

A Numerical Study on Pitching NACA0012 Airfoils with Saw-Tooth Serration

Mohammad Mostofi¹, Rojin Shokri Khanghah², Sahar Noori^{3*}

¹ Master's student, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

² Master's graduate, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

³ Associate Professor, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

* s_noori@aut.ac.ir

ABSTRACT

Aerodynamic noise generated by airfoils poses a serious industrial challenge because of its detrimental impact on human hearing and on the performance of vehicles and wind turbines. This noise rooted in geometric parameters, vortex shedding and flow separation can be mitigated by mounting triangular serrations on the trailing edge. In the present study, the aeroacoustic behaviour of an oscillating NACA 0012 airfoil with a $\pm 10^\circ$ pitching amplitude and oscillation frequencies between 5 and 25 Hz about its aerodynamic centre was evaluated numerically. The flow field was solved with the Unsteady Reynolds-averaged Navier–Stokes equations with the $k-\omega$ SST turbulence model, while the surrounding acoustic field was predicted through the Ffowcs Williams–Hawkings (FW-H) acoustic analogy. Acoustic metrics, including sound pressure level and power spectral density, were recorded at several downstream positions from the trailing edge. results demonstrate that the serrations fragmented large scale vortices into smaller structures and, on average, lowered vortex-induced noise by 4.58 dB from 51.18 dB equivalent to a 8.95% reduction. This attenuation is attributed to weakened dominant vortices, reduced velocity fluctuations and creating phase shifts in acoustic wave propagation, which collectively suppress wake turbulence and limit acoustic energy propagation, thereby enhancing aeroacoustic performance. The effectiveness of serrations was frequency dependent, exhibiting greater efficacy at lower oscillation frequencies and reduced effectiveness at higher frequencies due to intensified flow instabilities.

KEYWORDS

Oscillating Pitching Airfoil, Aeroacoustic Noise, Triangular Serrations, Frequency Analysis

1. Introduction

Aerodynamic and structural noise are the two primary sources of sound disturbances associated with airfoils. Among the passive noise reduction strategies, biomimetic designs such as structures inspired by the morphology of owl wings, including serrated leading/trailing edges and velvet like surfaces have demonstrated significant noise attenuation at low and moderate Reynolds numbers [1, 2]. Aerodynamic noise, which arises from turbulent flow interactions and vortex shedding, typically manifests near the leading and trailing edges of an airfoil and can be categorized into tonal and broadband types depending on flow conditions and airfoil geometry [3]. Passive flow control methods, such as adding serrations to the trailing edge or incorporating small guiding fins, are favored over active techniques due to lower complexity and cost. These biomimetic serrations, help reduce pressure fluctuations and modify flow patterns, making them particularly effective in reducing trailing-edge noise [4, 5]. However, optimizing geometric parameters such as wavelength, height, and tip angle remains a key engineering challenge. Recent studies have focused on characterizing and optimizing triangular serrations applied to airfoils under various flow and acoustic conditions. Researches have shown that while these serrations can reduce aerodynamic noise by up to 16.4dB in critical Reynolds number ranges, their performance varies with frequency, serration depth, and flow alignment [6-8]. Experimental and numerical investigations reveal that parameters like oscillation frequency, angle of attack, and flow separation behavior critically influence noise generation and suppression.

This study specifically examines the impact of triangular trailing edge serrations on the aeroacoustic performance of a NACA 0012 oscillating pitching airfoil under varying oscillation frequencies (5–25 Hz) and amplitude of $\pm 10^\circ$. Using computational fluid dynamics, the study compares the base and serrated models to assess the effectiveness of serrations in reducing flow induced noise and improving airfoil aeroacoustic performance.

2. Methodology

Numerical Method

In this study, incompressible Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS). A pressure-based solver employing a coupled pressure-velocity algorithm is used, with a constant velocity inlet boundary condition. The problem is solved in an unsteady manner to capture acoustic disturbances caused by the shedding of turbulent vortices behind the airfoil over time.

Reynolds stresses are modeled using the Boussinesq approximation and the two-equation $k-\omega$ SST turbulence model, which provides accurate predictions in the viscous sublayer as well as in separation and reattachment regions. Acoustic analysis is performed using the Ffowcs Williams–Hawkings (FW-H) model.

Computational domain and boundary condition

A constant velocity of 10 (m/s) as inlet boundary condition with no-slip wall condition are considered for both models. The flow over the airfoil is considered three-dimensional and periodic in the spanwise direction. the computational domain has fixed in the spanwise direction. The airfoil oscillates in a cosine manner about the quarter-chord point, with pitching frequencies ranging from 5 to 25 Hz. The angle of attack varies between -10° and $+10^\circ$, and the motion is governed by the simple harmonic oscillation equation. Two separate geometries were designed for the baseline and serrated airfoil models. Both models have a chord length of 1 meter, and the span of 0.6 meters to accommodate 9 full serrations, ensuring accurate simulation of any spanwise flow effects caused by the serrations. Due to the oscillatory nature of the airfoil, the computational mesh is divided into two zones: an inner rotating zone and an outer stationary zone, implemented using a sliding mesh approach. The computational domains for both models are circular. the radius of the outer domain is set to 40 times the chord length, which is considered an adequate distance based on previous numerical studies. Figures 1 and 2 respectively illustrate the geometries of the baseline and serrated models, along with the computational domains near and far from the airfoil.



Fig. 1. Geometry of the NACA 0012 airfoil. Left) baseline model, right) serration model

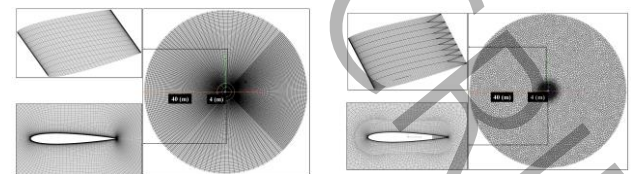


Fig. 2. Grid and computational domain of the NACA0012 airfoil. Left) baseline model, right) serration model

Grid independence and time step

To ensure numerical accuracy, a grid independence study was carried out at a pitch motion frequency of 5 Hz. The results showed that the peak lift and drag forces remained nearly constant when moving from the medium to the fine mesh. Therefore, it can be concluded that the mesh with 545,000 cells provides sufficient accuracy for the simulation. Therefore, the simulation results are considered mesh-independent. To assess the time-step independence of the aerodynamic coefficients, a time-step value of $5e-4$ seconds was selected. Further reduction of the time step did not produce significant changes in the results, indicating that this value is sufficient for accurately capturing the main physical flow phenomena.

Validation

To validate the present numerical study, the sound pressure level as a function of flow frequency at the microphone location ($x = 0.3$, $y = 1.4$, $z = -0.255$) was compared with the experimental reference data [9]. Figure 3 presents the validation results. the root mean square (RMS) error between the numerical solution and the experimental reference data is 3.68dB. Discrepancies are observed in the frequency ranges of 0–200 Hz and 600–700 Hz, which may be attributed to the characteristics of the $k-\omega$ SST turbulence model in reducing eddy viscosity. The average error between the numerical and experimental data is 9.44%. This level of error is common in aeroacoustic numerical simulations, as acoustic waves carry significantly less energy than the fluid flow, typically several orders of magnitude lower. the numerical simulation in this study shows acceptable agreement with the experimental results.

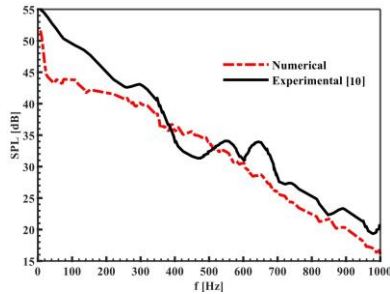


Fig. 3. Validation of the present simulation results against experimental data from Ref. [9]

3. Results and Discussion

In this section, the numerical results for the pitching NACA 0012 airfoil are presented for both the baseline and serrated models. These include power spectral density (PSD) plots and sound pressure level (SPL) distributions for oscillation frequencies ranging from 5 to 25 Hz. Figure 4 shows that the installation of serrations at the trailing edge of the airfoil aligns large vortices with the serration direction while breaking

them into smaller structures that accumulate within the gaps between serrations. results indicate that triangular serrations reduce turbulence intensity across all pitching frequencies, leading to decreased velocity fluctuations and weakened vortex strength in the far-field flow. Additionally, based on SPL results, as shown in Figure 5, addition of serrations effectively reduces aerodynamic acoustic disturbances at all oscillation frequencies particularly near the trailing edge and at low frequencies where sound pressure is high.

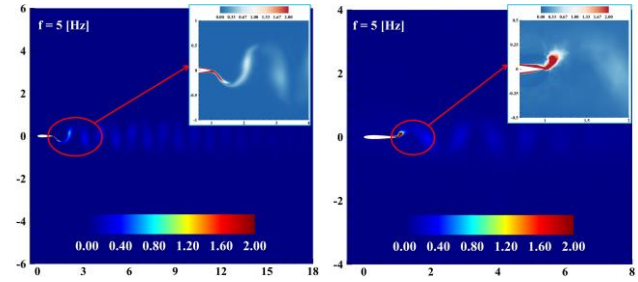


Fig. 4. Contours of dimensionless vorticity. Left) baseline model, right) serration model

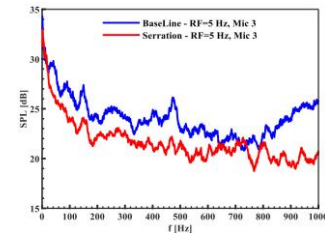


Fig. 5. Comparison of SPL plots versus flow frequency between the baseline and serration models

Figure 6 presents PSD plots along with the energy peaks for both the baseline and serrated airfoil models. The energy peaks from high-energy vortices generated by the airfoil's pitching motion, appearing at the fundamental oscillation frequency and its harmonics. As the frequency increases, acoustic power rises, peaking at twice the fundamental frequency and gradually declining beyond 500 Hz as large vortices dissipate and the far-field stabilizes. Triangular serrations reduce the power spectral density across all frequencies and lead to a more uniform distribution of energy over a broader frequency range, indicating less concentration of acoustic energy compared to the baseline mode. As shown in Figure 7, the implementation of serrations results in an average noise reduction of 8.95dB due to vortex shedding. The variation exhibits a nonlinear trend, with the reduction in SPL fluctuating irregularly as the pitching frequency increases. This indicates that the acoustic performance of triangular serrations is frequency-dependent and may be either advantageous or less effective depending on the specific pitching frequency.

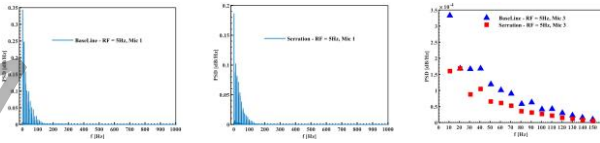


Fig. 6. PSD plots versus flow frequency, Left) baseline model, middle) serration model, right) energy peaks between the baseline and serration models

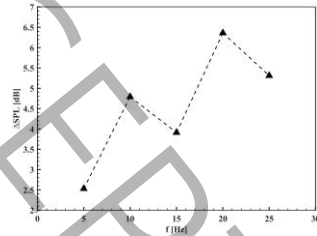


Fig. 7. Reduction in the mean SPL at different pitching frequencies

4. Conclusions

This study examined the aeroacoustic behavior of an oscillating NACA0012 airfoil with and without trailing-edge serrations across frequencies of 5–25Hz. Results showed peak acoustic energy at twice the oscillation frequency and SPL values ranging from 10 to 75dB. Triangular serrations reduced tonal noise by up to 6.36dB by breaking large vortices into smaller ones and shifting energy toward broadband noise. Their effectiveness was greater at lower frequencies but decreased at higher ones due to stronger vortex formation. Despite the limitations of the URANS model in capturing detailed vortex dynamics, the serrated configuration successfully lowered average SPL and improved acoustic uniformity.

5. References

- [1] J.W. Jaworski, N. Peake, Aeroacoustics of silent owl flight, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 52(1) (2020) 395-420.
- [2] D. Li, X. Liu, F. Hu, L. Wang, Effect of trailing-edge serrations on noise reduction in a coupled bionic aerofoil inspired by barn owls, *Bioinspiration & biomimetics*, 15(1) (2019) 016009.
- [3] S. Deshmukh, S. Bhattacharya, A. Jain, A.R. Paul, Wind turbine noise and its mitigation techniques: A review, *Energy Procedia*, 160 (2019) 633-640.
- [4] A. Afshari, A. Dehghan, M. Dehghani Mohammad-abadi, M. Dehghan Manshad, Semi-empirical Investigation of the effect of finlet on the turbulent boundary layer trailing edge noise, *Modares Mechanical Engineering*, 20(8) (2020) 1951-1965.
- [5] F. Gstrein, N. Zang, M. Azarpeyvand, Application of Finlets for Trailing Edge Noise Reduction of a

NACA 0012 Airfoil, in: *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, 2020, pp. 2502.

[6] F. Avallone, W. Van Der Velden, D. Ragni, D. Casalino, Noise reduction mechanisms of sawtooth and combed-sawtooth trailing-edge serrations, *Journal of Fluid Mechanics*, 848 (2018) 560-591.

[7] C. Jiang, J.R. Fischer, D. Moreau, C.J. Doolan, Experimental investigation of novel porous-serrated treatments on airfoil trailing edge noise reduction, in: *25th AIAA/CEAS aeroacoustics conference*, 2019, pp. 2435.

[8] J. Nedić, J.C. Vassilicos, Vortex shedding and aerodynamic performance of airfoil with multiscale trailing-edge modifications, *AIAA Journal*, 53(11) (2015) 3240-3250.

[9] B. Al Thua, J. Rocha, Experimental investigation of NACA-0012 airfoil instability noise with sawtooth trailing edges, *Wind Engineering*, 46(3) (2022) 972-982.

بررسی عددی اغتشاشات صوتی ایرفویل نوسانی NACA0012 مجهز به دندانۀ مثلثی

محمد مستوفی، روژین شکری خانقاه، سحر نوری*

۱- دانشجو کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، Chavosh1@aut.ac.ir

۲- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، Rojin.shokri@aut.ac.ir

۳- دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، s_noori@aut.ac.ir

چکیده

نویز آیرودینامیکی ناشی از ایرفویل‌ها به دلیل آثار مخرب بر شنوایی و کارایی وسایل نقلیه و توربین‌های باد، مسئله‌ای جدی برای صنعت است. این نویز، که از تغییرات هندسی، گردابه‌ها و جدایش جریان سرچشمه می‌گیرد، می‌تواند با افزودن دندانۀ مثلثی به لبه فرار کاهش یابد. در این پژوهش رفتار ایرفویل نوسانی ناکا ۰۰۱۲ با دامنه ۱۰ درجه و بسامد ۵ تا ۲۵ هرتز حول مرکز آیرودینامیکی به روش عددی ارزیابی شد. میدان جریان با معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری‌شده‌ی رینولدز و مدل آشفتگی $k\omega$ SST حل شد. همچنین میدان صوتی پیرامون ایرفویل با الگوریتم فاکس-ویلیامز و هاوکینگز استخراج گردید؛ ویژگی‌های هواسوتی نظیر سطح فشار صوت و چگالی توان صوتی در فواصل مختلف از انتهای لبه فرار ایرفویل ثبت شدند. نتایج نشان داد که دندانۀ مثلثی، با شکستن گردابه‌های بزرگ جریان و تبدیل آن‌ها به گردابه‌های کوچک‌تر، به‌طور میانگین $4/58$ دسی‌بل از $51/18$ دسی‌بل، یعنی $8/95$ درصد نویز ناشی از گردابه‌ها را کاهش دادند. این افت با تضعیف گردابه‌های غالب، کاهش نوسانات سرعت و القای اختلاف فاز در تابش امواج صوتی همراه بود و در نهایت، با تغییر ساختار آشفتگی دنباله، انتشار انرژی صوتی را محدود کرده و عملکرد آیرواکوستیکی را بهبود بخشیده است. تأثیر کاهش نویز وابسته به فرکانس نوسان ایرفویل است، به‌طوری‌که دندانۀ در فرکانس‌های پایین کارایی بیشتری داشته اما در فرکانس‌های بالاتر به دلیل ناپایداری‌های شدیدتر جریان، اثربخشی آن کاهش می‌یابد.

کلمات کلیدی

ایرفویل نوسانی، اغتشاشات صوتی آیرودینامیکی، دندانۀ مثلثی، تحلیل فرکانسی

اغتشاشات صوتی را می‌توان به دو دسته اصلی سازه‌ای و آیرودینامیکی تقسیم کرد. در زمینه کاهش نویز سازه‌ای، بهره‌گیری از موادی نظیر مواد متخلخل یا ساختارهای الهام‌گرفته از طبیعت نظیر ویژگی‌های نرم و دندان‌های بال پرندگان کاربرد فراوانی دارد. جغد با ریخت‌شناسی منحصر به فرد شامل دندان‌های لبه حمله و فرار و سطوح مخملی، به صورت طبیعی صدای بسیار کمی در پرواز دارد [۱]. این ویژگی‌ها در عددهای رینولدز کم و متوسط، اغتشاشات صوتی را کاهش داده و الگوی مؤثری برای طراحی سازه‌های کاهنده نویز ارائه می‌کنند [۲]. در سوی دیگر، دسته دوم اغتشاشات صوتی با منشأ آیرودینامیکی از حرکت اجسام یا سیال و تغییرات نوسانی در فشار و چگالی آن پدید می‌آید [۳]. بخش عمده‌ای از این اغتشاشات آیرودینامیکی در لبه‌های حمله و فرار ایرفویل نمود پیدا می‌کنند و بر اساس یک طبقه‌بندی کلی، به نویز آشفتگی جریان^۱ و نویز ایرفویل^۲ تقسیم می‌شوند. این سازوکارها شامل نویز لایه‌مرزی آشفتۀ، ریزش گردابه لایه‌مرزی آرام، جدایش و واماندگی، ریزش گردابه لبه فرار پخی و گردابه نوک بال هستند. همچنین، اغتشاشات مذکور می‌توانند در دو قالب امواج نازک‌باند^۳ یا پهن‌باند^۴ گسیل شوند؛ برای نمونه، برخورد جریان آشفتۀ با لبه حمله ایرفویل عمدتاً موجب تولید نویز پهن‌باند می‌شود. افزون بر این، مشخصه‌هایی چون عدد رینولدز، زاویه حمله، زاویه نصب بال و هندسه ایرفویل بر نویز آیرودینامیکی اثرگذارند. به‌طوری‌که در عددهای رینولدز بالا اغلب نویز پهن‌باند و در عددهای رینولدز پایین، نویز نازک‌باند ناشی از لایه‌مرزی آرام اما ناپایدار ظاهر می‌شود [۴]. مطابق بررسی‌ها، نوسان پیچشی ایرفویل نیز در عددهای رینولدز کم تا متوسط اثر چشمگیری بر تولید نویز در لبه فرار دارد و در بازه $10^6 < Re < 5 \times 10^4$ برجسته‌تر است. [۵]. با توسعه فناوری، توجه به کاهش نویز توربین‌های بادی به‌ویژه نوع عمودی نزدیک مناطق مسکونی که صدای بیشتری از وسایل نقلیه عمومی دارند، اهمیت روزافزونی یافته است [۴]. برای کاهش نویز آیرودینامیکی ایرفویل‌ها می‌توان از دو رویکرد کنترل جریان فعال^۵ و غیرفعال^۶ بهره برد. کنترل فعال، مانند تزریق جت برای تغییر جریان، به‌رغم تأثیرگذاری، به دلیل هزینه و پیچیدگی بیشتر، کمتر به کار گرفته می‌شود. در مقابل، کنترل غیرفعال به‌واسطه سادگی و هزینه پایین، به صورت تغییر در هندسه ایرفویل مانند استفاده از سطوح متخلخل یا نصب دندان در لبه‌های ایرفویل انجام شده و رایج‌تر است [۶، ۷]. در این پژوهش، روش غیرفعال به علت کارآمدی و صرفه اقتصادی بیشتر، مدنظر قرار گرفته است. برای کاهش نویز لبه فرار ایرفویل، روش‌هایی همچون دندان‌دار کردن و افزودن تیغه‌های هدایتی کوچک^۷، به‌ویژه تیغه هدایتی کوچک الهام‌گرفته از بال جغد، پیشنهاد شده‌اند که با کاهش نوسانات فشاری جریان، منجر به افت نویز می‌شوند؛ در این میان، عواملی مانند ارتفاع، فاصله بین اجزاء و جایگاه نصب تیغه هدایتی کوچک بررسی می‌شوند [۸، ۹]. نصب دندان اغلب با الگوبرداری از تاج نهنگ یا بال جغد صورت می‌گیرد. دندان‌های موجی‌شکل مشتق‌شده از تاج نهنگ، هرچند اندکی از نیروی برآ می‌کاهند، اما الگوی جریان را اصلاح کرده و برآمدگی‌های روی بال جغد، نویز ناشی از نوسانات فشاری را کاهش می‌دهند [۱۰]. تعیین متغیرهای هندسی دندان از جمله طول موج، ارتفاع و زاویه فرورفتگی یکی از چالش‌های اصلی در صنعت توربوماشینی به شمار می‌آید [۱۱]. در این صنعت روش‌های متعددی برای کنترل نویز پرتوهای صوتی ساطع شده از پره‌های هدایت کننده^۸ با لبه‌های حمله یا فرار اصلاح‌شده شناسایی شده‌اند. در حال حاضر، رایج‌ترین اصلاحات شامل استفاده از ساختارهای دندان‌های است که در صورت انتخاب هوشمندانه متغیرهای هندسی آن‌ها بر اساس شرایط کاری، می‌توانند عملکرد هواصوتی را به‌طور قابل توجهی بهبود بدهند [۱۲]. بر همین اساس، هدف این پژوهش معرفی و مقایسه انواع دندان‌ها در ایرفویل است.

وان محمد و همکاران [۱۳]، در پژوهشی نشان دادند دندان‌های زیستی الهام‌گرفته از بال جغد، در عدد رینولدز ۴۰,۰۰۰ عملکرد آیرودینامیکی را بهبود می‌بخشند، اما در عدد رینولدز ۲۰,۰۰۰، مدل پایه بدون دندان کارایی بهتری دارد. مطالعه سونگهون لی و

¹ Turbulence Noise Inflow

² Airfoil Self Noise

³ Narrowband Noise

⁴ Broadband Noise

⁵ Active Flow Control

⁶ Passive Flow Control

⁷ Finlet

⁸ Guide Vane

سوگاب لی [۱۴] نشان داد که نصب دندان‌های لبه حمله بر پره توربین بادی ۳ کیلوواتی، نویز را ۵ دسی‌بل کاهش داده و کاهش نسبت عرض به دامنه دندان، تأثیر بیشتری در این روند دارد. همچنین در تأثیر به‌کارگیری دندان در لبه حمله، مطالعه شی‌شوائی یو و همکاران [۱۵] نشان داد که این دندان‌ها در تداخل گردابه و جسم بین دو ایرفویل پشت هم، شدت آشفتگی و گردابه‌های پشت جریان ایرفویل جلویی را به‌طور محسوسی کاهش داده و محدوده تأثیرگذاری برهم‌نهی گردابه‌ها و آشفتگی جریان را محدود می‌سازند. در همین راستا، دندان‌های شانه‌ای به‌عنوان گونه‌ای جدید معرفی شده که فضای خالی بین دندان‌ها را با رشته‌های جامد پر می‌کند. آوالون و همکاران [۱۶] گزارش کردند که دندان‌های مثلثی و مثلثی-شانه‌ای در لبه فرار ایرفویل ناکا ۰۰۱۸، نویز را به ترتیب ۶ و ۹ دسی‌بل کاهش می‌دهند. دندان‌های شانه‌ای در سرعت‌های پایین و فرکانس‌های متوسط کارایی بهتری داشته، شدت آشفتگی جریان را می‌کاهد و توزیع یکنواخت‌تری از نویز ارائه می‌کند، اما در اعداد استروهال^۱ بالاتر از ۳۰ ناکارآمد است. طبق پژوهش متیو و همکاران [۱۷] هرچه طول دندان مثلثی بیشتر شود، کاهش نویز در فرکانس‌های پایین چشمگیرتر است، اما در فرکانس‌های بالا روند نویز افزایشی می‌شود. به گفته ندیک و واسیلیکوس [۱۸]، اگر نوک دندان تیزتر و باریک‌تر طراحی شود و زاویه رأس آن کمتر از ۴۵ درجه باشد، ریزش گردابه کاهش یافته و عملکرد آیرودینامیکی به شکل محسوسی ارتقا می‌یابد. خولدوف و مورثو [۱۹] با بهینه‌سازی دندان‌های مثلثی، موج سینوسی و مدل اوگی دریافتند که افزایش طول موج دندان، حاشیه کاهش صدا را کم می‌کند و اندازه بهینه شکاف‌ها متمایل به بیشترین دامنه و کمترین طول موج دندان است. از سوی دیگر شوبهم و همکاران [۴] گزارش کردند که خروج عمودی جریان از لبه فرار، بیشترین نویز را تولید می‌کند. در چنین حالتی به‌کارگیری دندان، زاویه جریان آشفته را کاهش داده و نویز را کم می‌کند؛ این فرایند با توان سوم کسینوس طول موج دندان مرتبط است. اما اگر دندان درست هم‌تراز نشود، نویز در فرکانس‌های بالا تشدید می‌گردد و در این شرایط، دندان‌های شانه‌ای یا منافذ تأثیر بیشتری نشان می‌دهند. در ادامه بررسی‌ها، به صورت اختصاصی به دندان‌های مثلثی در ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ پرداخته شده است. آذریپوند و همکاران [۲۰]، در پژوهشی تجربی نشان دادند که دندان‌ها در محدوده عدد رینولدز بحرانی با کاهش ضریب نیروی برآ و شدت آشفتگی جریان، عملکرد آیرودینامیکی را بهبود می‌بخشند اما بر نقطه واماندگی ایرفویل تأثیری ندارند. لیو و همکاران [۲۱]، تأکید کردند که دندان‌های لبه فرار در زاویه حمله کم، با مهار آشفتگی گردابه‌ها نویز را کاهش می‌دهد؛ ضمن اینکه انرژی لایه مرزی در زاویه‌های پیش از واماندگی در بالای خط وتر بیشتر و در زیر آن کمتر می‌شود، ولی پس از وقوع واماندگی، این روند معکوس خواهد شد. دولان و همکاران [۲۲]، دریافتند دندان‌های مثلثی منحنی شده با اندازه فرورفتگی مشخص، از راه تضعیف ناپایداری لایه مرزی و کاهش ریزش گردابه، تا ۱۶/۴ دسی‌بل اغتشاشات صوتی را کم می‌کند. هاشمی‌نصب و همکاران [۷]، از طریق آزمایش نشان دادند نصب دندان‌های مثلثی سرعت‌های نوسانی و انرژی جنبشی آشفتگی را در لبه فرار افزایش می‌دهد و تنش‌های عمودی رینولدز را تقویت می‌کند. همچنین اوساما حسین و همکاران [۲۳]، گزارش کردند که دندان‌های لبه فرار مثلثی با ایجاد گردابه‌های قوی در مجاورت لبه پخ، ضرایب برآ و پسا را افزایش می‌دهد؛ البته افزایش عمق دندان در نهایت باعث افت عملکرد آیرودینامیکی می‌شود. در پژوهشی دیگر، جونز و سندبرگ [۲۴]، دریافتند دندان‌های مثلثی با نسبت دامنه به وتر ۰/۱۲ و طول موج به وتر ۰/۰۵، ضمن کاهش نویز لبه فرار در فرکانس‌های بالاتر از عدد استروهال ۵، شدت آشفتگی جریان را نیز در راستای عرضی ایرفویل کم می‌کند. تحقیقات عددی توماریس و پاپاداکیس [۲۵]، حاکی است که این دندان، پیوستگی جریان در پایین‌دست را افزایش داده، گردابه‌های پشت ایرفویل را کوچک‌تر و جدایش جریان در راستای عرضی بال را به تعویق می‌اندازد. از نظر ماهیت نویز، بسیم و جونا [۲۶]، نشان دادند که دندان‌های لبه فرار با افزایش عدد رینولدز، جدایش جریان را به بالادست منتقل کرده و نویز تونال^۲ را به پهن‌بند تبدیل می‌کند، اما با رشد زاویه حمله، نویز دوباره تونال می‌شود و در این میان، فرکانس آکوستیکی و عدد استروهال تقریباً ثابت باقی می‌مانند. همین گروه در مطالعه دیگری [۲۷]، گزارش کردند که در عددهای رینولدز پایین و زاویه حمله صفر درجه، دندان‌های مثلثی در قیاس با نمونه‌های شکاف‌دار و سینوسی، در محدوده فرکانسی وسیع‌تری موجب کاهش نویز می‌شوند. در حوزه مواد متخلخل، چونگ و دوبوا [۲۸]، بیان کردند که مواد کم‌مقاومت در سرعت‌های بالا و فرکانس‌های پایین تأثیر اندکی بر ریزش گردابه‌ها دارند، درحالی‌که مواد با مقاومت بالا، ریزش‌ها را به‌طور کامل حذف می‌کنند. واتیلایس و همکاران [۲۹]، نیز گزارش کردند ماده متخلخل

¹ Strouhal Number

² Tonal Noise

نیکل-کروم علاوه بر کاهش نویز پهن‌بند و تونال، بدون اثر منفی بر ضریب برآ و پسا، در زاویه حمله غیرصفر عملکرد مطلوبی دارد. در مجموع، دو سازوکار اصلی برای کاهش نویز آیرودینامیکی عبارت‌اند از انحنای مناسب لبه‌های مورب دندانه و استفاده از مواد متخلخل با مقاومت بالا.

با توجه به اهمیت کاهش نویز آیرودینامیکی در عددهای رینولدز متوسط و کاربرد فراوان آن در صنایع مختلفی چون توربین باد، کنترل نویز جریان آشفته به‌عنوان یک موضوع مهم مهندسی مطرح شده است. درسال‌های اخیر تحقیقات بسیاری بر روی بررسی و کاهش نویز ایرفویل، بال و پره‌های توربین باد، انجام شده است که بیشتر آن‌ها بر روی بررسی آیرواکوستیکی جریان حول ایرفویل و یا پره ساکن متمرکز هستند. همان‌طور که پیش‌تر نیز اشاره شد، استفاده از دندانه‌های مثلثی، یکی از متداول‌ترین روش‌ها برای کاهش نویز آیرودینامیکی است. در این پژوهش بر آنیم تا تاثیر میزان کاهش نویز توسط دندانه‌های مثلثی، بر روی ایرفویل نوسانی در فرکانس‌های نوسان متفاوت را مورد بررسی قرار دهیم. ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به عنوان یکی از هندسه‌های رایج برای مدل اصلی انتخاب شده و دندانه‌های مثلثی بر لبه فرار این ایرفویل نصب شده است. ایرفویل در فرکانس‌های نوسان ۵ تا ۲۵ هرتز حول مرکز آیرودینامیکی با دامنه نوسانات ۱۰ درجه نوسان می‌کند و میدان جریان به کمک روش دینامیک سیالات محاسباتی حل شده است. در نهایت، نتایج مدل پایه و مدل دندانه‌دار با یکدیگر مقایسه شده‌اند تا اثربخشی دندانه در بهبود عملکرد آیرواکوستیکی ارزیابی شود.

۲- معادلات حاکم بر جریان سیال

در این پژوهش، معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری‌شده رینولدز به صورت ناپایا^۱ برای حل میدان جریان با سیال هوا و با فرض جریان زیرصوت و تراکم‌ناپذیر، استفاده شده است. با توجه به اینکه عدد رینولدز جریان آزاد برابر با 6×10^5 است، رژیم جریان آشفته در نظر گرفته شده است. معادلات بقای جرم و مومنتوم در روابط زیر ارائه شده‌اند [۳۰].

$$\frac{\partial \langle U_j \rangle}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{D \langle U_j \rangle}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\mu \left(\frac{\partial \langle U_i \rangle}{\partial x_j} + \frac{\partial \langle U_j \rangle}{\partial x_i} \right) - \langle p \rangle \delta_{ij} - \rho \langle u_i u_j \rangle \right] \quad (2)$$

در این دو معادله، ρ چگالی سیال، p فشار سیال، U سرعت متوسط، u سرعت نوسانی، و μ لزجت دینامیکی هستند. اندیس‌های i, j مقادیر ۱، ۲ و ۳ را می‌پذیرند. عبارت انتهایی معادله مومنتوم، موسوم به تنش رینولدز، نیازمند مدل‌سازی است. در پژوهش حاضر، از مدل آشفتگی $k-\omega$ SST برای مدل‌سازی تنش رینولدز استفاده شده است که ترکیبی از ویژگی‌های دو مدل $k-\varepsilon$ و $k-\omega$ است. این مدل نزدیک دیواره را با $k-\omega$ شبیه‌سازی و نواحی دور از لایه مرزی را با $k-\varepsilon$ مدل می‌کند. اغلب مدل‌های دومعادله‌ای خانواده $k-\varepsilon$ در پیش‌بینی تنش‌های آشفتگی در نواحی جدایش گردابه و نیز پدیده‌های لایه مرزی تحت گرادیان فشار معکوس، دقت کافی ندارند. از این‌رو، مدل $k-\omega$ SST در مسائلی که پدیده‌های لایه مرزی اهمیت دارند، گزینه مناسب‌تری به‌شمار می‌رود [۳۱].

شدت آشفتگی جریان مطابق با معادله (۳) تعریف می‌شود. این کمیت، نسبت مقدار مؤثر^۲ سرعت نوسانی جریان آشفته به سرعت میانگین جریان سیال را نشان می‌دهد [۳۰].

$$I \equiv \frac{\langle u^2 \rangle}{\langle U \rangle^2} \quad (3)$$

به دلیل نوسان ایرفویل، تعریف عدد بی‌بعد استرومال برای مقایسه نتایج فیزیکی ضروری است. این عدد که در دینامیک سیالات برای توصیف سازوکار جریان نوسانی و ریزش گردابه‌های پشت ایرفویل (یا هر جسم آیرودینامیکی دیگری) استفاده می‌شود، با معادله (۴) بیان می‌گردد [۳۲].

¹ Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS)

² Root Mean Square (RMS)

$$St = \frac{fC}{U_{\infty}} \quad (4)$$

که در آن f فرکانس ریزش گردابه، C طول وتر ایرفویل و U_{∞} سرعت جریان آزاد است. چگالی طیفی توان^۱، با معادله (۵) تعریف می‌شود. این کمیت که از جنس انرژی است، معمولاً برای توصیف سیگنال‌های تصادفی نویز پهن‌بند به کار می‌رود [۳۰].

$$PSD = \frac{1}{T_p} \left[\hat{u}(f) \hat{u}^*(f) \right] \quad (5)$$

که در آن $\hat{u}(f)$ تابع تبدیل فوریه سریع^۲ سرعت نوسانی و $\hat{u}^*$ تابع مزدوج آن است. برای پیش‌بینی نویز در میدان‌های میانی و دوردست، روش‌های مبتنی بر قیاس آکوستیک لایت‌هیل^۳ جایگزین مناسبی برای شبیه‌سازی مستقیم به شمار می‌روند. در این روش، میدان جریان نزدیک از حل گذرای معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری‌شده رینولدز، شبیه‌سازی گردابه‌ای جدا شده^۴، شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ^۵ یا هر مدل آشفتگی دیگری به دست می‌آید و سپس میدان آکوستیکی با استفاده از معادلات موج با دقت بالا محاسبه می‌شود. قیاس آکوستیک، تولید و انتشار صدا را از یکدیگر جدا می‌کند و تحلیل آکوستیکی را از حل جریان مستقل می‌سازد [۳۳]. در نرم‌افزار تجاری انسیس فلوئنت^۶، دو روش انتگرالی برای حل معادلات آکوستیکی وجود دارد که یک روش مبتنی بر معادله فاکس-ویلیامز و هاوکینگز^۷ و دیگری روش معادله موج است. در این روش، تولید و انتشار صدا مستقل در نظر گرفته می‌شوند و امکان تعریف چندین منبع و گیرنده صدا وجود دارد. این روش برای محیط‌های باز و میدان‌های دوردست مناسب است و می‌تواند با شبکه‌های ثابت یا متحرک (شبکه لغزنده)^۸ کار کند. همچنین سطح منبع نویز نفوذپذیر بوده و لزوماً منطبق بر دیواره جسم نیست؛ بلکه می‌تواند بخشی از میدان جریان سیال باشد. روش FW-H با معادله (۶) ارائه شده است [۳۳، ۳۴].

$$\frac{1}{a_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \left\{ T_{ij} H(f) \right\} - \frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ \left[P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n) \right] \delta(f) \right\} + \frac{\partial}{\partial t} \left\{ \left[\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n) \right] \delta(f) \right\} \quad (6)$$

که در آن u_i مولفه سرعت سیال در راستای x_i ، u_n مولفه سرعت سیال عمود به سطح، v_i مولفه سرعت سطح در راستای x_i ، v_n مولفه عمودی سرعت سطح، $\delta(f)$ تابع ضربه، $H(f)$ تابع هویساید، p' اختلاف فشار صوت استاتیک با میدان جریان دوردست و a_0 سرعت صوت است. زیروند 0 نشان‌دهنده متغیرهای مربوط به جریان آزاد است. همچنین تانسورهای P_{ij} و T_{ij} با معادله‌های (۷) و (۸) تعریف می‌شوند.

$$P_{ij} = p \delta_{ij} - \mu \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad (7)$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - a_0^2 (\rho - \rho_0) \delta_{ij} \quad (8)$$

¹ Power Spectral Density (PSD)

² FFT

³ Lighthill's Acoustic Analogy

⁴ Detached Eddy Simulation (DES)

⁵ Large Eddy Simulation (LES)

⁶ Ansys Fluent

⁷ Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H)

⁸ Sliding Mesh

در این دو معادله، P_{ij} تانسور تنش فشاری و T_{ij} تانسور تنش لایت هیل^۱ هستند. در معادله FW-H، انتگرال‌های سطحی نمایانگر منابع نوئیز تک قطبی و دو قطبی و انتگرال حجمی مربوط به منبع نوئیز چهار قطبی است. در منبع نوئیز نفوذپذیر، به دلیل ناچیز بودن انتگرال حجمی، این عبارت در حلگر فلونت حذف و معادله (۶) ساده سازی می شود. برای سنجش میزان نوئیز، متغیر سطح فشار صوت تعریف می شود که نشان دهنده شدت صوت دریافت شده در فاصله معینی از منبع صوتی است [۳۵]. این متغیر، به صورت لگاریتمی از نسبت مقدار مؤثر فشار آکوستیک در یک نقطه به فشار مرجع تعریف می شود و با معادله (۹) توصیف می گردد [۳۶].

$$SPL = 10 \log_{10} \left(\frac{p'}{p_{ref}} \right)^2 \quad (9)$$

در این معادله، p_{ref} فشار مرجع محیط و برابر با 2×10^{-5} پاسکال است.

۳- شبیه سازی عددی و روش حل مسئله

ابتدا هندسه طراحی و سپس شبکه بندی شده است. شبکه ها از نوع دایره ای^۲ هستند. در مدل پایه، از شبکه کاملاً سازمان یافته و در مدل دنداندار، از شبکه ترکیبی^۳ مشتمل بر سلول های شش وجهی سازمان یافته و هرمی استفاده گردید. برای شبیه سازی میدان جریان، از حلگر فلونت^۴ بهره گرفته شد. با توجه به نوسان ایرفویل حول مرکز آیرودینامیکی در بازه زاویه ای -10° تا $+10^\circ$ در فرکانس های مختلف، یک مجموعه کد^۵ برای تعریف معادله نوسان ایرفویل نوشته شد. جزئیات مدل سازی در ادامه ارائه شده است.

۳-۱- تولید هندسه و شبکه ناحیه محاسباتی

برای مدل پایه و مدل دنداندار ایرفویل، دو هندسه مجزا طراحی شد. طول وتر در هر دو مدل ۱ متر است و عرض ایرفویل ها 0.6 در نظر گرفته شده است تا ۹ دندان کامل در هندسه قرار بگیرد و اثرات جریان عرضی ناشی از دندان، در صورت وجود به درستی شبیه سازی شود. جزئیات کامل اندازه گذاری ها و مشخصات هندسی دندان در جدول ۱ ارائه شده است.



شکل ۱ هندسه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲. سمت چپ) مدل پایه و سمت راست) مدل با دندان

Fig. 1. Geometry of the NACA 0012 airfoil. Left) baseline model, right) serration model

جدول ۱ اندازه گذاری متغیرهای هندسی مدل با دندان ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

Table 1. Geometric parameterization for the serration model of NACA 0012 airfoil

نسبت متغیرها	اندازه نسبت متغیرها [۲۶]	متغیر	ابعاد متغیر (m)
$2h/C$	0.2	$2h$	0.2

¹ Lighthill's Stress Tensor

² O-Type

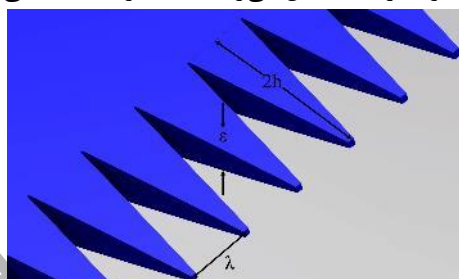
³ Hybrid

⁴ Fluent

⁵ User-Defined Function (UDF)

λ	λ/C	ε	ε/C
۰/۰۶	۰/۰۶	۰/۰۳۵	۰/۰۳۵

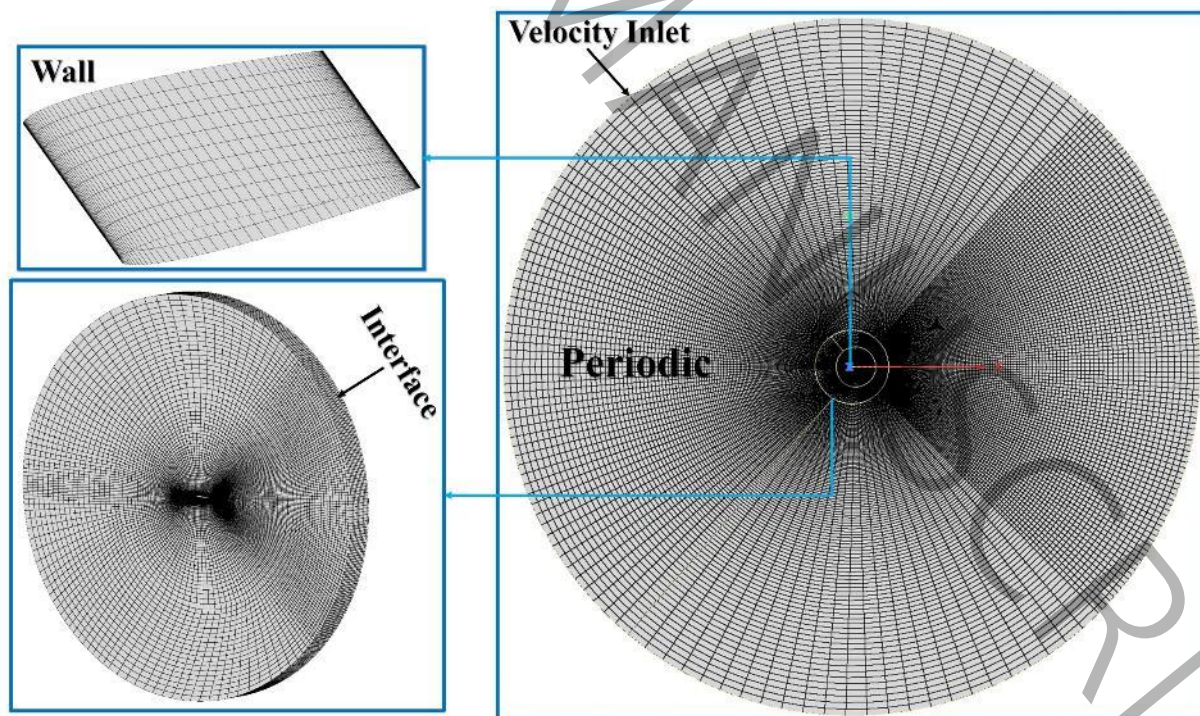
ابعاد هندسی مدل دندانه‌دار این پژوهش، از نسبت ابعادی نمونه دوم مرجع [۲۶] اقتباس شده است. یکی از روش‌های متداول در پژوهش‌های علمی برای نصب دندانه بر روی ایرفویل، برش شکل دندانه از داخل لبه فرار ایرفویل است. این رویکرد، شکل هندسی و ماهیت جریان را تا حد زیادی حفظ کرده و تغییرات را به حداقل می‌رساند. متغیرهای هندسی دندانه در شکل ۲ معرفی شده‌اند.



شکل ۲ تعریف و نام‌گذاری متغیرهای هندسی در مدل با دندانه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

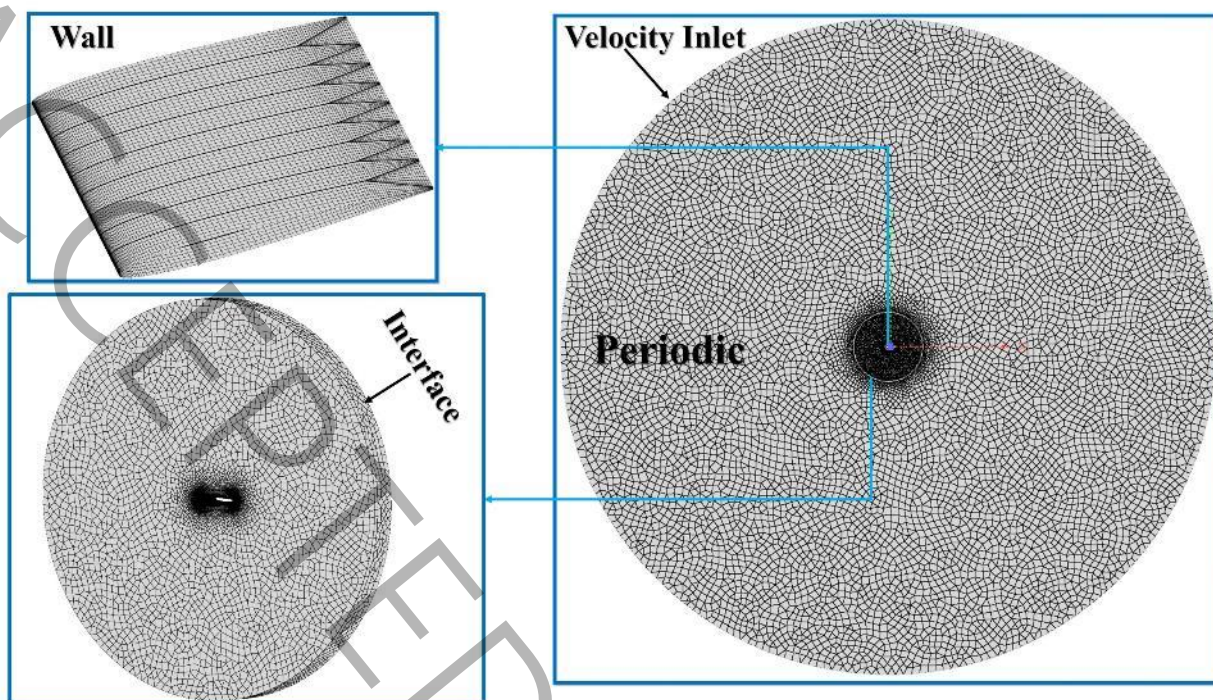
Fig. 2. Definition and notation of geometric variables in the serration model of the NACA 0012 airfoil

بر اساس شکل ۲، $2h$ دامنه، λ طول موج و ε ضخامت فرورفتگی دندانه مثلی تعریف می‌شوند. در این پژوهش، دندانه با برش از داخل ایرفویل شکل گرفته است؛ بنابراین، نیازی به تعریف ضخامت فرورفتگی برای آن نیست. با توجه به نوسانی بودن ایرفویل، شبکه محاسباتی به دو بخش دوار داخلی و غیردوار خارجی تقسیم و از نوع لغزنده طراحی شده است. دامنه‌های محاسباتی هر دو مدل به صورت دایره‌ای تولید شدند. همچنین برای جلوگیری از بازتاب امواج آکوستیکی از مرزهای دور دست، شعاع دامنه خارجی ۴۰ برابر طول وتر در نظر گرفته شد که طبق مطالعات عددی پیشین، فاصله مناسبی است. در شکل‌های ۳ و ۴، بخش‌های مختلف ناحیه محاسباتی در مدل پایه و دندانه‌دار به همراه شرایط مرزی آن‌ها نشان داده شده‌اند.



شکل ۳ مجموعه شکل‌های شبکه اصلی تولید شده و شرایط مرزی مدل پایه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

Fig. 3. Illustrations of the main grid, computational domain, and boundary conditions for the baseline model of the NACA 0012 airfoil



شکل ۴ مجموعه شکل‌های شبکه اصلی تولید شده و شرایط مرزی مدل با دندانه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

Fig. 4. Illustrations of the main grid, computational domain, and boundary conditions for the serration model of the NACA 0012 airfoil

همانطور که اشاره شد، شبکه مدل پایه کاملاً سازمان‌یافته و شبکه مدل دندانه‌دار از نوع ترکیبی است. در شبکه ترکیبی مدل دندانه‌دار، به دلیل حساسیت به تنش‌های برشی و گرادیان‌های فشاری، ۵۰ ردیف لایه مرزی ایجاد شده و در نواحی دور از لایه مرزی، از شبکه غیرسازمان‌یافته هرمی/شش‌وجهی مبتنی بر دلانی^۱ استفاده شده است. با توجه به مدل آشفتگی $k-\omega$ SST، مقدار y^+ کمتر از عدد یک در نظر گرفته شده است تا زیرلایه لزج به درستی حل شود. بر این اساس، ارتفاع اولین سلول لایه‌مرزی تا دیواره ایرفویل 5×10^{-6} متر برای هر دو مدل پایه و با دندانه در نظر گرفته شده است و این مقدار در تمام فرکانس‌های نوسان ایرفویل‌ها ثابت باقی مانده است.

برای هر یک از مدل‌های پایه و دندانه‌دار، سه شبکه درشت، متوسط و ریز تولید شد. جزئیات شبکه اصلی، تعداد سلول‌ها و سه شاخص کیفیت شبکه (نسبت منطری^۲، کجی^۳ و ضریب حجمی^۴) در جدول‌های ۲ و ۳ ارائه شده‌اند.

جدول ۲ تعداد سلول و شاخص‌های کیفیت شبکه‌های تولید شده مدل پایه و با دندانه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

Table 2. Number of cells and mesh quality indicators for the baseline and serration models of NACA 0012 airfoil

اندازه شبکه	تعداد سلول‌های شبکه	بیشینه نسبت منطری ^۵	میزان کجی ^۶	ضریب حجمی ^۷
-------------	---------------------	--------------------------------	------------------------	------------------------

¹ Delaunay

² Aspect Ratio

³ Skewness Equiangle

⁴ Volume Ratio

⁵ Aspect Ratio

⁶ Skewness Equiangle

⁷ Volume Ratio

نمونه پایه	نمونه با دندان	نمونه پایه	نمونه با دندان	نمونه پایه	نمونه با دندان	نمونه پایه	نمونه با دندان
۲۴۸,۴۰۰	۲,۳۷۰,۲۷۸	۳,۸۱۱	۱۸۷	۰/۰۴	۰/۲۷	۱/۱۸	۷۱/۶۳
۵۴۵,۲۶۰	۳,۸۲۴,۶۹۶	۲,۴۹۶	۱۸۰	۰/۰۳	۰/۲۵	۱/۱۱	۳۹/۱۶
۱,۲۶۱,۶۶۰	۶,۰۱۸,۶۳۲	۱,۱۴۲	۱۵۳	۰/۰۳	۰/۲۴	۱/۰۹	۶۰/۸۹

جدول ۳ مشخصات شبکه اصلی تولید شده مدل پایه و با دندان ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

Table 3. Main grid specifications for the baseline and serration models of NACA 0012 airfoil

شماره	متغیر	مقدار متغیر
	نمونه پایه	نمونه با دندان
۱	طول دامنه خارجی شبکه محاسباتی	۴۰ (m)
۲	تعداد سلول های شبکه	۵۴۵,۲۶۰
۳	تعداد گره های شبکه	۶۰۳,۷۶۶
۴	الگو تولید شبکه	شش ضلعی
۵	نوع شبکه	با سازمان

شاخص های کیفیت شبکه در تمامی شبکه های تولید شده مطلوب بوده، و نسبت منطقی به دلیل تراکم بالای سلول ها در لایه مرزی افزایش یافته است اما در باقی میدان و دور از لایه مرزی، این مقدار زیر ۴۰ است. در مدل دنداندار، روش ترکیبی باعث کاهش تعداد لایه مرزی و تراکم شبکه در مجاورت سطح ایرفویل نسبت به مدل پایه شده و در نتیجه، نسبت منطقی به طور چشمگیری کم شده است. شکل تیز دندانها و تراکم کم گره ها و سلول ها روی سطح دندان ایرفویل ها سبب افزایش ضریب حجمی شده است.

۳-۲- خواص جریان سیال و شرایط مرزی

سرعت ورودی جریان هوا که سیال عامل است، ۱۰ متر بر ثانیه به عنوان سرعت متداول توربین های بادی در نظر گرفته شده است. برای مقایسه پذیری مدل پایه و مدل دنداندار، تمام شرایط فیزیکی و مرزی در ورودی و خروجی جریان یکسان اعمال شدند. مشخصات هوا و شرایط مرزی در جدول ۴، شکل های ۳ و ۴ و جدول ۵ ارائه شده اند.

جدول ۴ مشخصات سیال هوا برای دو نمونه مدل پایه و با دندان ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ [۳۷، ۳۳]

Table 4. Air properties for the baseline and serration models of NACA 0012 airfoil [33, 37]

سرعت جریان آزاد	u_{∞}	۱۰ (m/s)
فشار هوا	P_{∞}	۱۰۱,۳۲۵ (Pa)
چگالی هوا	ρ_{∞}	۱/۲۲۵ (kg/m ³)
ویسکوزیته دینامیکی	μ	۱/۷۸×۱۰ ^{-۵} (kg/m.s)
عدد رینولدز	Re	۶/۸۵×۱۰ ^۵

فشار مرجع آکوستیکی	P_0	2×10^5 (Pa)
ارتفاع شبیه‌سازی	h_∞	سطح دریا

جدول ۵ جزئیات حل عددی، شرایط مرزی و عملکردی دو نمونه پایه و با دندان ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

Table 5. Numerical solution details, operational and boundary conditions for the baseline and serration models of NACA 0012 airfoil

شماره	متغیر	مدل حل
۱	مدل آشفتگی	k- ω SST
۲	مدل آکوستیکی	FW-H
۳	دامنه ناحیه سلولی	شبکه لغزنده
۴	نوع شرط مرزی ورودی	ورودی سرعت مطلق
۵	اندازه سرعت ورودی	۱۰ (m/s)
۶	شرط مرزی دیوار	دیوار متحرک، دورانی نسبت به ناحیه سلولی مجاور
۷	شرط مرزی ناحیه اتصال	تکرار شونده ^۱
۸	وابستگی زمانی	گذرا نسبت به زمان
۹	روش حل	کوپل
۱۰	نوع شار	ری-چو ^۲ : بر اساس فاصله
۱۱	حلگر	فلوئنت، فشار مبنا
۱۲	دقت گسسته‌سازی فضایی	دقت مرتبه ۲ به روش بالادست ^۳
۱۳	تراکم‌پذیری	تراکم‌ناپذیر، زیرصوت

جریان در راستای عرضی ایرفویل به صورت سه بعدی و تکرار شونده در نظر گرفته شده است. برای حذف اثر گردابه‌های نوک بال و تمرکز بر رفتار دوبعدی، دامنه محاسباتی نسبت به راستای عرض ایرفویل ثابت شده است. با توجه به جریان زیرصوت و تراکم‌ناپذیر با ماخ ۰/۰۲۹، خواص ترمودینامیکی هوا ثابت فرض شده است. حلگر فشار مبنا با الگوریتم کوپل برای کوپلینگ فشار-سرعت به کار گرفته شده و شرط مرزی در ورودی، جریان با سرعت ثابت است. مسئله به صورت ناپایا با زمان حل شده تا اغتشاشات صوتی ناشی از ریزش گردابه‌های آشفتگی در پشت ایرفویل در طول زمان بررسی شود. برای مدل‌سازی تنش رینولدز با فرض بوزینسک^۴، از مدل آشفتگی دو معادله‌ای k- ω SST بهره گرفته شده است که پیش‌بینی دقیقی از زیرلایه لزج و نواحی جدایش و اتصال مجدد ارائه می‌دهد. حل آکوستیک نیز با استفاده از مدل FW-H انجام شده است که جزئیات و مزایای آن در توضیحات مربوط به معادله (۶) شرح داده شد. به منظور افزایش دقت و همگرایی حل، گسسته‌سازی فضایی با روش بالادست مرتبه دوم برای فشار، مومنتوم، انرژی

¹ Periodic

² Rhie-Chow

³ Upwind

⁴ Boussinesq Hypothesis

جنبشی آشفته و نرخ اتلاف مخصوص^۱ انجام شد. گسسته‌سازی زمانی هم با روش ضمنی مرتبه دوم صورت گرفت. به منظور تضمین پایداری حل عددی و تسریع فرایند همگرایی، در تمامی شبیه‌سازی‌ها مقدار عدد کورانت جریان^۲ به گونه‌ای تنظیم شد که به صورت میانگین، در تمام سلول‌ها و در طول تمام گام‌های زمانی، کمتر از ۱ باقی بماند. افزون بر این، برای کاهش نوسانات ناشی از جفت‌شدن معادلات و بهبود نرخ همگرایی، از فاکتور آسایش ۰/۷۵ در به‌روزرسانی متغیرهای فشار و مومنتوم استفاده شد. برای هر دو مدل ایرفویل (پایه و دندانه‌دار)، شرط دیوار بدون لغزش و دورانی نسبت به ناحیه لغزنده در نظر گرفته شده و دامنه خارجی ساکن است. ایرفویل در دامنه داخلی با فرکانس‌های ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰ و ۲۵ هرتز حول مرکز آیرودینامیکی نسبت به دامنه ساکن نوسان می‌کند. شدت آشفتگی و نسبت لزجت آشفتگی در مرز ورودی به ترتیب ۵ و ۱۰ درصد در نظر گرفته شدند.

نوسان ایرفویل به صورت کسینوسی [۵] حول یک چهارم وتر انجام می‌شود، به‌طوری که زاویه حمله بین ۱۰- تا ۱۰+ درجه تغییر می‌کند. حرکت ایرفویل بر اساس معادله نوسان هماهنگ ساده^۳، مطابق معادله (۱۰) توصیف شده است.

$$\alpha = \alpha_m + \alpha_A \cos(2\pi f_{pt} t) \quad (10)$$

که در آن α زاویه حمله، α_m زاویه گام میانگین، α_A دامنه گام نوسان، f_{pt} فرکانس نوسان و t زمان است. زاویه گام میانگین صفر و دامنه گام نوسان در بازه ۱۰- تا ۱۰+ تغییر می‌کند. سرعت‌های دورانی متناظر با فرکانس‌های نوسان ایرفویل در جدول ۶ ارائه شده‌اند.

جدول ۶ شرایط نوسانی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ حول یک چهارم طول وتر در دو نمونه پایه و با دندانه

Table 6. Oscillatory pitching conditions of the NACA 0012 airfoil about its quarter-chord point for the baseline and serration models

شماره نمونه شبیه‌سازی	دامنه نوسان (deg)	فرکانس نوسان (چرخش) (Hz)	سرعت دورانی (rad/s)
۱	۱۰	۵	۳۱/۴۱
۲	۱۰	۱۰	۶۲/۸۳
۳	۱۰	۱۵	۹۴/۲۴
۴	۱۰	۲۰	۱۲۵/۶۶
۵	۱۰	۲۵	۱۵۷/۰۸

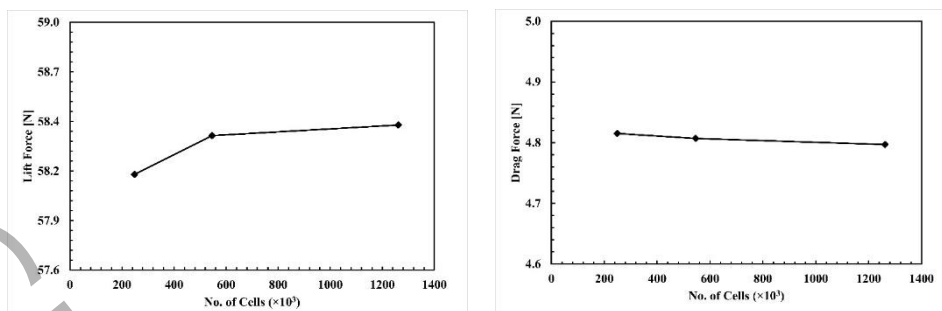
۳-۳- بررسی استقلال از شبکه و گام زمانی

برای ارزیابی استقلال از شبکه، نتایج شبیه‌سازی برای سه شبکه در اندازه‌های درشت، متوسط و ریز بررسی شدند. این تحلیل بر اساس بیشینه نیروهای برآ و پسا انجام شده و نتایج در شکل ۵ ارائه شده است. لازم به ذکر است که بررسی استقلال از شبکه تنها برای مدل پایه ایرفویل با فرکانس نوسانی ۵ هرتز انجام شده است.

¹ Specific Dissipation Rate

² Flow Courant Number

³ Simple Harmonic Motion



شکل ۵ مطالعه استقلال از شبکه نمونه پایه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در فرکانس چرخش ۵ هرتز

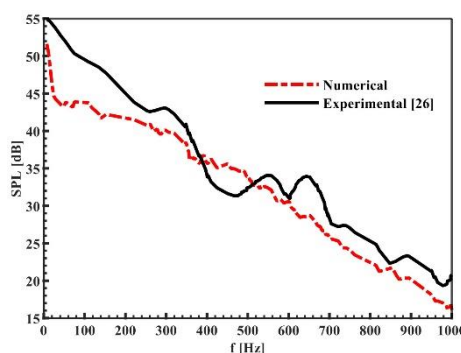
Fig. 5. Grid independence study of the baseline NACA 0012 airfoil model at pitching frequency of 5 Hz

بر اساس شکل ۵، خطای نسبی بیشینه نیروی برآ از شبکه درشت به متوسط ۰/۳۷ و از شبکه متوسط به ریز، ۰/۱۰ درصد گزارش شده است. همچنین، خطای نسبی بیشینه نیروی پسا از شبکه درشت به متوسط ۰/۱۶ و از شبکه متوسط به ریز ۰/۲۰ درصد بوده که نسبت به خطای شبکه درشت به متوسط، ۰/۰۴ بیشتر است. افزایش نسبی خطا در گذار از شبکه متوسط به ریز می‌تواند ناشی از بیش‌از حد ریز شدن شبکه و انباشت خطای گرد کردن^۱ حل عددی باشد. از آنجاکه نتایج بیشینه نیروی برآ و پسا از شبکه متوسط به ریز تقریباً ثابت شده‌اند؛ می‌توان نتیجه گرفت که شبکه ۵۴۵ هزار سلولی از دقت کافی برای شبیه‌سازی برخوردار بوده و نتایج شبیه‌سازی مستقل از تعداد سلول‌های شبکه است.

برای بررسی استقلال ضرایب آیرودینامیکی از گام زمانی، با توجه به مطالعات عددی پیشین، مقدار 5×10^{-4} ثانیه انتخاب شد. کاهش بیشتر گام زمانی تغییر محسوسی در نتایج ایجاد نکرد و این مقدار برای شبیه‌سازی دقیق پدیده‌های اصلی فیزیک جریان کافی است. همچنین، جریان سیال به مدت ۱۰ ثانیه حل شد که با توجه به سرعت جریان آزاد، ابعاد دامنه محاسباتی، گام زمانی مسئله و سرعت نوسان ایرفویل، زمان مناسبی برای اطمینان از صحت شبیه‌سازی و رسیدن به جواب تکرارشونده نهایی است.

۴-۳-۱ اعتبارسنجی شبیه‌سازی

به‌منظور ارزیابی و اعتبارسنجی پژوهش عددی حاضر، سطح فشار صوت بر حسب فرکانس جریان، در موقعیت میکروفون ($x = 0.3, y = 1.4, z = -0.255$) با نتایج تجربی مرجع [۲۶]، مقایسه شده است. این اعتبارسنجی به‌منظور اطمینان از صحت تنظیمات حلگر و نتایج استخراج‌شده انجام گرفت. در این تحلیل، جریان ورودی هوا با سرعت ثابت ۱۴ متر بر ثانیه و ایرفویل ساکن با زاویه حمله ۵ درجه در نظر گرفته شده است. سایر تنظیمات حلگر و مشخصات سیال ثابت فرض شده‌اند. هندسه مورد استفاده برای اعتبارسنجی، ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با طول وتر ۰/۳ متر و عرض ۰/۵۱ متر است. شبکه و شرایط مرزی آن کاملاً مشابه با نمونه پایه پژوهش حاضر تنظیم شده است. در شکل ۶، سطح فشار صوت بر حسب فرکانس جریان بین حل عددی پژوهش حاضر و نتایج مرجع [۲۶] مقایسه شده است.



¹ Round of Error

شکل ۶ ارزیابی نتایج اعتبارسنجی شبیه‌سازی پژوهش حاضر با نتایج تجربی مرجع [۲۶] برای سطح فشار صوت

Fig. 6. Validation of the present simulation results against experimental data from Ref. [26] for sound pressure level (SPL)

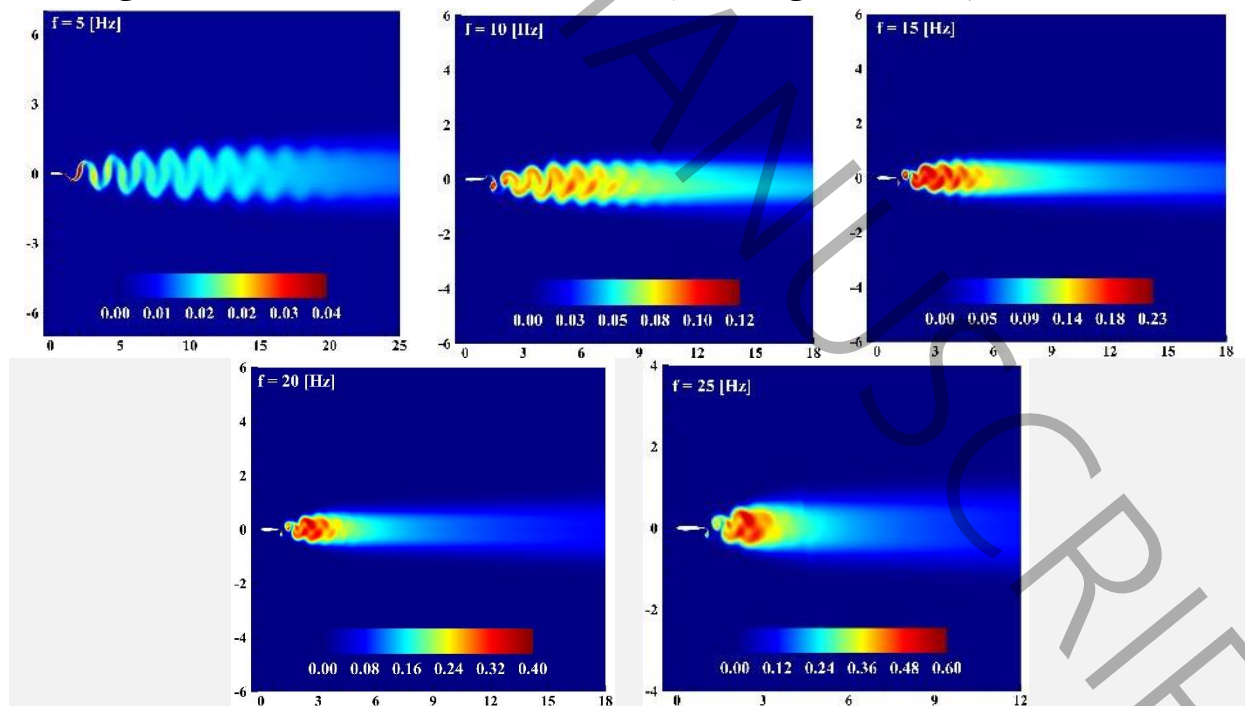
با استناد به شکل ۶، مقدار میانگین مربعات خطا^۱ بین حل عددی و داده‌های تجربی مرجع [۲۶]، $3/68$ دسی‌بل است. در بازه فرکانسی ۰ تا ۲۰۰ هرتز و ۶۰۰ تا ۷۰۰ هرتز، اختلافاتی مشاهده می‌شود که می‌تواند به دلیل ماهیت مدل آشفتگی $k-\omega$ SST در کاهش ویسکوزیته گردابه‌ای باشد. بیشترین خطا، $19/52$ دسی‌بل در فرکانس ۹۹۳ هرتز و کمترین آن، $0/13$ دسی‌بل در فرکانس ۵۱۱ هرتز گزارش شده است که میانگین خطای $9/44$ درصدی بین حل عددی و داده‌های تجربی است. این مقدار خطا در حل‌های عددی آیرودینامیک متداول است؛ چرا که امواج صوتی نسبت به جریان سیال انرژی بسیار کمتری (به‌طور معمول چند مرتبه بزرگی کمتر) دارند و مدل‌سازی عددی دقیق آنان به‌ویژه در فواصل دور، چالش‌برانگیز است [۳، ۳۵]. با این وجود، شبیه‌سازی عددی این پژوهش تطابق قابل‌قبولی با نتایج تجربی دارد.

۴- نتایج و بحث

در این بخش، نتایج حل عددی ایرفویل نوسانی ناکا ۰۰۱۲ برای دو نمونه مدل پایه و مدل با دندان شامل: (۱) خطوط هم‌مرز چرخش و شدت آشفتگی برای تحلیل فیزیک جریان، (۲) نمودارهای چگالی طیفی توان برای بررسی انرژی آشفتگی و (۳) نمودارهای سطح فشار صوت جهت ارزیابی تأثیر دندان بر مدل پایه، در فرکانس‌های چرخش ۵ تا ۲۵ هرتز استخراج و ارائه شده‌اند. داده‌های سطح فشار صوت و چگالی طیفی توان به‌منظور نمایش خواناتر، با کاهش پراکندگی و افزایش تراکم فیلتر شده‌اند. درنهایت، با مقایسه رفتار جریان آشفته پشت ایرفویل در دو مدل، میزان تأثیر دندان در کاهش اغتشاشات صوتی آیرودینامیکی ارزیابی شده است.

۴-۱- بررسی رفتار جریان در دو نمونه مدل پایه و مدل با دندان

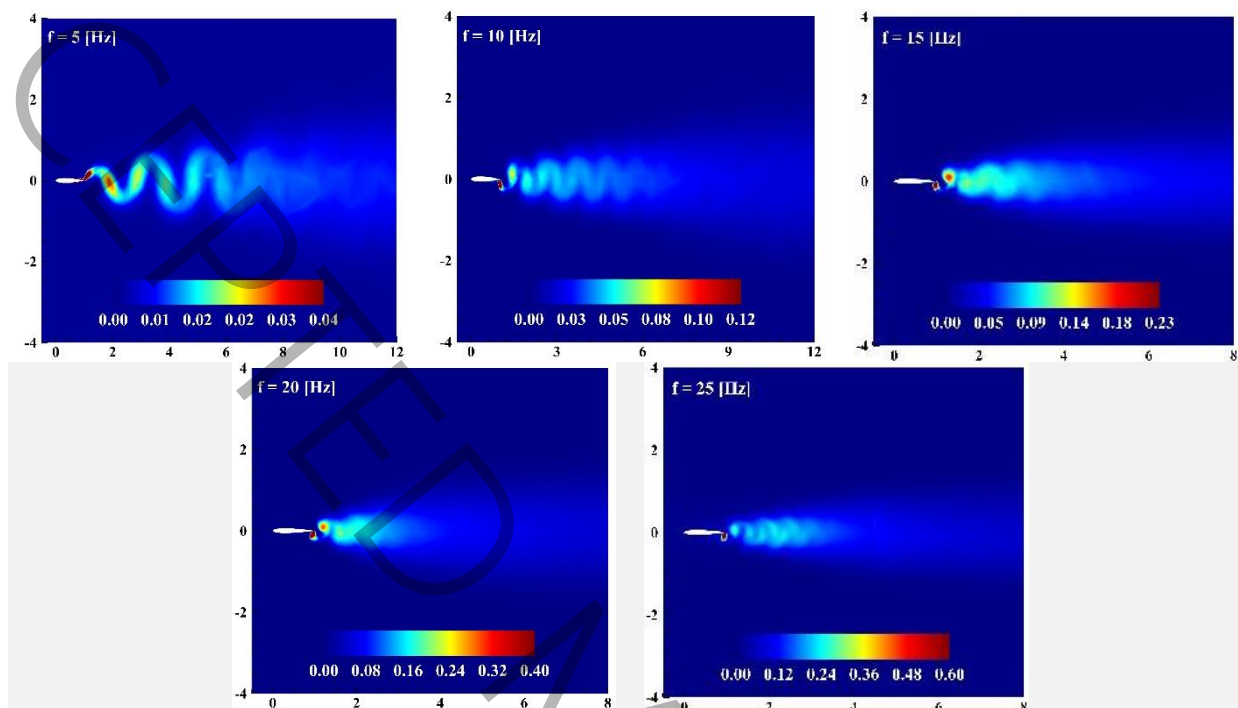
برای مقایسه فیزیک جریان دو مدل ایرفویل پایه و ایرفویل دندانه‌دار، خطوط هم‌مرز چرخش بی‌بعد و شدت آشفتگی بررسی شده‌اند. شکل ۷، خطوط هم‌مرز شدت آشفتگی برای مدل پایه و شکل ۸، این خطوط را برای مدل دندانه‌دار نشان می‌دهد.



¹ Root Mean Square Error (RMSE)

شکل ۷ خطوط هم‌مرز شدت آشفتگی جریان برای مدل پایه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در فرکانس‌های چرخش به ترتیب از چپ به راست ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰ و ۲۵ هرتز

Fig. 7. Contours of turbulence intensity for the baseline model of NACA 0012 airfoil at pitching frequencies of 5, 10, 15, 20, and 25 Hz (from left to right)



شکل ۸ خطوط هم‌مرز شدت آشفتگی جریان برای مدل با دندانه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در فرکانس‌های چرخش به ترتیب از چپ به راست ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰ و ۲۵ هرتز

Fig. 8. Contours of turbulence intensity for the serration model of NACA 0012 airfoil at pitching frequencies of 5, 10, 15, 20 and 25 Hz (from left to right)

مقادیر بزرگ این کمیت بیانگر نوسانات شدید سرعت در نزدیکی دم ایرفویل است. در فرکانس‌های ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰ و ۲۵ هرتز، شدت‌های آشفتگی به ترتیب ۴، ۱۲، ۲۳، ۴۰ و ۶۰ درصد نشان داده شده‌اند. با افزایش فرکانس نوسان پیچ^۱، گستره بزرگ‌تری از ناحیه پشت ایرفویل تحت انرژی جنبشی آشفتگی قرار می‌گیرد و در نتیجه پیش‌بینی می‌شود نویز آیرودینامیکی ناشی از ریزش گردابه‌های لبه فرار افزایش یابد. بالا رفتن فرکانس نوسان موجب می‌شود ریزش گردابه‌ها در دامنه شدت یابد. از شکل ۸، نصب دندانه‌های مثلثی، شدت آشفتگی جریان را در تمامی فرکانس‌ها کاهش داده است که به معنای کاهش نوسانات سرعت و تضعیف قدرت گردابه‌ها در میدان دور دست جریان است. در واقع نصب دندانه در لبه فرار ایرفویل موجب هم‌راستایی گردابه‌های بزرگ با جهت دندانه‌ها شده و در عین حال، آن‌ها را ریزتر کرده و شدت آشفتگی را کاهش داده است [۳۸]. جزئیات بیشتر از این در زیربخش ۴-۳ ارائه شده است.

به‌منظور همسان‌سازی داده‌ها، خطوط هم‌مرز چرخش، بی‌بعد شده‌اند. شکل‌های ۹ و ۱۰ به ترتیب خطوط هم‌مرز چرخش بی‌بعد برای مدل پایه و مدل دندانه‌دار ایرفویل را نشان می‌دهند. نوسان پیچشی ایرفویل در فرکانس‌های مختلف منجر به تشکیل گردابه‌های از نوع گردابه‌های حلقوی لبه‌ای^۲ شبیه به خیابان فون کارمن می‌شوند که در امتداد محور ایرفویل کشیده‌اند؛ به‌طوری‌که یک گردابه از بخش بالایی و گردابه دیگر از بخش پایینی دم ایرفویل جدا شده و به میدان جریان سیال ریخته می‌شوند. این گردابه‌ها از اندرکنش اثرات جریان برشی لایه مرزی در امتداد دم ایرفویل با جریان آزاد ایجاد شده‌اند و دینامیک آن‌ها در نرخ تولید و انتشار نویز و پسی

¹ Pitching Motion

² Trailing Edge Vortices

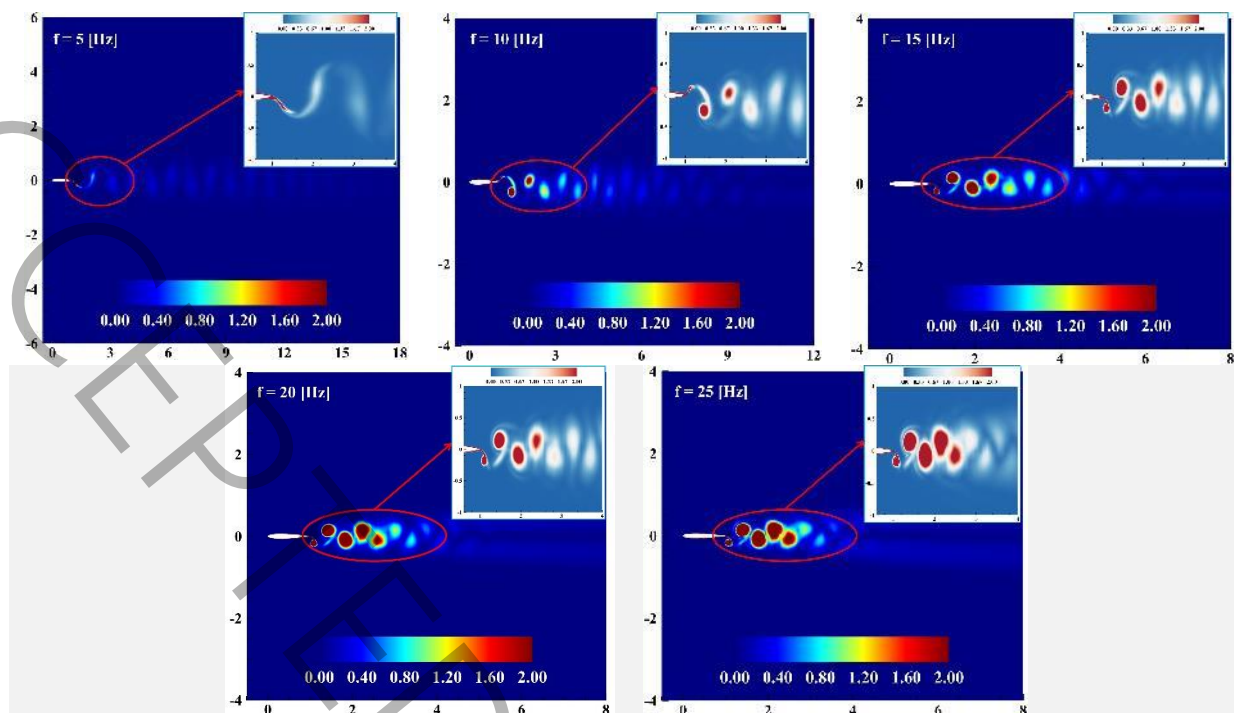
آیرودینامیکی نقش کلیدی دارد. در لبه فرار، تولید گردابه‌ها بسیار قوی است، اما با پیشروی در پشت ایرفویل تحت تأثیر لزجت و آشفتگی جریان، انرژی گردابه‌ها به تدریج مستهلک می‌شود. در مقیاس چرخش بی‌بعد با عدد دو برای ناحیه پساجریان^۱، این فاصله در فرکانس‌های ۵ و ۱۰ هرتز به ترتیب ۱۸ و ۱۲ متر و در فرکانس‌های ۱۵، ۲۰ و ۲۵ هرتز برابر با حدود ۸ متر هستند. بررسی‌ها نشان می‌دهد که فاصله استهلاك گردابه‌های آشفته، با افزایش فرکانس نوسان پیچ ایرفویل کاهش می‌یابد. این رفتار ناشی از افزایش نرخ اتلاف^۲ به دلیل تمرکز انرژی آشفتگی در مقیاس‌های کوچک‌تر و کاهش مقیاس طولی گردابه‌ها در فرکانس‌های بالاتر است. در واقع در این شرایط، ترم‌های اتلاف و انتشار انرژی بر نرخ تولید^۳ غالب شده و موجب کاهش پایداری گردابه‌ها و در نتیجه، کاهش فاصله استهلاك می‌شوند. برعکس در فرکانس‌های نوسان پیچ پایین‌تر، گردابه‌های بزرگ‌تری شکل می‌گیرند که به دلیل کاهش نرخ اتلاف، دوام بیشتری دارند و در میدان دوردست عمر طولانی‌تری نشان می‌دهند. این رفتار را می‌توان به کمک تانسور تنش‌های رینولدز^۴ توضیح داد که می‌گوید در فرکانس‌های پیچ پایین، نرخ تبدیل انرژی از مقیاس‌های بزرگ به کوچک کندتر است. در این شرایط، اندرکنش ضعیف‌تر بین گردابه‌ها و جریان پایه، موجب کاهش میزان تجزیه و فروپاشی گردابه‌های اولیه شده که در نتیجه، افزایش طول عمر گردابه‌ها و فاصله استهلاك را به دنبال دارد. توجه شود که شدت آشفتگی تنها عامل تعیین‌کننده در تولید نویز آیرودینامیکی نیست، بلکه اندرکنش‌های غیرخطی بین گردابه‌ها و انتشار امواج آکوستیکی نیز نقش اساسی ایفا می‌کنند. در واقع، بیشترین نویز آیرودینامیکی در مناطقی که دارای بیشترین نرخ تغییرات تنش‌های رینولدز و بیشترین مقدار انرژی جنبشی هستند، تولید می‌شود و نه لزوماً در مرکز گردابه‌ها. معادله FW-H نیز نشان می‌دهد که مناطق با تغییرات ناگهانی در فشار و شتاب ذرات آکوستیکی، بیشترین انتشار نویز را دارند. در نتیجه، تمرکز تنها بر شدت آشفتگی بدون در نظر گرفتن گرادین‌های فشار و اندرکنش‌های آیرودینامیکی و آیرواکوستیکی می‌تواند منجر به تحلیل نادرست از توزیع و انتشار نویز شود. نصب دندانه در لبه فرار ایرفویل، محدوده پیشروی گردابه‌ها در میدان دوردست را به‌طور محسوسی کم کرده است؛ زیرا با عبور از دندانه‌ها گردابه‌های اصلی به گردابه‌های کوچک‌تر تبدیل شده و قدرت آن‌ها در فاصله کمتری از لبه فرار مستهلک می‌شود [۳۸]. بر اساس خطوط هم‌مرز چرخش بی‌بعد با عدد دو در ناحیه امتداد دنباله جریان، این فاصله در فرکانس‌های ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰ و ۲۵ هرتز به ترتیب حدود ۸، ۶، ۵، ۳ و ۶ متر هستند. کاهش تدریجی این فاصله با افزایش فرکانس، به افزایش نرخ اتلاف انرژی آشفتگی در فرکانس‌های بالاتر مربوط می‌شود؛ هرچند در فرکانس چرخش ۲۵ هرتز، دندانه باعث تشکیل گردابه‌هایی با قدرت بیشتر و کاهش کمتر نویز نسبت به سایر فرکانس‌ها شده است. این پدیده به کاهش کارایی دندانه در کاهش نویز در فرکانس‌های بالاتر منجر شده و نشان می‌دهد که تأثیر دندانه‌ها وابسته به فرکانس نوسان ایرفویل و رژیم جریان است. مدل‌سازی URANS نشان می‌دهد که این نوع دندانه با تغییر ساختار جریان برشی، دامنه گسترش و پیشروی گردابه‌ها را تا حد قابل‌توجهی (حداقل تا چهارسوم) نسبت به مدل پایه ایرفویل کاهش داده است. در فرکانس‌های نوسانی بالا، افزایش سرعت زاویه‌ای نوسانات ایرفویل موجب افزایش نوسانات جریان و شدت آشفتگی در راستای انتشار جبهه‌های موج دامنه پشت ایرفویل شده است. این فرایند با افزایش نرخ کرنش و تغییر شکل گردابه‌ها، به رشد ساختارهای آشفته و افزایش نویز آیرودینامیکی در فرکانس‌های بالاتر منجر می‌شود. توجه شود که مدل‌های آشفتگی بر پایه RANS به‌تنهایی قادر به شبیه‌سازی دقیق سازوکار شکست و تشکیل گردابه‌ها نیست و درباره شکل و ساختار گردابه‌های جدا شده ساکت است.

¹ Wake Region

² Dissipation Rate

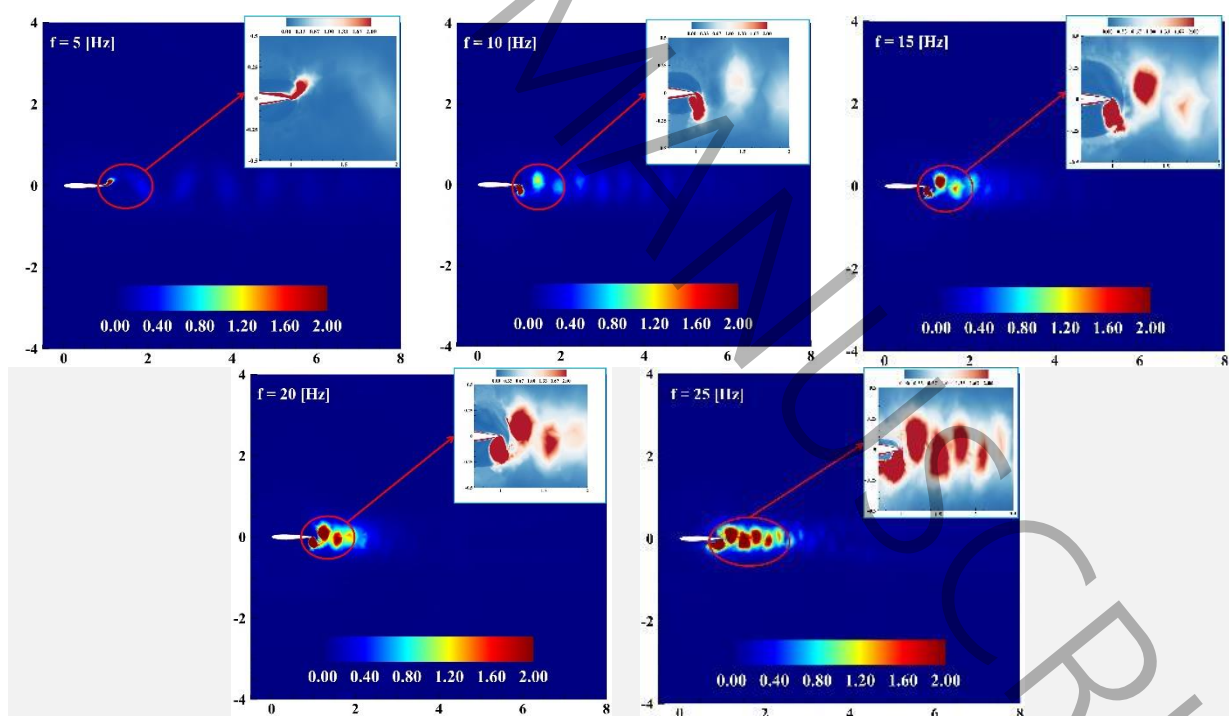
³ Production Term

⁴ Reynolds Stress Tensor



شکل ۹ خطوط هم‌مرز چرخش بی‌بعد برای مدل پایه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در فرکانس‌های چرخش به ترتیب از چپ به راست ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰ و ۲۵ هرتز

Fig. 9. Contours of dimensionless vorticity for the baseline model of NACA 0012 airfoil at pitching frequencies of 5, 10, 15, 20 and 25 Hz (from left to right)



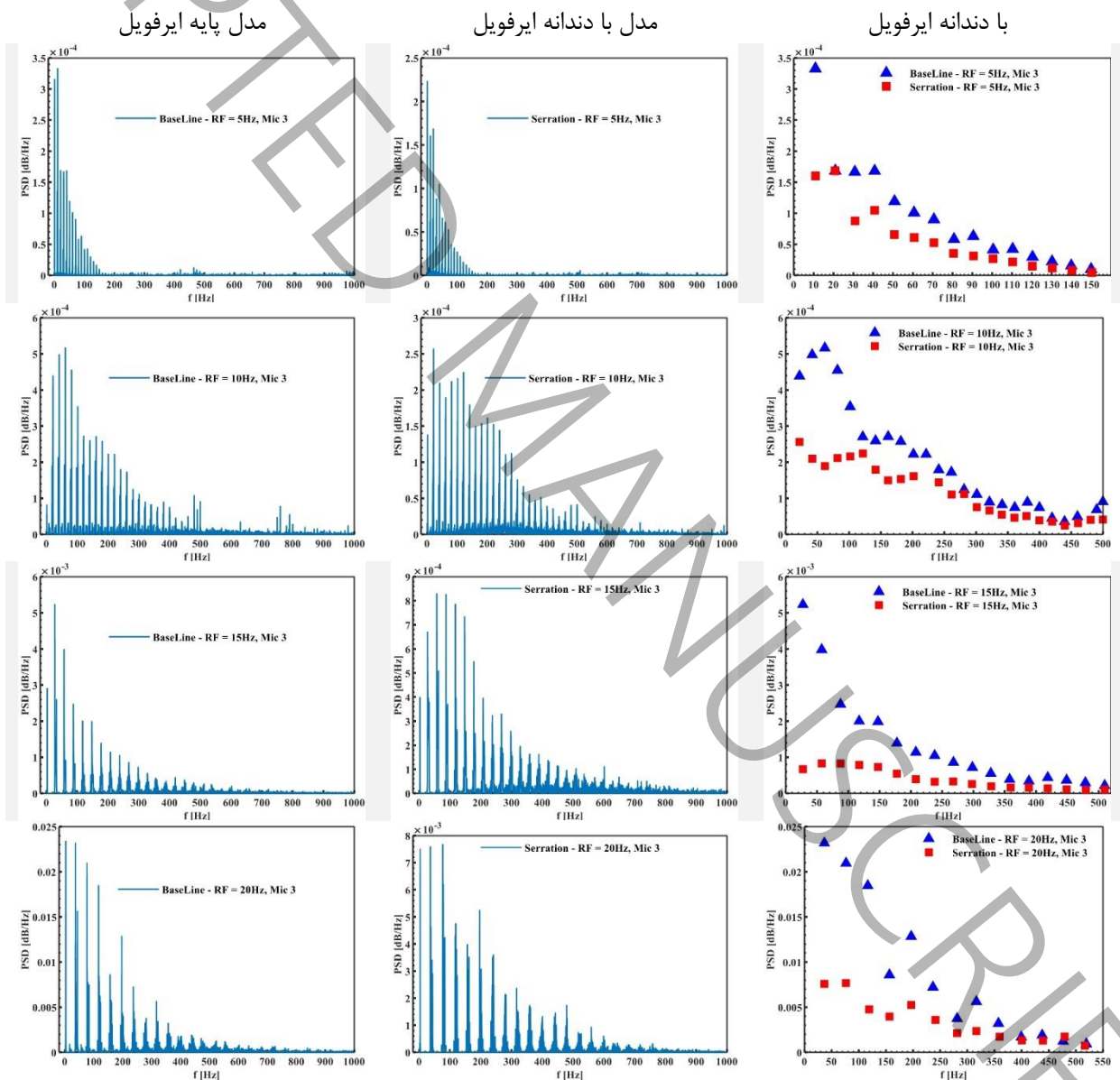
شکل ۱۰ خطوط هم‌مرز چرخش بی‌بعد برای مدل با دندان ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در فرکانس‌های چرخش به ترتیب از چپ به راست ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰ و ۲۵ هرتز

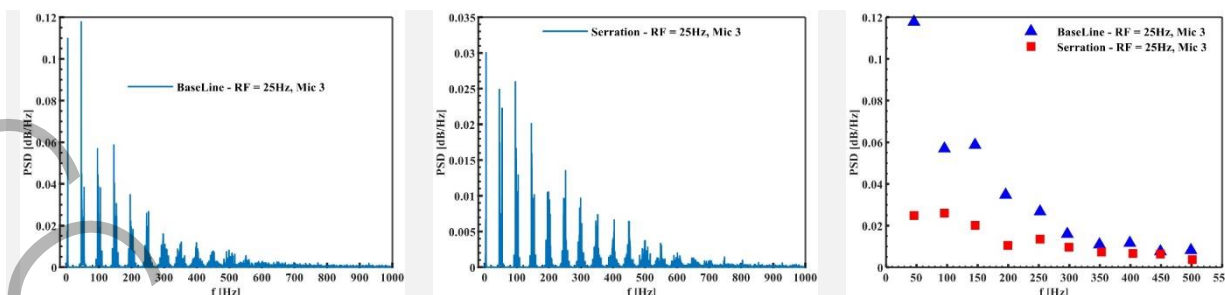
Fig. 10. Contours of dimensionless vorticity for the serration model of NACA 0012 airfoil at pitching frequencies of 5, 10, 15, 20 and 25 Hz (from left to right)

۴-۲- بررسی چگالی طیفی توان در دو نمونه مدل پایه و مدل با دندانه

در این بخش، نمودارهای چگالی انرژی طیف توان صوتی بر حسب فرکانس جریان، برای میکروفون‌های مستقر در پشت ایرفویل در فواصل ۲، ۵، ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۵۰ برابر طول وتر مقایسه و تحلیل شده‌اند. برای پرهیز از زیاد شدن قیاس‌ها و سهولت در تحلیل، داده‌های صوتی در تمام فرکانس‌های چرخش در فاصله ۱۰ متری از انتهای ایرفویل ثبت و ارائه شده‌اند.

مقایسه قله‌های انرژی در دو مدل پایه و





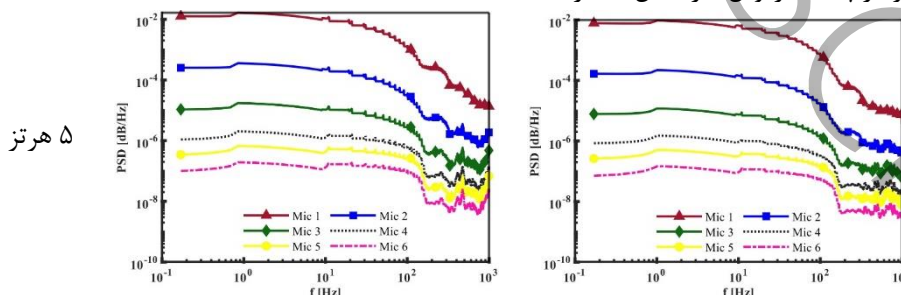
شکل ۱۱ نمودارهای چگالی طیف توان صوتی بر حسب فرکانس جریان همراه با مقادیر بیشینه در هارمونیک‌های فرکانس چرخش مرجع، برای دو مدل پایه و با دندانه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در تمام فرکانس‌های چرخش ایرفویل و در فاصله ۱۰C

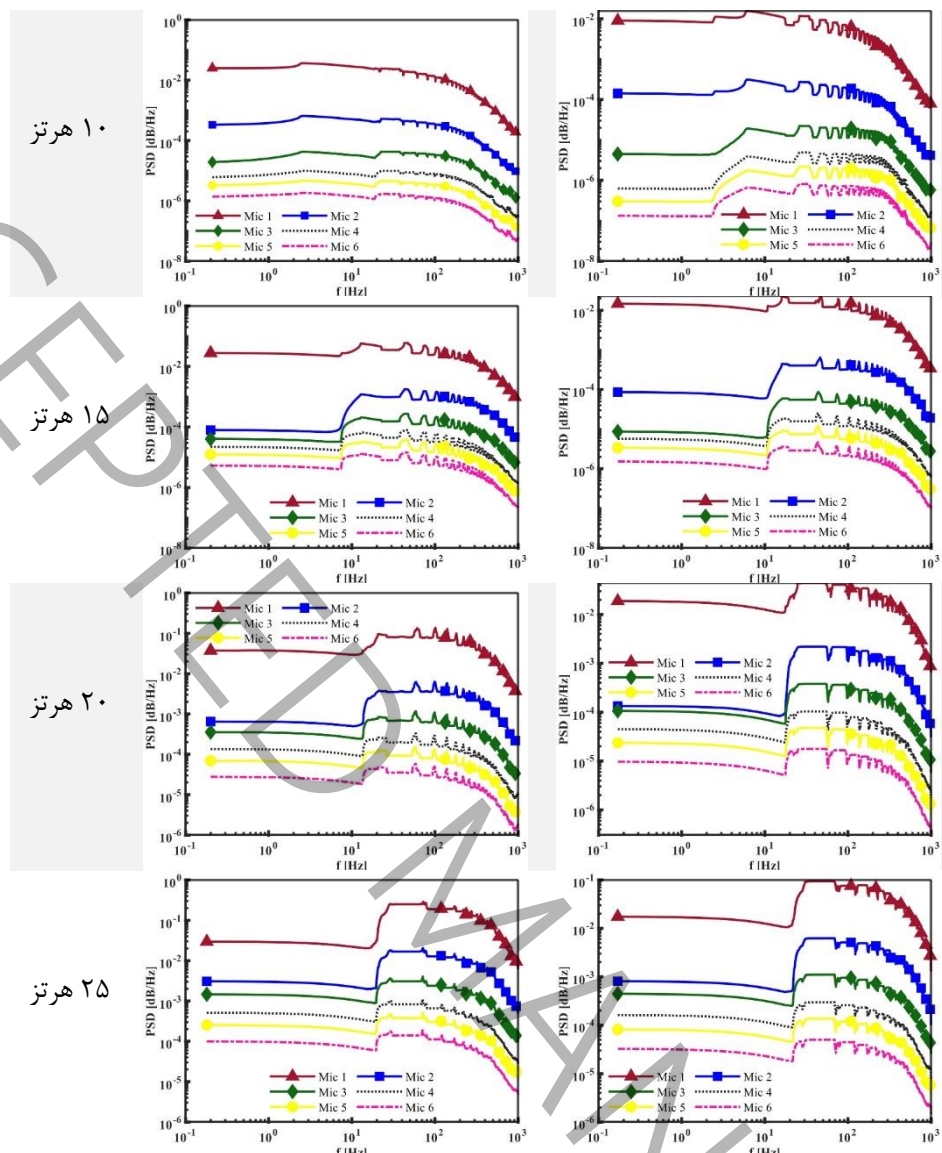
Fig. 11. Sound power spectral density (PSD) plots versus flow frequency, showing peak values at harmonics of the reference pitching frequency for the baseline and serration models of NACA 0012 airfoil at all pitching frequencies and at a distance of 10C

قله‌هایی که در ستون‌های شکل ۱۱ مشاهده می‌شوند، به دلیل حضور گردابه‌های پرانرژی جریان هستند که در اثر نوسان پیچ ایرفویل بوجود می‌آیند. این قله‌ها در فرکانس نوسان ایرفویل و هم‌سازهای آن دیده می‌شوند. با افزایش فرکانس نوسان ایرفویل، مقدار چگالی توان صوتی بیشتر می‌شود؛ زیرا سرعت پیچشی بالا، اغتشاشات فشاری را تقویت کرده است. نکته مهم آن است که بیشینه دامنه توان صوتی در دوبرابر فرکانس پایه نوسان ایرفویل رخ می‌دهد؛ به‌طور مثال، در فرکانس پایه ۵ هرتز، بیشینه در ۱۰ هرتز مشاهده می‌شود. این پدیده به متقارن بودن حرکت ایرفویل در بالا و پایین محور نوسان مربوط است که در مجموع به اندازه دوبرابر فرکانس پایه خود نوسان می‌کند. قله‌های توان صوتی عمدتاً تا فرکانس ۵۰۰ هرتز به دلیل اضمحلال گردابه‌های بزرگ که عامل اصلی نویز پهن‌بند هستند، ادامه پیدا کرده و پس از آن توان صوتی ناچیزی باقی مانده است. در فرکانس‌های بالای ۵۰۰ هرتز، میدان دوردست به حالت پایدار میل می‌کند. در فرکانس چرخش ۱۰ هرتز نیز نوسان‌هایی بین ۷۵۰ تا ۸۰۰ هرتز دیده می‌شود که احتمالاً مربوط به نویز پس‌زمینه، متفاوت از نویز گردابه‌های آشفته است.

نصب دندانه مثلثی، چگالی طیف توان صوت را در تمام فرکانس‌های نوسان ایرفویل کاهش داده و با افزایش فاصله از انتهای ایرفویل (منبع صوت)، رفتار کاهش‌ی مشابه با مدل پایه مشاهده می‌شود. همچنین با دقت در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود که مقدار چگالی طیف توان در مدل دندانه‌دار نسبت به مدل پایه، از حدود ۳۵ درصد در فرکانس نوسان ۵ هرتز تا حدود ۸۰ درصد در فرکانس نوسان ۱۵ و ۲۵ هرتز، کاهش یافته است. این موضوع نشان‌گر کارآمد بودن دندانه در کاهش نویز آیرودینامیکی ایرفویل است. همچنین مشاهده می‌شود که اختلاف اندازه قله‌های انرژی نسبت به یکدیگر در مدل دندانه‌دار، نسبت به این اختلاف در مدل پایه کمتر شده است. در واقع توزیع قله‌های انرژی به جای تجمع دامنه‌های بزرگ در یک بازه فرکانسی محدود و خاص، به توزیع یکدست‌تر در بازه‌های بزرگتری از فرکانس جریان تبدیل شده است.

برای مقایسه دقیق‌تر، چگالی طیف توان صوتی در فرکانس‌های نوسان ایرفویل برای دو مدل پایه و دندانه‌دار در تمامی میکروفون‌های مستقر در پشت ایرفویل، در شکل ۱۲ ارائه شده‌اند.





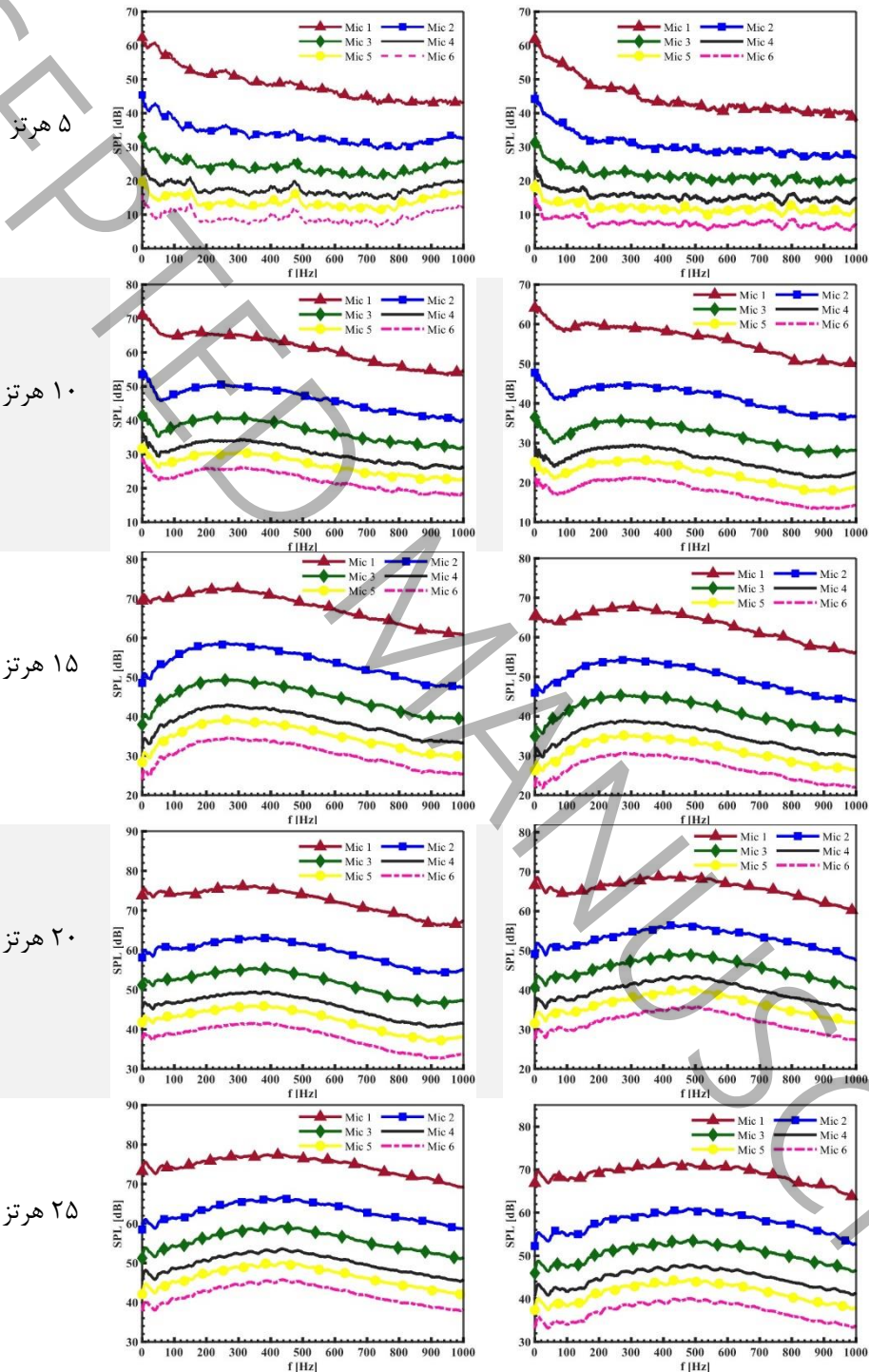
شکل ۱۲ مقایسه توزیع میانگین نمودارهای چگالی طیفی توان بر حسب فرکانس جریان در تمام فرکانس‌های نوسان ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ سمت چپ) مدل پایه و سمت راست) مدل با دندان

Fig. 12. Comparison of the mean distribution of power spectral density (PSD) versus flow frequency across all pitching frequencies of the NACA 0012 airfoil. Left) baseline model, right) serration model

در نمودارهای شکل ۱۲، چگالی توان صوتی در بازه‌ای کم بین 10^{-7} تا 10^0 قرار دارد که با توجه به عدم بررسی اثرات سازه‌ای و تمرکز بر میدان آیروداکوستیکی جریان، منطقی به نظر می‌رسد. همانطور که پیش‌تر نیز اشاره شد، با افزایش فرکانس نوسان ایرفویل، بیشینه چگالی توان صوتی به دلیل افزایش سرعت دورانی و شدت اغتشاشات آیرودینامیکی، بیشتر شده است. در میدان دوردست، به دلیل افزایش فاصله از منبع صوت، توان صوتی سیر نزولی پیدا کرده است. مقایسه میانگین انرژی صوتی هر میکروفون نشان می‌دهد که در مدل دندانه‌دار، این مقدار کمتر از مدل پایه است؛ بنابراین، نصب دندانه باعث کاهش انرژی صوتی دنباله جریان شده است. به طور خلاصه، دندانه موجب: (۱) یکنواخت و یکدست شدن آشفتگی در میدان جریان، (۲) تبدیل نویز از تونال به پهن‌بند و (۳) کاهش نوسانات فشاری شده است.

۳-۴- بررسی عملکرد آبرواکوستیکی دندانه مثلثی بر سطح فشار صوت جریان در مدل‌های پایه و دندانه‌دار

در این بخش، نمودارهای سطح فشار صوت بر حسب فرکانس جریان، برای میکروفون‌های مستقر در پشت ایرفویل به فواصل ۵، ۱۰، ۲۰، ۳۰ و ۵۰ برابر طول وتر مقایسه و تحلیل شده‌اند. شکل ۱۳، سیگنال‌های سطح فشار صوت را در تمام فرکانس‌های چرخش برای مدل‌های پایه و دندانه‌دار نشان می‌دهد.



شکل ۱۳ مقایسه نمودارهای سطح فشار صوت بر حسب فرکانس جریان در تمام فرکانس‌های چرخش ایرفویل ناکا ۰۰۱۲. سمت چپ) مدل پایه و سمت راست) مدل با دندانه

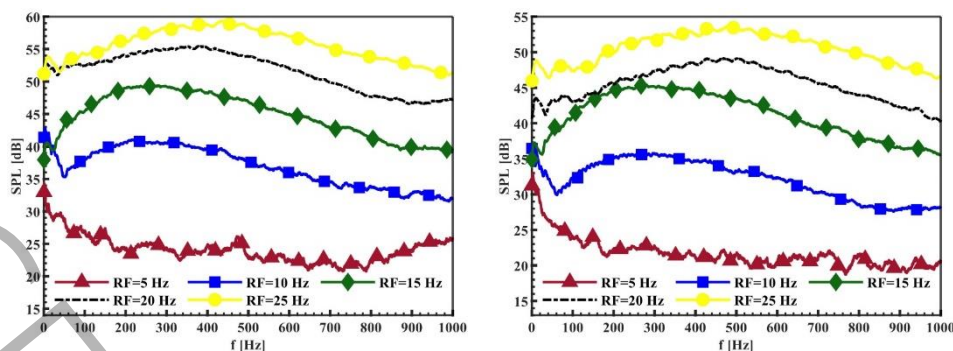
Fig. 13. Comparison of sound pressure level (SPL) plots versus flow frequency across all pitching frequencies of the NACA 0012 airfoil. Left) baseline model, right) serration model

اندرکنش گردابه‌های آزادشده از لبه‌های ایرفویل با جریان برشی آزاد، باعث تغییر در ساختار طیفی نویز شده و به دلیل کاهش مقیاس‌های آماری انتگرال طولی و زمانی اغتشاشات، انتشار امواج آکوستیکی ضعیف‌تر می‌شود. از شکل‌های ۷ و ۸ نیز در رژیم‌های مختلف انرژی، ناپایداری‌ها در مجاورت سطح ایرفویل منجر به تولید نویز قوی‌تر شده است اما با افزایش فاصله، به دلیل افزایش لزجت مؤثر ناشی از مدل‌سازی تنش‌های آشفتگی، میزان انرژی جنبشی آشفته کاهش یافته که نشان می‌دهد نرخ تولید در اثر تداخل تنش‌های رینولدز و نرخ اتلاف که از مدل $K-\omega$ SST به دست می‌آیند، به کاهش دامنه نوسانات فشار آکوستیکی منجر شده است. به همین دلیل، گردابه‌های باقی‌مانده با دامنه صوتی کوچک‌تر نویز کمتری تولید کرده‌اند. از شکل ۱۳ در فرکانس‌های کمتر از ۱۰۰ هرتز و در هارمونیک‌های نزدیک به فرکانس اصلی، اندرکنش سازگار بین نوسانات فشاری و امواج آکوستیکی موجب تشدید سطح فشار صوت شده و به دلیل تأثیرات ناشی از تولید نوسانات ثانویه، نویز تونال به صورت محلی افزایش یافته است که به صورت یک طیف باریک دیده می‌شود؛ این موضوع با تحلیل طیف آبشار انرژی مدل RANS برای بزرگ‌ترین گردابه‌های جریان تأیید می‌شود؛ در حالی که در فرکانس‌های بالاتر، جریان با تبدیل نویز از تونال به پهن‌بند، یکنواخت‌تر شده است. در تحلیل فرکانسی نویز تولیدی، فرکانس‌های مؤثر که دارای دامنه صوتی بالاتر هستند، در طیف صوتی از ستون سوم شکل ۱۱ برجسته شده‌اند. جمع انتگرالی در طول زمان برای چگالی طیفی انرژی نوسانات فشاری در حل RANS قابل بررسی است. به‌طور خاص در مدل‌های مبتنی بر حل طیفی، نرخ اتلاف انرژی در نواحی فرکانسی پایین‌تر کندتر بوده و بنابراین این فرکانس‌ها تقویت می‌شوند. از سوی دیگر، فرکانس‌های غیرمؤثر که ناشی از نویز پس‌زمینه یا خطای عددی ماشین هستند، به دلیل نرخ بالای اتلاف انرژی در مدل آشفتگی $K-\omega$ ، به مرور تضعیف می‌شوند. این پدیده همچنین نشان‌دهنده تأثیر مرتبه معادلات آکوستیکی نسبت به معادلات اصلی جریان است. از پژوهش شکری و مانی [۳۸] تا نصف فرکانس اندازه‌گیری جریان یعنی تا فرکانس ۵۰۰ هرتز که محدوده شکل‌گیری و گسترش اغتشاشات صوتی است، سطح فشار صوت به‌طور میانگین روند افزایشی داشته است. پس از این فرکانس، یک دامنه وسیع و ملایم از نویز پهن‌بند مشاهده می‌شود که روند کاهشی دارد. در فرکانس‌های ابتدایی جریان تا ۵۰ هرتز، افت ناگهانی در دامنه صوتی مشاهده می‌شود. دلیل آن این است که در این بازه فرکانسی، اثرات میرایی امواج در مسیر انتشار و محدودیت‌های طیفی در مدل‌های عددی RANS باعث انسداد طیفی^۱ و افت دامنه نویز می‌شوند. بررسی خطوط هم‌مرز چرخش نشان می‌دهد [۳۸] در فضای میان دو گردابه، نرخ چرخش شدیدی شکل می‌گیرد؛ به‌طوری‌که در بازوی گردابه‌ها نویز تونال قوی و در ناحیه بین آن‌ها، نویز پهن‌بند شکل می‌گیرد. این نوسانات باعث ایجاد الگوهای فیزیکی پیچیده‌ای در جریان سیال می‌شوند که بر تولید و انتشار نویز تأثیر قابل‌توجهی دارند. منتهی این الگوها و پدیده‌ها با مدل‌های آشفتگی مبتنی بر RANS قابل مشاهده نیستند و باید با مدل‌های با دقت بالاتر مانند شبیه‌سازی گردابه‌ای بزرگ و یا حل عددی مستقیم مطالعه شوند. با افزایش فاصله از منبع، دامنه صوتی در محدوده ۱۰ تا ۵۰ دسی‌بل متغیر است. تأثیر این کاهش به فرکانس گسترش امواج صوتی در محیط بستگی دارد. با افزایش فرکانس جریان، امواج صوتی بیشتر دچار پراکندگی^۲ می‌شوند و به دلیل لزجت سیال و اصطکاک داخلی، بخشی از انرژی صوتی تلف شده توسط محیط جذب^۳ می‌شود. شکل ۱۴ سطح فشار صوت را در فاصله ۱۰ متری از انتهای ایرفویل برای پنج فرکانس نوسانی مقایسه می‌کند.

¹ Spectral Blocking

² Diffraction

³ Absorption

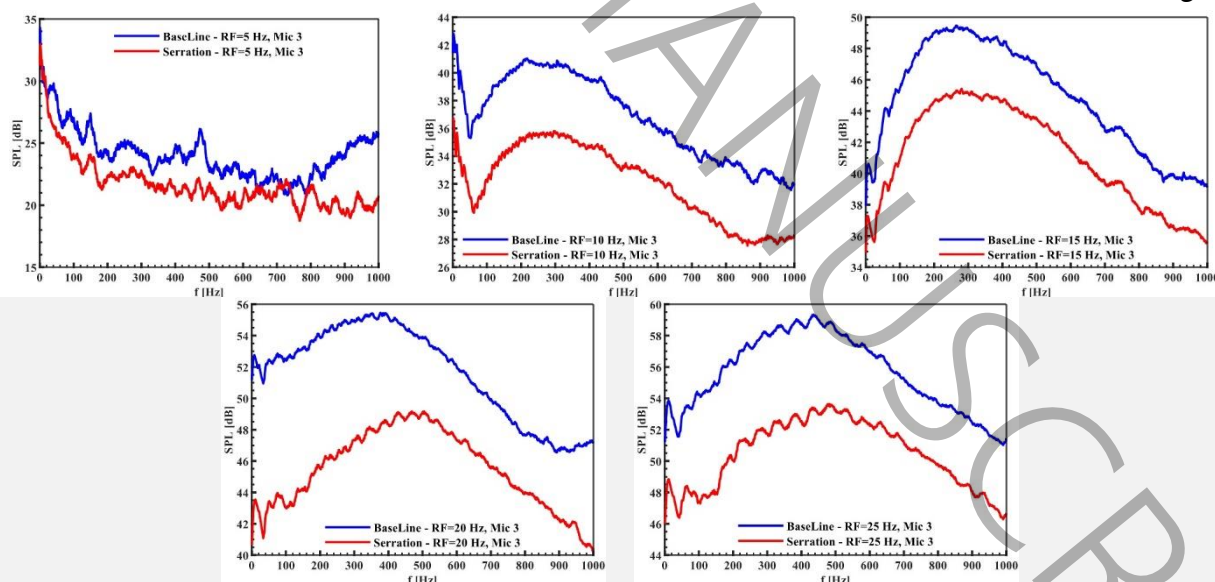


شکل ۱۴ مقایسه توزیع میانگین نمودارهای سطح فشار صوت در فرکانس‌های نوسانی مختلف برای میکروفون به فاصله ۱۰ متری از طول وتر ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ (سمت چپ) مدل پایه و سمت راست) مدل با دندان

Fig. 14. Comparison of the mean distribution of sound pressure level (SPL) at different pitching frequencies for a microphone located 10 chord lengths away (10C) from the NACA 0012 airfoil. Left) baseline model, right) serration model

با استناد به شکل ۱۴، سطح فشار صوت در فرکانس ۲۵ هرتز بیشترین مقدار را در مقایسه با فرکانس‌های دیگر دارد. با کاهش فرکانس نوسان، میانگین سطح فشار صوت در سراسر دامنه سیال کاهش یافته است. تمام نمودارها روند نزولی دارند، زیرا با پیشروی در جریان سیال، انرژی آشفته مستهلک شده و در فواصل دور کامل از بین می‌رود. نوسانات و بیشینه‌های موضعی در فرکانس‌های چرخش کم مانند ۵ هرتز، ممکن است به دلیل قرارگیری در مرکز ناحیه ریزش گردابه‌های پر آشوب و یا به دلیل تقویت و تضعیف نویز ناشی از تداخل امواج صوتی در اثر ریزش گردابه‌ها در دامنه پشت ایرفویل باشد. تحلیل مدل دندانه‌دار مشابه مدل پایه است. در فرکانس ۵ هرتز، تغییرات فشار صوت به مدل پایه بسیار نزدیک بوده، که نشان می‌دهد تأثیر دندان بر امواج فشاری در فرکانس‌های چرخش پایین کمتر از فرکانس‌های بالاتر است.

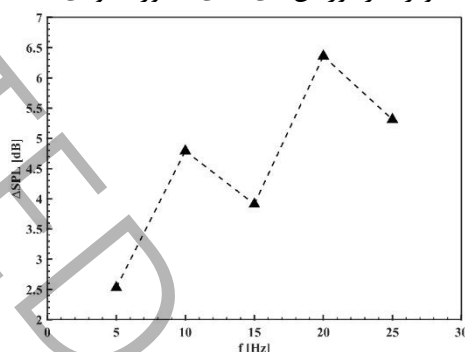
در بخش پایانی، سطح فشار صوت بر حسب فرکانس جریان برای تمام فرکانس‌های چرخش در فاصله ۱۰ متری از انتهای ایرفویل، در شکل ۱۵ مقایسه شده‌اند.



شکل ۱۵ مقایسه نمودارهای سطح فشار صوت بر حسب فرکانس جریان برای دو مدل پایه و با دندان ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در تمام فرکانس‌ها و فاصله ۱۰C

Fig. 15. Comparison of sound pressure level (SPL) plots versus flow frequency for the baseline and serration models of the NACA 0012 airfoil at all pitching frequencies and at a distance of 10 chord lengths (10C)

ایجاد دندانه مثلی بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در همه فرکانس‌های چرخش، به‌ویژه در نزدیکی لبه فرار و فرکانس‌های پایین با فشار صوت بالا، به‌طور مؤثری اغتشاشات صوتی آیرودینامیکی را کاهش داده است. در فرکانس چرخش ۵ هرتز و فرکانس جریان ۷۲۸ هرتز، افزایش نویزی در حدود ۱/۱ دسی‌بل مشاهده می‌شود که احتمالاً ناشی از تقویت تداخل امواج آزاد شده از انتهای دندانه است. با توجه به شکل ۱۶، نصب دندانه در فرکانس‌های چرخش ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰ و ۲۵ هرتز به ترتیب ۲/۵۳، ۴/۷۹، ۳/۹۱، ۶/۳۶ و ۵/۳۱ دسی‌بل از سطح فشار صوت کم کرده است. به‌طور میانگین دندانه توانسته است ۸/۹۵ دسی‌بل نویز ناشی از ریزش گردابه‌ها را کاهش دهد. روند تغییرات غیرخطی است طوری که با افزایش فرکانس نوسان، مقدار کاهش سطح فشار صوت به‌صورت نامنظم تغییر کرده است. در برخی فرکانس‌ها مثلاً ۲۰ هرتز، کاهش سطح فشار صوت بیشینه است، درحالی‌که در فرکانس‌های دیگر کمتر است. این می‌تواند نشان‌دهنده رزونانس^۱ یا وابستگی فرکانسی اثر دندانه‌ها باشد. پس استفاده از دندانه‌های مثلی بسته به فرکانس ممکن است مفید یا کم‌اثرتر باشد. این مقادیر در کاربردهای عملی، به‌ویژه در توربین‌های بادی محور عمودی، کاملاً قابل‌ملاحظه است.



شکل ۱۶ مقدار کاهش میانگین سطح فشار صوت بر حسب فرکانس‌های مختلف چرخش ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

Fig. 16. Reduction in the mean sound pressure level (SPL) at different pitching frequencies of the NACA 0012 airfoil

۵- نتیجه‌گیری

این پژوهش با هدف بررسی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل نوسانی ناکا ۰۰۱۲ مجهز به دندانه‌های مثلی در لبه فرار انجام شده است. آزمایش‌ها در پنج فرکانس نوسانی مختلف (۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰ و ۲۵ هرتز) با استفاده از مدل آشفتگی $k-\omega$ SST و شبکه لغزنده در جریان آزاد با سرعت ۱۰ متر بر ثانیه صورت گرفت. نتایج حاصل از تحلیل نمودارهای چگالی طیفی توان و سطح فشار صوت نشان دادند که برای هر دو مدل پایه و با دندانه، بیشینه انرژی صوتی در دو برابر فرکانس چرخش ایرفویل ظاهر شده و هارمونیک‌های طبیعی آن به صورت قله‌های فرکانسی در طیف صوتی دیده شدند. سطح فشار صوت در این شرایط بین ۱۰ تا ۷۵ دسی‌بل متغیر بود که نمایانگر تولید قابل توجه نویز توسط گردابه‌های آشفته پشت ایرفویل در حالت نوسان است.

با نصب دندانه مثلی در لبه فرار ایرفویل، گردابه‌های بزرگ که بیشترین سهم را در تولید نویز داشتند، با عبور از فضای میان دندانه‌ها به گردابه‌های کوچک‌تر با فرکانس بالاتر تجزیه شدند و در نتیجه دامنه صوتی آن‌ها کاهش یافت. این پدیده به کاهش سطح فشار صوت و تضعیف مؤثر نویز تونال منجر شد. میزان کاهش نویز به‌ترتیب برای فرکانس‌های ۵ تا ۲۵ هرتز برابر با ۲/۵۳، ۴/۷۹، ۳/۹۱، ۶/۳۶ و ۵/۳۱ دسی‌بل گزارش شد. همچنین مشاهده شد که دندانه‌ها در نواحی با اغتشاش شدید، نویز تونال را به نویز پهن‌بند یکنواخت‌تری تبدیل کردند که این بهبود عملکرد آکوستیکی جریان را نشان می‌دهد. بررسی‌ها آشکار ساخت که منشأ اصلی نویز، حضور گردابه‌ها با اندازه‌های گوناگون در جریان آشفته است؛ دندانه با تغییر توزیع این گردابه‌ها در فرکانس‌های پایین مؤثرتر عمل کرده است، اما در فرکانس‌های نوسانی بالاتر به دلیل ایجاد گردابه‌های قوی‌تر، کارایی آن کاهش یافت. با وجود محدودیت مدل‌های بر پایه RANS به دلیل میانگین‌گیری زمانی، این مدل‌ها قادر به نمایش دقیق جزئیات دینامیکی گردابه‌ها و اندرکنش میان آن‌ها نیستند، اما همچنان ابزار مناسب و قابل قبولی برای بررسی و تحلیل روند کلی رفتار آیرودینامیکی محسوب می‌شوند.

¹ Resonance

هدف نهایی از نصب دندان، کاهش میانگین سطح فشار صوت ناشی از ریزش گردابه‌های آشفته لبه فرار و همچنین یکنواخت‌سازی فشار صوت با تبدیل نویز تونال به نویز پهن‌بند بوده است. نتایج این پژوهش نشان دادند که هر دو هدف محقق شده‌اند. پیشنهاد می‌شود در مطالعات آینده، اثر طول موج و دامنه دندان‌ها برای دستیابی به بهینه‌ترین حالت در کاهش نویز بررسی شود، همچنین ایجاد دندان در لبه حمله و استفاده از مدل‌سازی گردابه‌ای بزرگ جهت تحلیل دقیق‌تر ساختارهای جریان و نویز آیرودینامیکی در نظر گرفته شود.

۹-۲- فهرست علائم

علائم انگلیسی

a	سرعت صوت، m/s
b	عرض ایرفویل، m
c	طول وتر ایرفویل، m
cd	ضریب پسا
cl	ضریب برآ
FFT	تابع تبدیل فوری سریع
f	فرکانس، Hz
$2h$	دامنه دندان، m
h	ارتفاع، m
I	شدت آشفته‌گی
k	انرژی جنبشی آشفته‌گی، $kg.m^2/s^2$
n	بردار عمود بر سطح
P	فشار، pa
p'	فشار نوسانی، pa
Re	عدد رینولدز
St	عدد استروهل
Δt	گام زمانی، s
T	دوره تناوب، s
t	مقیاس زمانی، s
U	سرعت متوسط، m/s
u	سرعت نوسانی، m/s
x	مؤلفه راستای طولی، m
y	مؤلفه راستای عرضی، m
y_p	ارتفاع اولین لایه از لایه مرزی، m
y^+	فاصله بی‌بعد سطح عمودی لایه مرزی

علائم یونانی

α	زاویه حمله، درجه
δ_{ij}	دلتا کرانکر
ε	ضخامت فرو رفتگی دندان، m
λ	طول موج دندان، m
μ	ویسکوزیته دینامیکی، kg/m.s
ν	ویسکوزیته سینماتیکی، m^2/s
ρ	چگالی، kg/m^3
τ	تنش برشی، pa
ω	سرعت دورانی، rad/s

زیرنویس

i	اندیس تانسوری در راستای x
-----	---------------------------

j	اندیس تانسوری در راستای y
k	اندیس تانسوری در راستای z
$\infty, 0$	شرایط جریان آزاد
ref	شرایط مرجع
بالانویس	
*	تابع مزدوج

۱۰-۲- منابع و مراجع

- [1] J.W. Jaworski, N. Peake, Aeroacoustics of silent owl flight, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 52(1) (2020) 395-420.
- [2] D. Li, X. Liu, F. Hu, L. Wang, Effect of trailing-edge serrations on noise reduction in a coupled bionic aerofoil inspired by barn owls, *Bioinspiration & biomimetics*, 15(1) (2019) 016009.
- [3] S.W. Rienstra, A. Hirschberg, *An introduction to acoustics*, (2004).
- [4] S. Deshmukh, S. Bhattacharya, A. Jain, A.R. Paul, Wind turbine noise and its mitigation techniques: A review, *Energy Procedia*, 160 (2019) 633-640.
- [5] T. Zhou, Y. Sun, R. Fattah, X. Zhang, X. Huang, An experimental study of trailing edge noise from a pitching airfoil, *The Journal of the Acoustical Society of America*, 145(4) (2019) 2009-2021.
- [6] L. Huang, G. Huang, R. LeBeau, T. Hauser, Optimization of blowing and suction control on NACA0012 airfoil using genetic algorithm, in: *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2004, pp. 225.
- [7] S. Hasheminasab, S. Karimian, S. Noori, M. Saeedi, C. Morton, Experimental investigation of the wake dynamics for a NACA0012 airfoil with a cut-in serrated trailing-edge, *Physics of Fluids*, 33(5) (2021).
- [8] A. Afshari, A. Dehghan, M. Dehghani Mohammad-abadi, M. Dehghan Manshad, Semi-empirical Investigation of the effect of finlet on the turbulent boundary layer trailing edge noise, *Modares Mechanical Engineering*, 20(8) (2020) 1951-1965.
- [9] F. Gstrein, N. Zang, M. Azarpeyvand, Application of Finlets for Trailing Edge Noise Reduction of a NACA 0012 Airfoil, in: *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, 2020, pp. 2502.
- [10] H.T. Cen, J.L. Liu, Bionic Design Review of wind turbine blades, *Advanced Materials Research*, 512 (2012) 599-603.
- [11] H. Cao, M. Zhang, Y. Zhang, T. Zhou, A general model for trailing edge serrations simulation on wind turbine airfoils, *Theoretical and Applied Mechanics Letters*, 11(4) (2021) 100284.
- [12] A.-G. Totu, G. Cican, D.-E. Crunțeanu, Serrations as a Passive Solution for Turbomachinery Noise Reduction, *Aerospace*, 11(4) (2024) 292.
- [13] M.R. Ramli, W.M.W. Mohamed, H. Yusoff, M.A. Ismail, A.A. Mansor, A. Hussin, A.F.M. Yamin, The Aerodynamic Characteristics Investigation on NACA 0012 Airfoil with Owl's Wing Serrations for Future Air Vehicle, *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, 102(1) (2023) 171-183.
- [14] S. Lee, S. Lee, Wind turbine noise reduction by means of serrated trailing edges, in: *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings*, Institute of Noise Control Engineering, 2012, pp. 2283-2288.
- [15] X. Yu, J. Zhou, Y. Li, Noise control in tandem airfoil configurations using leading-edge serrations on the front airfoil, *Experiments in Fluids*, 66(5) (2025) 1-17.
- [16] F. Avallone, W. Van Der Velden, D. Ragni, D. Casalino, Noise reduction mechanisms of sawtooth and combed-sawtooth trailing-edge serrations, *Journal of Fluid Mechanics*, 848 (2018) 560-591.
- [17] J. Mathew, A. Singh, J. Madsen, C.A. León, Serration design methodology for wind turbine noise reduction, in: *Journal of Physics: Conference Series*, IOP Publishing, 2016, pp. 022019.

- [18] J. Nedić, J.C. Vassilicos, Vortex shedding and aerodynamic performance of airfoil with multiscale trailing-edge modifications, *AIAA Journal*, 53(11) (2015) 3240-3250.
- [19] P. Kholodov, S. Moreau, Optimization of trailing-edge serrations with and without slits for broadband noise reduction, *Journal of Sound and Vibration*, 490 (2021) 115736.
- [20] X. Liu, H. Kamliya Jawahar, M. Azarpeyvand, R. Theunissen, Aerodynamic performance and wake development of airfoils with serrated trailing-edges, *AIAA Journal*, 55(11) (2017) 3669-3680.
- [21] X. Liu, H. Kamliya Jawahar, M. Azarpeyvand, R. Theunissen, Wake development of airfoils with serrated trailing edges, in: 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2016, pp. 2817.
- [22] C. Jiang, J.R. Fischer, D. Moreau, C.J. Doolan, Experimental investigation of novel porous-serrated treatments on airfoil trailing edge noise reduction, in: 25th AIAA/CEAS aeroacoustics conference, 2019, pp. 2435.
- [23] U. Hussain, S.U. Malook, B. Shabir, O. Ali, S.M. Ahmad, Effect of trailing edge serration on the lift and drag characteristics of NACA0012 airfoil wing, in: 35th AIAA applied aerodynamics conference, 2017, pp. 4470.
- [24] L. Jones, R. Sandberg, Acoustic and hydrodynamic analysis of the flow around an aerofoil with trailing-edge serrations, *Journal of Fluid Mechanics*, 706 (2012) 295-322.
- [25] N. Thomareis, G. Papadakis, Effect of trailing edge shape on the separated flow characteristics around an airfoil at low Reynolds number: A numerical study, *Physics of Fluids*, 29(1) (2017).
- [26] B. Al Tlua, J. Rocha, Experimental investigation of NACA-0012 airfoil instability noise with sawtooth trailing edges, *Wind Engineering*, 46(3) (2022) 972-982.
- [27] B. Al Tlua, R. Joana, Optimization and testing of flat-plate trailing-edge serration geometry for reducing airfoil self-noise, *Canadian Acoustics*, 48(4) (2020) 7-18.
- [28] T.P. Chong, E. Dubois, Optimization of the poro-serrated trailing edges for airfoil broadband noise reduction, *The Journal of the Acoustical Society of America*, 140(2) (2016) 1361-1373.
- [29] A. Vathylakis, T.P. Chong, P.F. Joseph, Poro-serrated trailing-edge devices for airfoil self-noise reduction, *AIAA journal*, 53(11) (2015) 3379-3394.
- [30] S.B. Pope, *Turbulent Flows*, Cambridge University Press, 2000.
- [31] D. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*, DCW industries, La Canada, (1998).
- [32] T. Zhou, X. Zhang, S. Zhong, An experimental study of trailing edge noise from a heaving airfoil, *The Journal of the Acoustical Society of America*, 147(6) (2020) 4020-4031.
- [33] Chapter 22: Predicting Aerodynamically Generated Noise, in, *ANSYS Fluent Theory Guide*, 2019 R2.
- [34] E. Molatudi, T.J. Kunene, L.K. Tartibu, A Ffowcs Williams-Hawkings numerical aeroacoustic study of varied and fixed-pitch blades of an H-Rotor vertical axis wind turbine, in: *MATEC Web of Conferences*, EDP Sciences, 2021, pp. 00013.
- [35] H. Kuttruff, *Acoustics: an introduction*, CRC Press, 2007.
- [36] A. Aihara, A. Goude, H. Bernhoff, Numerical prediction of noise generated from airfoil in stall using LES and acoustic analogy, *Noise & Vibration Worldwide*, 52(10) (2021) 295-305.
- [37] Chapter 7: Physical Properties, in, *ANSYS Fluent User's Guide*, 2019 R2.
- [38] R. Shokri Khanghah, M. Mani, Experimental investigation of acoustic noise produced in different types of vertical axis wind turbines, *Experimental*, Amirkabir University of Technology (Tehran Polytechnic), September, 2021. (in Persian).

Numerical Investigation of Acoustic Noise of an Oscillating NACA0012 Airfoil Equipped with Triangular Serrations

Mohammad Mostofi^a, Rojin Shokri Khanghah^b, Sahar Noori^c

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

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

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

ABSTRACT

Aerodynamic noise generated by airfoils poses a serious industrial challenge because of its detrimental impact on human hearing and on the performance of vehicles and wind turbines. This noise rooted in geometric parameters, vortex shedding and flow separation can be mitigated by mounting triangular serrations on the trailing edge. In the present study, the aeroacoustic behaviour of an oscillating NACA 0012 airfoil with a $\pm 10^\circ$ pitching amplitude and oscillation frequencies between 5 and 25 Hz about its aerodynamic centre was evaluated numerically. The flow field was solved with the Unsteady Reynolds-averaged Navier–Stokes equations with the $k-\omega$ SST turbulence model, while the surrounding acoustic field was predicted through the Ffowes Williams–Hawkings (FW-H) acoustic analogy. Acoustic metrics, including sound pressure level and power spectral density, were recorded at several downstream positions from the trailing edge. results demonstrate that the serrations fragmented large scale vortices into smaller structures and, on average, lowered vortex-induced

noise by 4.58 dB from 51.18 dB equivalent to a 8.95% reduction. This attenuation is attributed to weakened dominant vortices, reduced velocity fluctuations and creating phase shifts in acoustic wave propagation, which collectively suppress wake turbulence and limit acoustic energy propagation, thereby enhancing aeroacoustic performance. The effectiveness of serrations was frequency dependent, exhibiting greater efficacy at lower oscillation frequencies and reduced effectiveness at higher frequencies due to intensified flow instabilities.

KEYWORDS

Oscillating Pitching Airfoil, Aeroacoustic Noise, Triangular Serrations, Frequency Analysis