ سایر پارامترهای هندسی نظیر نسبت منطری، طول وتر، ضخامت حداکثر و نوع مقطع هواپر، در تونل باد در سرعت و زوایای مختلف حمله مورد آزمایش قرار گرفت که موارد ذیل به‌عنوان نتایج اجمالی آزمایش اعلام می‌گردد:

- در زوایای حمله پایین و قبل از وقوع واماندگی استاتیکی، ناحیه متأثر از حباب جدایش در بال با پس‌گرایی الهام گرفته از پرندگان، از دو مدل بدون پس‌گرایی و پس‌گرایی معمولی به حداقل اندازه می‌رسد.
- به علت بزرگتر بودن دنباله نوک بال در بال غیرپس‌گرا، این دنباله با حباب جدایش برخورد کرده و حباب را از بین می‌برد. در نتیجه جریان در ناحیه برخورد دنباله نوک بال و حباب جدایش به سمت آشفته شدن می‌رود.
- گردابه نوک بال در بال غیرپس‌گرا ناحیه بزرگی از بال را تحت تأثیر خود قرار داده؛ در بال با پس‌گرایی معمولی به علت وجود زاویه پس‌گرایی، این ناحیه کوچکتر شده است. در بال با زاویه پس‌گرایی الهام گرفته از پرندگان تأثیر گردابه نوک بال نسبت به دو بال بدون پس‌گرایی و با پس‌گرایی معمولی به حداقل رسیده است.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.