



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 9, No. 2, pp. 31-42, 2025

<https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.2.3>

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



Original Research Paper

Experimental Study of the Aerodynamics of Micro Airfoils with Wavy Surface and The Use of Different Patterns Inspired by Nature

Mehdi Abedi and Ramin Zakeri* 

Faculty of Mechanical Engineering, Shahrood University of Technology, Semnan, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 06 January 2024

Revised 16 March 2024

Accepted 26 March 2024

Available Online 18 May 2024

Keywords:

Wavy airfoil

Wind tunnel

Stall

Lift

Drag

ABSTRACT

Enhancing the aerodynamic performance of airfoils, minimizing drag, and controlling flow separation are key objectives in aerospace research, pursued through various methods. A miniature wind tunnel with a test section of 100×100 mm was designed and constructed for this study to enable experimental testing of low-volume models at low Reynolds numbers. Given the increasing application of small-scale flying devices and the limited research available at low Reynolds numbers, this study experimentally investigates the aerodynamic behavior of a micro-scale airfoil. Specifically, the influence of surface corrugation on the aerodynamic performance of a NACA 0012 airfoil was examined. For validation, a standard NACA 0012 airfoil was fabricated and tested in the wind tunnel, followed by a corrugated version with wavy contours on the leading edge, trailing edge, upper surface, and lower surface. At Reynolds numbers of 15,000 and 66,000, the corrugated airfoil exhibited superior aerodynamic performance compared to the baseline configuration. At $Re = 15,000$ and an angle of attack of 15° , the lift coefficient (C_l) increased from 0.22 for the standard airfoil to 0.33 for the corrugated design, representing a ~50% improvement. At $Re = 66,000$, the drag coefficient (C_d) beyond the 15° angle of attack increased from 0.57 in the standard airfoil to 0.61 in the corrugated one, indicating a growth of over 7%. Below the critical angle of attack, the corrugated airfoil demonstrated higher lift and lower drag than the standard NACA 0012 airfoil, resulting in significantly improved aerodynamic efficiency beyond the critical point.

* Corresponding Author's E-mail: r_zakeri@shahroodut.ac.ir

How to Cite this Article:

A. Fatemeh, V. Ghaffari, and V. Meygoli, " Guidance Algorithm via Numerical Optimization Approach in Constrained Planar Guidance Problem," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 2, pp. 31-42, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.2.3>.


COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. 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/).



بررسی تجربی آیرودینامیک ریز ایرفویل با سطح موج دار و استفاده از الگوهای مختلف الهام گرفته از طبیعت

مهدی عابدی^۱ و رامین ذاکری^{۲*} 

۱- کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شاهرود، سمنان، ایران
۲- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شاهرود، سمنان، ایران

چکیده

افزایش خصوصیات آیرودینامیکی ایرفویل از طریق کاهش نیروی درگ و کنترل جدایش جریان از جمله مهمترین اهدافی است که محققین رشته هوافضا با استفاده از روشهای مختلف در صدد نیل به آن هستند. در این پژوهش با استفاده از یک تونل باد مینیاتوری با سطح مقطع تست ۱۰۰ در ۱۰۰ میلی متر ساخته شده است که برای آزمایش تجربی روی مدل هایی با حجم کم و در عدد رینولدزهای پایین استفاده می شود. با توجه به افزایش کاربرد وسایل پرنده کوچک در عده های رینولدز پایین و کمبود تحقیقات در این زمینه، مطالعه حاضر به صورت تجربی در خصوص بالا رفتن نیروی برا توسط موجی کردن ریزایرفویل در عده های رینولدز پایین صورت گرفته است. به عبارتی، در این پژوهش که به شکل تجربی و در تونل باد مینیاتوری انجام گرفته، به مطالعه تأثیر موج دار کردن ریزایرفویل ناکا ۰۰۱۲ بر روی مشخصه های آیرودینامیکی آن پرداخته شده است. برای اعتبارسنجی ابتدا ریزایرفویل ناکا ۰۰۱۲ استاندارد ساخته شده و مورد آزمایش تجربی تونل باد گرفته است. سپس، ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ موج دار که لبه حمله، لبه فرار، سطح بالایی و سطح پایینی آن به شکل موج دار طراحی و ساخته شده و مورد آزمایش تونل باد قرار گرفت. پس از انجام آزمایش ها، ریزایرفویل موج دار در عدد رینولدزهای ۱۵ هزار و ۶۶ هزار عملکرد آیرودینامیکی بسیار خوبی نسبت به ریزایرفویل ناکا ۰۰۱۲ ساده از خود نشان داد، به طوری که در عدد رینولدز ۱۵ هزار در زاویه حمله ۱۵ درجه ضریب برآ از ۰/۲۲ در ریزایرفویل ساده به ۰/۳۳ در ریزایرفویل موج دار رسیده که رشدی حدود ۵۰ درصدی نسبت به ریزایرفویل ساده از خود نشان داد. در عدد رینولدز ۶۶ هزار نیز ضریب برآ پس از زاویه حمله ۱۵ درجه از ۰/۵۷ در ریزایرفویل ساده به ۰/۶۱ در ریزایرفویل موج دار رسید و با رشدی معادل بیش از ۷ درصد مواجه شد. در زاویه های کمتر از زاویه واماندگی، در ریزایرفویل موج دار نسبت به ریزایرفویل استاندارد، ضریب برآ بیشتر و ضریب پسای کمتری مشاهده شده است، در نتیجه کارایی در ریزایرفویل موج دار بعد از زاویه واماندگی به طور قابل توجهی افزایش یافته است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۶ دی ۱۴۰۲
بازنگری ۲۶ اسفند ۱۴۰۲
پذیرش ۰۷ فروردین ۱۴۰۳
اولین انتشار ۲۹ اردیبهشت ۱۴۰۳

واژه های کلیدی:

ریزایرفویل موج دار
تونل باد
واماندگی
ضریب برآ
ضریب پسا

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: r_zakeri@shahroodut.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Abedi and R. Zakeri, "Experimental study of the aerodynamics of micro airfoils with wavy surface and the use of different patterns inspired by nature," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 2, pp. 31-42, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.2.3>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. 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/).

۱ مقدمه

میکلوسوویچ و همکاران ابتدا دو مدل آیرودینامیک از نهنگ کوهان‌دار ساختند و آن‌ها را در تونل باد مورد آزمایش تجربی قرار دادند. این مدل‌ها از جنس پلی‌کربنات و با استفاده از دستگاه سی‌ان‌سی بر پایه مدل ایرفویل ناکا ۰۰۲۰ ساخته شدند.

مشاهده‌ها در این آزمایش تجربی نشان داد که زاویه واماندگی یا واماندگی در مدل دارای ناهم‌واری و موج، ۴۰ درصد افزایش یافت به طوری که واماندگی در زاویه ۱۶ درجه رخ داد. همچنین حداکثر ضریب برآ در مدل موج‌دار نسبت به مدل استاندارد ۶ درصد افزایش داشته، از این رو نتایج حاصل نشان داد استفاده از سطوح موج‌دار برای ایجاد تأخیر در واماندگی ایده مناسبی است، اما از آنجایی این مطالعه روی مدلی انجام شد که کاملاً شبیه باله نهنگ است و با ایرفویل تفاوت دارد، می‌توان گفت این مطالعه داده‌های کاملی ارائه نمی‌دهد.

جوهری و همکاران در سال ۲۰۰۷ [۵] با الهام از برآمدگی‌های باله نهنگ کوهان‌دار شش نوع هیدروفویل طراحی کردند، طراحی بدین گونه بود که موج‌هایی که در لبه حمله هیدروفویل‌ها ایجاد شده بود از نظر طول موج و دامنه موج با یکدیگر تفاوت داشتند. تعداد شش هیدروفویل طراحی شد به شکلی که دامنه موج و طول موج هیدروفویل‌ها با اندازه‌های مشخصی نسبت به اندازه کورد طراحی شدند، و این نسبت‌ها با اندازه‌های موج‌ها در باله نهنگ مطابقت داشتند. هیدروفویل‌های طراحی شده در یک تونل آب مورد آزمایش تجربی هیدروینامیک قرار گرفتند و در نهایت پس از انجام این آزمایش مشخص شد، تغییرات دامنه در موج‌ها تأثیر بیشتری در بازدهی و عملکرد هیدروینامیکی هیدروفویل ایجاد می‌کند. نتایج به این گونه بود که در زوایای حمله کمتر از زاویه حمله بحرانی در هیدروفویل ساده، برآ و پسا به شکل طبیعی زیاد می‌شد ولی در زاویه حمله‌های بالاتر از زاویه حمله بحرانی در هیدروفویل ساده، تولید نیروی برآ ۵۰ درصد بیشتر از حد معمول بود و نیروی پسای کمتری تولید شد.

در سال ۲۰۰۸ ارنست نیروپ و همکاران [۶] در ادامه سلسله تحقیقاتی که توسط محققین دانشگاه‌های دنیا با الهام از برجستگی‌های موجود در باله نهنگ کوهان‌دار انجام شده، مطالعه‌ای را در این زمینه انجام دادند. نیروپ در این مطالعه ایرفویل‌های طراحی شده توسط جوهری و همکاران [۵] را در یک تونل باد مورد آزمایش تجربی قرارداد. نتایج حاصل شده از این مطالعه درستی مطالعات عددی و تجربی گذشته توسط محققین دیگر را تأیید کرد. در این مطالعه نیروپ ثابت کرد موج‌های روی لبه حمله ایرفویل می‌تواند در تزریق انرژی به جریان و تأخیر در جدایش جریان موثر هستند.

آگوست دامل و همکاران [۷] با الهام از شکل دندان‌های پوست کوسه، بررسی‌های تجربی و شبیه‌سازی شده در مورد اثرات آیرودینامیکی پوست کوسه انجام دادند و توانستند از آن برای طراحی و ساخت ایرفویل استفاده کنند. آن‌ها از خصوصیت دندان‌های پوست کوسه الهام گرفته و

برای به تأخیر انداختن جدایش جریان و جلوگیری از ایجاد پدیده واماندگی در ایرفویل از روش‌های مختلفی استفاده می‌شود، که برخی از آن‌ها فعال و برخی دیگر غیر فعال نامیده می‌شوند. روش فعال به علت اینکه انجام آن نیازمند به ورود انرژی از خارج سیستم می‌باشد مقرون به صرفه نیست و بیشتر مطالعات به صورت غیرفعال انجام شده‌است. یکی از راه‌های غیرفعال برای به تأخیر انداختن جدایش جریان، ساخت ایرفویل با الهام از پدیده‌ها و موجودات طبیعی است. در این مطالعه از تونل باد مینیاتوری برای سنجش خصوصیات آیرودینامیک ریز ایرفویل مورد آزمایش استفاده شده‌است. با توجه به ابعاد کوچک تونل باد مینیاتوری برای انجام آزمایش تجربی در آن از ایرفویلی با ابعاد کوچک استفاده شده‌است که اصطلاحاً در این مطالعه از آن با عنوان ریز ایرفویل یاد می‌شود.

۱.۱ بررسی ایرفویل موج‌دار و ساده

شاید زمانی که داوینچی [۱] با الهام از پرواز خفاش نخستین طرح ساخت هواپیما را طراحی کرد، کسی تصور نمی‌کرد که این طرح به ساخت انواع هواپیماها در عصر جدید بیانجامد. اما در دنیای مدرن و صنعتی امروز نیز شاهد آن هستیم که همچنان دانشمندان و پژوهشگران دانشگاه‌های جهان برای افزایش کارایی ایرفویل و بال هواپیما از ایده الهام‌گیری از طبیعت استفاده می‌کنند.

در سال ۱۹۹۵ دکتر فرانک فیش [۲] بیولوژیست دانشگاه چستر در پنسیلوانیای آمریکا روی نهنگ کوهان‌دار تحقیقاتی انجام داد که حاصل آن تحقیقات طراحی یک مدل از باله‌های نهنگ بود. فرانک فیش متوجه شد، دلیل حرکات اکروباتیک این نهنگ عظیم‌الجثه در آب وجود ناهم‌واری‌هایی است که در باله‌های آن وجود دارد، و این آبی بزرگ از این خصوصیت منحصر به فرد برای توانایی بیشتر در شکار آبیان دیگر استفاده می‌کند.

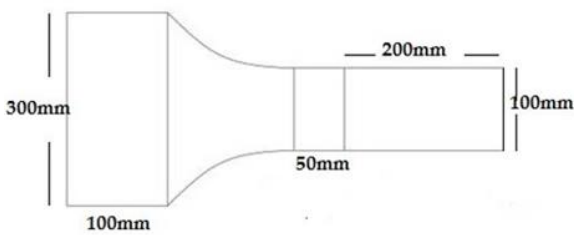
دکتر فرانک فیش در سال ۲۰۰۱ [۳] به همراه یک مهندس سیالات به نام واتر تحقیقات خود روی این نهنگ را ادامه داد. آن‌ها ابتدا مدلی از یک ایرفویل بر اساس خصوصیات ظاهری باله نهنگ طراحی کردند، سپس ایرفویل طراحی شده که دارای ناهم‌واری (موج) در لبه حمله را مورد مطالعه عددی قراردادند. در نهایت نتایج شبیه‌سازی عددی که در اعداد رینولدز بالا انجام شد، بدین گونه بود که مشخص شد در زاویه حمله ۱۰ درجه نیروی برآ حدود ۵ درصد افزایش یافت و در مقابل نیروی پسا حدود ۱۱ درصد کاهش یافت همچنین نسبت لیفت به درگ حدود ۱۸ درصد بهبود یافت.

دکتر فرانک فیش در سال ۲۰۰۴ [۴] نیز همراه سه تن از مهندسان هوافضا تحقیقات خود روی نهنگ کوهان‌دار را ادامه داد، فیش به همراه

مهمترین نوآوری تحقیق حاضر آزمایش تجربی ایرفویل موج‌دار در تونل باد مینیاتوری در عدد رینولدز پایین با قابلیت سنجش کل نیروی برآ و نیروی پسا است که در هیچ کدام از پژوهش‌های پیشین سابقه نداشته است.

۲ تجهیزات و تونل باد مینیاتوری

تونل باد در اندازه‌های مختلف وجود دارد، تونل باد مینیاتوری که در اندازه‌های کوچکتر از سایر تونل‌های باد ساخته می‌شود، برای انجام آزمایش‌های تجربی روی مدل‌های کوچک ریزایرفویل استفاده می‌شود. در مطالعه حاضر از تونل باد مینیاتوری (شکل ۱) مدار باز دمشی استفاده شده است. سطح مقطع این تونل باد ۱۰ سانتی‌متر در ۱۰ سانتی‌متر است و طول بخش تست ۲۰ سانتی‌متر می‌باشد. از این تونل باد برای اندازه‌گیری نیروهای برآ و پسا در جریان سیال تراکم ناپذیر، آشفته و لزج استفاده می‌شود. برای اندازه‌گیری نیروهای برآ و پسا از لودسل ۵۰۰ گرمی استفاده شده که دقت آن در حد دهم گرم است. همچنین یک فن عامل دمیدن هوا به داخل تونل باد است.



(الف)



(ب)

شکل ۱- (الف) شماتیک تونل باد مینیاتوری و (ب) ساخت تونل باد مینیاتوری جهت آزمایش ایرفویل.

کشف کردند که این خصوصیت به کاهش همزمان پسا و در نتیجه بهبود نسبت برآ به پسا کمک می‌کند.

بر خلاف مطالعات قبلی که در مورد پوست کوسه شده بود و بیشتر در کاهش نیروی پسا و بهبود رانش متمرکز شده‌اند، در مطالعه دامل نشان داده شده که ایرفویل‌های دندان‌های علاوه بر تولید نیروی برآ باعث افزایش نسبت برآ به پسا می‌شوند.

محمد خان و همکارانش [۸] یک شبیه‌سازی عددی در فاصله اعداد رینولدز ۱۵۰۰۰ تا ۳۸۰۰۰ روی ایرفویل ساخته شده با الهام از بال سنجاقک انجام دادند. نتایج حاصل شده از شبیه‌سازی بال سنجاقک با یک صفحه صاف و یک ایرفویل ۰۰۱۵ مقایسه شد، در پایان مشاهده شد در نقاط بالای موج‌ها و چین‌های بال سنجاقک، گردابه تشکیل می‌شود و در نقاط انتهایی لبه فرار بال این گردابه‌ها به صورت جریان به سطح بال باز می‌گردند که این رویداد به دلیل تاخیر در جدایش جریان رخ می‌دهد. در زاویه حمله صفر درجه عملکرد آیرودینامیکی یا همان نسبت برآ به پسا بهتر است. همان‌طور که نسبت برآ به پسا با افزایش زاویه حمله تا حد خاصی افزایش می‌یابد جریان در سطح بال باقی می‌ماند و در نقاط پایینی موج‌ها و چین‌های بال موج‌دار حس می‌شود و نهایتاً منجر به بهبود عملکرد آیرودینامیکی بال و ایرفویل می‌شود.

محققین مؤسسه هوانوردی بویینگ دانشگاه واشنگتن [۹] کارایی یک ایرفویل با گردابه‌های ثابت را مورد کاوش قرار دادند. در لبه جلوی این ایرفویل چند مولد گردابه کار گذاشته شده است که گردابه‌های حاصل از آن‌ها به دلیل وجود شیارهایی که در روی ایرفویل قرار دارند به صورت ثابت تولید می‌شوند. در ایرفویل‌های موج‌دار مشاهده شده در زاویه حمله ۲۵ درجه، تعداد زیادی از گردابه‌ها مهار می‌شوند.

معظمی، پسندیده فرد و ملک زاده [۱۰] در یک تحقیق عددی تأثیر سطح موج‌دار ایرفویل بر ضرایب آیرودینامیکی را بررسی کردند، این مطالعه در عدد رینولدز ۱۶۰ هزار انجام شد و در زاویه حمله‌های مختلف گذار جریان سیال از سطح ایرفویل موج‌دار شبیه‌سازی شد. در این مطالعه ضریب هدایت حرارتی و ظرفیت گرمایی ثابت فرض شده‌اند. ویسکوزیته و چگالی به صورت تابعی از دما در نظر گرفته شده، و برای محاسبه لزجت جریان استفاده شده است.

جوئل گائورو و همکاران [۱۱] برای غلبه بر نیروی پسای القایی وارد بر بال هواپیما، با الهام از نوک بال پرندگان چون شاهین و عقاب که به شکل برگشته و عمود بر پهنه بال است، بال‌هایی را طراحی کردند که می‌تواند تا حدودی نیروی پسای وارد بر بال را خنثی نماید. آن‌ها در یک مطالعه عددی به طرحی از بال دست یافتند که می‌تواند تا حدی بر نیروی پسای القایی غلبه کند، و ضریب برآ را افزایش دهد.

محاسبه نیروهای برآ و پسای ایرفویل موج‌دار در اعداد رینولدز بسیار پایین از خصوصیات این پژوهش به‌شمار می‌رود. در هر صورت باید گفت،

Fig. 1. (a) Schematic of a miniature wind tunnel and (b) construction of a miniature wind tunnel for airfoil testing.

۱.۲ محفظه آزمون

بخشی از تونل باد که نمونه مورد آزمایش در آن در معرض جریان سیال قرار می‌گیرد و در شکل ۱ به صورت سیاه و سفید مشخص شده، محفظه آزمون تونل باد مینیاتوری مطالعه حاضر می‌باشد. سیال مورد استفاده در این پژوهش هوا می‌باشد.

۲.۲ اتاق آرامش

اتاق آرامش همان‌گونه که از نامش پیداست، بخشی از تونل باد است که جریان معشوش را به جریان لایه‌ای تبدیل می‌کند. این بخش در تونل باد مینیاتوری مطالعه حاضر در ورودی اتاقک آزمون قرار گرفته است. سطح مقطع این بخش ۱۰ در ۱۰ سانتی‌متر و طول این بخش ۶ سانتی‌متر و قطر هر لانه زنبوری ۴ میلی‌متر بوده است.

۳.۲ تجهیزات اندازه‌گیری و فن مورد استفاده

تونل باد مینیاتوری (شکل ۱) دو عدد سنسور کرنش‌سنج به عنوان تجهیزات داده برداری دارد که یکی از این دو سنسور برای اندازه‌گیری نیروی برآ و دیگری برای نیروی پسا می‌باشد. سنسورهای مورد استفاده از نوع سنسور لود سل ۵۰۰ گرمی می‌باشد که دقت آن حدود دهم گرم است. عملکرد سنسورها به گونه‌ای است که با انتقال و جابجایی میله نگهدارنده ریزایرفویل یک نیروی مکانیکی تولید می‌شود و اندازه این نیرو پس از برخورد میله به سنسور در صفحه نمایش تونل باد به شکل عدد نمایش داده می‌شود.

روی سنسور کرنش‌سنج فلشی وجود دارد که هرگاه آن فلش به سمت پایین باشد، اعداد خوانده شده مثبت خواهد بود و اگر این فلش در جهت مخالف باشد، اعداد منفی ثبت می‌شود. همچنین از یک آمپرسنج و ولت‌سنج دیجیتال برای اندازه‌گیری میزان توان مصرفی استفاده شده است. فن مورد استفاده در تونل باد مینیاتوری از نوع PFC1212DE-F می‌باشد. آن‌گونه که در (جدول ۱) پیداست، سرعت دورانی فن مورد استفاده در تونل باد ۵۵۰۰ می‌باشد، همچنین محدوده کاری ولتاژ فن ۱۲ ولت و جریان ۴ آمپر و توان ۴۸ وات می‌باشد.

جدول ۱ - مشخصات فنی تونل باد مینیاتوری.

Table 1. Technical specifications of the miniature wind tunnel.

Fan	F-DE1212PFC00
voltage	12 v
working voltage	0.8 to 13.2 v
current	4 A
power	48 W
Ventilation	7.16 m3/min

۳ معادلات حاکم

زمانی که یک ریزایرفویل در معرض حرکت سیالی چون هوا قرار می‌گیرد دو نیرو افقی و عمودی بر آن وارد می‌شود؛ یکی از این دو نیرو، نیروی است که در جهت عمود بر ریزایرفویل وارد می‌شود که به آن لیفت یا برآ گفته می‌شود و یکی از عوامل پرواز هواپیما به شمار می‌رود. این نیرو به چگالی سیال، سرعت سیال، سطح و ضریب نیروی برآ بستگی دارد و از طریق فرمول زیر به دست می‌آید:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_l \quad (1)$$

نیروی پسا همانند نیروی برآ به متغیرهایی همچون چگالی سیال، سرعت سیال، سطح و ضریب نیروی پسا بستگی داشته و از فرمول زیر به دست می‌آید:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_d \quad (2)$$

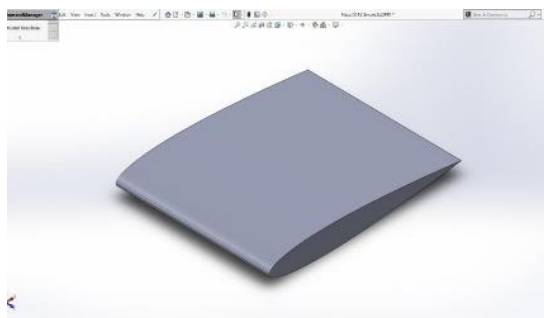
در این معادلات، ρ چگالی هوا، V سرعت سیال، A مساحت مرجع، L نشان دهنده نیروی برآ و D نشان دهنده نیروی پسا است. دو نیروی وارد بر ریزایرفویل توسط دو سنسور لود سل ۵۰۰ گرمی اندازه‌گیری می‌شود بدین صورت که حرکت عمودی به سنسور اول برخورد کرده و مقدار برآ محاسبه می‌شود و حرکت ریزایرفویل به سمت عقب توسط لود سل دوم نیروی مقاوم هوا یا پسا سنجیده می‌شود.

۴ نمونه‌های مورد آزمایش

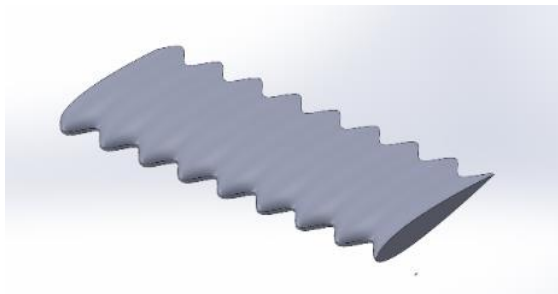
نمونه‌های مورد آزمایش شامل ایرفویل متقارن استاندارد NACA-0012 و ریزایرفویل موج‌دار می‌باشد که در ادامه به شرح ذیل به آن‌ها می‌پردازیم.

۱.۴ ایرفویل متقارن استاندارد NACA-0012

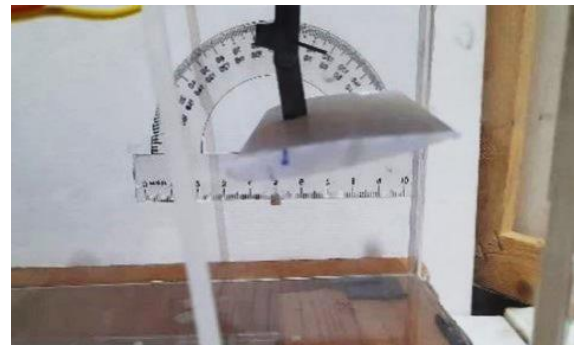
مدل ریزایرفویل مطابق شکل ۲ در نرم افزار سالدورک با ابعادی به ضخامت ۱۶/۷ میلی‌متر، عرض ۱۰۰ میلی‌متر و کورد ۵۰ میلی‌متر طراحی شد، که دهانه ایرفویل هم عرض با دهانه محفظه آزمون باشد.



(الف)



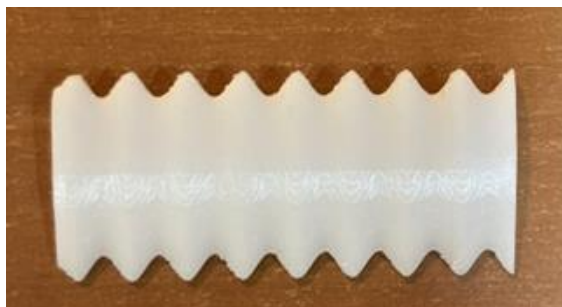
(الف-۲)



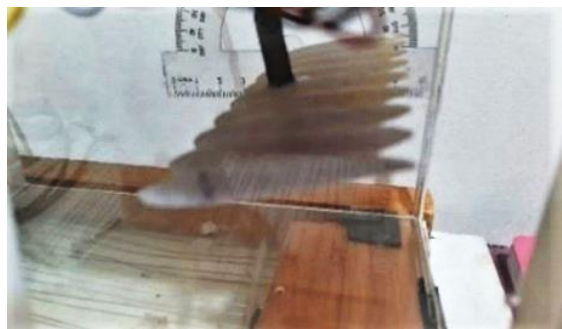
(ب)

شکل ۲- (الف) طرح ریزایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در سالیدورک (ب) ساخت ریزایرفویل NACA-0012

Fig. 2. (a) Design of the NACA-0012 airfoil in SolidWorks (b) Construction of the NACA-0012 airfoil.



(ب)



(ج)

شکل ۳- (الف) طرح ریزایرفویل موج‌دار در سالیدورک (ب) مدل ریزایرفویل موج‌دار (ج) مدل ریزایرفویل موج‌دار در تونل باد.

Fig. 3. (a) Design of the wavy microairfoil in SolidWorks (b) Model of the wavy microairfoil (c) Model of the wavy microairfoil in the wind tunnel.

پس از طراحی و ساخت ریزایرفویل مد نظر برای مطالعه حاضر آن را برای انجام آزمایش‌های تجربی تونل باد، مطابق (شکل ۳) داخل محفظه آزمون تونل باد مینیاتوری قرار داده شده و انواع و اقسام آزمایش‌های تجربی مورد نظر را بر روی آن انجام شده است.

۵ آزمایش ریزایرفویل ساده و موج‌دار

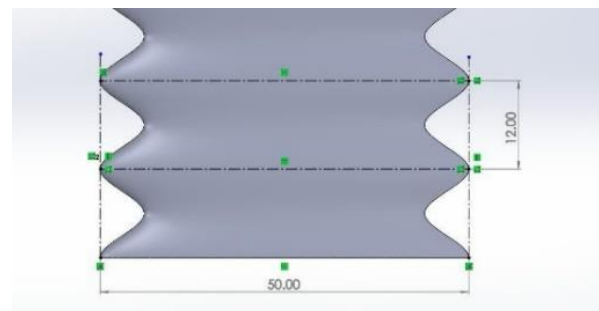
این بخش به ذکر نتایج به دست آمده از آزمایش تجربی ایرفویل‌های ساده و موج‌دار، نحوه قرارگیری نمونه‌ها و همچنین تفسیر نمودارها اختصاص دارد.

همچنین مطابق شکل ۲ برای انجام آزمون تجربی تونل باد، ریزایرفویل در چندین زاویه حمله در معرض حرکت جریان سیال قرار گرفت و سپس نیروهای آیرودینامیکی تولید شده، همچون نیروی برآ و نیروی پسا از طریق حسگرها خوانده شد.

۲.۴ ریزایرفویل موج‌دار

مطابق شکل ۳ ریزایرفویل مطالعه حاضر به شکل موج‌دار طراحی شده به شکلی که طول و دامنه موج‌ها نسبت به وتر ریزایرفویل دارای اندازه‌های مشخصی است. اندازه کورد ریزایرفویل ۵ سانتی‌متر یا ۵۰ میلی‌متر و همچنین میزان طول موج در این ریزایرفویل ۱۲ میلی‌متر می‌باشد. زاویه انسداد ریزایرفویل در بالاترین زاویه حمله، در حدود ۲۲ درصد شد. همان‌گونه که در شکل ۳ دیده می‌شود؛ ارتفاع ریزایرفویل ۵/۹۵ میلی‌متر، دامنه موج ۳ میلی‌متر، فاصله دو قله موج ۱۰/۷۳ میلی‌متر و عرض ریزایرفویل ۹۹/۹ میلی‌متر محاسبه شدند.

یوفنگ لین و همکاران [۱۲] در یک مطالعه عددی خصوصیات آیرودینامیک یک ریزایرفویل موج‌دار را بررسی کردند که در لبه حمله و لبه فرار به صورت موج‌دار طراحی شده است. طرح ریزایرفویل مطالعه حاضر برگرفته از ریزایرفویل طراحی شده در مطالعه یوفنگ لین و همکاران [۱۲] می‌باشد.

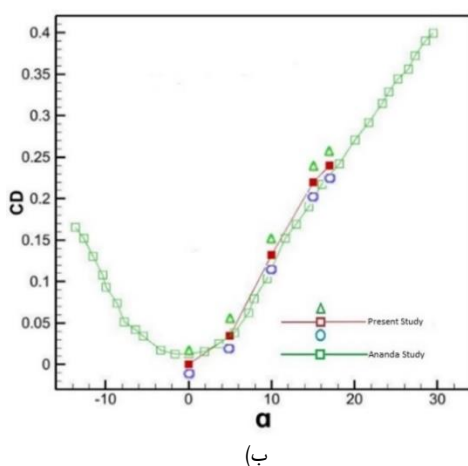
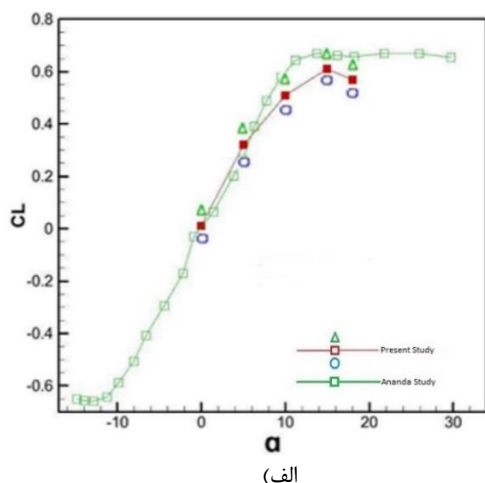


الف-۱



شکل ۴ - نحوه قرارگیری صفحه تخت در تونل باد.

Fig. 4. How to position the flat plate in the wind tunnel.



شکل ۵- (الف) مقایسه نمودار ضریب برآ (ب) ضریب پسا صفحه تخت با منبع [۱۳] در عدد رینولدز ۸۰ هزار، محدوده نوسان تست‌ها توسط سیمبل‌های مثلث و دایره مشخص شده‌است.

Fig. 5. (a) Comparison of the lift coefficient and (b) drag coefficient of a flat plate with reference [13] at Reynolds number of 80,000, the range of oscillation of the tests is indicated by the triangle and circle symbols.

۱.۵ آنالیز خطا

در این مطالعه خطای سنسورهای اندازه‌گیری برآ و پسا برابر با میزان دقت آن‌ها که معادل یک دهم گرم، می‌باشد. در مورد خطای آزمایش کننده نیز به دلیل نوسان‌هایی که در جریان عبوری از تونل باد وجود داشت، نتایج حاصل نیز با درصدی خطا و نوسان همراه بود. برای به‌دست آوردن خطای این مطالعه هر آزمایش سه بار تکرار شد و با به‌دست آوردن میانگین نتایج، میزان خطا معادل ۵ درصد به‌دست آمد، که در نمودارها به آن اشاره شده‌است. برای به‌دست آوردن خطای موجود در نمودارهای اعتبارسنجی، نتیجه مقایسه مطالعه تجربی مرجع [۱۳] با نتیجه مطالعه حاضر، طبق فرمول زیر مشخص می‌شود:

$$\text{درصد خطا} = 100 \times \frac{|\text{نتیجه مرجع} - \text{نتیجه حاضر}|}{\text{نتیجه مرجع}} \quad (3)$$

۲.۵ اعتبارسنجی

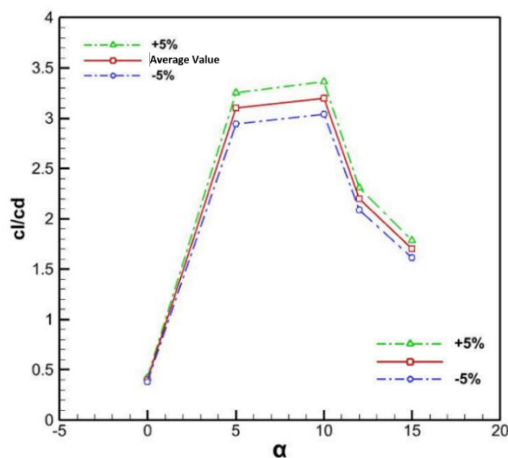
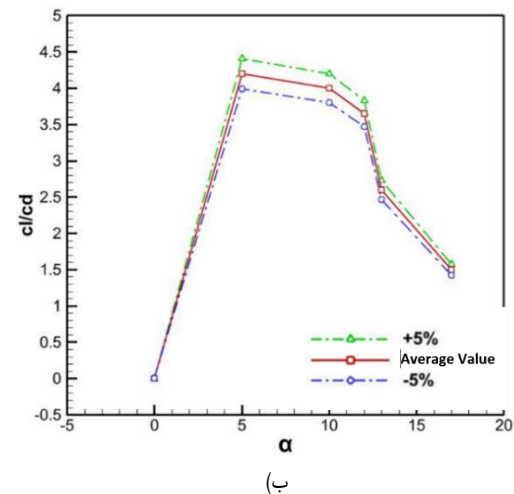
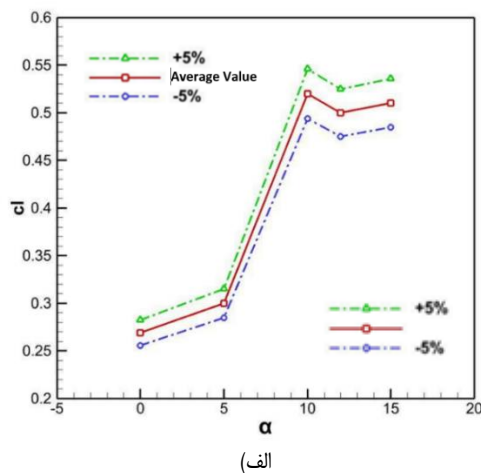
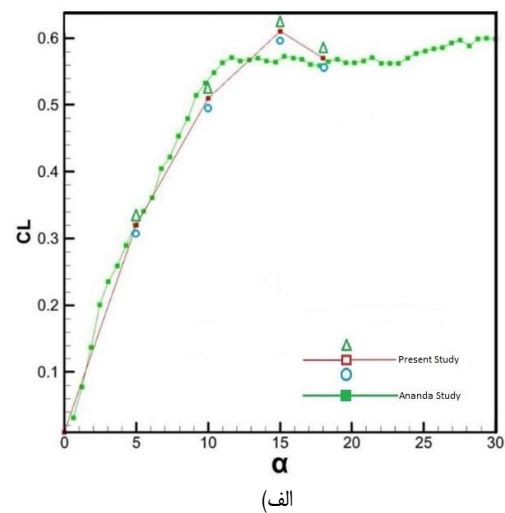
برای اعتبارسنجی، از یک صفحه تخت از جنس پلکسی با نسبت منظری ۳ (طول بال ۱۰۰ میلی‌متر) استفاده شده‌است. صفحه تخت مطابق شکل ۴ در تونل باد مینیاتوری در عدد رینولدز ۸۰ هزار مورد آزمایش تجربی قرار گرفت. پس از انجام این آزمایش، نتایجی که به‌دست آمد با نتایج نمونه آزمایشی آناندا [۱۳] آن هم به‌صورت یک صفحه تخت و به شکل بال سه بعدی است، مقایسه گردید که نمودار آن در شکل ۵ مشاهده می‌شود. این صفحه تخت در مقابل جریان سیال در زاوایای مختلف مورد آزمایش قرار گرفت و نیروهای برآ و پسا به‌وسیله سنسور کرنش سنج محاسبه شد.

چگونگی قرارگیری صفحه تخت در تونل باد مینیاتوری در شکل ۴ نشان داده شده و در نمودار ۵ ضریب بی‌بعد نیروی برآ و پسای اندازه‌گیری و توسط حسگرها نمایش داده شده‌است. وجود ضخامت صفحه تخت در آزمایش حاضر ضریب خطا را بالا برده به‌طوری که در مرجع مذکور آزمایش با فرض ضخامت صفر انجام شده‌است و این مورد مشخصاً در زاوایای حمله بالا خود را بیشتر نشان می‌دهد. توجه شود در تست‌های تجربی معمولاً نوسان دیتاها در تکرار آزمایش وجود دارد که محدوده بالا و پایین این نوسان در اشکال نشان داده شده‌است.

۳.۵ نتایج ریزایرفویل استاندارد

در ادامه، جهت اعتبارسنجی و توسعه نتایج از ریزایرفویل ساده ناکا ۰۰۱۲ استفاده شده است. در ابتدا ضریب برآی حاصل از مطالعه حاضر و نتایج مرجع [۱۴] در شکل ۶ (الف) در عدد رینولدز ۶۶ هزار مقایسه شده است. خطای متوسط کمتر از ۱۰ درصد گزارش می شود. در ادامه کارایی ریزایرفویل شکل ۶ (ب) بررسی شده است. کارایی ریزایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در محدوده زوایای ۰ و ۵ درجه به علت روند افزایشی تولید نیروی برآ مثبت ارزیابی می شود. اما پس از زاویه حمله ۵ درجه نسبت برآ به پسا کاهش می یابد تا جایی که از زاویه حمله ۱۲ درجه تا ۲۰ درجه نسبت برآ به پسا با افت شدیدی مواجه می شود.

همچنین در شکل ۶ مشخص شده که بالاترین کارایی در زاویه حمله ۵ درجه وجود دارد و پس از این زاویه حمله کارایی ریزایرفویل با شیب‌هایی که ابتدا ملایم است و در انتها بسیار تند، کاهش می یابد. آزمایش‌های نیروی برآ و نیروی پسا سه بار تکرار شد، پس از آن میزان دقیق خطا معادل ۵ درصد محاسبه شد و همان گونه که در نمودارها دیده می شود، بر اساس خطای ۵ درصد رسم شده‌اند. همچنین همان گونه که در شکل ۷ الف دیده می شود، در عدد رینولدز ۳۰ هزار از زاویه حمله ۰ درجه تا زاویه حمله ۵ درجه ضریب برآ با شیب کمی رشد داشت و در فاصله زاویه حمله ۵ درجه تا زاویه حمله ۱۰ درجه ضریب برآ با شیب تندی افزایش پیدا کرد. ولی در زاویه حمله ۱۰ درجه ریزایرفویل دچار واماندگی در تولید نیروی برآ شد و ضریب برآ تا زاویه حمله ۱۵ با روند کاهشی مواجه شد. همچنین در شکل ۷ (ب) نیز کارایی ریزایرفویل مورد بررسی قرار گرفته است که در محدوده زاویه بین ۵ تا ۱۰ درجه کارایی بالاتری نشان می دهد.



شکل ۶ - (الف) مقایسه ضرایب برآ ریزایرفویل ساده با منبع [۱۴] و (ب) نمودار کارایی ریزایرفویل استاندارد در عدد رینولدز ۶۶ هزار، محدوده نوسان تست‌ها توسط سیمبل‌های مثلث (+۵٪) و دایره (-۵٪) مشخص شده است.

شکل ۷ - (الف) نمودار ضریب برآ و (ب) کارایی ریزایرفویل استاندارد در عدد رینولدز ۳۰ هزار، محدوده نوسان تست‌ها توسط سیمبل‌های مثلث (+۵٪) و دایره (-۵٪) مشخص شده است.

Fig. 6. (a) Comparison of the drag coefficients of a simple airfoil with reference [14] and (b) the efficiency diagram of a standard airfoil at a Reynolds number of 66,000. The range of test oscillations is indicated by triangles (+5%) and circles (-5%) symbols.

Fig. 7. (a) Lift coefficient and (b) efficiency diagram of a standard re-airfoil at a Reynolds number of 30,000. The range of test oscillations is indicated by triangles (+5%) and circles (-5%).

ریز ایرفویل در عدد رینولدز ۱۵ هزار بالاتر است. در عدد رینولدز ۳۰ هزار از زاویه حمله ۰ درجه تا ۱۰ درجه کارایی ریز ایرفویل روند صعودی دارد ولی در عدد رینولدز ۱۵ هزار شاهد آن هستیم که این روند صعودی تنها منحصر به زاویه حمله ۰ درجه تا ۵ درجه می باشد و پس از آن روند کارایی نزولی می شود.

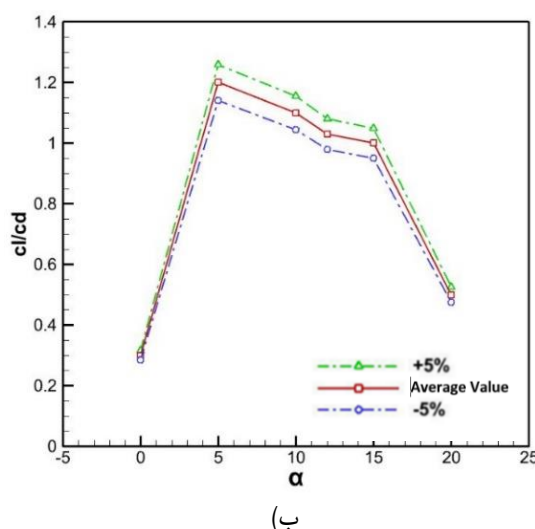
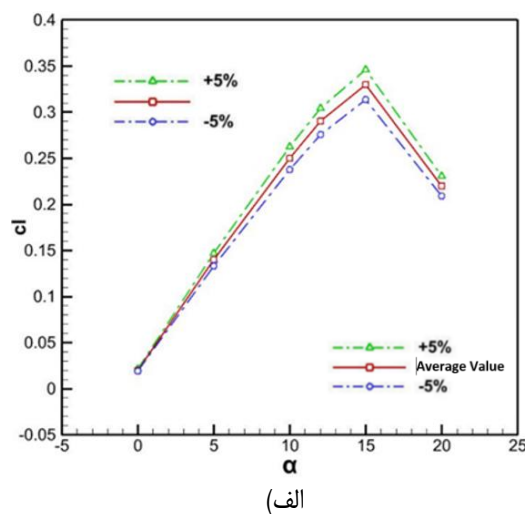
۴.۵ نتایج ریز ایرفویل موج دار

در ریز ایرفویل موج دار به علت وجود موج و برجستگی در لبه حمله و لبه فرار تولید نیروی برآ بین زوایای حمله ۰ درجه و ۲۰ درجه روند افزایشی دارد و این پدیده هدفی است که در این مطالعه دنبال می شود.

وجود موج در سطح ریز ایرفویل می تواند گردابه ها را خنثی کند و جدایش جریان را به تاخیر بیندازد و همچنین باعث افزایش تولید نیروی برآ و نهایتاً بهبود مشخصات آیرودینامیک ریز ایرفویل شود، که در این مطالعه این پدیده به شکل تجربی مشاهده شد.

ریزش گردابه ها بر سطح بال یا ریز ایرفویل در اثر پدیده واماندگی در زوایای حمله بالا به وجود می آید. زمانی که جریان سیال از روی یک ریز ایرفویل با لبه حمله موج دار عبور می کند، موج دار بودن لبه حمله ریز ایرفویل باعث می شود انرژی مناسبی وارد جریان شده و از تشکیل گردابه های ناشی از جدایش، جلوگیری بشود.

شکل ۹ مربوط به نمودار مقایسه ای ضریب برآ در ریز ایرفویل ساده و موج دار در عدد رینولدز ۱۵ هزار است، همان گونه که از این نمودار پیداست ضریب برآ در ریز ایرفویل موج دار عملکرد آیرودینامیکی بهتری نسبت به ریز ایرفویل ساده دارد. در نمودار شکل ۹ مشاهده می شود که در ریز ایرفویل ساده در زاویه ۱۵ درجه واماندگی رخ می دهد، ولی در ریز ایرفویل موج دار تا زاویه ۲۰ درجه خبری از واماندگی نیست و زاویه واماندگی با افزایشی ۴۰ درصدی مواجه می شود. همچنین در شکل ۹ ضریب برآ در ریز ایرفویل موج دار ساده و موج دار در عدد رینولدز ۱۵ هزار مقایسه شده و آنطور که پیداست در ریز ایرفویل ساده در زاویه ۱۵ درجه واماندگی رخ می دهد، ولی در ریز ایرفویل موج دار پس از عبور از زاویه حمله ۱۵ درجه تولید نیروی برآ همچنان ادامه دارد. در شکل ۹ مشاهده می شود در زاویه حمله ۱۵ درجه دو نمودار تولید نیروی برآ تقریباً با یک روند برابر برعکس هم حرکت می کنند، در ریز ایرفویل موج دار نمودار تولید نیروی برآ صعودی می شود و به همان منوال در ریز ایرفویل ساده نمودار تولید نیروی برآ حرکتی نزولی به خود می گیرد. شاید بتوان گفت ریز ایرفویل موج دار در عدد رینولدز ۱۵ هزار به علت افزایش تولید نیروی برآ، بهترین عملکرد آیرودینامیکی را دارد.



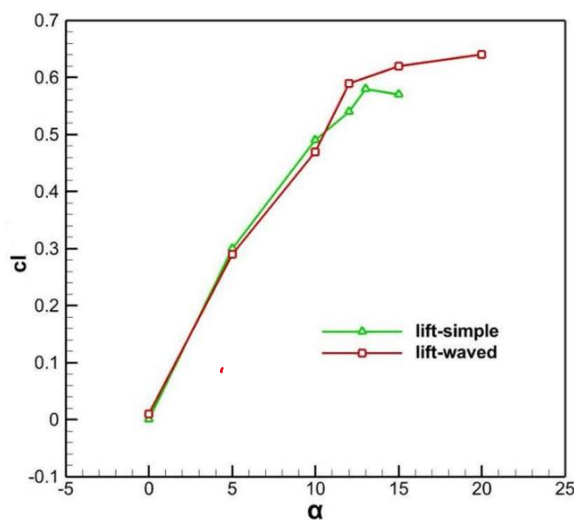
شکل ۸- نمودار ضریب برآ و کارایی ریز ایرفویل ساده در عدد رینولدز ۱۵ هزار، محدوده نوسان تست ها توسط سیمبل های مثلث (+/۵) و دایره (-/۵) مشخص شده است.

Fig. 8. Lift coefficient and efficiency diagram of a simple microairfoil at a Reynolds number of 15,000. The range of test oscillations is indicated by triangles (+5%) and circles (-5%).

نهایتاً در شکل ۸ الف دیده می شود، در عدد رینولدز ۱۵ هزار تولید نیروی برآ تا زاویه حمله ۱۵ درجه ادامه دارد. در این عدد رینولدز افزایش زاویه حمله بحرانی روی داد و جدایش جریان که نهایتاً به پدیده واماندگی منتهی می شود به تاخیر افتاد. در نهایت مشاهده می شود، ریز ایرفویل در عدد رینولدزهای پایین خصوصیات آیرودینامیکی بهتری از خود نشان می دهد. در شکل ۸ ب نمودار کارایی ریز ایرفویل استاندارد در عدد رینولدز ۱۵ هزار نشان داده شده است. آن گونه که از این نمودار و نمودار ۷ ب پیداست کارایی یا نسبت ضریب برآ به ضریب پسا در ریز ایرفویل استاندارد در عدد رینولدز ۳۰ هزار نسبت به کارایی همین

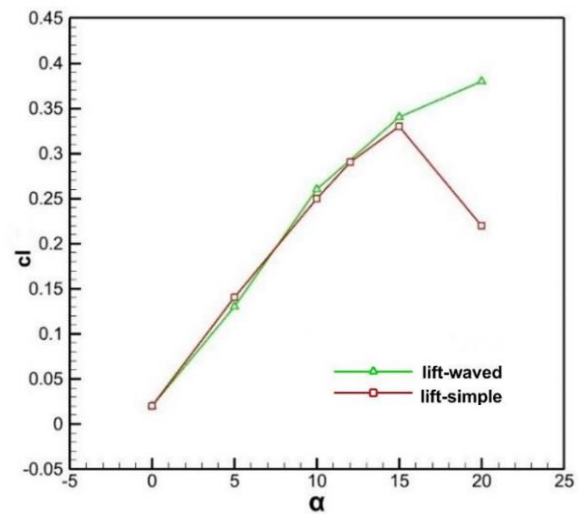
نمودار شکل ۱۰ و جدول شماره ۲ مشاهده می‌شود، در زاویه حمله ۵ درجه تولید نیروی برآ در ایرفویل ساده نسبت به ایرفویل موجدار بیشتر است.

در آزمایش تجربی ریزایرفویل موجدار مطابق شکل ۱۱ در عدد رینولدز ۶۶ هزار تولید نیروی برآ در دو ریزایرفویل استاندارد و موجدار ما بین دو زاویه حمله ۰ تا ۱۰ درجه همسان است ولی از زاویه حمله ۱۰ درجه تفاوت در تولید نیروی برآ آشکار می‌شود. تولید نیروی برآ در ریزایرفویل موجدار از زاویه حمله ۱۰ درجه با شیب تندی افزایش می‌یابد ولی در آزمایش تجربی ریزایرفویل استاندارد این مورد برعکس اتفاق می‌افتد و تولید نیروی برآ کمتر می‌شود تا جایی که در زاویه ۱۵ درجه در ریزایرفویل استاندارد پدیده واماندگی در تولید نیروی برآ رخ می‌دهد. اما همان گونه که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود در ریزایرفویل موجدار تولید نیروی برآ تا زاویه حمله ۲۰ درجه ادامه می‌یابد. در ادامه، در شکل ۱۲ مقایسه‌ای بین نتایج به دست آمده از آزمایش ریزایرفویل موجدار در اعداد رینولدز مختلف آورده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود با افزایش عدد رینولدز میزان نیروی برآ افزایش مناسبی داشته است. همچنین، در جدول ۲ نتایج کلی به دست آمده از آزمایش‌های ریزایرفویل موجدار و ساده در مقایسه باهم آورده شده است که این آزمایش‌ها تا زاویه ۲۰ درجه اندازه گیری شده است. همان طور که مشخص است موجدار نمودن ایرفویل کمک شایانی به حفظ نیروی برآ در شرایط زاویه حمله بالا می‌نماید و شاید مهمترین نتیجه موجدار نمودن ایرفویل باشد.



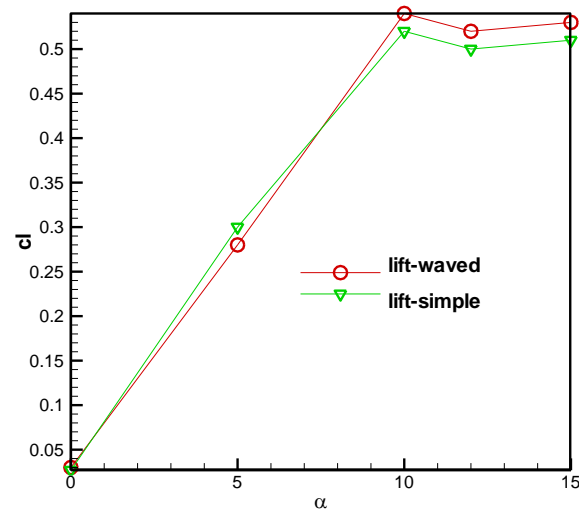
شکل ۱۱- مقایسه ضریب برآ ریزایرفویل استاندارد و موجدار در عدد رینولدز ۶۶ هزار.

Fig. 11. Comparison of lift coefficient of standard and wavy airfoil at Reynolds number 66,000.



شکل ۹- مقایسه ضریب برآ ریزایرفویل ساده و موجدار در عدد رینولدز ۱۵ هزار.

Fig. 9. Comparison of the drag coefficient of a simple and wavy airfoil at a Reynolds number of 15,000.



شکل ۱۰- مقایسه ضریب برآ ریزایرفویل ساده و موجدار در عدد رینولدز ۳۰ هزار.

Fig. 10. Comparison of the drag coefficient of a simple and wavy airfoil at a Reynolds number of 30,000.

شکل ۱۰ نمودار تولید نیروی برآ در دو ریزایرفویل ساده و موجدار در عدد رینولدز ۳۰ هزار را نشان می‌دهد. در این نمودار مشخص شده، تولید نیروی برآ در زاویه حمله صفر درجه در دو ایرفویل مورد مطالعه، تقریباً یکسان است و در زوایای حمله بالاتر از جمله ۱۰ درجه، ۱۲ درجه و ۱۵ درجه مشاهده می‌شود که تولید نیروی برآ در ایرفویل موجدار نسبت به ایرفویل ساده بیشتر است، این در حالی است که همان گونه که در

۶ نتیجه گیری و جمع بندی

در این مطالعه سعی شد با انجام آزمایش های تجربی تونل باد بر روی ریزایرفویل موج دار، تاثیر تغییرات فیزیکی روی ریزایرفویل در بهینه سازی عملکرد آیرودینامیکی آن بررسی شود. برای اعتبار بخشیدن به نتایج در کنار ریزایرفویل موج دار ریزایرفویل ساده ناکا ۰۰۱۲ را نیز مورد آزمایش تونل باد قرار گرفت. برای بررسی نیروهای برآ و پسا و پدیده جدایش جریان و واماندگی آزمایش تونل باد در عدد رینولدزهای پایین و در فاصله زوایای حمله ۰ درجه تا ۲۰ درجه انجام شد.

پس از انجام آزمایش های تجربی تونل باد که روی ایرفویل های استاندارد و موج دار ناکا ۰۰۱۲، در عدد رینولدزهای بسیار پایین انجام شد نتایج قابل توجهی به دست آمد. ابتدا نتایج برای صفحه تخت و ریزایرفویل ساده اعتبارسنجی شده است. در عدد رینولدز ۶۶۰۰۰ ریزایرفویل استاندارد ناکا ۰۰۱۲ را مورد آزمایش تجربی قرار گرفت، در این آزمایش مشاهده شد در زاویه حمله ۱۵ درجه به علت افزایش گرادیان فشار نامطلوب و ایجاد گردابه در لبه حمله ریزایرفویل تولید نیروی برآ متوقف می شود و نهایتاً ریزایرفویل دچار واماندگی می شود. در ریزایرفویل موج دار زاویه حمله بحرانی دست کم ۵ درجه افزایش یافت. این پدیده به علت تغییر شکلی که در لبه حمله و لبه فرار ریزایرفویل صورت گرفته است، روی می دهد.

آزمایش تجربی تونل باد در عدد رینولدز ۱۵۰۰۰ بر روی ریزایرفویل استاندارد ناکا ۰۰۱۲ نشان داد این ریزایرفویل در زاویه ۱۵ درجه با واماندگی مواجه می شود و ریزایرفویل از تولید نیروی برآ باز می ماند، ولی در ریزایرفویل اصلاح شده یا همان ریزایرفویل موج دار دست کم تا زاویه حمله ۲۰ درجه تولید نیروی برآ ادامه می یابد. همان طور که اشاره شد در عدد های رینولدز پایین سبب تزریق جریان و افزایش انرژی در جریان شده است و از جدایش جریان جلوگیری نموده و تاخیر در واماندگی خواهیم داشت.

بهترین نتیجه این مطالعه مربوط به آزمایش تجربی ریزایرفویل موج دار در عدد رینولدز ۱۵ هزار است، به طوری که در این عدد رینولدز، دقیقاً در زاویه ای که ایرفویل ساده در آن دچار واماندگی می شود تولید نیروی برآ در ایرفویل موج دار همچنان ادامه دارد. به نظر می رسد که مهمترین نتیجه موج دار نمودن ایرفویل در تاخیر در واماندگی تا چند درجه می باشد.

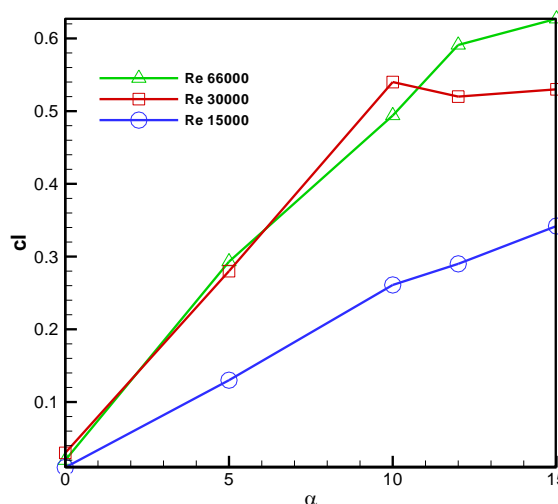
تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

جدول ۲ - نتایج آزمایش ریزایرفویل ساده و موج دار در اعداد رینولدز و زاویه های مختلف.

Table 2. Test results of simple and wavy microairfoil at different Reynolds numbers and angles.

AOA	CL simple (Re=15000)	CL Wave (Re=15000)
0	0	0.01
5	0.141	0.13
10	0.25	0.261
12	0.29	0.291
15	0.331	0.342
20	0.220	0.380
AOA	CL simple (Re=30000)	CL Wave (Re=30000)
0	0.01	0.02
5	0.3	0.28
10	0.52	0.54
12	0.5	0.52
15	0.509	0.531
20	0.463	0.544
AOA	CL simple (Re=66000)	CL Wave (Re=66000)
0	0.01	0.02
5	0.281	0.293
10	0.483	0.494
12	0.561	0.591
15	0.562	0.627
20	0.489	0.644



شکل ۱۲ - مقایسه ضریب برآ در اعداد رینولدز مختلف برای ایرفویل موج دار.

Fig. 12. Comparison of lift coefficient at different Reynolds numbers for a wavy airfoil.

مراجع

- [8] M. A. Khan and C. Padhy, "Aerodynamic characterization of bio-mimicked pleated dragonfly aerofoil," *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, vol. 8, no. 2, pp. 3, 2021, <https://doi.org/10.15394/ijaaa.2021.1562>.
- [9] P. Ranjan and R. E. Breidenthal, "Characteristics of an airfoil with stationary vortices," *Research Letter*, vol. 1, no. 1, pp. 1, 2013.
- [10] F. Moazzami, M. Pasandide-fard, and K. Malekzade-fard, "Effect of airfoil wavy surface on aero dynamic coefficients," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 1, no. 3, pp. 41-47, 2018, (in Persian).
- [11] J. E. Guerrero, D. Maestro, and A. Bottaro, "Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control," *Comptes Rendus Mecanique*, vol. 340, no. 1, pp. 67-80, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.crme.2011.11.007>.
- [12] K. Lam, Y. L. Lin, Y. Liu, and L. Zou, "Numerical investigation of flow past a wavy airfoil," *Applied Mechanics and Materials*, vol. 110, no. 116, pp. 4269-4275, 2011, <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/amm.110-116.4269>.
- [13] G. K. Ananda, P. P. Sukumar, and M. S. Selig, "Measured aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds numbers," *Aerospace Science and Technology*, vol. 42, pp. 392-406, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.11.016>.
- [14] S. Martínez-Aranda, A. García-González, L. Parras, J. Velázquez-Navarro, and C. Del Pino, "Comparison of the aerodynamic characteristics of the NACA0012 airfoil at low-to-moderate Reynolds numbers for any aspect ratio," *International Journal of Aerospace Sciences*, vol. 4, no. 1, pp. 1-8, 2016.
- [1] P. Okonkwo and S. Howard, "Review of evolving trends in blended wing body aircraft design," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 82, pp. 1-23, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.12.002>.
- [2] F. Fish and J. Battle, "Hydrodynamic design of the humpback whale flipper," *Journal of Morphology*, vol. 225, no. 1, pp. 51-60, 1995, <https://doi.org/10.1002/jmor.1052250105>.
- [3] P. Watts and F. Fish, "The influence of passive, leading edge tubercles on wing performance," *Bioinspiration and Biomimetics*, vol. 69, pp. 281-289, 2017, <https://doi.org/10.1088/1748-3190/11/3/036003>.
- [4] D. Miklosovic, M. Murray, L. E. Howle, and F. Fish, "Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (Megaptera novaeangliae) flippers," *Physics of Fluids*, vol. 16, no. 5, pp. 39-42, 2004, <https://doi.org/10.1063/1.1688341>.
- [5] H. Johari, C. Henoch, D. Custodio, and A. Levshin, "Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance," *AIAA Journal*, vol. 45, no. 11, pp. 2634-2642, 2007, <https://doi.org/10.2514/1.28497>.
- [6] E. A. Van Nierop, S. Alben, and M. P. Brenner, "How bumps on whale flippers delay stall: an aerodynamic model," *Physical Review Letters*, vol. 100, no. 5, 2008, Art. no. 054502, <https://doi.org/10.1103/PhysRevLett.100.054502>.
- [7] A. G. Domel, M. Saadat, J. C. Weaver, H. Haj-Hariri, K. Bertoldi, and G. V. Lauder, "Shark skin-inspired designs that improve aerodynamic performance," *Journal of the Royal Society Interface*, vol. 15, no. 139, 2018, Art. no. 20170828, <https://doi.org/10.1098/rsif.2017.0828>.