Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 57(11) (2026) 1509-1534
DOI: 10.22060/mej.2026.25585.7954

Computational Investigation of the Effects of Sinusoidal Leading Edge on the Aerodynamic Performance of a Wing in Incompressible Flow

Zahra Shariati Koohbanani [1], Mohammad Taeibi Rahni [2], Mahmoud Mani [3] *

[1] Faculty of Aerospace Engineering, Amir Kabir University of Technology and Aerospace Research Institute Ministry of High Ed. Tehran, Iran.
[2] Faculty of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran.
[3] Faculty of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran.

ABSTRACT: In this study, the aerodynamic performance of a wing with a sinusoidal leading edge at relatively low Reynolds numbers was numerically investigated. The main objective was to evaluate the influence of leading-edge Protuberances on flow behavior and aerodynamic characteristics. Simulations were performed using software based on the finite volume method and shear stress transport turbulence model. Six different configurations with varying amplitudes and wavelengths of the sinusoidal leading-edge wing were designed and analyzed. Among them, the configuration with the largest amplitude demonstrated superior aerodynamic performance, particularly near and beyond stall condition, and was therefore selected for detailed comparison with the base model. The results show that the sinusoidal leading edge delayed flow separation, improved the stability of vortical flow structures, and shifted stall to higher angles of attack. In addition, the maximum lift coefficient was increased by approximately 10%, compared to the base wing. The findings also indicate a slight reduction in drag coefficient and an improvement in lift-to-drag ratio within specific operating conditions. Analyses of pressure distribution and velocity contours confirmed the formation of organized spanwise flow structures and a more uniform turbulence distribution over the wing surface. Overall, the results suggest that sinusoidal leading-edge geometries can effectively improve aerodynamic performance and flow stability at relatively low Reynolds numbers.

Review History:
Received: Feb. 24, 2026
Revised: Apr. 30, 2026
Accepted: Jun. 06, 2026
Available Online: Jun. 14, 2026

Keywords:
Sinusoidal Leading Edge
Flow Separation Control
NACA 0012 Airfoil
Incompressible Flow
Numerical Simulation

1- Introduction

Improving aerodynamic performance at low Reynolds numbers is an important challenge in the design of small-scale aerial vehicles and bio-inspired aerodynamic systems [1-3]. Under such conditions, aerodynamic surfaces are highly susceptible to early flow separation and stall, which reduce aerodynamic efficiency and flow stability. Consequently, passive flow-control techniques for delaying separation have attracted significant attention [4]. One promising bio-inspired approach involves use of sinusoidal leading-edge geometries, inspired from humpback whale flippers [5]. Previous experimental and numerical studies have shown that these geometries can generate streamwise vortical structures, enhance momentum transfer within the boundary layer, and improve post-stall aerodynamic performance [6, 7]. In addition, several investigations have reported that sinusoidal leading edges can modify turbulence distribution, delay flow separation, and improve aerodynamic stability under low-Reynolds-number conditions [8, 9]. Despite these advances, the detailed aerodynamic mechanisms associated with three-dimensional sinusoidal leading-edge wings still require further investigation, particularly regarding turbulence development, spanwise flow organization, and post-stall flow behavior [10]. Accordingly, the present study numerically investigates the aerodynamic performance of a three-dimensional wing with sinusoidal leading-edge geometry at a relatively low Reynolds number. Several configurations with different amplitudes and wavelengths were analyzed and compared with a base wing. The study focuses on aerodynamic coefficients, pressure distribution, and flow structures associated with delayed flow separation and stall behavior.

2- Methodology

In the present study, the aerodynamic behavior of a three-dimensional wing with a sinusoidal leading edge was numerically investigated under incompressible turbulent flow conditions. A base wing and six sinusoidal leading-edge configurations (with different amplitudes and wavelengths) were analyzed at a Reynolds number of 100,000 over a range of angles of attack. The numerical simulations were performed using software based on the finite volume method. The governing Reynolds-averaged Navier–Stokes equations

*Corresponding author's email: mani@aut.ac.ir

Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.

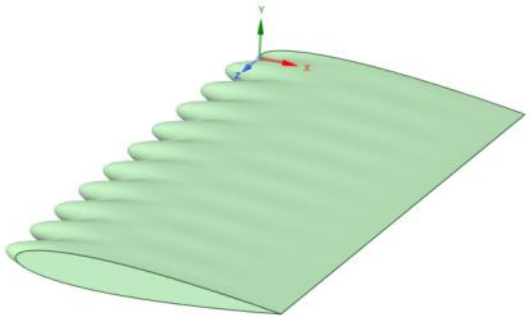


Fig. 1. Geometry of the sinusoidal leading-edge wing.

were solved using shear stress transport turbulence model because of its reliable performance in predicting separated aerodynamic flows. Pressure–velocity coupling was achieved using the SIMPLE algorithm together with second-order discretization schemes. The geometry of the investigated wing is illustrated in Fig.1. Near-wall mesh refinement was employed to ensure accurate boundary-layer prediction. The numerical methodology was validated using previously published reference data [11], and good agreement was achieved. Although the simulations were conducted using a steady-state formulation, investigation of unsteady flow structures may be considered in future studies.

3- Results and Discussion

The aerodynamic coefficients obtained for the investigated wing are presented in Fig.2. The results demonstrate that the sinusoidal leading-edge geometry significantly influences the aerodynamic behavior of the wing, particularly near stall conditions. Among the investigated configurations, model *A9W25*, corresponding to a sinusoidal leading edge with an amplitude of 9 mm and a wavelength of 25 mm, exhibited the best aerodynamic performance. Compared with the base wing, this configuration produced a higher maximum lift coefficient and delayed stall to larger angles of attack. In addition, a slight reduction in drag coefficient was observed within specific operating conditions, resulting in an improved lift-to-drag ratio. The improvement in aerodynamic performance is closely associated with the flow structures generated by the sinusoidal leading edge. Figure 3 presents the turbulent kinetic energy distribution for the *A9W25* configuration at an angle of attack of 15°. The results indicate that the sinusoidal leading-edge geometry produced more organized flow structures and improved turbulence distribution over the wing surface. In particular, the generated vortical structures enhance momentum transfer within the boundary layer and increase its resistance to adverse pressure gradients. Furthermore, the turbulent kinetic energy contours revealed that the separated flow regions develop more gradually in the sinusoidal leading-edge configuration. In addition, the peak regions maintain a more stable flow structure, while

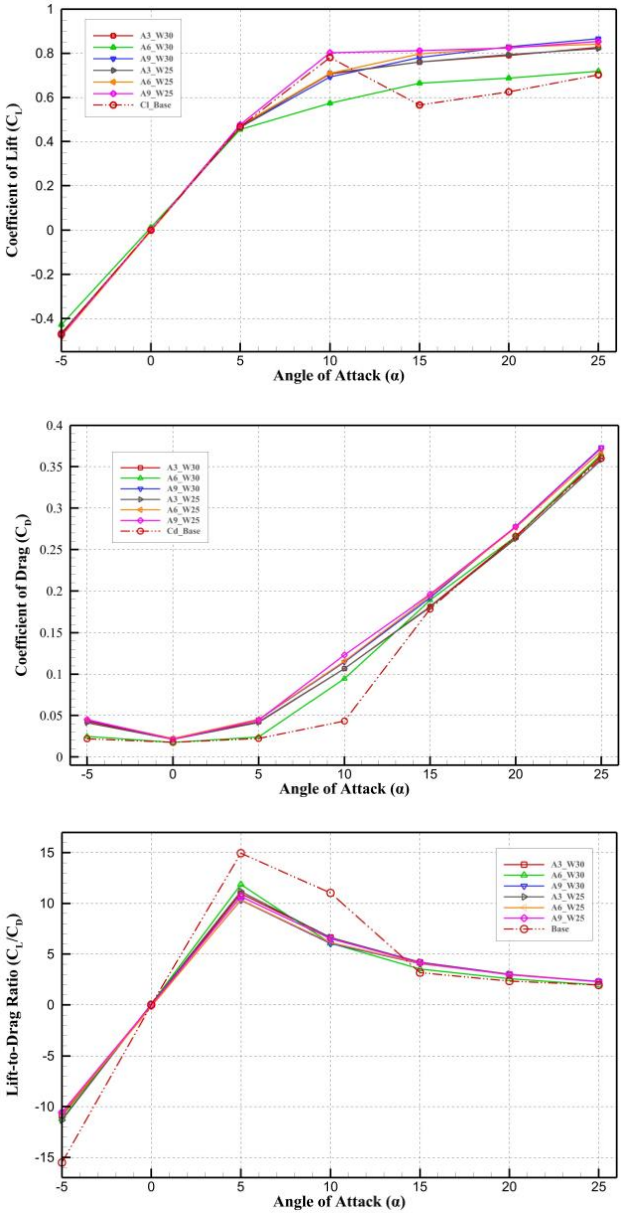


Fig. 2. Variations of lift coefficient, drag coefficient, and lift-to-drag ratio for different sinusoidal leading-edge and Base configurations.

localized flow disturbances are mainly concentrated near the valley regions. Overall, the sinusoidal leading-edge geometry improved flow stability and contributed to delayed flow separation under low-Reynolds-number conditions.

4- Conclusions

The numerical results demonstrated that the sinusoidal leading-edge geometry improved the aerodynamic performance of the wing under low-Reynolds-number conditions. The *A9W25* configuration showed delayed flow separation, improved flow stability, and higher aerodynamic

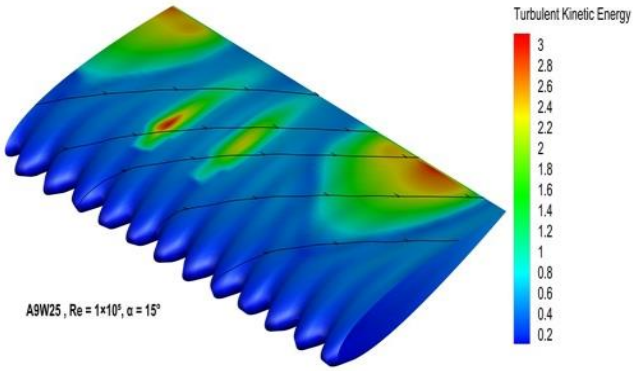


Fig. 3. Turbulent kinetic energy contours for the A9W25 configuration at an angle of attack of 15°.

efficiency compared with the base wing. In addition, the turbulent kinetic energy distribution confirmed formation of more organized flow structures over the wing surface. Future studies may further investigate the unsteady flow behavior, using transient simulations.

References

[1] F. Fish, G.V. Lauder, Passive and active flow control by swimming fishes and mammals, Annu. Rev. Fluid Mech., 38(1) (2006) 193-224.

[2] I. Rohmawati, H. Arai, H. Mutsuda, T. Nakashima, Y. Doi, Effect of Wavy Leading Edge with Various Aspect Ratios on a Rectangular Wing, in: IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, IOP Publishing, 2020, pp. 012060.

[3] V. Gopinathan, J.B. Ralphin Rose, Aerodynamic performance characterization of bio-inspired wings with leading edge tubercles at low Reynolds number, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 237(3) (2023) 561-586.

[4] A. Nikkhoo, A. Esmaeili, Numerical study of geometrical properties of full-span tubercle leading edge wing at post-stall condition, Journal of Applied Fluid Mechanics, 16(9) (2023) 1752-1766.

[5] D.S. Miklosovic, M.M. Murray, L.E. Howle, F. Fish, Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (Megaptera novaeangliae) flippers, Physics of fluids, 16(5) (2004) L39-L42.

[6] D. Serson, J.R. Meneghini, S.J. Sherwin, Direct numerical simulations of the flow around wings with spanwise waviness, Journal of Fluid Mechanics, 826 (2017) 714-731.

[7] M. Zhao, M. Zhang, J. Xu, Numerical simulation of flow characteristics behind the aerodynamic performances on an airfoil with leading edge protuberances, Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 11(1) (2017) 193-209.

[8] C. Jayapal Reddy, A. Sathyabhama, Comparative study on the effect of leading edge protuberance of different shapes on the aerodynamic performance of two distinct airfoils, Journal of Applied Fluid Mechanics, 16(1) (2022) 157-177.

[9] M. Fan, Z. Sun, R. Yu, Z. Li, Investigation of dynamic characteristics of hydrofoil with leading-edge tubercles, in: Journal of Physics: Conference Series, IOP Publishing, 2024, pp. 012025.

[10] M.A. Mohammed, M.A. Husain, Numerical simulation of aerodynamic performance of the wing with edge of attack and sinusoidal escape, Journal of Thermal Engineering, 10(3) (2024) 697-709.

[11] X. Shen, E. Avital, M.A. Rezaienia, G. Paul, T. Korakianitis, Computational methods for investigation of surface curvature effects on airfoil boundary layer behavior, Journal of Algorithms & Computational Technology, 11(1) (2017) 68-82.

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۷، شماره ۱۱، سال ۱۴۰۴، صفحات ۱۵۰۹ تا ۱۵۳۴
DOI: 10.22060/mej.2026.25585.7954

بررسی عددی تاثیرات لبه حمله سینوسی بر عملکرد آیرودینامیکی یک بال در جریان غیرقابل تراکم

زهرا شریعتی کوهبنانی [۱]، محمد طیبی رهنی [۲]، محمود مانی [۳*]

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر و پژوهشگاه هوافضا (وزارت عتف)، تهران، ایران.
۲- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران.
۳- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران.

خلاصه: در پژوهش حاضر، عملکرد آیرودینامیکی یک بال با لبه‌حمله سینوسی در جریان غیرقابل‌تراکم به صورت عددی بررسی شده است. هدف اصلی مطالعه تحلیل اثر موج سینوسی بر رفتار جریان و ضرائب آیرودینامیکی در مقایسه با بال ساده (پایه) است. شبیه‌سازی‌ها با استفاده از نرم‌افزار تجاری فلوئنت مبتنی بر مدل حجم محدود و مدل آشفتگی SST k-ω انجام شده است. برای ارزیابی اثرات هندسی، شش پیکربندی مختلف دامنه و طول‌موج‌های گوناگون طراحی و تحلیل شدند. نتایج اولیه نشان داد یکی از این پیکربندی‌ها (دارای بزرگ‌ترین دامنه) عملکرد آیرودینامیکی بهتری، به ویژه پس از واماندگی، دارد. بنابراین، این مدل به طور تفصیلی‌تر با مدل بال پایه مقایسه شد. یافته‌ها نشان می‌دهد که لبه‌حمله موج‌دار موجب تاخیر در جدایش جریان، بهبود پایداری ساختارهای گردابه‌ای سطح بال و انتقال ناحیه واماندگی به زوایای حمله بالاتر می‌شود. از طرف دیگر، ضریب برآی بیشینه حدود ۱۰ درصد نسبت به بال پایه افزایش می‌یابد. علاوه بر این، نتایج نشان می‌دهد که استفاده از لبه موج‌دار می‌تواند موجب کاهش جزئی ضریب پسا و بهبود نسبت برآ به پسا در محدوده‌ای از زوایای حمله شود. تحلیل خطوط همتراز سرعت و توزیع فشار نیز تشکیل جریان‌های عرضی منظم و توزیع یکنواخت‌تر آشفتگی در راستای دهانه بال را تایید می‌کند. نتایج نشان می‌دهد که در مجموع به‌کارگیری موج سینوسی روی لبه‌حمله، می‌تواند بهبود قابل توجهی در عملکرد آیرودینامیکی بال در رژیم‌های جریان با عدد رینولدز پایین ایجاد کند.

تاریخچه داوری:
دریافت: ۱۴۰۴/۱۲/۰۵
بازنگری: ۱۴۰۵/۰۲/۱۰
پذیرش: ۱۴۰۵/۰۳/۱۶
ارائه آنلاین: ۱۴۰۵/۰۳/۲۴

کلمات کلیدی:
لبه‌حمله سینوسی
کنترل جدایش جریان
ایرفویل NAXA 0012
جریان غیرقابل تراکم
شبیه‌سازی عددی

۱- مقدمه

لبه‌حمله بال یکی از نواحی کلیدی در شکل‌دهی به میدان جریان و تعیین رفتار آیرودینامیکی بال‌ها به شمار می‌رود. کنترل جدایش جریان از سطح بال همواره از چالش‌های مهم در طراحی بال بوده است. در این شرایط، ناپایداری‌های جریان و تشکیل گردابه‌های سه‌بعدی می‌توانند منجر به افت شدید ضریب برآ و افزایش پسا شوند. یکی از روش‌های مؤثر برای کاهش این اثرات، تغییر هندسه‌ی لبه‌حمله است که به‌صورت غیرفعال، الگوی جریان را اصلاح می‌کند. به همین دلیل، در سال‌های اخیر هندسه‌های غیرمتعارف، از جمله لبه‌حمله با ترکیب موج سینوسی، به‌عنوان یکی از روش‌های غیرفعال مؤثر در کنترل جدایش جریان مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته است[۱].

اما ایده‌ی استفاده از موج سینوسی برای لبه‌حمله، که از آن با عنوان لبه‌حمله دارای برآمدگی[۱] نیز یاد می‌شود، از کجا آغاز شد؟ منشأ این ایده در بررسی سازوکارهای کنترل غیرفعال و غیرارادی جریان در حیوانات آبزی، به‌ویژه نهنگ گوژپشت، نهفته است. این جانور قادر است به‌صورت طبیعی و بدون دخالت فعال، الگوی جریان اطراف بدن خود را کنترل کند. این توانایی ناشی از ویژگی‌های ساختاری و مورفولوژیکی بدن اوست. به همین دلیل، باله‌های نهنگ گوژپشت که دارای برآمدگی‌های بزرگ و گرد در لبه‌ی جلویی هستند، ساختاری منحصربه‌فرد دارند[۱]. اولین بررسی توسط میکلوشویچ[۲] و همکارانش در دو عدد رینولدز متفاوت $(Re = 5.05\times10^5, 5.20\times10^5)$ صورت گرفت. آنها عملکرد بال با لبه‌حمله سینوسی را در تونل باد مورد ارزیابی قرار دادند. همچنین یک بال ساده را در شرایط مشابه قرار دادند تا امکان مقایسه بین این دو نوع بال فراهم آید. در این آزمایش‌ها، مشاهده گردید که ایجاد لبه‌حمله سینوسی بال می‌تواند زاویه واماندگی را حدود ۴۰ درصد افزایش دهد. بر اساس میزان برآی به دست آمده در این آزمایش‌ها، اگرچه در زوایای حمله پایین، مقدار برآ کمی کاهش می‌یابد، اما پس از

1. Tubercle

2. Miklosovic

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: mani@aut.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode دیدن فرمائید.

واماندگی، بال دارای لبه‌حمله سینوسی عملکرد بسیار بهتری نشان می‌دهد [۲].

در کار بعدی که توسط وبر[1] و همکارانش صورت گرفت، ارزیابی محاسباتی عملکرد سطوح برآزا با برآمدگی‌های لبه‌حمله انجام شد. تحلیل عددی جریان، رفتار واماندگی متفاوتی را در ایرفویل پایه و دارای برآمدگی نشان داد؛ به‌طوری‌که بال پایه دارای ویژگی‌های واماندگی ملایم بود، در حالی که واماندگی در بین این فرورفتگی‌ها رخ می‌داد [۳].

دراپکین[2] و همکارانش، میدان جریان را در اطراف یک ایرفویل با برآمدگی‌های لبه‌حمله محاسبه کردند. آنها از مدل Spalart- Allmaras در عدد رینولدز ۱۸۰,۰۰۰ استفاده کردند و دریافتند که کیسه‌های هوایی کم‌فشار در زوایای حمله بالا باقی می‌مانند و در نتیجه برآ تغییر نمی‌کند. با این حال، بال اصلاح شده در حالت قبل از واماندگی، قابلیت ایجاد برآی کمتر و پسای بیشتری دارد [۴].

در یک مطالعه عددی دیگر، فاویر[3] و همکارانش اثرات استفاده از لبه‌حمله سینوسی با طول‌موج و دامنه‌های مختلف را روی عملکرد آیرودینامیکی یک بال بررسی کردند. بر اساس نتایج آنها، انتخاب دامنه و طول‌موج مناسب منجر به بهبود عملکرد کلی بال می‌شود. آنها پیشنهاد دادند که دامنه بال با طول‌موج ۱۰ درصد وتر و ۷ درصد وتر طرحی مناسب برای لبه‌حمله سینوسی بال می‌باشد. لازم به ذکر می‌باشد که شبیه‌سازی آنها در عدد رینولدز ۸۰۰ و زاویه حمله ۲۰ درجه انجام گرفته است [۵].

مطالعه‌ی دیگری که در این پژوهش توسط رستم‌زاده و همکاران انجام شده بررسی عددی اثرات عدد رینولدز روی جریان ناشی از دهانه یک بال دارای برآمدگی با پروفیل مقطع عرضی NACA 0021 در رژیم جریان‌های گذرا و نزدیک به آشفته بود. با توجه به مشخصات تولید برآ، نتایج شبیه‌سازی عددی آنها نشان می‌دهد که بر خلاف رژیم جریان گذرا، که در آن NACA 0021 اصلاح نشده دچار از دست دادن ناگهانی برآ می‌شود، در رژیم آشفته، ایرفویل‌پایه یک واماندگی تدریجی را تجربه می‌کند و در بال برآمدگی‌دار برآی بیشتری تولید می‌شود [۶].

سرسون[4] و همکارانش، با استفاده از شبیه‌سازی عددی مستقیم (DNS) با روش طیفی، تاثیر این هندسه موج‌دار را روی جریان تراکم‌ناپذیر اطراف بال‌هایی با پروفیل NACA 0021 بررسی کردند. نتایج آنها نشان داد که موج‌دار بودن می‌تواند ضریب برآ را افزایش یا کاهش دهد که بستگی به عدد رینولدز خاص و رژیم جریان دارد. همچنین، از نتایج آنها مشاهده گردید که جریان اطراف بال موج‌دار تمایل به چسبیدن در پشت قله موج، با جدایش محدود در فرورفتگی‌ها دارد [۷].

ژائو[5] و همکارانش اثرات برآمدگی‌های لبه‌حمله روی عملکرد یک بال پس از واماندگی را مورد بررسی عددی قرار دادند. در پژوهش آنها از روش شبیه‌سازی IDDES[6] استفاده شده است. مشخص شد که جدایش جریان در فرورفتگی‌ها، محرک اصلی پایین آمدن برآ در رژیم قبل از واماندگی بوده و الگوی جریان در جایی که گردابه‌ها واگرا می‌شوند، غالب است. آنها نشان دادند که بهبود عملکرد بال دارای برآمدگی در رژیم پس از واماندگی را می‌توان به گردابه‌های جریانی قوی ایجاد شده توسط این برآمدگی‌های لبه‌حمله نسبت داد [۸].

روهماواتی[7] و همکارانش اثر لبه‌حمله موج‌دار را در نسبت‌منظری‌های[8] مختلف روی یک بال مستطیلی به صورت عددی و آزمایشگاهی بررسی کردند. نتایج آنها به روشنی نشان می‌دهد که نسبت برآ به پسا در بال دارای لبه‌حمله موج‌دار بیشتر از بال پایه (نسبت منظری‌های مختلف) است. همچنین، اثر لبه‌حمله موج‌دار می‌تواند در کنترل جدایش جریان در اطراف ناحیه نوک بال مفید باشد [۹].

جوزف[9] و ساتیاباما، اثر برآمدگی‌های لبه‌حمله را روی یک بال متقارن در یک عدد رینولدز پایین به صورت عددی بررسی کردند. در مطالعه آنها، ویژگی‌های واماندگی و الگوی جریان روی یک بال NACA 0021 بررسی و نتایج آن با یک بال پایه در عدد رینولدز ۱۰۰,۰۰۰ مقایسه شده است. از الگوی جریان آنها مشاهده می‌شود که بال دارای برآمدگی تعدادی گردابه چرخشی مقابل صفحه عمود به بال در خلاف جهت خط اصلی بال تولید می‌کند. قدرت نسبی این گردابه‌ها روی سطوح مکش و فشار بال به تقارن جریان بستگی دارد [۱۰].

معز تجمل[10] و همکارانش روی برآمدگی‌های لبه‌حمله با دامنه‌های متفاوت بررسی‌های سه‌بعدی انجام دادند. این پژوهش بر عملکرد بال‌های دارای برآمدگی محدود در طول بال در ناحیه‌ی واماندگی، با تغییر دامنه موج تمرکز داشت. آنها نشان دادند که افزایش دامنه موج از ریشه تا نوک،

1. Weber
2. Dropkin
3. Favier
4. Serson
5. Zhao
6. Improved Delayed Detached-Eddy Simulation
7. Rohmavati
8. AR
9. Joseph
10. Moiz Tajamal

عملکرد آیرودینامیکی را بیشتر از کاهش آن در نزدیکی نوک بال، افزایش می‌دهد. همچنین، عملکرد بیشتر برآمدگی به خاطر مقدار پسا کمتر است. از طرف دیگر با اینکه ترکیب برآمدگی‌ها مطلوب به نظر می‌رسد؛ ولی به طور قابل توجهی عملکرد پسا را قبل از واماندگی ایرفویل، افزایش می‌دهد [۱۱].

بالاجی[1] و همکارانش، عملکرد آیرودینامیکی برآمدگی لبه‌حمله را در یک بال سه‌بعدی با ایرفویل NACA 2412 مورد بررسی قرار دادند. این بررسی همچنین روی توزیع فشار بال‌ها صورت گرفت. نتایج آنها نشان می‌دهد که ضریب فشار در اطراف سطح پایین ایرفویل (در مقایسه با سطح بالایی آن) در هر دو موقعیت قله و دره‌های آن تفاوت قابل توجهی دارد. همچنین، توزیع فشار به شدت در نزدیکی لبه‌حمله برای سرعت‌های مختلف تغییر می‌کند [۱۲].

فن[2] و همکارانش در یک مطالعه عددی-تجربی جامع روی بال‌های دارای برآمدگی مختلف نشان دادند که این تغییرات هندسی منجر به افزایش ضریب برآ و انتقال یکنواخت‌تر واماندگی به زوایای حمله بالاتر می‌شود. نتایج آن‌ها بیان می‌کند که جفت گردابه‌های چرخان ایجاد شده در اثر برآمدگی‌ها موجب تقویت تبادل مومنتوم در ناحیه‌ی لایه مرزی شده و جدایش جریان را به صورت موثری به تعویق می‌اندازند. این یافته‌ها تاکید می‌کنند که لبه‌حمله موج‌دار می‌تواند رویکردی کارآمد و قابل اعتماد برای بهبود پایداری و عملکرد بال‌ها در شرایط کاری بحرانی باشد [۱۳].

مینگ[3] و همکارانش با استفاده از شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES) تاثیر پارامترهای هندسی برآمدگی به ویژه دامنه و طول‌موج، را بر میدان جریان اطراف بال با ایرفویل NACA 0021 بررسی کردند. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد که تغییر طول‌موج برآمدگی‌ها می‌تواند ساختار گردابه‌های طولی و نحوه توزیع مومنتوم در لایه مرزی را تحت تاثیر قرار داده و در نتیجه بر رفتار جدایش جریان اثرگذار باشد [۱۴].

نیک خو[4] و اسماعیلی، خصوصیات هندسی یک بال با لبه‌حمله دارای برآمدگی را در شرایط پس از واماندگی به صورت عددی بررسی کردند. هدف از این پژوهش، بررسی تاثیر مقطع بال مانند دامنه، طول‌موج، ضخامت، مکان حداکثر ضخامت و برآمدگی[5] بر ویژگی‌های آیرودینامیکی بال با لبه‌حمله دارای برآمدگی (به ویژه در شرایط پس از واماندگی در زاویه ۲۲ درجه) بود. نتایج آنها نشان می‌دهد که بال‌های دارای لبه‌حمله برآمدگی‌دار عملکرد بهتری نسبت به بال پایه قبل از واماندگی دارند. از این‌رو، در شرایط پس از واماندگی این بال‌ها نسبت برآ به پسا (L/D) کمتری نسبت به بال پایه نشان می‌دهند که می‌تواند به‌عنوان یکی از محدودیت‌های این نوع هندسه در زوایای حمله‌ی بالا مطرح شود [۱۵].

مطالعه ردی[6] و ساتیاباما به بررسی اثر برجستگی‌های لبه‌حمله بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل‌ها در عدد رینولدز پایین می‌پردازد. در این پژوهش، با استفاده از شبیه‌سازی عددی مبتنی بر مدل آشفتگی SST k-ω در نرم‌افزار فلوئنت و همچنین آزمایش تونل باد، سه نوع هندسه دارای برجستگی‌های سینوسی، شیاردار و مثلثی مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج آنها نشان می‌دهد که اصلاح هندسه لبه‌حمله می‌تواند با تغییر توزیع فشار و تقویت جریان‌های ثانویه، موجب تاخیر در جدایش جریان و بهبود عملکرد پس از واماندگی شود [۱۶].

گوپیناتان[7] و همکارانش در مطالعه‌ای عددی با استفاده از روش حجم محدود و مدل آشفتگی SST k-ω به بررسی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به لبه‌حمله سینوسی در عدد رینولدز پایین پرداختند. آن‌ها رفتار برآ و پسا و تغییرات ساختار جریان در اثر اعمال برآمدگی را بررسی کردند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که تنظیم مناسب مشخصات هندسی لبه‌حمله سینوسی می‌تواند منجر به تغییر الگوی جدایش جریان و بهبود نسبی عملکرد آیرودینامیکی در برخی زوایای حمله شود [۱۷].

فن و همکارانش (در سال ۲۰۲۴) ویژگی‌های دینامیکی بال با برآمدگی‌های لبه‌حمله را بررسی کردند. در کار آنها دو نوع برآمدگی روی فرآیند واماندگی دینامیکی بال‌ها بررسی شده است. توزیع حلقه‌های تشدید دینامیکی و میدان فشار با خطوط جریان برای توضیح خواص میدان جریان دینامیکی و ظهور گردابه‌های واماندگی دینامیکی استفاده کردند. نتایج آنها نشان می‌دهد که حضور برآمدگی‌های لبه‌حمله موجب تغییر در ساختار گردابه‌های لبه‌حمله و تقویت نوسانات پیش از واماندگی می‌شود. با این حال، اثر این برآمدگی‌ها بر کاهش شدت واماندگی دینامیکی محدود بوده و تنها بهبود جزئی در پاسخ دینامیکی هیدروفویل مشاهده گردید [۱۸].

در جدیدترین بررسی‌ها، محمد و حسین، شبیه‌سازی عددی و تحلیلی برای درک بهتر از ویژگی‌های آیرودینامیکی یک بال محدود با ایرفویل NACA 0012 با لبه‌حمله و لبه‌فرار سینوسی، انجام دادند. نتایج آنها نشان می‌دهد که در پیکربندی با لبه‌حمله سینوسی، بیشترین مقدار فشار روی سطح بال در ناحیه‌ی نزدیک لبه‌حمله مشاهده می‌شود. همچنین بررسی

1. Balaji
2. Fan
3. Ming
4. Nikkhoo
5. Camber
6. Reddy
7. Gopinathan

میدان سرعت نشان داد که سرعت جریان در ناحیه‌ی بالادست و روی سطح بال، در مقایسه با بال ساده کاهش می‌یابد. علاوه بر این، در میان پیکربندی‌های بررسی‌شده، بال دارای لبه‌فرار سینوسی کمترین ضریب پسا را نشان می‌دهد [۱۹].

در پژوهش جدید دیگری، کارگر و همکارانش رفتار آیرودینامیکی یک پهپاد بال لامبدا با لبه‌حمله سینوسی را در محدوده‌ی واماندگی بررسی کردند. در این مطالعه، شبیه‌سازی‌های عددی آنها با استفاده از معادلات URANS و مدل آشفتگی SST k-ω انجام شد. نتایج نشان می‌دهد که وجود موج سینوسی در لبه‌حمله موجب تشکیل گردابه‌های سازمان‌یافته در نزدیکی برآمدگی‌ها شده و در نتیجه جدایش جریان را به تاخیر انداخته و شدت واماندگی را کاهش می‌دهد. همچنین، رفتار ضریب برآ در ناحیه‌ی پس از واماندگی بهبود یافته و افت آن با نرخ کمتری نسبت به بال با لبه‌حمله ساده رخ می‌دهد [۲۰].

با وجود مطالعات متعدد در این حوزه، بیشتر پژوهش‌ها روی ایرفویل‌های دو بعدی یا شرایط اعداد رینولدز بالا متمرکز بوده است، در حالی که رفتار جریان در رینولدزهای پایین هنوز به طور کامل شناخته شده نیست. علاوه بر این، بخش عمده‌ای از مطالعات موجود تنها به بررسی یک یا دو پیکربندی از لبه‌حمله سینوسی محدود شده و تاثیر هم‌زمان دامنه و طول‌موج بر الگوی جریان و ضرائب آیرودینامیکی به صورت جامع برای بال NACA 0012 بررسی نشده است. وجه تمایز پژوهش حاضر نسبت به مطالعات پیشین، بررسی هم‌زمان چند پیکربندی هندسی و تمرکز بر رفتار جریان در اعداد رینولدز پایین برای یک بال است. در این راستا، تحقیق حاضر با استفاده از شبیه‌سازی عددی، ضمن بررسی میدان جریان؛ به تحلیل توزیع فشار، سرعت، انرژی جنبشی آشفتگی و ساختار گردابه‌ها نیز می‌پردازد.

در این پژوهش، شش پیکربندی مختلف از بال با لبه‌حمله سینوسی طراحی و در عدد رینولدز $Re = 1\times10^5$ به صورت عددی بررسی شدند. پس از بررسی‌های اولیه، مدلی که بهترین عملکرد را نشان می‌داد (A9W25) برای تحلیل تفصیلی بود، انتخاب گردید. در ادامه، ضرائب برآ و پسا (و نسبت آنها)، توزیع فشار، خطوط هم‌تراز سرعت و انرژی جنبشی آشفتگی برای این مدل با بال پایه مقایسه شده است. هدف اصلی این مطالعه، ارزیابی نقش هندسه‌ی سینوسی در کنترل جدایش جریان و بهبود عملکرد آیرودینامیکی در جریانی با عدد رینولدز پایین است.

۲- متدولوژی عددی

در این بخش روند انجام شبیه‌سازی عددی و جزئیات مدل‌سازی ارائه می‌شود. ابتدا هندسه‌ی بال پایه و یکی از مدل‌های دارای لبه‌حمله سینوسی، به عنوان نماینده‌ای از مدل‌های طراحی شده، معرفی شده و سپس مراحل شبکه‌بندی، تعیین شرایط مرزی و روش‌های حل عددی بیان می‌گردند. در ادامه، معیارهای همگرایی و شیوه‌ی اعتبارسنجی نتایج نیز تشریح می‌شوند.

۲- ۱- هندسه و مدل‌ها

در این تحقیق، برای بررسی اثر لبه‌حمله سینوسی بر عملکرد آیرودینامیکی بال، هندسه‌ی پایه بر اساس ایرفویل NACA 0012 طراحی شده است. سپس با اعمال تغییرات به صورت موج سینوسی در راستای دهانه، لبه‌حمله‌ی موج‌دار ایجاد می‌شود. هندسه‌ی بال پایه مورد استفاده، یک بال مستطیلی محدود و بدون باریک شوندگی با طول وتر ۱۵۰ و دهانه ۳۰۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده است.

برای اعمال شکل موج سینوسی به لبه‌حمله بال، از معادله زیر استفاده شده:

$$x_{\text{Leading-edge}}(y) = A\sin(\frac{2\pi y}{W}) \qquad (۱)$$

که در آن، A دامنه موج و W طول‌موج می‌باشد.

از آنجا که طراحی هندسه‌ی موج سینوسی نیازمند تعیین دو پارامتر «دامنه» و «طول‌موج» است، ابتداد مقدار طول‌موج بر اساس مقادیر به کار رفته در مطالعات پیشین انتخاب شده است [۸,۱۱,۱۴]. این منابع نشان می‌دهند که طول‌موج‌های حدود ۲۵ تا ۳۰ میلی‌متر در تحلیل‌های مشابه مورد استفاده قرار گرفته و عملکرد مناسبی ارائه کرده‌اند، پس دو مقدار ۲۵ و ۳۰ میلی‌متر برای طول‌موج، W، در این پژوهش در نظر گرفته شدند. در مقابل، مقادیر دامنه در پژوهش‌های موجود تنوع کمتری داشته و عمدتا در بازه‌های کوچک‌تری مورد استفاده قرار گرفته‌اند. بنابراین، مقادیر ۳، ۶ و ۹ میلی‌متر برای دامنه موج، A، با هدف بررسی سیستماتیک اثر افزایش نسبت دامنه به طول‌موج و همچنین گسترش دامنه‌ی پارامترهای طراحی در نظر گرفته شدند. لازم به ذکر است که ترکیب مقادیر دامنه و طول‌موج‌های استفاده شده در این پژوهش، نوآورانه بوده و پیش از این گزارش نشده است.

جدول ۱ ترکیب شش پیکربندی بررسی شده را نشان می‌دهد. پس از

انجام تحلیل‌های اولیه، مدلی که عملکرد آیرودینامیکی بهتری نشان داد (A9W25) برای بررسی تفصیلی انتخاب شده است. شکل ۱ نمای کلی هندسه‌ی این مدل‌ها را نشان می‌دهد.

۲- ۲- ناحیه محاسباتی و شبکه‌بندی

مرزهای دامنه‌ی محاسباتی به صورت یک حجم نیم‌دایره در اطراف بال در نظر گرفته شدند تا اثر بازگشتی جریان در ناحیه‌ی خروجی به حداقل برسد (شکل۲). فرآیند تولید شبکه با استفاده از نرم افزار ANSYS انجام شده است. در کل دامنه از شبکه‌ی ساختار یافته[1] استفاده گردیده است. در نواحی نزدیک سطح بال، تراکم شبکه افزایش داده شد تا رفتار جریان در لایه‌ی مرزی با دقت مناسب پیش‌بینی شود.

در این بخش، چند شبکه‌ی مختلف تولید و ضرایب برآ و پسا در زاویه‌حمله‌ی ۱۰ درجه محاسبه شدند. نتایج نشان می‌دهد که اختلاف ضرایب به دست آمده در دو شبکه‌ی متوالی کمتر از ۲٪ است، در نهایت شبکه‌ای شامل ۱,۷۸۷,۳۱۶ میلیون المان مورد استفاده قرار گرفته است. شکل ۳ تغییرات ضریب برآ و ضریب پسا را در بررسی استقلال از شبکه حل را نشان می‌دهد.

برای مدل آشفتگی SST k-ω، حل دقیق ناحیه‌ی نزدیک دیواره نیازمند قرارگرفتن اولین لایه‌ی شبکه در محدوده ناحیه‌ی لزج است. برای این منظور، پارامتر بدون بُعد Y^+ مطابق رابطه‌ی زیر تعریف می‌شود:

$$Y^+ = \frac{\rho u_T y}{\mu} \quad (۲)$$

$$u_T = \sqrt{\frac{\tau_\omega}{\rho}} \quad (۳)$$

که در آن، y فاصله تا دیواره و u_T سرعت اصطکاکی است. در این مدل برای حذف توابع دیواره و حل کامل لایه‌ی مرزی، باید اولین سلول شبکه در محدوده‌ی $Y^+ \leq 1$ قرار گیرد. بر اساس محاسبات انجام شده، توزیع پارامتر Y^+ بر روی سطح بال در راستای وتر (محور x/c) در شکل ۴ نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که مقدار میانگین Y^+ در کل سطح بال در محدوده مناسب قرار گرفته است. بنابراین، شبکه تولید شده با الزامات مدل SST k-ω سازگار بوده و دقت مناسب در پیش‌بینی تنش برشی و رفتار لایه‌ی مرزی را تضمین می‌کند.

۲- ۳- شرایط مرزی و حل

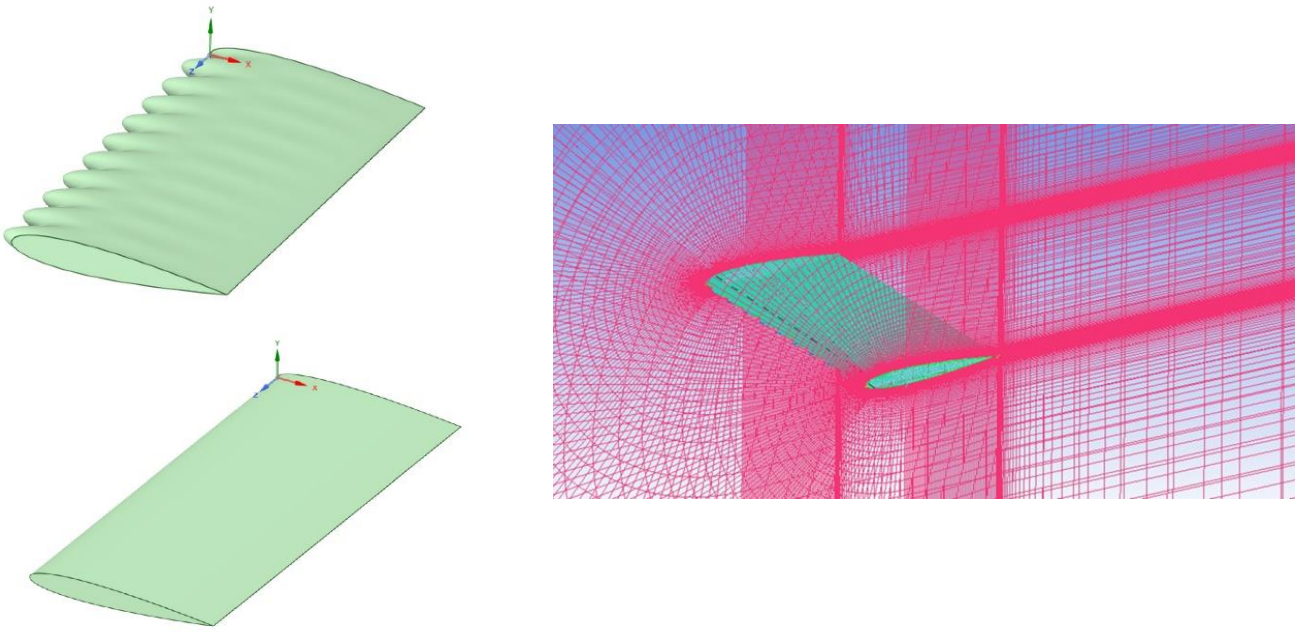
همان‌گونه که در بخش پیشین اشاره شد، در این شبیه‌سازی از عدد رینولدز (Re= 100,000) در محدوده زوایای حمله $-5^o \leq \alpha \leq 25^o$ استفاده شده است. دامنه‌ی محاسباتی به گونه‌ای انتخاب شده که اثر مرزها بر میدان جریان به حداقل برسد. فاصله‌ی مرز ورودی از بال برابر با $10C$ در

جدول ۱. نمونه‌های طراحی شده برای تحلیل بال با لبه حمله سینوسی.

Table 1. Designed examples for wing analysis with sinusoidal leading edge.

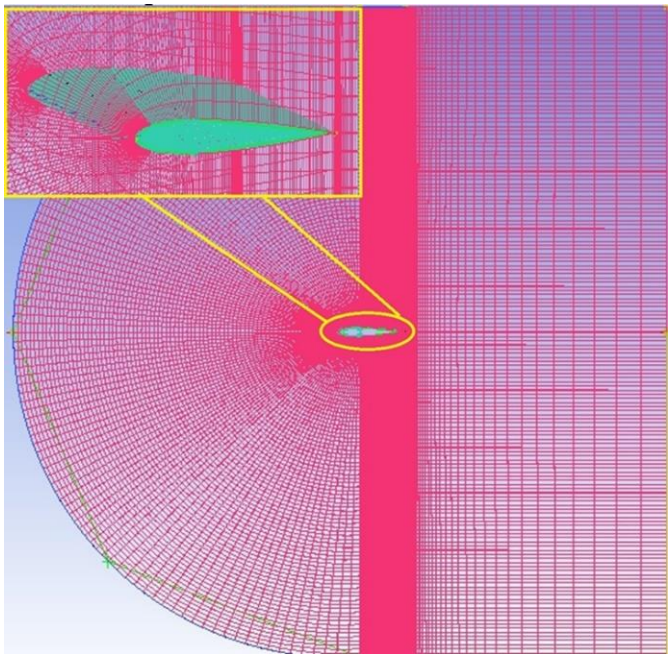
اسامی	طول‌موج مورد استفاده (W)	دامنه مورد استفاده (A)
A3 W25	۲۵ میلی‌متر	۳ میلی‌متر
A6 W25	۲۵ میلی‌متر	۶ میلی‌متر
A9 W25	۲۵ میلی‌متر	۹ میلی‌متر
A3 W30	۳۰ میلی‌متر	۳ میلی‌متر
A6 W30	۳۰ میلی‌متر	۶ میلی‌متر
A9 W30	۳۰ میلی‌متر	۹ میلی‌متر

1. Structured



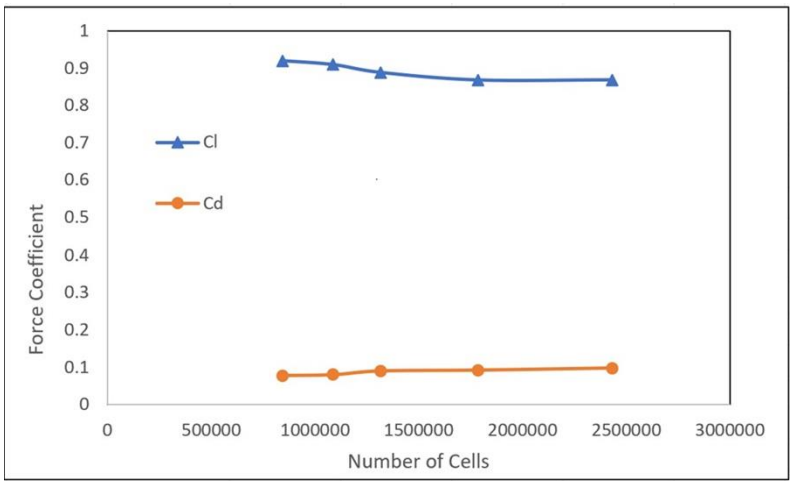
شکل ۱. مدل بال پایه و مدل بال با لبه‌حمله سینوسی A9W25 طراحی شده.

Fig. 1. Basic wing model and wing model with sinusoidal leading edge designed A9W25.



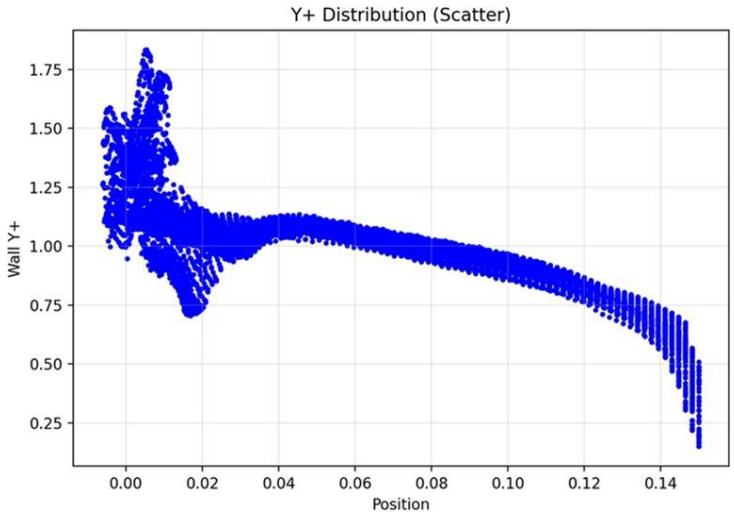
شکل ۲. شبکه تولید شده برای بال با لبه‌حمله سینوسی.

Fig. 2. Generated mesh for a wing with a sinusoidal leading edge.



شکل ۳. بررسی استقلال از شبکه حل برای بال با لبه‌حمله سینوسی.

Fig. 3. Investigation of Mesh independence for a wing with a sinusoidal leading edge.



شکل ۴. توزیع Y^+ در امتداد وتر (x/c) روی سطح بال با لبه‌حمله سینوسی.

Fig. 4. IDistribution of Y^+ along the chord (x/c) on the wing surface with a sinusoidal leading edge.

بالادست و فاصله‌ی مرز خروجی برابر با $10C$ در پایین‌دست در نظر گرفته شده است. همچنین، فاصله‌ی مرزهای بالا و پایین دامنه از بال برابر با $11C$ انتخاب شده است (شکل ۵).

حل عددی جریان حول بال با استفاده از روش حجم محدود[1] انجام شده است. معادلات حاکم شامل معادلات میانگین‌گیری شده ناویر–استوکس (RANS) بوده و برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل SST k-ω استفاده شده است. در پژوهش حاضر، حل معادلات به صورت پایا و کوپل فشار–سرعت با استفاده از الگوریتم سیمپل[2] انجام شده است. گسسته‌سازی جملات جابه‌جایی در معادلات مومنتوم با استفاده از روش مرتبه دوم بالادست[3] و برای گرادیان فشار از روش مرتبه دوم استفاده شده است. محاسبات تا دست‌یابی باقی مانده معادلات برای تمامی متغیرها به کمتر از 10^{-6} ادامه یافته است.

1. Finite Volume Method

2. SIMPLE
3. Upwind

در این تحقیق، با توجه به هدف اصلی پژوهش، یعنی بررسی و مقایسه اثر هندسه‌های مختلف لبه‌حمله بر عملکرد آیرودینامیکی یک بال در چندین زاویه حمله مختلف و کاهش هزینه محاسباتی، فرض ایستگاهی[1] بودن جریان آشفته (مبتنی بر رویکرد RANS) در نظر گرفته شده است. در این رویکرد که به نحوی متوسط زمانی اتفاقات جریان را لحاظ و تاثیر نوسانات زمانی را از طریق مدل آشفتگی وارد می‌کند، می‌تواند با تقریب نسبتا خوبی برای مقایسه روندهای کلی عملکرد آیرودینامیکی مورد استفاده قرار گیرد. بهرحال، در زوایای حمله نسبتا بالا، به ویژه در نزدیکی ناحیه واماندگی، معمولا پدیده‌هایی چون جدایش لایه مرزی، ریزش گردابه همراه با تغییرات زمانی ساختارهای گردابه‌ای جریان رخ می‌دهد. از این‌رو، بررسی تفصیلی رفتار غیرایستگاهی[2] جریان (خارج از محدوده پژوهش حاضر) ضرورت خواهد داشت و لازم خواهد بود که رویکردهایی چون URANS، همراه با بررسی استقلال حل از گام زمانی، مورد استفاده قرار گیرد. این کار می‌تواند به عنوان یکی از پیشنهادهای تحقیقات آتی نویسندگان در این رابطه مطرح باشد.

در این مطالعه، دامنه‌ی محاسباتی شامل ورودی (Inlet)، خروجی (Outlet)، سطح بال (Wall) و صفحه‌ی تقارن (Symmetry) است. حل معادلات ناویر–استوکس آشفته با مدل SST k-ω نیازمند اعمال شرایط مرزی سازگار با رفتار فیزیکی جریان و الزامات مدل آشفتگی است. در ادامه، شرایط مرزی فرمول‌بندی ارائه می‌شود:

۱. ورودی جریان (Velocity Inlet)

$$u(x=0,y)=(U_\infty,0) \quad \text{with } U_\infty = 9.738231\,\mu/\sigma \tag{۴}$$

برای مقادیر آشفتگی ورودی از روش اتوماتیک نرم‌افزار به صورت زیر استفاده شده است:

$$k = k_{\text{auto}} \text{ و } \omega = \omega_{\text{auto}}.$$

۲. سطح بال (No-Slip Boundary)

شرایط سرعت:

$$u=0 \ , \ v=0 \quad \text{(روی سطح بال)} \tag{۵}$$

شرایط آشفتگی:

$$k=0$$

مقدار ω روی دیواره طبق رابطه استاندارد مدل $\sum\sum \mathrm{T}\kappa-\omega$ تعیین می‌شود:

$$\omega_{\text{wall}} = \frac{60\upsilon}{\beta_1 y_\omega^2} \tag{۶}$$

که در آن، y_ω فاصله‌ی مرکز اولین سلول تا دیواره و β_1 ثابت مدل و برابر ۰/۰۷۵ است.

۳. صفحه‌ی تقارن جریان (Symmetry Boundary Condition)

شرایط سرعت:

$$\upsilon_n = 0 \qquad \frac{\partial u_t}{\partial n} = 0 \tag{۷}$$

شرایط آشفتگی:

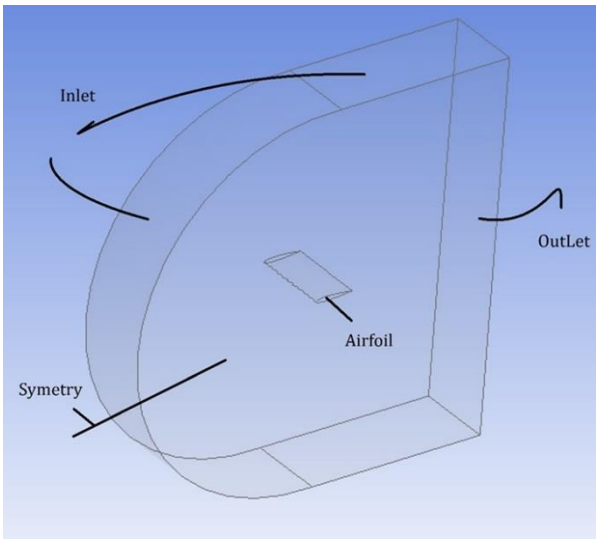
$$\frac{\partial k}{\partial n}=0 \qquad \frac{\partial \omega}{\partial n}=0 \tag{۸}$$

۴. خروجی جریان (Outlet Pressure)

$$p=0 \quad \text{در خروجی} \qquad \frac{\partial \phi}{\partial x}=0 \ \text{ for } \phi \in \{u,v,k,\omega\} \quad \text{در خروجی} \tag{۹}$$

مدل آشفتگی $\sum\sum \mathrm{T}\kappa-\omega$ به دلیل توانایی آن در بازتولید صحیح ویژگی‌های لایه مرزی در شرایط وجود گرادیان فشار معکوس و همچنین پیش‌بینی قابل اطمینان جدایش، برای این مطالعه انتخاب شده است. این

1. Stationary
2. Non-stationary



شکل ۵. شرایط مرزی برای حل مدل بال با لبه‌حمله سینوسی.

Fig. 5. Boundary conditions for solving the wing model with a sinusoidal leading edge.

مدل با به کارگیری فرمول‌بندی ترکیبی منتر[1]، نقاط قوت مدل k-ω در نواحی نزدیک دیواره و مدل k-ω در نواحی دورتر را ادغام کرده و عملکرد بسیار مناسبی در شبیه‌سازی جریان اطراف ایرفویل‌ها و تغییرات شدید در ناحیه‌ی لبه‌حمله ارائه می‌دهد. پژوهش‌های اخیر مرتبط با ایرفویل‌های دارای برآمدگی و الگوهای جریان کم‌سرعت نیز از مدل SST برای تحلیل دقیق جدایش و بازچسبندگی جریان استفاده کرده و اعتبار آن را تایید کرده‌اند [۲۰،۱۷،۱۶،۱۳].

به منظور ارزیابی عملکرد آیرودینامیکی در شبیه‌سازی سه‌بعدی حاضر، ضرایب برآ و پسا بر اساس روابط استاندارد زیر محاسبه شده‌اند:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U_\infty{}^2 S} \qquad (۱۰)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U_\infty{}^2 S} \qquad (۱۱)$$

که در این روابط L و D به ترتیب بیانگر نیروهای برآ و پسا هستند که از حل عددی کل استخراج شدند. همچنین، ρ چگالی سیال، U سرعت جریان آزاد و S مساحت سطح مرجع را نشان می‌دهند. در این پژوهش، نیروهای آیرودینامیکی از شبیه‌سازی عددی به دست می‌آیند.

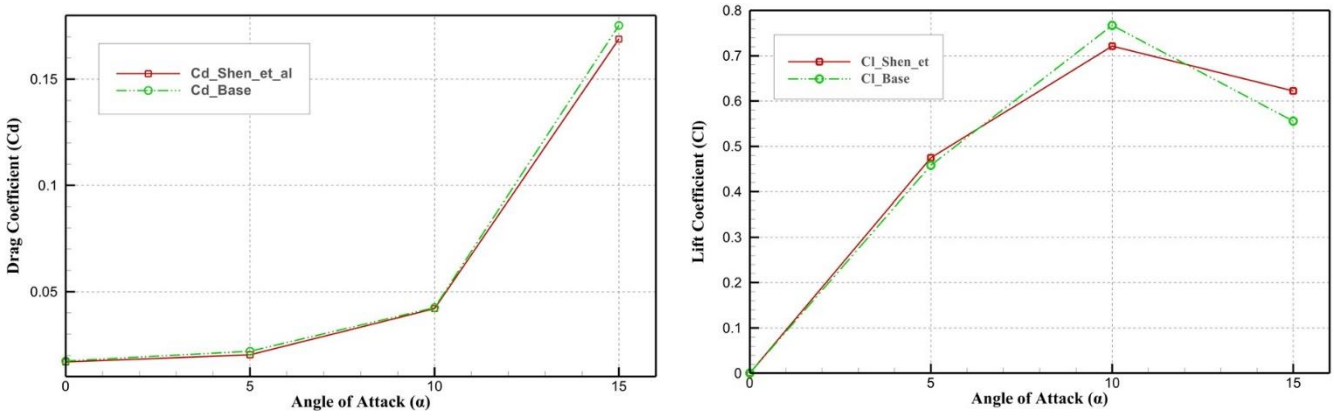
1. Menter

۲- ۴- اعتبارسنجی

برای ارزیابی دقت مدل عددی و اطمینان از صحت نتایج شبیه‌سازی، نتایج حاصل از (شبیه‌سازی بال پایه با لبه‌حمله سینوسی) با داده‌های گزارش شده توسط شن[2] و همکاران مقایسه شده است. در این راستا، پارامترهای آیرودینامیکی بال پایه با استفاده از معادلات ناویر- استوکس بر مبنای رهیافت میانگین‌گیری رینولدز جریان تراکم‌ناپذیر، محاسبه شده است. مقایسه نتایج در محدوده زوایای حمله $0^o \le \alpha \le 15^o$ و در عدد رینولدز ۱۰۰،۰۰۰ انجام شده است. همان‌طور که درشکل ۶ مشاهده می‌شود، ضرایب برآ و پسای به دست آمده در این پژوهش تطابق مناسبی با نتایج شن و همکاران دارند و بیشترین اختلاف مشاهده شده کمتر از ۲٪ است. شایان ذکر است که نتایج شن و همکاران که در اینجا به عنوان داده‌ی مرجع به کار رفته‌اند، خود با داده‌های تجربی حاصل از آزمون‌های تونل باد برای هندسه‌ی اصلی بال مقایسه و اعتبارسنجی شده‌اند.

لازم به ذکر است که در اعداد رینولدز نسبتا پایین، امکان وقوع پدیده‌ی گذار در لایه‌مرزی وجود دارد. با این حال، با توجه به تطابق مناسب نتایج حاضر با داده‌های مرجع در فرآیند اعتبارسنجی، انتظار می‌رود مدل عددی

2. Shen



شکل ۶. مقایسه بین ضرایب برآ (سمت راست) و ضرایب پسا (سمت چپ) برای بال پایه و بال ساده مورد تحلیل شن و همکارانش[۲۱].

Fig. 6. Comparison between lift coefficients (left) and drag coefficients (right) for the basic wing and the simple wing analyzed by Shen et al [21].

به‌کاررفته قادر باشد روند تغییرات ضرایب آیرودینامیکی را در شرایط مورد بررسی با دقت قابل‌قبول پیش‌بینی کند.

۳- نتایج و بحث

در این بخش، نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها عددی برای بال پایه و مدل دارای لبه‌حمله سینوسی ارائه و تحلیل شدند. ابتدا، رفتار کلی ضرایب آیرودینامیکی، شامل ضریب برآ و ضریب پسا در زوایای حمله مختلف بررسی می‌شود و سپس ساختار جریان، توزیع فشار و انرژی جنبشی آشفتگی برای مدل منتخب تحلیل خواهد شد.

۳- ۱- ضرایب آیرودینامیکی

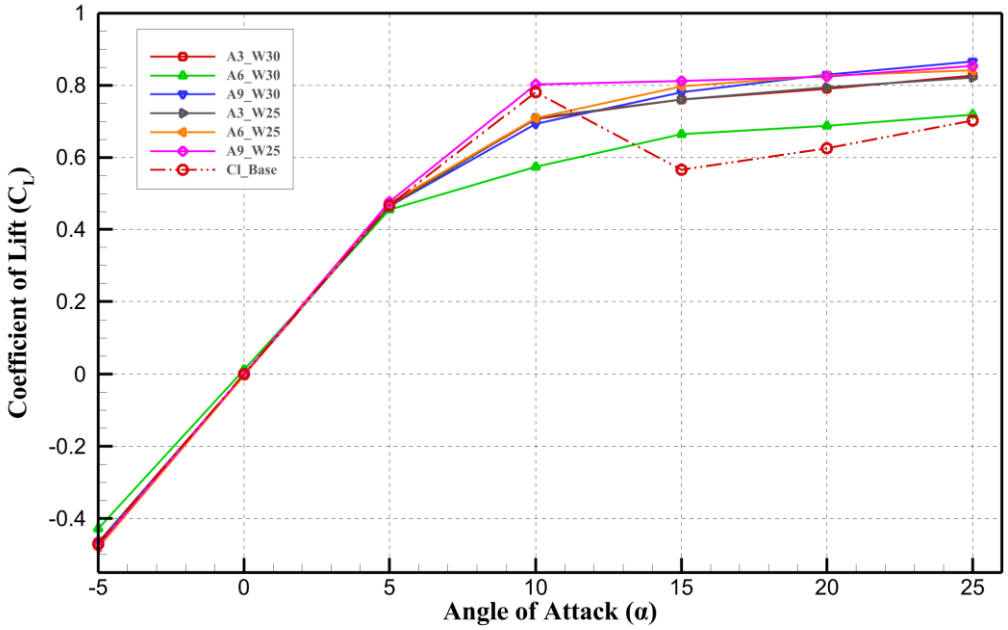
همان‌گونه که عنوان شد، شش مدل بال با لبه‌حمله سینوسی طراحی و مورد بررسی قرار گرفتند و نتایج آن‌ها برای مقایسه‌ی بهتر با مدل بال پایه به عنوان مرجع، مورد مقایسه قرار گرفت. شکل‌های ۷ و ۸ و ۹ به ترتیب نمودارهای تغییرات ضریب نیروی برآ، ضریب نیروی پسا و نسبت آن دو برحسب زوایای حمله مختلف ($-5^o \le \alpha \le 25^o$) می‌باشد.

بر اساس شکل ۷ مشاهده می‌شود که همه‌ی پیکربندی‌های دارای لبه‌حمله سینوسی در ناحیه‌ی قبل از واماندگی رفتار کیفی مشابهی با بال پایه دارند، اما مقدار حداکثر ضریب برآ و زاویه‌ی وقوع واماندگی در آن‌ها متفاوت است. در این میان، پیکربندی A9W25 در بازه‌ی زوایای حمله حدود ۱۰ تا ۱۲ درجه ضریب برآی بزرگتری نسبت به سایر مدل‌ها و بال پایه دارد. علاوه بر این، افت ناگهانی ضریب برآ در این مدل در زاویه‌های بعد از واماندگی ملایم‌تر است. این موضوع نشان می‌دهد که تغییر هندسه‌ی لبه‌حمله به صورت موج سینوسی، ضمن افزایش ضریب برآ در مجاورت زاویه حمله‌ی واماندگی، موجب تاخیر در وقوع واماندگی و بهبود قابلیت حفظ برآ[1] در زاویه‌های حمله نسبتا بالا می‌شود.

در شکل ۸ تغییرات ضریب نیروی پسا برای پیکربندی‌های مختلف نشان داده شده است. در زوایای حمله پایین، تفاوت ضریب پسا بین مدل‌های موجدار و بال پایه نسبتا محدود است و حتی در برخی زوایا افزایش جزئی پسا برای مدل‌های سینوسی مشاهده می‌شود که می‌توان آن را به تشکیل گردابه‌های موضعی و افزایش اختلاط در لایه‌ی مرزی نسبت داد. با این حال، در زوایای حمله نزدیک به واماندگی و پس از آن، الگوی تغییر ضریب پسا در مدل A9W25 نسبت به بال پایه کنترل شده‌تر و از افزایش شدید پسا در ناحیه‌ی پس از واماندگی جلوگیری می‌کند. این رفتار نشان می‌دهد که هندسه‌ی سینوسی لبه‌حمله، اگرچه ممکن است در برخی شرایط باعث افزایش جزئی نیروی پسا شود، اما در مقابل، در زوایای حمله‌ی نسبتا بالا، با مدیریت جدایش جریان، مانع از رشد بیش از حد مقاومت القایی می‌شود.

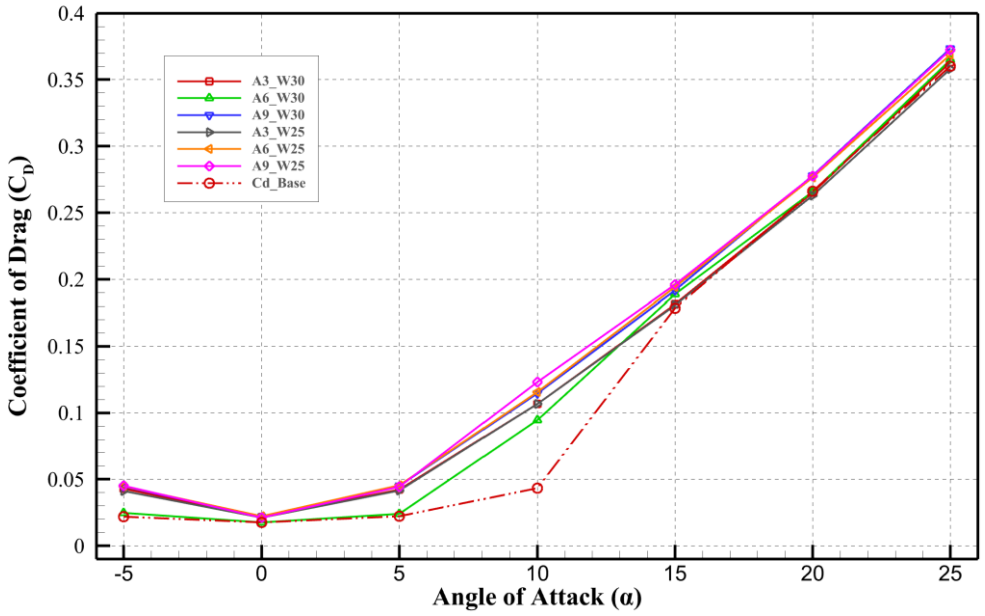
برای ارزیابی همزمان اثر تغییرات ضرائب برآ و پسا، نسبت آنها در شکل ۹ ارائه شده است. این شکل نشان می‌دهد که در بازه‌ی قبل از واماندگی، مقدار بیشینه‌ی نسبت C_L/C_D برای پیکربندی A9W25 بیشتر از بال پایه و سایر بال‌ها بوده و در زاویه حمله‌ای رخ می‌دهد که از نظر

1. Lift Retention



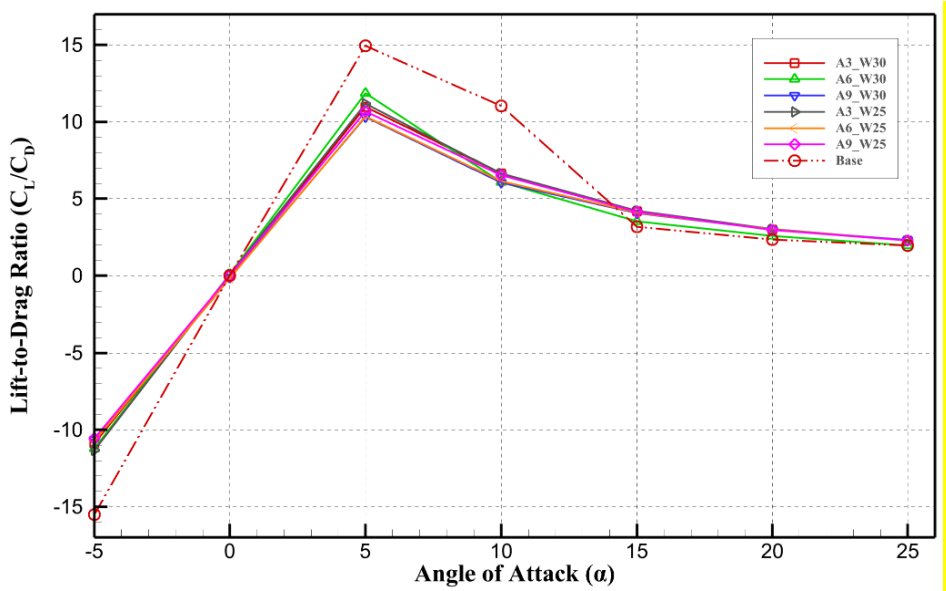
شکل ۷. تغییرات ضریب نیروی برآ در مدل‌های مختلف بال با لبه‌حمله سینوسی و بال پایه.

Fig. 7. Boundary conditions for solving the wing model with a sinusoidal leading edge. Variations in lift coefficient in different wing models with sinusoidal leading edge and base wing.



شکل ۸. تغییرات ضریب نیروی پسا در مدل‌های مختلف بال با لبه‌حمله سینوسی و بال پایه.

Fig. 8. Variations in drag coefficient in different wing models with sinusoidal leading edge and base wing.



شکل ۹. نسبت ضریب برآ به ضریب پسا در مدل‌های مختلف بال با لبه‌حمله سینوسی و بال پایه.

Fig. 9. Lift to drag coefficient ratio in different wing models with sinusoidal leading edge and base wing.

کاربردی برای عملکرد کروز و صعود هواپیما اهمیت دارد. به عبارت دیگر، افزایش ضریب برآ در کنار کنترل نسبی افزایش ضریب پسا باعث شده که کارایی آیرودینامیکی این پیکربندی در زوایای عملیاتی بهبود یابد. در زوایای حمله بالاتر و پس از ورود جریان به ناحیه پس از واماندگی، اگرچه مقدار مطلق C_L/C_D برای تمام مدل‌ها کاهش می‌یابد، اما پیکربندی 25 A9Ω همچنان عملکرد مناسب‌تری نسبت به بال پایه داشته و نسبت برآ به پسا در آن با شیب ملایم‌تری افت می‌کند. این موضوع با نتایج کیفی توزیع فشار و الگوی جدایش جریان (بر اساس برش‌های نشان داده شده در شکل ۱۰) هم‌خوانی دارد و نشان می‌دهد که موج‌دار کردن لبه‌حمله علاوه بر تاخیر در واماندگی، موجب پایداری عملکرد آیرودینامیکی در زوایای حمله بحرانی می‌شود. در نتیجه، در زاویه‌های نزدیک به شرایط عملیاتی، نسبت C_L/C_D در مدل A9W25 نسبت به بال پایه بزرگ‌تر بوده و لذا کارایی آیرودینامیکی بهتری دارد.

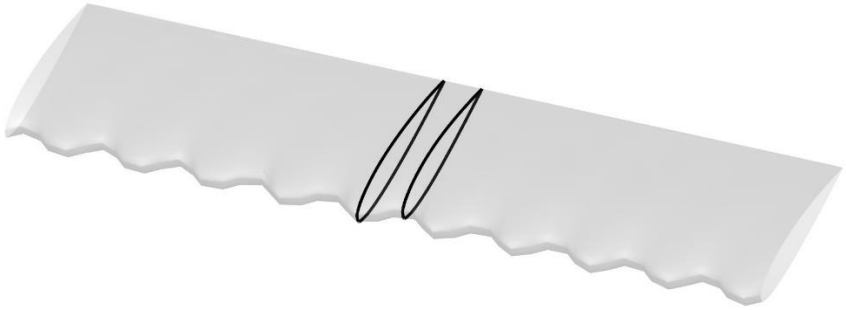
بنابراین، با توجه به افزایش ملایم‌تر ضریب پسا، جابجایی نقطه‌ی بیشینه‌ی ضریب برآ به زوایای حمله بزرگ‌تر و رفتار پایدارتر در ناحیه‌ی پسا واماندگی، مدل A9W25، عملکرد آیرودینامیکی مطلوب‌تری نسبت به سایر مدل‌ها نشان داده و به عنوان مدل منتخب برای بررسی تفصیلی توزیع فشار، سرعت و پارامترهای آشفتگی انتخاب شد.

همچنین، برای ارزیابی اثر لبه‌حمله‌ی موج‌دار در رژیم‌های فیزیکی متمایز، سه زاویه‌ی حمله ۱۰، ۱۵و ۲۵ درجه انتخاب شدند که زاویه حمله ۱۰ درجه نماینده رفتار جریان در حالت بدون واماندگی و چسبندگی کامل است، زاویه حمله ۱۵ درجه نمایانگر ناحیه‌ی بحرانی نزدیکِ پس از واماندگی است (که حساس‌ترین پاسخ‌ها نسبت به گرادیان فشار در آن رخ می‌دهد)، و زاویه حمله ۲۵ درجه، ویژگی‌های عمیق‌تر جریان پس از گذر از واماندگی و آشفتگی جریان را آشکار می‌کند. این انتخاب مرحله‌ای، امکان مقایسه‌ی منسجمِ اثر هندسه‌ی سینوسی بر توسعه‌ی لایه‌ی مرزی و مکانیزم‌هایی که باعث تاخیر در جدایش می‌شود را فراهم می‌کند. در ادامه، رفتار جریان پیرامون این مدل در مقایسه با بال پایه ارائه و بررسی می‌شود.

۳- ۲- تحلیل میدان فشار در مدل‌های پایه و A9W25

به‌منظور مقایسه‌ی رفتار جریان در نواحی مختلف دهانه‌ی بال، دو مقطع مشخص از بال سینوسی انتخاب شد که به ترتیب با ناحیه‌ی قله[1] و دره[2] موج لبه‌حمله منطبق هستند، این مقاطع به دلیل تفاوت محسوس در توزیع فشار سطحی، دید مناسبی از مکانیزم‌های چسبندگی و جدایش جریان فراهم می‌کنند. شکل ۱۰ محل این برش‌ها را نشان می‌دهد. انتخاب این مقاطع

1. Peak
2. Valley



شکل ۱۰. نمایش محل‌های برش برای مقایسه پدیده‌های فیزیکی.

Fig. 10. Display of cut locations for comparison of physical phenomena.

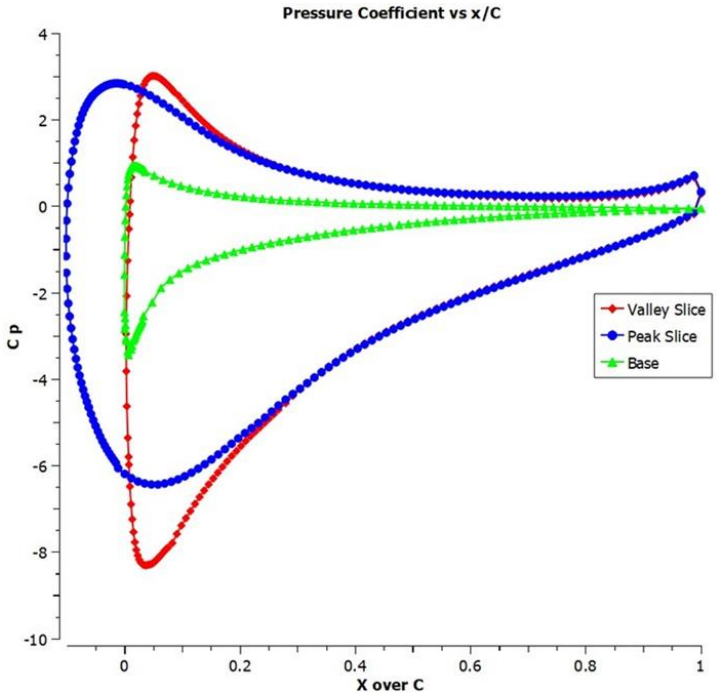
و زوایای حمله به گونه‌ای انجام شده است که امکان برقراری ارتباط بین تغییرات موضعی توزیع فشار و روندهای مشاهده شده در ضرایب کلی برآ و پسا فراهم شود و بتوان آنها را به صورت فیزیکی تفسیر کرد.

پس از تعیین مقاطع برش، وضعیت توزیع فشار سطحی برای دو مدل بال پایه و A9W25 در شکل‌های ۱۱-۱۳ برای سه زاویه حمله مختلف نشان داده شده است. انتخاب این زوایا بر آن اساس است که این سه حالت نماینده‌ی سه رژیم جریان در آستانه واماندگی، کمی بعد از واماندگی و پسا واماندگی هستند که امکان تحلیل پیوسته‌ی تاثیر هندسه سینوسی بر تحول لایه‌ی مرزی را فراهم می‌کند.

در زاویه‌ی حمله ۱۰ درجه (شکل ۱۱)، بال پایه به تدریج وارد ناحیه‌ی آغازین جدایش می‌شود؛ به طوری که بیشینه‌ی مکش روی لبه‌حمله نسبتا کم عمق بوده و بازیابی فشار در ناحیه پس از واماندگی به صورت ملایم و همراه با افزایش گرادیان فشار نامطلوب مشاهده می‌شود. در مقابل، هندسه سینوسی رفتار متفاوتی ایجاد کرده است. در ناحیه قله موج، بیشینه‌ی مکش شدیدتر و در موقعیتی نزدیک‌تر به لبه‌حمله تشکیل شده که نشان دهنده شتاب موضعی جریان و نازک‌تر ماندن لایه‌ی مرزی می‌باشد. علاوه بر آن، شیب بازیابی فشار در ناحیه پس از واماندگی نسبت به بال پایه ملایم‌تر بوده و از افزایش شدید فشار جلوگیری می‌کند، در نتیجه، احتمال جدایش زودهنگام کاهش می‌یابد. در دره، حداقل فشار به طور محسوسی عمیق‌تر از دو حالت دیگر است. این افت فشار شدید نشان دهنده افزایش انرژی موضعی جریان در دره‌ی موج و ایجاد ساختارهای عرضی پایدار است که موجب تقویت جریان روی سطح بالایی و ایجاد تاخیر در جدایش جریان می‌شود.

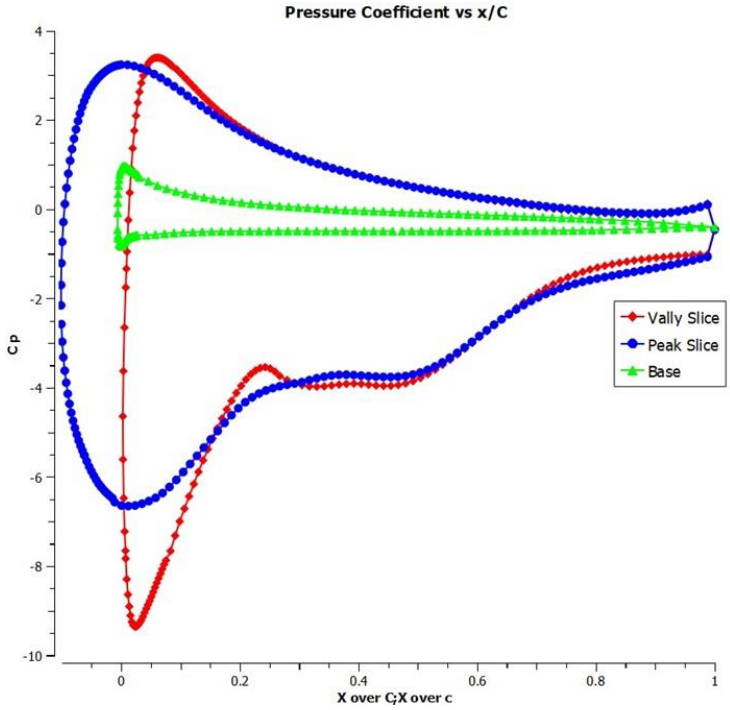
شکل ۱۲ نشان دهنده وضعیت توزیع فشار در زاویه حمله ۱۵ درجه است. در این زاویه، بال پایه وارد فاز جدایش گسترده شده و بیشینه مکش اولیه تضعیف می‌گردد. این رفتار ناشی از ضخیم شدن لایه‌ی مرزی و جدایش زودهنگام در نواحی نزدیک به لبه‌حمله است. در مقابل، مدل لبه‌حمله سینوسی همچنان به حفظ جریان متصل است. در ناحیه‌ی قله، بیشینه مکش همچنان برجسته بوده و نشان می‌دهد که افزایش انرژی جنبشی لایه‌ی مرزی بر اثر شتاب موضعی جریان در نواحی بالای موج است. همچنین، بازیابی فشار نیز نسبت به بال پایه یکنواخت‌تر بوده و شدت گرادیان فشار نامطلوب کاهش یافته است. در ناحیه‌ی دره نیز، اگرچه عمق مکش نسبت به زاویه ۱۰ درجه کاهش یافته، اما مقدار آن همچنان به طور قابل توجهی پایین‌تر از حالت پایه است. این موضوع نشان می‌دهد که ناحیه جریان عرضی القا شده توسط هندسه‌ی موج‌دار همچنان در نواحی دره فعال است و با جلوگیری از جدایش موضعی، به تداوم چسبندگی جریان کمک می‌کند.

شکل ۱۳ توزیع ضریب فشار را در زاویه‌ی حمله ۲۵ درجه را نشان می‌دهد. در این ناحیه، بال پایه کاملا در ناحیه واماندگی قرار دارد، در حالی که توزیع فشار بسیار هموار و مقدار مکش به طور محسوسی کاهش یافته است، این رفتار نمایانگر جدایش کامل جریان و کاهش شدید قابلیت تولید نیروی برآ است. در مقابل، در مدل لبه‌حمله سینوسی، رفتار متفاوتی مشاهده می‌شود. در ناحیه قله، مقادیر فشار منفی تا حدی حفظ شده‌اند (که نشان دهنده بقای جریان در بخشی از سطوح فوقانی است). این رفتار ناشی از ایجاد گردابه‌های پایدار سه بعدی در مجاورت لبه سینوسی است که جریان جدا شده را به سطح باز می‌گرداند. در ناحیه دره نیز، اگرچه مکش نسبت به زوایای حمله پایین‌تر کاهش یافته، اما مقدار آن همچنان از بال پایه بیشتر است. این موضوع بیانگر آن است که حضور ساختارهای گردابه‌ای ناشی از



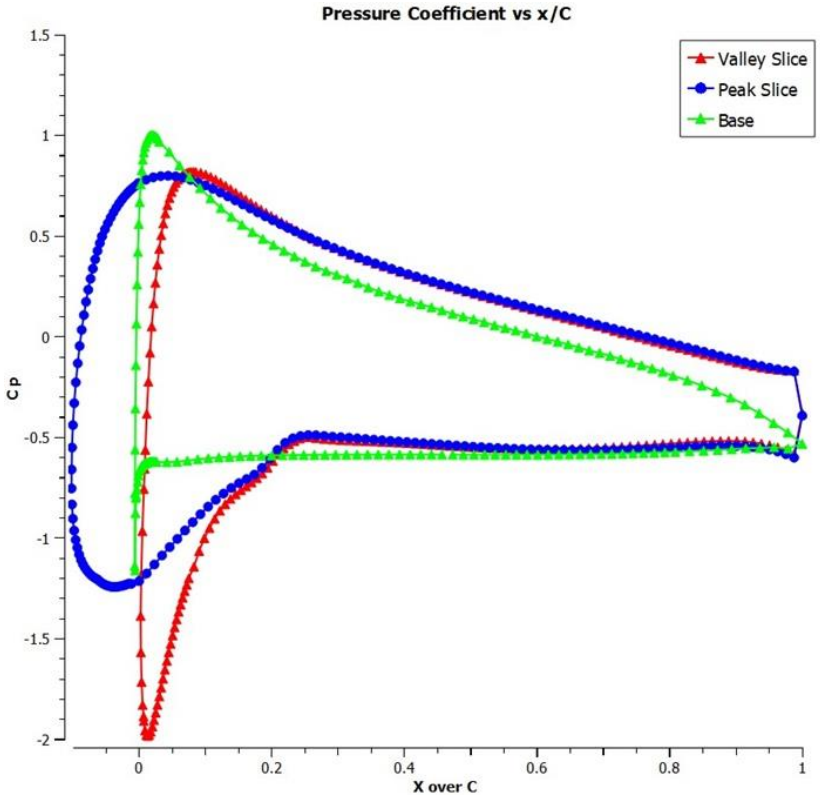
شکل ۱۱. توزیع ضریب فشار برای مدل بال A9W25 در قله و دره با بال پایه در زاویه حمله ۱۰ درجه.

Fig. 11. Pressure coefficient distribution for the A9W25 wing model at the peak and valley with the base wing at 10o angle of attack.



شکل ۱۲. توزیع ضریب فشار برای مدل بال A9W25 در قله و دره با بال پایه در زاویه حمله ۱۵ درجه.

Fig. 12. Pressure coefficient distribution for the A9W25 wing model at the peak and valley with the base wing at 15° angle of attack.



شکل ۱۳. توزیع ضریب فشار برای مدل بال A9W25 در قله و دره با بال پایه در زاویه حمله ۲۵ درجه.

Fig. 13. Pressure coefficient distribution for the A9W25 wing model at the peak and valley with the base wing at 25° angle of attack.

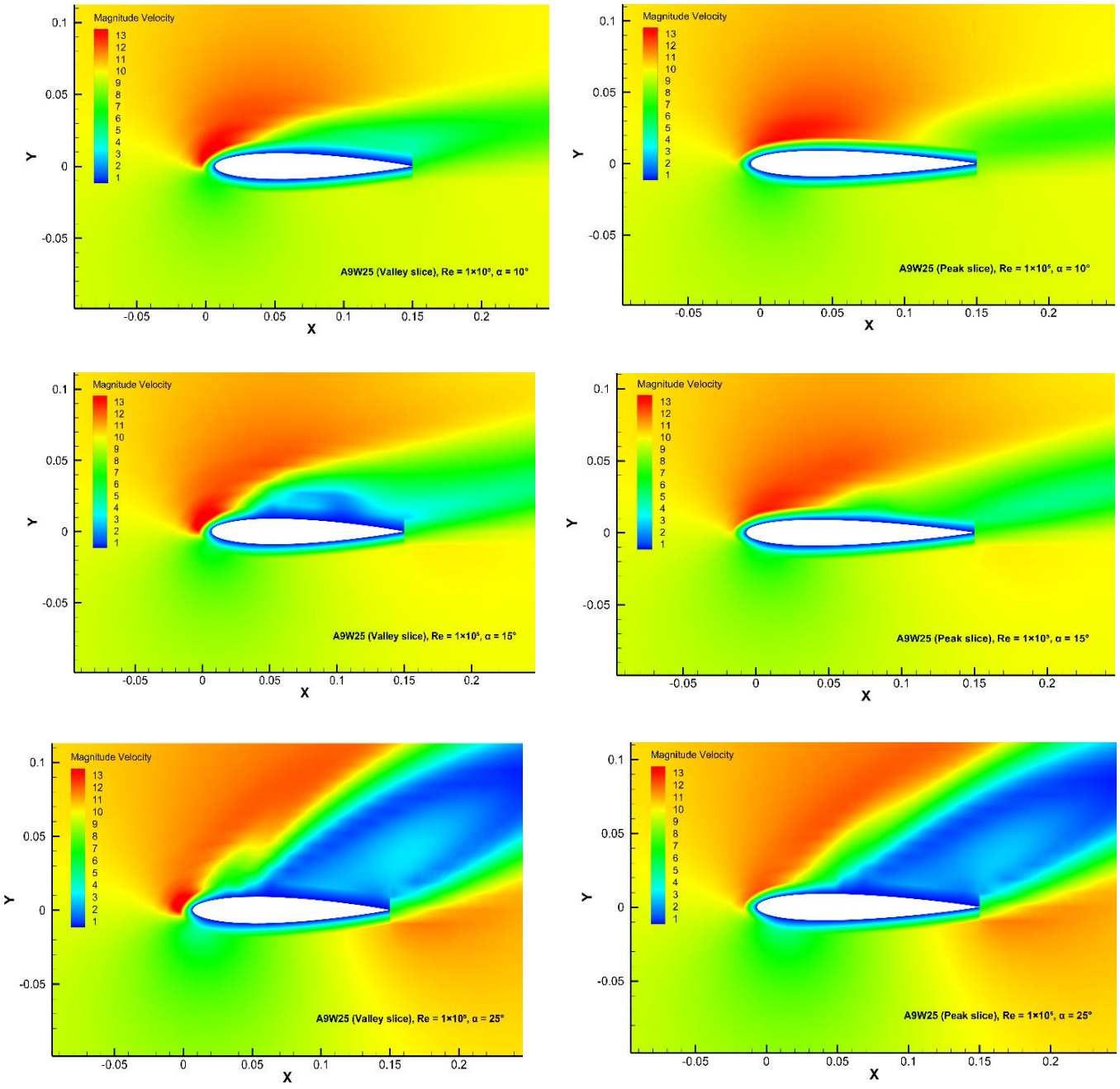
لبه‌حمله سینوسی باعث تقویت اختلاط و انتقال مومنتوم در لایه مرزی شده و در نتیجه فروپاشی کامل جریان جداشده را نسبت به بال پایه به تأخیر می‌اندازد.

۳- ۳- تحلیل میدان جریان حول بال مدل A9W25

برای بررسی جزئیات رفتار جریان و درک تأثیر هندسه‌ی موجدار لبه‌حمله بر توزیع انرژی جنبشی جریان در راستای وتر ایرفویل‌های بال، خطوط همتراز سرعت و خطوط جریان برای دو پیکربندی بال‌های پایه و A9W25 در زوایای حمله ۱۰، ۱۵ و ۲۵ درجه به دست آورده شد. این برش‌ها در نواحی قله و دره‌ی موج انتخاب شده‌اند تا تغییرات سه‌بعدی جریان در امتداد دهانه‌ی بال به‌خوبی نمایش داده شود.

خطوط همتراز سرعت برای زاویه حمله ۱۰ درجه در نواحی قله و دره (شکل ۱۴) نشان می‌دهد که جریان هنوز به طور کامل به سطح ایرفویل چسبیده است. در هر دو منطقه، یک ناحیه‌ی شتاب یافته واضح در نزدیکی لبه‌حمله در سمت مکش تشکیل شده که به صورت نواری با سرعت بالاتر تا حدود یک سوم وتر امتداد می‌یابد. در ناحیه‌ی دره، شدت این شتاب‌گیری کمی بیشتر بوده و لایه‌ی مرزی نازک‌تر و منظم‌تر دیده می‌شود، در حالی که در ناحیه‌ی قله ضخامت لایه‌ی مرزی اندکی بزرگ‌تر است. این رفتار بیانگر آن است که در زاویه حمله‌ی ۱۰ درجه، هندسه‌ی سینوسی لبه‌حمله باعث ایجاد ناحیه‌های موضعی با سرعت بالا می‌شود، بدون آن که نشانه‌ای از جدایش یا افت شدید سرعت روی سطح مشاهده شود.

در زاویه حمله‌ی ۱۵ درجه، خطوط همتراز سرعت نشان دهنده‌ی ورود جریان به ناحیه‌ی نزدیک به جدایش است. در ناحیه‌ی دره، پس از ناحیه‌ی شتاب اولیه در لبه‌حمله، کاهش سرعت ملایم‌تری مشاهده می‌شود و ناحیه‌ای با سرعت نسبتا پایین در حوالی میانه‌ی وتر شکل می‌گیرد (که به تشکیل لایه‌ی برشی ضخیم‌تر منجر می‌شود). در مقابل، در ناحیه‌ی قله، نوار سرعت



شکل ۱۴. مقایسه تغییرات سرعت برای بال مدل A9W25 در قله (راست) و در دره (چپ) (زوایای حمله ۱۰، ۱۵ و ۲۵ درجه).

Fig. 14. Comparison of speed changes for the A9W25 model wing at the peak (right) and at the valley (left) (angles of attack 10, 15, and 25).

بالای نزدیک لبه‌حمله همچنان پیوسته‌تر بوده و تا طول بیشتری از وتر امتداد دارد و ناحیه‌ی سرعت پایین محدودتر باقی می‌ماند. این تفاوت نشان می‌دهد که در هندسه سینوسی لبه‌حمله بال، آغاز جدایش ابتدا در نواحی دره تقویت می‌شود، در حالی که نواحی قله هنوز بخشی از جریان چسبیده و با انرژی بالاتر را حفظ می‌کنند. در نتیجه، جدایش روی دهانه به صورت ناهمگن و با تاخیر موضعی رخ می‌دهد.

در زاویه حمله ۲۵ درجه الگوی میدان سرعت نشان دهنده‌ی جدایش گسترده روی سطح مکش بال است. در هر دو برش، ناحیه‌ی بزرگی از سرعت پایین در پشت لبه‌حمله شکل گرفته و تا بخش قابل توجهی از وتر امتداد می‌یابد که بیانگر تشکیل ناحیه‌ی بازگشتی جریان و واماندگی است. با این حال، مقایسه‌ی دو ناحیه نشان می‌دهد که در قله گستره‌ی ناحیه‌ی سرعت پایین کمی محدودتر و ناحیه‌های کوچکی از سرعت نسبتا بالاتر در مجاورت لبه‌حمله باقی مانده‌اند، در حالی که در دره، ناحیه‌ی سرعت پایین وسیع‌تر و به لبه‌حمله نزدیک‌تر است. این موضوع نشان می‌دهد که حتی در زوایای حمله‌ی بالا نیز موج سینوسی لبه‌حمله می‌تواند در نواحی قله تا حدی انرژی جریان را حفظ کرده و شدت جدایش را در طول دهانه بال به صورت غیریکنواخت کاهش دهد.

بررسی میدان سرعت نشان می‌دهد که هندسه‌ی سینوسی لبه‌حمله بال در زوایای حمله ۱۰ و ۱۵ درجه موجب ایجاد ناحیه‌های شتاب یافته در دره و قله می‌شود که جریان را تا بخش بیشتری از وتر چسبیده نگه می‌دارند. در زاویه‌ی حمله ۲۵ درجه، اگرچه جدایش گسترده رخ می‌دهد، اما در ناحیه قله هنوز نواحی محدودی از سرعت بالاتر باقی مانده که نشان دهنده‌ی حفظ نسبی انرژی جریان است. این رفتار در امتداد دهانه‌ی بال موجب تاخیر موضعی در جدایش جریان شده و با افزایش نیروی برآ و رشد ملایم‌تر نیروی پسا در مدل سینوسی سازگار است.

۳- ۴- تحلیل آشفتگی جریان

برای درک دقیق‌تر مکانیزم‌های فیزیکی موثر بر بهبود عملکرد آیرودینامیکی بال، بررسی پارامترهای آشفتگی ضروری است. به طور خاص، دو کمیت لزجت آشفتگی[1] و انرژی جنبشی آشفتگی[2] به عنوان شاخص‌های کلیدی در تشخیص نواحی تولید، گسترش و تضعیف آشفتگی مورد بررسی قرار گرفتند. در این بخش، تغییرات این دو متغیر برای سه زاویه حمله‌ی ۱۰، ۱۵ و ۲۵ درجه ارائه شده است تا روند شکل‌گیری، رشد و زوال ساختارهای گردابه‌ای با افزایش زوایای حمله تحلیل شود.

۳- ۴- ۱- توزیع لزجت آشفتگی

بررسی توزیع لزجت آشفتگی در زوایای حمله مختلف، اطلاعات ارزشمندی درباره‌ی رفتار اختلاط جریان و میزان پایداری لایه‌ی مرزی ارائه می‌دهد. شکل ۱۵ تغییرات این کمیت را نشان می‌دهد. در اینجا، خطوط مشکی رنگ نشان دهنده‌ی خطوط جریان[3] اطراف بال هستند.

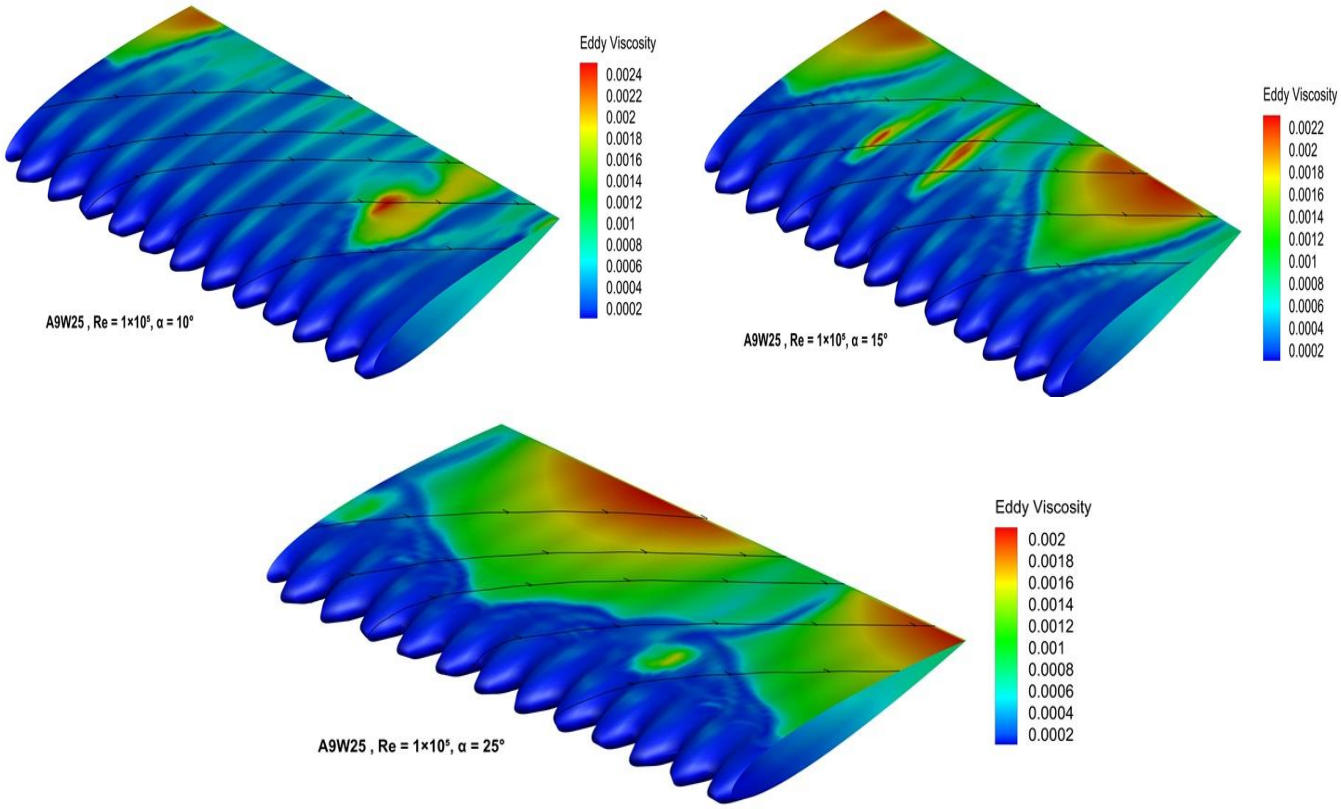
در زاویه حمله‌ی ۱۰ درجه، مقدار لزجت آشفتگی در ناحیه لبه‌حمله در هر دو بخش قله و دره نسبتا پایین بوده و فقط نوار باریکی از افزایش آن در نزدیکی سطح مشاهده می‌شود. این رفتار نشان می‌دهد که لایه‌ی مرزی هنوز پایدار بوده و جدایش رخ نداده است. در ناحیه‌ی دره این کمیت به میزان اندکی بالاتر دیده می‌شود که ناشی از تمرکز جریان عرضی و شتاب موضعی در دره‌ی موج است (این افزایش بسیار محدود باقی می‌ماند). در مجموع، توزیع لزجت آشفتگی در این زاویه حمله نشان دهنده‌ی جریان چسبیده و آشفتگی کم در مدل سینوسی است.

در زاویه حمله‌ی ۱۵ درجه، الگوی نمایش‌داده‌شده در شکل حاکی از افزایش آشفتگی در ناحیه‌ی میانی وتر است. در محل دره افزایش بیشتری در لزجت آشفتگی نشان می‌دهد که بیانگر آغاز شکل‌گیری لایه برشی ناپایدار و نزدیک‌شدن جریان به جدایش موضعی است. در مقابل، در ناحیه‌ی قله مقدار آن کمتر و گستره‌ی آن محدودتر است؛ موضوعی که نشان می‌دهد این ناحیه هنوز بخشی از جریان چسبیده را حفظ کرده و انرژی لایه مرزی کمتر افت کرده است. این رفتار غیریکنواخت بیانگر شروع جدایش در دره و تأخیر آن در قله است.

در زاویه حمله‌ی ۲۵ درجه، نواحی گسترده‌ای با مقادیر بالای لزجت آشفتگی روی سطح مشاهده می‌شود که نشان‌دهنده وقوع جدایش کامل جریان است. با این حال، شدت و گستره آشفتگی در ناحیه قله اندکی کمتر از ناحیه دره بوده و بخش‌های محدودی از لایه‌مرزی نزدیک لبه‌حمله هنوز انرژی بیشتری دارند. این موضوع بیانگر آن است که هندسه سینوسی حتی در این زاویه نیز جدایش را به‌صورت غیریکنواخت روی دهانه توزیع کرده و بخشی از جریان را در قله پایدارتر از دره نگه می‌دارد.

به‌طور کلی، توزیع لزجت آشفتگی نشان می‌دهد که هندسه سینوسی موجب شکل‌گیری الگویی از آشفتگی وابسته به موقعیت در امتداد دهانه‌ی بال می‌شود. در زوایای حمله کم و متوسط، مقدار آشفتگی پایین و جریان

1. Eddy Viscosity
2. Turbulent Kinetic Energy
3. Streamlines



شکل ۱۵. تغییرات لزجت آشفتگی برای بال مدل A9W25 (زوایای حمله ۱۰، ۱۵ و ۲۵ درجه).

Fig. 15. Turbulent viscosity variations for the A9W25 model wing (angles of attack 10, 15, and 25).

عمدتاً چسبیده است؛ با افزایش زاویه حمله، ناحیه دره زودتر وارد محدوده آشفتگی شدید می‌شود، در حالی‌که قله تا زاویه‌های بالاتر، جریان پایدارتر و لایه‌مرزی پرانرژی‌تری را حفظ می‌کند. این رفتار با تأخیر در نهایت منجر به تاخیر در جدایش جریان و بهبود عملکرد آیرودینامیکی مدل سینوسی می‌شود.

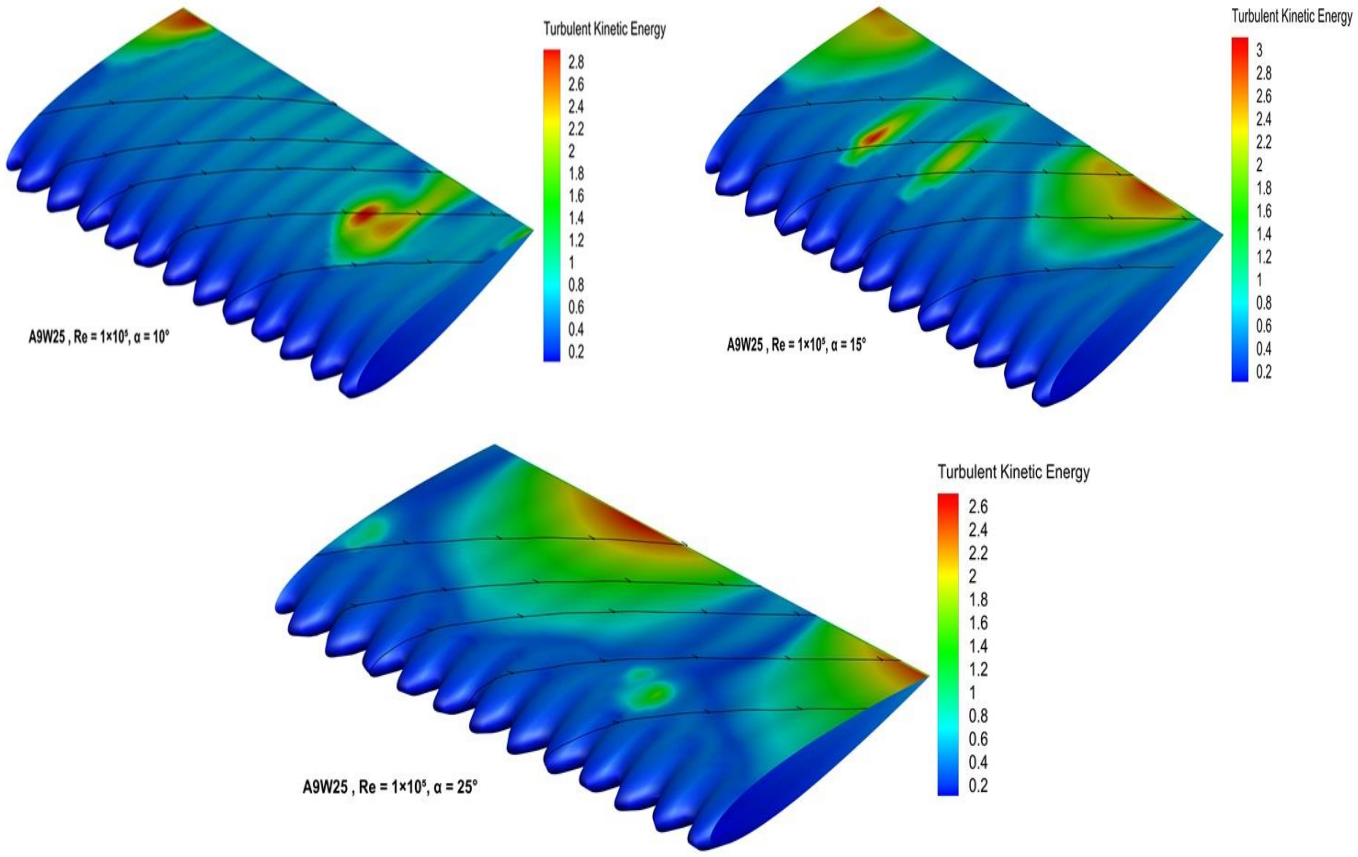
۳- ۴- ۲- انرژی جنبشی آشفتگی

انرژی جنبشی آشفتگی شاخصی از شدت نوسانات و میزان اختلاط جریان است که، درک جامعی از پویایی جریان پیرامون بال با لبه‌حمله سینوسی را ارائه می‌دهد. بررسی نتایج برای سه زاویه حمله‌ی ۱۰، ۱۵ و ۲۵ درجه در شکل ۱۶ نشان می‌دهد که رفتار این کمیت به‌طور مستقیم با الگوی لزجت آشفتگی مرتبط بوده ولی، با افزایش زاویه حمله تغییرات قابل‌توجهی دارد.

الگوی انرژی جنبشی آشفتگی در زاویه حمله ۱۰ درجه در این شکل نشان می‌دهد که میزان این انرژی در نزدیکی سطح بال بسیار پایین بوده و تنها نوار باریکی از مقادیر ضعیف انرژی در حوالی لبه‌حمله و بخش ابتدایی وتر مشاهده می‌شود. این رفتار بیانگر پایداری لایه مرزی و عدم وجود جریان بازگشتی (جدایش) است. مقادیر انرژی جنبشی آشفتگی در نواحی قله و دره بسیار نزدیک به هم بوده و تفاوت قابل توجهی مشاهده نمی‌شود که با الگوی جریان چسبیده در این زاویه سازگار است.

در زاویه حمله ۱۵ درجه، افزایش موضعی انرژی در نواحی میانی سطح بال مشاهده می‌شود. این افزایش در ناحیه دره برجسته‌تر بوده و بیانگر شروع ناپایداری لایه مرزی و نزدیک شدن جریان به جدایش موضعی در این ناحیه است. در مقابل، مقادیر انرژی جنبشی آشفتگی در محل قله کمتر و پهنای ناحیه‌ی آشفتگی محدودتر بوده که نشان می‌دهد قله نسبت به دره جریان پایدارتر و انرژی‌دارتری را حفظ می‌کند. این توزیع غیریکنواخت انرژی، نشان دهنده‌ی نقش هندسه سینوسی در توزیع ناهمگون آشفتگی و تاخیر موضعی جدایش است.

در زاویه حمله ۲۵ درجه، انرژی جنبشی آشفتگی به طور چشمگیری افزایش یافته و ناحیه‌ی وسیعی از آشفتگی شدید در سراسر سطح مشاهده می‌شود که نشان دهنده‌ی جدایش کامل جریان است. با این وجود، مقادیر



شکل ۱۶. تغییرات انرژی جنبشی آشفتگی برای بال در مدل A9W25 (زوایای حمله ۱۰، ۱۵ و ۲۵ درجه).

Fig. 16. Turbulent kinetic energy variations for the wing in the A9W25 model (angles of attack 10, 15, and 25).

انرژی جنبشی آشفتگی در ناحیه قله همچنان اندکی کمتر از مقدار آن در دره است و ناحیه آشفتگی در قله باریک‌تر دیده می‌شود. این تفاوت نشان می‌دهد که حتی در واماندگی کامل، ناحیه‌ی قله توانایی بیشتری در حفظ بخشی از انرژی لایه مرزی و کاهش شدت جدایش دارد.

به‌طور کلی، توزیع انرژی جنبشی آشفتگی نشان می‌دهد که در زوایای حمله پایین، جریان روی مدل سینوسی آشفتگی کمی داشته و از پایداری بالایی برخوردار است. در زوایای حمله میانی، آشفتگی ابتدا در ناحیه دره افزایش می‌یابد، در حالی که ناحیه‌ی قله همچنان جریان پایدارتری را حفظ می‌کند. در زوایای حمله بالا، هرچند جدایش کامل رخ می‌دهد، اما شدت و گستره آشفتگی در قله کمتر از دره است. این رفتار در امتداد دهانه با تأخیر در جدایش و بهبود عملکرد آیرودینامیکی مدل سینوسی همراه است.

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، تاثیرات به‌کارگیری لبه‌حمله سینوسی بر رفتار جریان و عملکرد آیرودینامیکی یک بال در جریان آشفته در عدد رینولدز نسبتا پایین به‌صورت عددی بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد که تغییر هندسه لبه‌حمله از حالت ساده به سینوسی تأثیر چشمگیری بر الگوی جریان و ضرایب آیرودینامیکی بال دارد. در مقایسه با بال پایه، مدل‌های دارای لبه سینوسی، به‌ویژه پیکربندی A9W25، در زوایای میانی حمله ($10^o \le \alpha \le 15^o$) ، عملکرد آیرودینامیکی بهتری از خود نشان می‌دهد.

چرا که:

- بررسی منحنی‌های ضریب برآ و پسا حاکی از آن است که به‌کارگیری موج سینوسی موجب افزایش ضریب برآی بیشینه (تا حدود ۱۰ درصد)

و تأخیر در بروز واماندگی (به میزان حدود ۵ درجه) نسبت به بال پایه می‌شود. همچنین، ضریب پسا در محدوده‌ی زوایای پیش از واماندگی کاهش یافته و در نتیجه نسبت برآ به پسا به شکل محسوسی بهبود می‌یابد. این بهبود عملکرد را می‌توان ناشی از تغییرات ساختاری جریان در اثر موج‌های سینوسی دانست که باعث تحریک کنترل‌شده‌ی آشفتگی و تقویت اختلاط در لایه‌ی مرزی می‌شود،

- مطالعه‌ی خطوط همتراز فشار و سرعت نشان می‌دهد که در مدل سینوسی، ناحیه‌ی مکش در بالادست لبه‌حمله گسترش یافته و پایداری جریان در سطح مکش بیشتر می‌شود. به‌علاوه، تحلیل لزجت و انرژی جنبشی آشفتگی آشکار می‌سازد که در زاویه حمله حدود ۱۵ درجه، موج‌های سینوسی لبه‌حمله موجب تشکیل گردابه‌های طولی منظم در امتداد قله‌ها می‌شوند که از جدایش زودهنگام جریان جلوگیری می‌کند. در زوایای حمله بالاتر، با کاهش نظم این گردابه‌ها، ناحیه‌ی جدایش توسعه یافته و مزیت هندسه سینوسی به تدریج کاهش می‌یابد و
- در نهایت می‌توان نتیجه گرفت که هندسه سینوسی لبه‌حمله در جریان‌های آشفته با اعداد رینولدز نسبتا پایین، به‌ویژه در زوایای حمله نزدیک به واماندگی، سازوکاری کارآمد برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی از طریق افزایش پایداری لایه‌ی مرزی، کاهش پسا و تأخیر در جدایش جریان فراهم می‌کند. این نتایج می‌تواند مبنایی برای طراحی بال‌ها و سطوح کنترلی با بازدهی بالاتر در توربین‌های بادی با توان کم و وسایل پرنده‌ی کوچک قرار گیرد.

۵- فهرست علائم

علائم انگلیسی

A	دامنه موج، m
c	طول وتر ایرفویل بال، m
C_L	ضریب برآ
C_D	ضریب پسا
C_L/C_D	نسبت ضریب برآ به پسا
D	نیروی پسا، N
k	انرژی جنبشی آشفتگی، J/Kg
L	نیروی برآ، N
P	فشار، Pa
Re	عدد رینولدز
S	سطح مرجع، m^2
W	طول موج، m
U	سرعت جریان، m/s
Y^+	پارامتر بدون بعد فاصله دیواره
y	فاصله تا دیواره، m
u	مولفه سرعت در راستای محور x، m/s
v	مولفه سرعت در راستای محور y، m/s

علائم یونانی

α	زاویه حمله، درجه
β_1	ضریب مدل SST k-ω
ρ	چگالی، kg/m^3
τ	تنش برشی N/m^2
υ	ویسکوزیته جنبشی، m^2/s
ω	نرخ ویژه اتلاف، s^{-1}

زیرنویس

∞	جریان آزاد
$\boldsymbol{n}$	نرمال بر سطح
$\boldsymbol{t}$	مماس بر سطح

منابع

[1] F. Fish, G.V. Lauder, Passive and active flow control by swimming fishes and mammals, Annu. Rev. Fluid Mech., 38(1) (2006) 193-224.

[2] D.S. Miklosovic, M.M. Murray, L.E. Howle, F. Fish, Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (Megaptera novaeangliae) flippers, Physics of fluids, 16(5) (2004) L39-L42.

[3] P.W. Weber, L.E. Howle, M.M. Murray, D.S. Miklosovic, Computational evaluation of the performance of lifting surfaces with leading-edge protuberances, Journal of

[13] M. Fan, X. Dong, Z. Li, Z. Sun, L. Feng, Numerical and experimental study on flow separation control of airfoils with various leading-edge tubercles, Ocean Engineering, 252 (2022) 111046.

[14] M. Zhao, T. Wei, Y. Zhao, Z. Liu, Influences of leading-edge tubercle amplitude on airfoil flow field, Journal of Thermal Science, 32(4) (2023) 1335-1344.

[15] A. Nikkhoo, A. Esmaeili, Numerical study of geometrical properties of full-span tubercle leading edge wing at post-stall condition, Journal of Applied Fluid Mechanics, 16(9) (2023) 1752-1766.

[16] C. Jayapal Reddy, A. Sathyabhama, Comparative study on the effect of leading edge protuberance of different shapes on the aerodynamic performance of two distinct airfoils, Journal of Applied Fluid Mechanics, 16(1) (2022) 157-177.

[17] V. Gopinathan, J.B. Ralphin Rose, Aerodynamic performance characterization of bio-inspired wings with leading edge tubercles at low Reynolds number, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 237(3) (2023) 561-586.

[18] M. Fan, Z. Sun, R. Yu, Z. Li, Investigation of dynamic characteristics of hydrofoil with leading-edge tubercles, in: Journal of Physics: Conference Series, IOP Publishing, 2024, pp. 012025.

[19] M.A. Mohammed, M.A. Husain, Numerical simulation of aerodynamic performance of the wing with edge of attack and sinusoidal escape, Journal of Thermal Engineering, 10(3) (2024) 697-709.

[20] H. Kargar, Jwarashkian, Gholami, Aerodynamic study of lambda wing UAV with sinusoidal leading edge in stall range, Aerospace Science and Technology, 14(1) (2025) 23-40, (in Persian).

[21] X. Shen, E. Avital, M.A. Rezaienia, G. Paul, T. Korakianitis, Computational methods for investigation of surface curvature effects on airfoil boundary layer behavior, Journal of Algorithms & Computational Technology, 11(1) (2017) 68-82.

Aircraft, 48(2) (2011) 591-600.

[4] A. Dropkin, D. Custodio, C. Henoch, H. Johari, Computation of flow field around an airfoil with leading-edge protuberances, Journal of Aircraft, 49(5) (2012) 1345-1355.

[5] J. Favier, A. Pinelli, U. Piomelli, Control of the separated flow around an airfoil using a wavy leading edge inspired by humpback whale flippers, Comptes Rendus Mecanique, 340(1-2) (2012) 107-114.

[6] N. Rostamzadeh, R.M. Kelso, B. Dally, A numerical investigation into the effects of Reynolds number on the flow mechanism induced by a tubercled leading edge, Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 31(1) (2017) 1-32.

[7] D. Serson, J.R. Meneghini, S.J. Sherwin, Direct numerical simulations of the flow around wings with spanwise waviness, Journal of Fluid Mechanics, 826 (2017) 714-731.

[8] M. Zhao, M. Zhang, J. Xu, Numerical simulation of flow characteristics behind the aerodynamic performances on an airfoil with leading edge protuberances, Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 11(1) (2017) 193-209.

[9] I. Rohmawati, H. Arai, H. Mutsuda, T. Nakashima, Y. Doi, Effect of Wavy Leading Edge with Various Aspect Ratios on a Rectangular Wing, in: IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, IOP Publishing, 2020, pp. 012060.

[10] J. Joseph, A. Sathyabhama, Numerical study on the effect of leading edge tubercle on symmetrical airfoil at low Reynolds number, Int. J. Eng. Sci., 3 (2020) 65-71.

[11] M.M. Tajamal, Three-dimensional analysis of tubercle leading edge airfoil with varying amplitude of tubercles, International Journal of Electrical Engineering & Emerging Technology, 5(1) (2022) 42-44.

[12] G. Balaji, S. Gupta, G.K. Manikpuri, S. Sureshkumar, S. Sathish, V. Madhanraj, Numerical investigation of aerodynamic performance of leading edge tubercle airfoil at low Reynolds number, Materials Today: Proceedings, 68 (2022) 1455-1465.

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

Z. Shariati Koohbanani, M. Taeibi Rahni, M. Mani, Computational Investigation of the Effects of Sinusoidal Leading Edge on the Aerodynamic Performance of a Wing in Incompressible Flow, Amirkabir J. Mech Eng., 57(11) (2026) 1509-1534.

DOI: 10.22060/mej.2026.25585.7954

این صفحه عمداً خالی است