



Effect of blowing on flow-induced noise reduction in a rod-airfoil

S.h Abbasi*, M.d Souri

Department of Mechanical Engineering, Arak University of Technology, Arak, Iran

ABSTRACT: In this paper, the effect of blowing in a rod on the flow structure and its noise in a rod-airfoil is investigated. To this aim, the simulation of the flow around the rod-airfoil was performed using URANS equations and employing $k-\omega$ -SST turbulence model. The prediction of the flow-induced noise is performed using F-WH analogy. Since Vortex's periodic production is the main cause of the noise mechanism, by reducing its effect on the airfoil leading edge, the acoustic propagation reduces as well. In the present study, in order to control flow and reduce noise, the blowing active control in the rod has been used. The intensity of the blowing that is the ratio of blowing velocity to the inlet freestream flow, is chosen between 0.1 and 0.5. The results showed that increasing the blowing intensity to 0.5 reduces the noise emitted from the rod by 90% and the airfoil and rod-airfoil by 64%. In addition, by applying blowing, the lift force is increased and the drag force of the rod is reduced, which is aerodynamically favorable. In addition, the vortex shedding frequency decreases when blowing applied.

Review History:

Received: Sep. 14, 2019
Revised: Mar. 14, 2020
Accepted: May, 03, 2020
Available Online: May, 03, 2020

Keywords:

Aeroacoustics
Noise Reduction
Rod-Airfoil
Blowing Method
Flow Control

1- Introduction

Interaction of the fluid flow and the object leads to aerodynamic noise when a bluff body is exposed to a flow. Therefore, it is necessary to study the occurrence of aerodynamic noise and identify related phenomena.

Some devices and turbomachines are designed and tuned to be located downstream of a bluff body. Typically, a set of heat exchanger tubes, air conditioning systems, and helicopter rotors, for example, interact with other components such as fittings, bolts, and aircraft cycles, such as turbochargers. In order to simulate the phenomena in these cases, a combination of rod and airfoil is used to investigate the noise and turbulence structure of the flow. In this way, by locating the rod upstream of the airfoil, the unsteady flow passing of the rod moves downstream and divides at the leading edge. Accordingly, the study of flow structure and methods of reducing aerodynamic noise in the rod-airfoil has been considered by researchers due to its importance. In this regard, Jacob et al. [1] measured the flow on a rod-airfoil and extracted the noise spectra caused by the flow around the airfoil. Their experimental results are an accurate database for numerical validation. Chen et al. [2] in a three-dimensional numerical study examined rod-airfoil noise. They investigated the effect of corrugating the airfoil leading edge on the reduction of aerodynamic noise. Rousoulis et al. [3] numerically studied the effect of the rotating rod at

the upstream of the airfoil on the noise generated in the rod-airfoil. Their results showed that the noise was reduced if the rod rotation frequency was twice the natural frequency of the rotation.

Accordingly, the present paper examines the flow-induced noise in the rod-airfoil using the FW-H analogy. A literature review survey shows that the effect of blowing on the back of rod surface in rod-airfoil noise control has not been investigated. Therefore, in the present paper, the effect of blowing on the rod with different velocities to correct the flow structure and control aerodynamic noise is investigated.

2- Methodology

To analyze the flow, the governing equations, including continuity and momentary equations, must be solved.

To analyze the flow-induced noise, aside from Navier-Stokes equations, the FW-H (Eq. (1)) is employed as well. This is a heterogeneous wave equation derived from the continuity equation and Navier-Stokes equations. The stress tensor is according to Eq. (2) and P_{ij} is the compressible stress tensor (Eq. (3)).

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 P'}{\partial t^2} - \nabla^2 P' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} \left[[P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f) \right] + \frac{\partial}{\partial t} \left\{ [\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f) \right\} \quad (1)$$

*Corresponding author's email: s_abbasi@arakut.ac.ir



$$T_{ij} = \rho u_i u_j - \tau_{ij} + \delta_{ij} ((\rho - \rho_0) - C_0^2 (\rho - \rho_0)) \quad (2)$$

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

c_0 denotes the upstream sound velocity. $H(f)$ is the Heaviside function, $\delta(f)$ is the Dirac Delta function and T_{ij} is the Lighthill stress tensor. τ_{ij} , δ_{ij} , ρ and P' account for the viscous stress, Kronecker delta, density, and far-field sound pressure ($P' = P - P_0$), respectively. $f = 0$ represents the surrounding surface of the external flow problems, n_i is the vertical unit vector outward region ($f_0 > 0$) is the far-field speed of sound.

FW-H acoustic analogy can be applied to compute the far-field sound pressure for flow over the rigid body, where the dipole term is dominant over the monopole and quadrupole

terms. Then, the FW-H equation can be simplified as follows:

$$p'(x, t) = \frac{1}{4\pi c_0} \int_S \frac{(x_i - y_i) n_i}{r^2} \frac{\partial p(y, \tau)}{\partial \tau} dS(y) + \frac{1}{4\pi S} \int \frac{(x_i - y_i) n_i}{r^3} p(y, \tau) dS(y) \quad (4)$$

where c_0 is the speed of sound in air, τ is the emission time ($\tau = t - r/c_0$), r is the distance between the source and the receiver, and y is the source on the surface of the rigid body S .

3- Numerical Simulation

In the present study, the experimental model of Jacob et al. [1] is used to validate the results. Thus, an airfoil with a chord of 0.1 m is located downstream of a rod with a diameter equal to 0.1C and at a distance equal to the chord of an airfoil (C). A microphone is located at 18.5C of the airfoil center and the top of it. The schematic of the problem along with the boundary conditions is shown in Fig. 1.

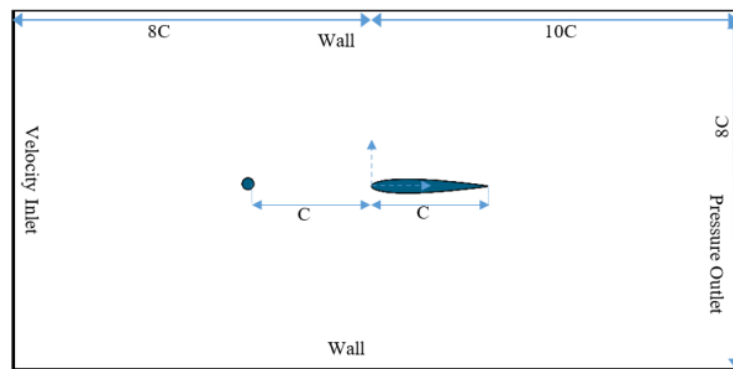


Fig. 1. The geometry of solution field and boundary conditions

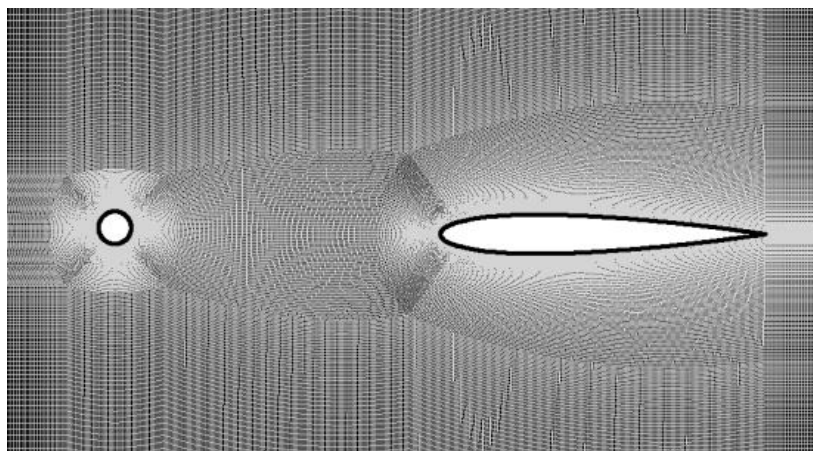


Fig. 2. Closed view of computational domain meshing

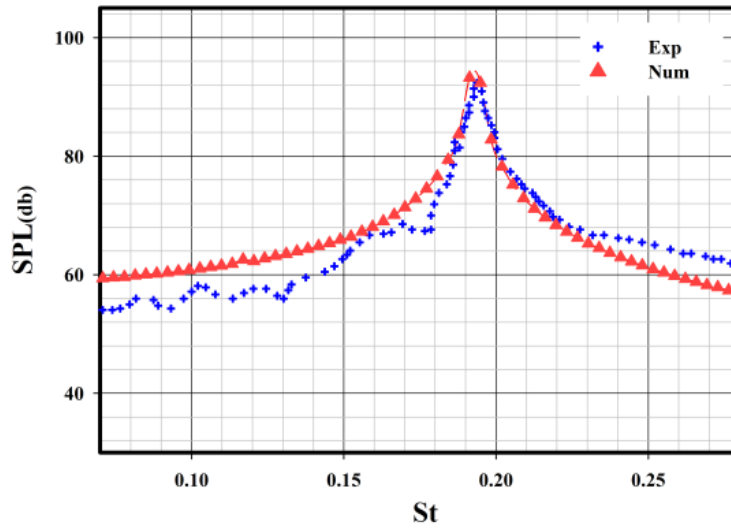


Fig. 3. Sound pressure level in terms of Strouhal number [1]

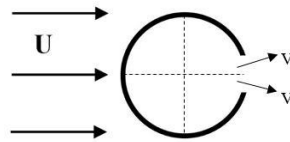


Fig. 4. Schematic of the blowing slot

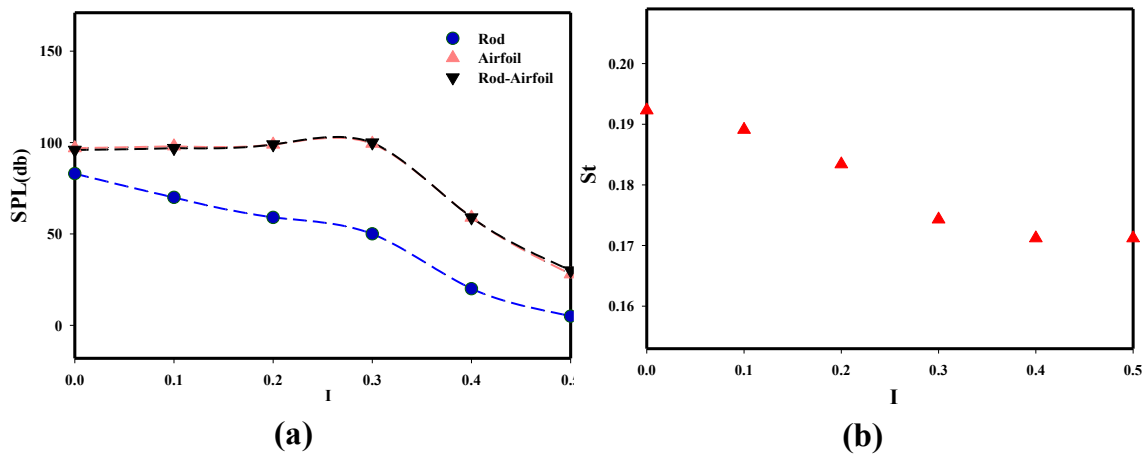


Fig. 5. Diagram of the effect of blowing on the back of the rod surface on (a) Sound pressure level of rod, airfoil, and rod-airfoil, (b) Strouhal number

Computational domain meshing is structured. Fig. 2 shows a close view of the flow network around the rod-airfoil.

In the present study, a two-dimensional URANS approach is implemented to simulate aeroacoustic where the $k-\omega$ -SST turbulence model has been employed. In the unsteady simulation process, a time step of 0.0001s was used and the total simulation time was 0.5 s. According to Figure 3, a comparison of the Sound Pressure Level (*SPL*) versus Strouhal number between experimental and numerical

results indicates the reliability of the present simulation.

In order to control and reduce the noise caused by the flow, the blowing slot is applied on the back of the rod surface (with a length equal to 0.1 of the rod circumference) (Fig. 4). Also, in the present study, the effects of blowing intensity, which is defined as $I = V / U$ (V blowing velocity and U velocity at infinity) and changed from 0 to 0.5 ($I = 0 - 0.5$) are investigated on the flow structure and aerodynamic noise.

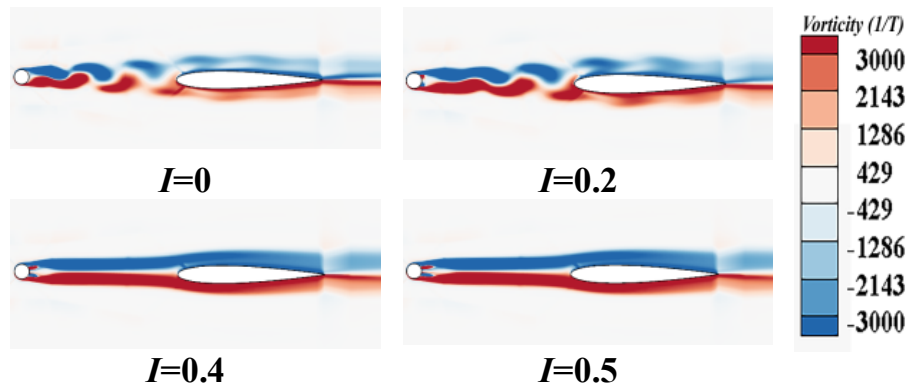


Fig. 6. Vorticity distribution by applying the blowing and increasing its intensity around the rod and airfoil

4- Results and Discussion

Variations in the *SPL* and the Strouhal number in different cases are shown in Fig. 5. Fig. 5(a) shows that increasing the intensity of the blowing from 0 to 0.5 reduces the maximum noise generated by the rod by 90% and the noise generated from the airfoil and the rod-airfoil by 64%. Also, according to Fig. 5(b), it is observed a decrease of 10% in the Strouhal number.

Fig. 6 shows the vorticity contours in different cases. According to Fig. 6, it can be seen that the flow passing the rod causes the vortex shedding and form von-Karman Street. It is quite clear that at $I = 0$ (without applying the blowing), the flow is broken into small structures after separation and is placed on the airfoil. By applying the blowing and increasing its intensity, the occurrence of periodic vortices decreases. In $I = 0.4$ and $I = 0.5$, no vortices have been created at the bottom of the rod and von-Karman Street has not been formed. Due to the lack of vortices in $I = 0.4$ and $I = 0.5$ in the flow structure, it is expected a further reduction in production noise. A review of Fig. 5 confirms this result.

5- Conclusions

In the present paper, a numerical study of the effect of the blowing control method in the rod on aerodynamic noise and flow structure in a rod-airfoil was discussed. For this purpose,

a slot located back of the rod surface was employed. Flow blowing was performed at different intensities from 10% to 50% of the inlet velocity. The acoustic mechanism is often periodic that directly relates to the vortex shedding at the rod downstream. The increase in the blowing intensity resulted in the alleviation of the vortex formation. The instability of von-Karman Street around the airfoil leading edge is symmetrical that has been minimized by applying the control method. This reduces the oscillating forces and then the aerodynamic noise

References

- [1] M.C. Jacob, J. Boudet, D. Casalino, M. Michard, A rod-airfoil experiment as a benchmark for broadband noise modeling, *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 19(3) (2005) 171-196.
- [2] W. Chen, W. Qiao, F. Tong, L. Wang, X. Wang, Numerical Investigation of Wavy Leading Edges on Rod-Airfoil Interaction Noise, *AIAA Journal*, 56(7) (2018) 2553-2567.
- [3] L. Siozos-Rousoulis, C. Lacor, G. Ghorbaniasl, A flow control technique for noise reduction of a rod-airfoil configuration, *Journal of Fluids and Structures*, 69 (2017) 293-307.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

Sarallah Abbasi, Mohammad Souri , *Effect of blowing on flow-induced noise reduction in a rod-airfoil. Amirkabir J. Mech. Eng., 53(special issue 3) (2021). 431-434.*

DOI: [10.22060/mej.2020.17054.6504](https://doi.org/10.22060/mej.2020.17054.6504)





بررسی اثر اعمال دمش در سیلندر بر کاهش نویز ناشی از جریان در یک سیلندر - ایرفویل

ناراله عباسی*، محمد سوری

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اراک، اراک، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۸/۰۶/۲۳
بازنگری: ۱۳۹۸/۱۲/۲۴
پذیرش: ۱۳۹۹/۰۲/۱۴
ارائه آنلاین: ۱۳۹۹/۰۲/۲۵

کلمات کلیدی:

آیروآکوستیک
کاهش نویز
سیلندر - ایرفویل
دمش، کنترل جریان

خلاصه: در مقاله حاضر به بررسی اثر اعمال دمش در سیلندر بر ساختار جریان و نویز ناشی از آن در یک سیلندر ایرفویل پرداخته شده است. بدین منظور شبیه‌سازی جریان حول سیلندر - ایرفویل با استفاده از معادلات ناپایای ناویر استوکس متوسط‌گیری شده به روش رینولدز و با بکارگیری مدل توربولانسی $k-\omega-SST$ انجام شده است. از آنالوژی فوکس ویلیامز - هاوکینگز برای پیش‌بینی نویز ناشی از جریان استفاده گردیده است. از آنجا که انتشار دوره‌ای گردابه و برخورد آن بر لبه حمله ایرفویل از جمله مکانیزم‌های اصلی تولید نویز می‌باشد، کاهش این اثرات می‌تواند باعث کاهش انتشار آکوستیک گردد. بنابراین در تحقیق حاضر، برای کنترل جریان و کاهش نویز از روش کنترلی فعال دمش در سیلندر با نرخ‌های جریان مختلف در سیلندر استفاده گردیده است به نحوی که شدت دمش (\bar{I}) (یعنی نسبت سرعت دمش به سرعت جریان آزاد ورودی) از ۰/۱ تا ۰/۵ متغیر است. نتایج نشان می‌دهند که افزایش شدت دمش از ۰ تا ۰/۵ ($\bar{I}=0.5$) موجب کاهش نویز دریافتی از سیلندر به میزان ۹۰٪ و کاهش نویز ایرفویل و سیلندر - ایرفویل به میزان ۶۴٪ می‌گردد. بررسی ساختار جریان حکایت از آن دارد که با اعمال دمش گردابه‌های تشکیل شده در ناحیه دنباله سیلندر تضعیف گردیده و نوسانات فشار سطح کاهش می‌یابد که این امر به کاهش نویز آیرودینامیکی منجر می‌گردد. بعلاوه با اعمال دمش نیروی برآ ایرفویل افزایش و نیروی پس‌سیلندر کاهش یافته است که از نظر آیرودینامیکی مطلوب است.

۱- مقدمه

نوسانات فشار در محیط الاستیک (مثل هوا، آب و جامد) است که به وسیله دیواره لرزان یا جریان آشفته بوجود می‌آیند. وقتی شیئی در معرض جریانی قرار می‌گیرد اندرکنش جریان سیال و جسم منجر به ایجاد نویز آیرودینامیکی بر روی آن می‌شود. بنابراین مطالعه نحوه رخداد نویز آیرودینامیکی و شناسایی پدیده‌های مرتبط امری لازم و ضروری است. بررسی نویز آیرودینامیکی ناشی از جریان حول جسم و کنترل آن مورد توجه بسیاری از محققین قرار گرفته است.

موحدی و همکاران [۱] به بررسی تجربی فرآیند تولید نویز آیروآکوستیکی از یک سیلندر مربعی متصل به دیواره، تحت زوایای حمله مختلف پرداختند. آنها مشاهده کردند که بیشترین فرکانس، مربوط به زوایه حمله ۱۵ درجه می‌باشد و با افزایش سرعت، نویز

اغتشاشات آیرودینامیکی تولیدشده از اجزای هواپیما به عنوان یکی از عوامل ایجاد صدا در هواپیماهای تجاری، مسافرتی و هواپیمای جنگنده در هنگام فرود می‌باشد که یکی از بزرگترین چالش‌هایی است که مهندسين هوافضا با آن روبرو هستند. میزان نویز ناشی از هواپیما در شهرهای اطراف فرودگاه باعث کاهش کیفیت زندگی می‌شود. این امر منجر به تحقیقات گسترده‌ای در جهت شناسایی منابع سروصدا در سازه‌ها و توربوماشین‌ها و انجام محاسبات آشفته و ناپایا شده‌است. مطالعه جریان گذرا از اجسام به دلیل کاربرد فراوان آنها در صنعت در حال افزایش است. صدا یا نویز نتیجه تغییرات یا

*نویسنده عهده‌دار مکاتبات: s_abbasi@arakut.ac.ir



آیرودینامیکی نیز افزایش می‌یابد. همچنین میزان تاثیر زاویه حمله بر نویز آیرودینامیکی در مقایسه با سرعت جریان آزاد کمتر می‌باشد. جان زمین و همکاران [۲] به بررسی تجربی ساختار جریان اطرف دوسیلندر مربعی و مثلثی پشت سرهم در فواصل مختلف و عدد رینولدز ۲۶۰۰۰-۵۱۰۰۰ پرداختند. از مهمترین نتایج آنها می‌توان به ایجاد دو الگوی متفاوت اشاره کرد. به نحوی که در فواصل کمتر از فاصله خاصی ریزش گردابه از سیلندر بالادست رخ نمی‌دهد و در فواصل بیشتر از این فاصله از هر دو سیلندر مثلثی و مربعی اتفاق می‌افتد. فتحی و همکاران [۳] ساختار جریان پشت یک سیلندر مربعی را بصورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. در این مطالعه جهت استخراج مشخصات فیزیکی ساختار جریان در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰ از یک کاوشگر پنج حفره استفاده شد. آنها مشاهده کردند که گردابه‌های نوک و پایه سیلندر با فاصله گرفتن از سیلندر ضعیف‌تر می‌شوند و افزایش ناحیه دنباله در صفحات عرضی در نزدیک انتهای آزاد سیلندر کمترین مقدار خود و در قسمت میانی بیشترین مقدار خود را داراست.

همچنین روش‌های مختلفی جهت کنترل رفتار جریان و نویز آیرودینامیکی مورد استفاده قرار می‌گیرد که به دو دسته فعال و غیرفعال تقسیم‌بندی می‌شوند. از روش‌های غیرفعال می‌توان به ایجاد صفحات اسپلیتر، شیار و فلپ و همچنین از روش‌های فعال می‌توان به مکش، دمش، سیلندر چرخان، استفاده از میدان مغناطیسی و میدان الکتریکی اشاره نمود. محققان زیادی با استفاده از این روش‌ها به کنترل شرایط آیرودینامیکی پرداخته‌اند. بکارگیری شیارهای مکش یا دمش در جلو یا پشت سیلندر، روشی است که به منظور کنترل جریان مورد استفاده قرار می‌گیرد. مازلین و همکاران [۴] به بررسی تجربی جریان در اطراف سیلندر دایره‌ای و کنترل آن از طریق دمش پرداختند. در تحقیق آنها دمش مداوم از سطح سیلندر در اعداد رینولدز ۳۹۰۰-۱۴۰۰ و در نرخ‌های تزریق متغیر اعمال گردید. آنها مشاهده کردند که ضخامت لایه مرزی با افزایش میزان تزریق افزایش می‌یابد. همچنین دمش موجب کاهش اصطکاک و کاهش پسا می‌شود. جودانف و همکاران [۵] به بررسی اثر قرار گرفتن شیار دمش با طول مشخصی معادل ۰/۱ قطر سیلندر در مکان‌های مختلف و با سرعت ثابت را مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که قراردادن اسلات در ناحیه مشخصی، منجر به کاهش ضریب

پسا می‌گردد. ویلیامز و همکاران [۶] و لین و همکاران [۷] با ایجاد حفره‌های زیادی در حول سیلندر دریافتند که مکش یا دمش مناسب در آنها می‌تواند شکل‌گیری گردابه‌ها را دستخوش تغییر قرار دهد. طالش بهرامی و همکاران [۸] با مکش جریان به شیارهایی روی استوانه به بررسی نویز آیرودینامیکی استوانه پرداختند. آنها دریافتند که با اعمال چیدمان بهینه شیارهای نویز آیرودینامیکی به میزان ۴۵٪ کاهش می‌یابد.

نویز تولیدشده ناشی از دنباله آشفته جریان و لبه فرار ایرفویل^۱ از منابع مهم تولید نویز در توربوماشین‌ها مثل توربین‌های بادی، سیستم‌های تهویه و تعامل پره‌های هلی‌کوپتر با جریان می‌باشد. بعضی از دستگاه‌ها و توربوماشین‌ها به گونه‌ای طراحی و تنظیم شده‌اند که در پایین دست یک جسم دیگر واقع شده‌اند. به طور معمول یک مجموعه از لوله‌های مبدل حرارتی، سیستم‌های تهویه مطبوع و روتورهای هلی‌کوپتر در صورت تعامل با اجزای دیگر نظیر اتصالات، پیچ‌ها و چرخ‌های هواپیما مثال‌هایی از اینگونه دستگاه‌ها و توربوماشین‌ها می‌باشند. برای شبیه‌سازی پدیده‌ها در این حالت‌ها از ترکیب سیلندر و ایرفویل برای بررسی نویز و ساختار آشفستگی جریان استفاده می‌شود. به این صورت که با قراگیری سیلندر در بالادست ایرفویل، دنباله ناپایای سیلندر به سمت پایین دست آن حرکت کرده و در لبه حمله ایرفویل تقسیم می‌شود. بر این اساس، بررسی ساختار جریان و روش‌های کاهش نویز آیرودینامیکی در سیلندر- ایرفویل اهمیت زیادی داشته و مورد توجه محققان قرار گرفته است. در این راستا، جیکوب و همکاران [۹] به اندازه‌گیری جریان بر روی یک سیلندر- ایرفویل و استخراج طیف‌های نویز ناشی از جریان در اطراف ایرفویل پرداختند. نتایج تجربی آنها پایگاه داده دقیقی برای اعتبارسنجی عددی محسوب می‌شود. مونکاتا و همکاران [۱۰] با انجام آزمایشاتی به بررسی اثر فاصله بین سیلندر- ایرفویل و خصوصیات آیرودینامیکی جریان پرداختند. آنها دریافتند با کاهش فاصله سیلندر و ایرفویل، دنباله‌های جریان سیلندر تضعیف گردیده و ریزش گردابه‌ها کمتر رخ می‌دهد. همچنین میزان نویز ناشی از تعامل جریان به طور چشمگیری کاهش می‌یابد. چن و همکاران [۱۱] در یک بررسی عددی سه‌بعدی به بررسی نویز سیلندر- ایرفویل پرداختند. آنها سپس به بررسی اثر موج‌دار کردن لبه‌ی حمله ایرفویل

ناویراستوکس^۱، از معادله فوکس ویلیامز-هاوکینز^۲ (رابطه ۳) استفاده می‌شود. این معادله اساساً یک معادله موج ناهمگن است و از معادله پیوستگی و معادلات ناویر استوکس مشتق گردیده‌است. رابطه (۴) تانسور تنش می‌باشد.

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 P'}{\partial t^2} - \nabla^2 P' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \left[T_{ij} H(f) \right] - \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left[P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n) \right] \delta(f) \right] + \frac{\partial}{\partial t} \left\{ \left[\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n) \right] \delta(f) \right\} \quad (3)$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j - \tau_{ij} + \delta_{ij} ((\rho - \rho_0) - C_0^2 (\rho - \rho_0)) \quad (4)$$

در رابطه‌های فوق c_0 سرعت صوت در میدان دوردست است. $H(f)$ تابع هویساید، $\delta(f)$ تابع دایرک دلتا و T_{ij} تانسور تنش لایت‌هیل است. همچنین τ_{ij} ، δ_{ij} ، \tilde{n} و p' به ترتیب تنش ویسکوز، دلتای کروئکر، چگالی و فشار صوت در میدان دور $p' = p - p_0$ می‌باشند. $f = 0$ نشان‌دهنده سطح معرفی شده به عنوان احاطه‌کننده مسائل جریان خارجی، n_i بردار یکه عمودی به سمت خارج ناحیه‌ی، ($f > 0$) سرعت صوت در میدان دور بوده و همچنین P_{ij} تانسور تنش قابل تراکم است. که برای یک سیال استوکسی به صورت رابطه (۵) می‌باشد.

$$P_{ij} = p \delta_{ij} - \mu \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right] \quad (5)$$

با انجام عملیات ریاضی، معادله فوکس ویلیامز-هاوکینز جهت محاسبه فشار صدای، به صورت رابطه (۶) ساده می‌شود که در آن ترم دوقطبی بر ترم‌های تک قطبی و چهارقطبی حاکم است، بنابراین از ترم‌های تک قطبی و چهارقطبی صرف نظر شده است. در این معادله P' نوسانات فشار صوتی در دوردست، p فشار سطحی ثبت شده در محل گیرنده، X مختصات مکانی شنونده، c_0 سرعت صوت در هوا، r فاصله بین منبع صوت و گیرنده، n بردار نرمال بر منبع صوت، $\tau = t - r/c_0$ زمان انتشار و \mathcal{Y} مختصات منبع صوت روی سطح جسم صلب است.

بر کاهش نویز آیرودینامیکی پرداختند. روسیولیس و همکاران [۱۲] به صورت عددی اثر سیلندر دوار در بالادست ایرفویل را بر میزان نویز ایجادشده در سیلندر- ایرفویل بررسی کردند. نتایج آنها نشان دادند که در حالتی که فرکانس چرخش سیلندر دو برابر فرکانس طبیعی ریزش گردابه باشد نویز تولیدی کاهش می‌یابد. جیانگ و همکاران [۱۳] به بررسی نویز و نوسانات جریان در فاصله‌های متغیر بین سیلندر و ایرفویل پرداختند. آنها دریافتند در حالتی که این فاصله دو برابر قطر سیلندر باشد نوسانات فشار بطور قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌یابد.

تقاضای بازار برای تولید توربوماشین‌های با صدای کمتر باعث شده‌است که تولیدکنندگان، برای ارائه توربوماشینی آرام‌تر و سازگارتر با محیط به تلاش و تحقیق بیشتر سوق داده‌شوند. بکارگیری روش مناسب جهت کاهش نویز منوط به شناخت دقیق عوامل تولید آن می‌باشد. بر این اساس، در مقاله حاضر به بررسی نویز ناشی از جریان در سیلندر- ایرفویل با استفاده از معادلات فوکس ویلیامز-هاوکینگز پرداخته می‌شود. مروری بر تاریخچه تحقیقات نشان می‌دهد که اثر اعمال دمش سیلندر در کنترل نویز سیلندر- ایرفویل مورد بررسی قرار نگرفته‌است. لذا در مقاله حاضر به بررسی اثر دمش در روی سیلندر با سرعت‌های مختلف جهت اصلاح ساختار جریان و کنترل نویز آیرودینامیکی پرداخته می‌شود. همچنین تغییرات ساختار جریان و ضرایب آیرودینامیکی آن مورد بررسی قرار گرفته‌است.

۲- معادلات حاکم

برای تحلیل جریان می‌بایست معادلات حاکم اعم از معادلات پیوستگی، مومنتوم که به صورت زیر می‌باشند حل گردند.

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_i} (u_j u_j - \overline{u_j' u_j'}) \quad (2)$$

در روابط فوق p ، u ، \tilde{n} به ترتیب فشار استاتیکی، سرعت و چگالی سیال است. x_i و x_j جهت جریان و جهت عمود بر جریان را نشان می‌دهند. u_i و u_j مولفه‌های سرعت و $(u_j' u_j')$ تنش رینولدز می‌باشند.

به منظور تحلیل نویز ناشی از جریان، علاوه بر حل معادلات

1 Navier-Stokes
2 Ffowcs Williams-Hawkings

شرایط تحقیق تجربی لحاظ گردیده است. در شکل ۱ شرایط مرزی اعمال شده نشان داده شده است. در مرزهای ورودی، جریانی به صورت یکنواخت و با سرعت ۷۲ m/s در نظر گرفته شده است. در مرز خروجی جریان فشار استاتیک لحاظ گردیده است. مرزهای بالا و پایین به صورت دیواره در نظر گرفته شده است. به منظور کوپل میدان‌های سرعت و فشار از الگوریتم سیمپل^۳ بهره گرفته شده است. همانطور که ذکر گردید در تحقیق حاضر، از رهیافت فوکس ویلیامز-هاوکینگز به منظور استخراج سطح فشار صوتی و نویز آیرودینامیکی استفاده گردیده است. به منظور گسسته‌سازی مکانی معادلات حاکم از روش دقیق مرتبه دوم استفاده گردیده است. برای گسسته‌سازی زمانی نیز از روش ضمنی مرتبه دو بهره گرفته شده است. در شبیه‌سازی ناپایا، گام زمانی ۰/۰۰۰۱ ثانیه و زمان کل حل ۰/۲ ثانیه لحاظ گردیده است. بر این اساس فرکانس داده‌برداری ۱۰ کیلوهرتز می‌باشد. عدد کورنت^۴ در شبیه‌سازی حاضر از یک تا ۴ تغییر می‌کند. در بررسی حاضر، در هر گام زمانی ۲۰ تکرار داخلی در نظر گرفته شده است. بعلاوه برای استخراج فشار صوتی، نتایج با فرکانس ۱۰ کیلوهرتز استخراج گردیده است. شرط همگرایی برای کلیه معادلات حاکم، رسیدن باقیمانده‌ها به 10^{-6} می‌باشد.

۴- نتایج

۴-۱- استقلال از شبکه

به منظور اطمینان از شبکه‌بندی انجام‌شده و تعداد سلول‌های محاسباتی لحاظ‌شده، استقلال از شبکه برای نتایج تحلیل عددی انجام‌شده است. بدین منظور در چند حالت، شبکه‌بندی منطقه محاسباتی در اطراف سیلندر انجام شده و به عنوان یکی از مهم‌ترین نتایج، سطح فشار صوتی استخراج شده است (شکل ۳). شبکه‌بندی در تعداد سلولهای محاسباتی ۱۰۰۰۰، ۳۰۰۰۰، ۷۰۰۰۰، ۱۳۰۰۰۰ و ۱۵۰۰۰۰ انجام‌شده است. در رابطه ۷ نحوه محاسبه سطح فشار صوت^۵ نشان داده شده است. در این رابطه P'_{rms} مجذور متوسط مربعات نوسانات فشار و P_{ref} فشار مرجع (برابر با 2×10^{-5} می باشد. مشخص است که با افزایش تعداد سلول از ۱۰۰۰۰ تا ۱۳۰۰۰۰ نمودار سطح فشار صوتی تغییرات محسوسی را در فرکانس‌های

$$p'(x, t) = \frac{1}{4\pi c_0} \int_S \frac{(x_i - y_i) n_i}{r^2} \frac{\partial p(y, \tau)}{\partial t} dS(y) + \frac{1}{4\pi} \int_S \frac{(x_i - y_i) n_i p(y, \tau)}{r^3} dS(y) \quad (7)$$

در نرم‌افزار انسیس فلونت^۱ معادله (۳) با استفاده از تابع گرین حل می‌گردد و نوسانات فشار صوتی استخراج می‌گردد.

۳- شبیه‌سازی مسئله

در مقاله حاضر از مدل تجربی جیکوب و همکاران [۹] برای اعتبارسنجی نتایج استفاده شده است. بدین‌گونه که یک ایرفویل با وتر ۰/۱ متر ($C^*=m^1$) در پایین دست یک سیلندر با قطری برابر ۰/۱ وتر ایرفویل ($C^1=D$) و به فاصله‌ای برابر با وتر ایرفویل ($C^1=L$) واقع شده است. بررسی‌های تجربی جیکوب و همکاران [۹] در یک تونل باد انجام شده است. در این جریان، رینولدز بر اساس قطر سیلندر و سرعت جریان ورودی برابر ۴۸۰۰۰ و بر اساس وتر ایرفویل برابر ۴۸۰۰۰۰ بوده که عدد ماخی معادل ۰/۲ را نتیجه می‌دهد. همچنین بین سیلندر و ایرفویل در راستای عمودی (Y) به اندازه ۲ میلی‌متر سیلندر بالاتر از ایرفویل وجود دارد. محور X موازی با جریان و محور Y عمود بر جریان می‌باشد. مبدا مختصات نیز بر لبه‌ی حمله ایرفویل قرار دارد. جهت ثبت فشارهای صوتی ناشی از جریان یک میکروفون به فاصله ۱۸/C5 از مرکز ایرفویل و در سطح بالایی آن تعبیه گردیده است. شماتیک مسئله مورد بررسی به همراه شرایط مرزی در شکل ۱ نشان داده شده است.

شبکه بندی هندسه جریان به صورت ساختاریافته انجام شده است. در شکل ۲ نمای باز و بسته‌ای از شبکه‌بندی جریان در اطراف سیلندر- ایرفویل نشان داده شده است.

تحلیل عددی جریان به صورت گذرا و با استفاده از نرم‌افزار تجاری انسیس فلونت انجام شده است. حل دقیق زمانی با استفاده از معادلات ناپایای ناویر استوکس متوسط‌گیری شده به روش رینولدز^۲ انجام گردیده است. از مدل توربولانسی k- ω -SST به منظور تخمین دقیق ادی‌های ویسکوزیته استفاده شده است. به منظور فراهم‌شدن امکان مقایسه نتایج حل عددی حاضر با تحقیق تجربی جیکوب و همکاران [۹]، شکل هندسی و شرایط مرزی اعمال‌شده دقیقاً مطابق

3 simple
4 Courant
5 Sound pressure level (SPL)

1 Ansys fluent
2 Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS)

که مبدا مختصات بر لبه حمله ایرفویل قرار گرفته است. بنابراین موقعیت $\frac{X}{c} = +0/25$ در پایین دست لبه حمله ایرفویل و $\frac{X}{c} = -0/25$ در پائین دست سیلندر (بین سیلندر و ایرفویل) واقع شده اند. با توجه به شکل ۵-الف، مشخص است که در موقعیت $\frac{X}{c} = -0/25$ حداقل مقدار $\frac{u_{mean}}{U_0}$ در بررسی تجربی [۹] برابر با ۰/۷۰۱ و حداقل مقدار آن در بررسی عددی برابر با ۰/۷۲۱ است که خطای نسبی ۱/۶ درصد را نشان می دهد. در شکل ۵-ب اختلاف میانگین سرعت در $\frac{X}{c} = +0/25$ بین روش تجربی و عددی ۵/۹ درصد می باشد. مشخص است که نتایج حاصل از تحقیق حاضر اختلاف ناچیزی با نتایج تجربی دارد و بیشترین اختلاف که البته در منطقه محدودی رخ می دهد کمتر از ۱۰ درصد است. با توجه به دقت نتایج استخراج شده، مشخص می گردد که تحلیل عددی حاضر، قابلیت و دقت کافی در استخراج جزئیات ساختار جریان را دارا می باشد.

به منظور اطمینان از صحت نتایج عددی گذرا، نمودار سطح فشار صوتی بر حسب عدد اشتروهال^۱ در محل میکروفون تعبیه شده استخراج گردیده و با نتایج موجود در تحقیق جیکوب و همکاران [۹] مقایسه شده است (شکل ۶). عدد بدون بعد اشتروهال به صورت رابطه (۸) تعریف می شود. با توجه به شکل ۶ مشخص است که بیشترین

1 Strouhal number (St)

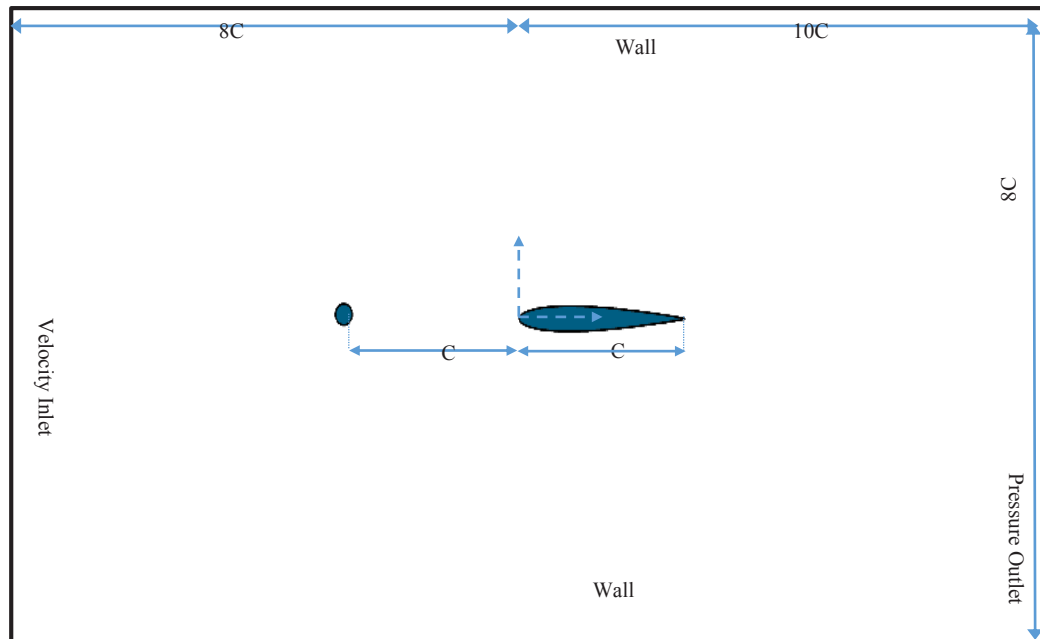
مختلف نشان می دهند. اما با افزایش تعداد سلول از ۱۳۰۰۰۰ تا ۱۵۰۰۰۰ نتایج تغییر چندانی ندارند. بر این اساس شبکه بندی با تعداد ۱۳۰۰۰۰ المان برای تحلیل مناسب می باشد.

$$SPL (db) = 20 \log \left(\frac{P'_{rms}}{P_{ref}} \right) \quad (7)$$

همچنین جهت اطمینان از شبکه در تخمین درست ساختار جریان، میانگین سرعت در ناحیه دنباله ی سیلندر برای شبکه بندی های مختلف در شکل ۴ ارائه شده است. مشخص است که شبکه با تعداد سلول ۱۳۰۰۰۰ جهت استخراج نتایج مناسب است که با نتایج شکل ۳ تطابق دارد.

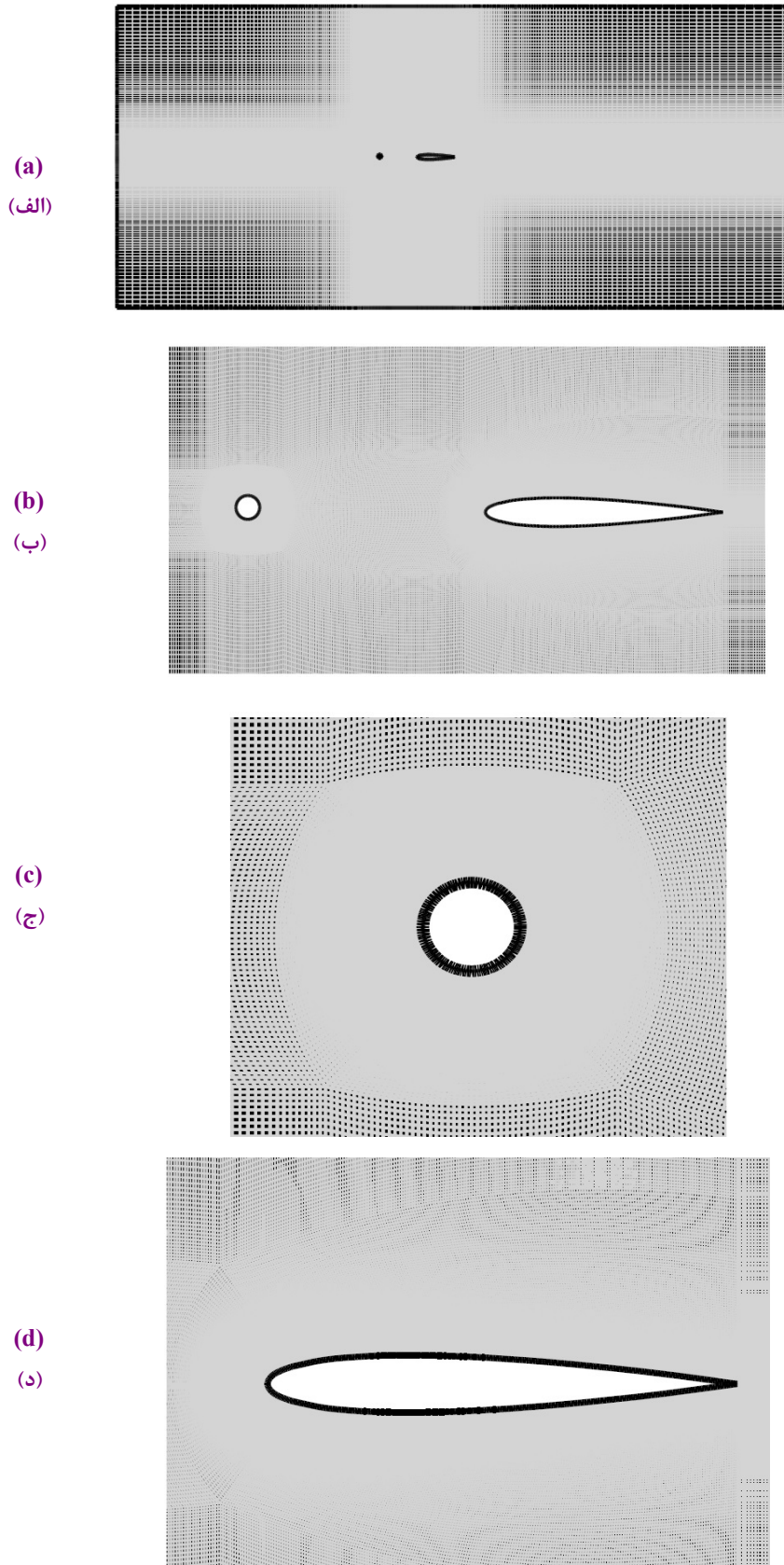
۲-۴- اعتبارسنجی نتایج

بررسی پارامترهای میانگین سرعت در شناسایی ساختار جریان اهمیت فراوانی دارند. در شکل ۵، نمودار تغییرات میانگین سرعت در جهت y در دو موقعیت $\frac{X}{c} = +0/25$ و $\frac{X}{c} = -0/25$ استخراج گردیده و با نتایج تجربی مقایسه شده اند. شایان ذکر است



شکل ۱: هندسه میدان حل و شرایط مرزی اعمال شده

Fig. 1. Geometry of solution field and boundary conditions



شکل ۲: شبکه‌بندی حول سیستم (الف) نمای باز از شبکه‌بندی میدان حل، (ب) نمای بسته از شبکه‌بندی میدان حل، (ج) نمای بسته از شبکه‌بندی حول سیلندر، (د) نمای بسته از شبکه‌بندی حول ایرفویل

Fig. 2: Meshing around the system (A) Open view of the solution field, (B) Closed view of the solution field, (C) Closed view of the mesh around the cylinder, (D) Closed view of the mesh around the airfoil

ناپایای ناویر استوکس متوسط‌گیری شده به روش رینولدز، تحلیل دو بعدی جریان که اثرات اسپین^۱ هر چند ناچیز، در آن در نظر گرفته نشده است این میزان خطا طبیعی است. البته لازم به ذکر است که خطا در مقدار نویز ماکزیمم که از اهمیت زیادی برخوردار است کمتر از ۵ درصد است که مطلوب است. بنابراین با توجه به تمامی مطالب ذکر شده، شبیه‌سازی عددی جریان انجام شده و نتایج با دقت خوبی حاصل گردیده است.

$$St = \frac{fD}{U} \quad (۸)$$

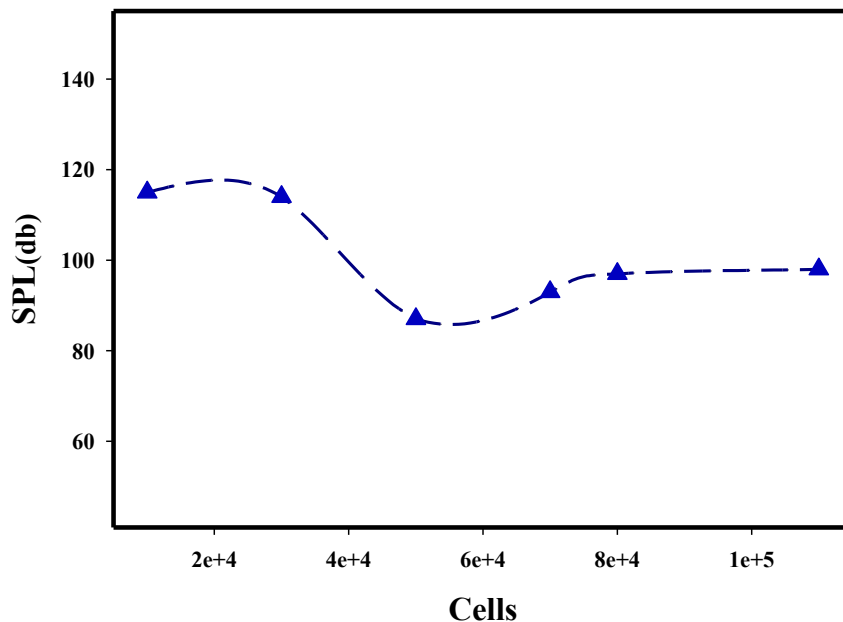
۳-۴- اثر اعمال دمش در سیلندر

به منظور کنترل و کاهش نویز ناشی از جریان، دمش در سیلندر اعمال گردیده است. پینگ و جین [۱۶] نشان دادند که با اعمال دمش در پشت یک سیلندر تنها، ضرایب برآ و پسای سیلندر کاهش می‌یابد. همچنین افزایش شدت دمش موجب سرکوب گردابه‌های پایین دست سیلندر می‌گردد. بر این اساس در مطالعه حاضر که به صورت سیلندر-ایرفویل می‌باشد مطابق شکل ۷، در پشت سیلندر، یک شیار با طولی

دامنه سطح فشار صوتی در تحقیق عددی برابر ۹۵ دسی بل است که به اندازه ۳ دسی بل بیشتر از نتیجه جیکوب و همکاران می‌باشد. همچنین عدد اشتراغال متناظر با این دامنه برابر ۰/۱۹۰۳ است که در مقایسه با تحقیق تجربی با عدد اشتراغال ۰/۱۹۲ از دقت خوبی برخوردار است. بنابراین مشخص می‌گردد که نتایج عددی تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد.

در هندسه بررسی شده در تحقیق تجربی، ارتفاع سیلندر و ایرفویل نسبت به طول وتر و قطر سیلندر نسبتاً زیاد است و بنابراین فرض جریان دوبعدی خطای زیادی ایجاد نمی‌کند. این موضوع در مقایسه نتایج تحقیق حاضر با نتایج تجربی که در بخش اعتبارسنجی در مقاله به صورت مفصل ذکر گردیده است کاملاً واضح است. از سوی دیگر افزایش تعداد شبکه محاسباتی در حالت سه‌بعدی نسبت به حالت دوبعدی در تحقیق حاضر که شامل تحلیل‌های متعدد به صورت ناپایا می‌باشد از لحاظ محاسباتی زمان و هزینه زیادی را ایجاد می‌کند. بررسی تحقیقات سایر محققین نظیر [۱۴ و ۱۵] نیز حکایت از تحلیل عددی دو بعدی دقیقاً بر روی همین هندسه می‌باشد. مشخص است که بیشترین اختلاف بین نتایج عددی و تجربی در نمودار ۶ حدود ۱۴ درصد است. با توجه به تحلیل عددی جریان، استفاده از معادلات

1 Spanwise



شکل ۳. بررسی استقلال نتایج سطح فشار صوت از شبکه‌بندی

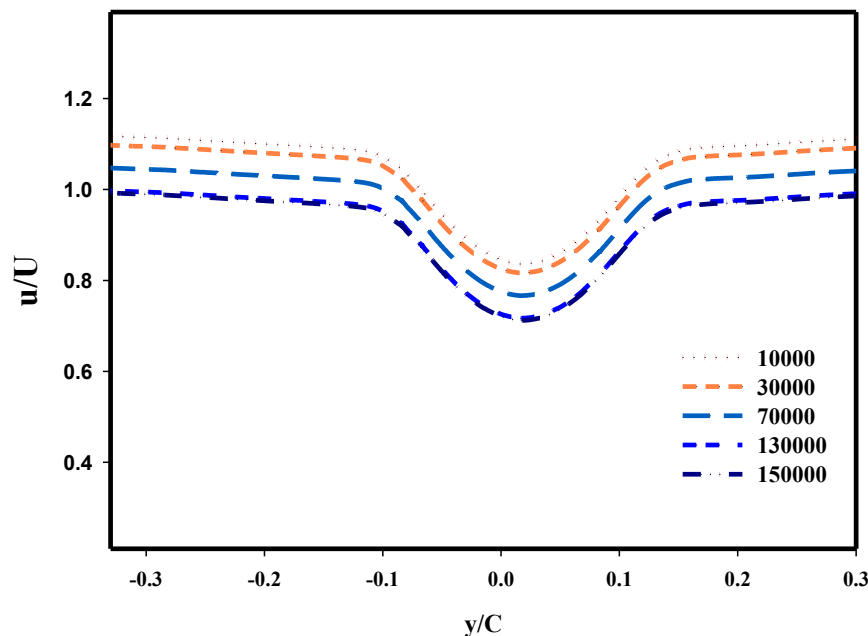
Fig. 3: Independence of SPL from the mesh

نمودار بر این اساس ترسیم گردیده است. در تمامی نمودارها، مقادیر در شدت‌های مختلف دمشی ($I = 0 \sim 0/5$) با حالت بدون اعمال دمشی ($I = 0$) قابل مقایسه هستند. مشخص است که اعمال دمشی و افزایش شدت آن موجب کاهش ضریب متوسط برآ و پسای سیلندر و در مقابل افزایش این ضرایب در ایرفویل می‌گردد. با دقت در شکل ۹- الف مشخص است که گرچه پسای متوسط سیلندر با اعمال دمشی کاهش می‌یابد اما با افزایش شدت دمشی تغییر چندانی نمی‌کند. اعمال دمشی و افزایش شدت آن (شدت دمشی ۰/۵) موجب کاهش ۳۴٪ متوسط پسای سیلندر و افزایش ۷٪ برای ایرفویل می‌گردد. همچنین اعمال دمشی، کاهش متوسط ضریب برآی سیلندر به میزان ۵۰٪ و افزایش آن برای ایرفویل به میزان ۵٪ را به همراه دارد. در شکل ۹- ج نمودار نسبت ضریب متوسط برآ به پسای در ایرفویل نشان داده شده است. مشخص است که با اعمال دمشی در سیلندر این نسبت کاهش می‌یابد که از لحاظ آیرودینامیکی مطلوب نیست. به عبارت دیگر، گرچه با اعمال دمشی در سیلندر، ضریب متوسط برآ در ایرفویل افزایش یافته است اما چون ضریب پسای بیشتری داشته است، این امر منجر به کاهش نسبت ضریب برآ به پسای گردیده است.

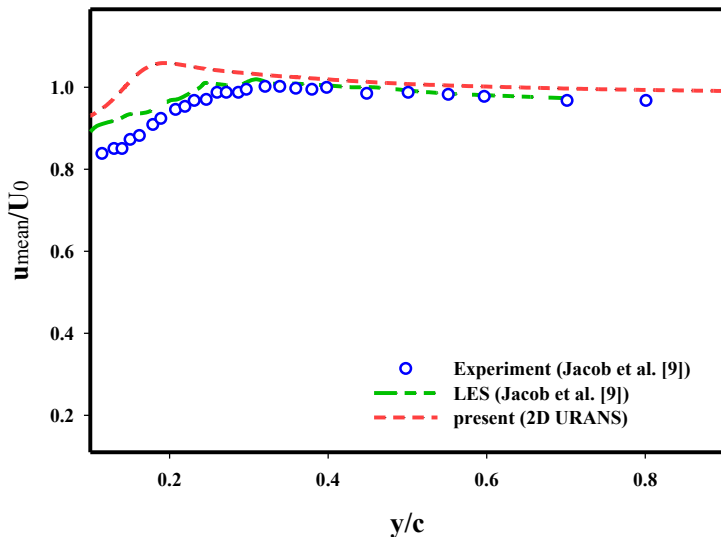
معادل ۰/۱ محیط سیلندر جهت دمشی در نظر گرفته شده است. همچنین در مطالعه حاضر شدت دمشی که بصورت $I = \frac{V}{U}$ تعریف می‌شود (V سرعت دمشی و U سرعت در بی‌نهایت) از ۰ تا ۰/۵ ($I = 0 \sim 0/5$) تغییر داده شده و اثرات آن بر ساختار جریان و نویز آیرودینامیکی مورد مطالعه قرار گرفته است.

در شکل ۸ نمودار تغییرات شدت صوت ماکزیمم و تغییرات عدد اشتروهال متناظر با آن نشان داده شده است. در شکل ۸- الف مشخص است که افزایش شدت دمشی از ۰ تا ۰/۵ ($I = 0 \sim 0/5$) موجب کاهش ماکزیمم نویز تولیدشده از سیلندر به میزان ۹۰ درصد و نویز دریافتی از ایرفویل و سیلندر-ایرفویل به میزان ۶۴ درصد گردیده است. همچنین باتوجه به شکل ۸- ب کاهش ۱۰ درصد در عدد اشتروهال مشاهده می‌شود.

بررسی اثر دمشی در سیلندر بر ضرایب بدون بعد برآ و پسای و ارتباط این ضرایب با نویز تولیدشده از اهمیت زیادی برخوردار است. در شکل ۹- الف و ۹- ب مقادیر متوسط ضرایب برآ و پسای بعدشده مطابق روابط (۹) و (۱۰) در روابط ذکرشده، مقادیر ضرایب آیرودینامیکی نسبت به حالت بدون کنترل، بی‌بعد شده‌اند و

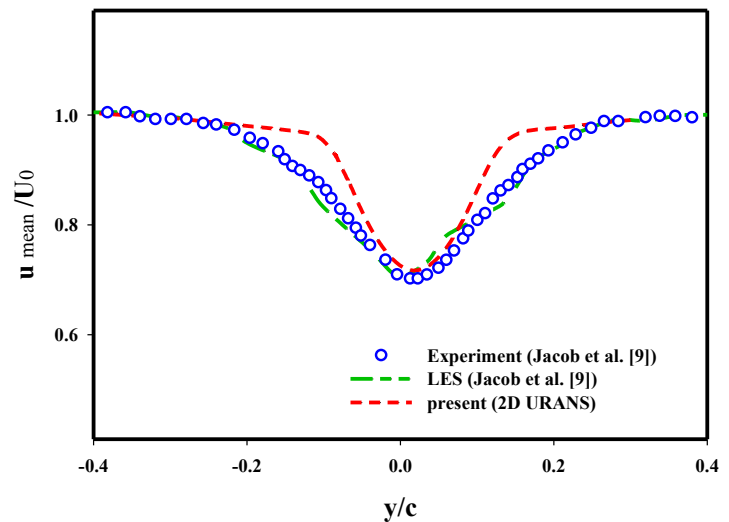


شکل ۴: بررسی استقلال نتایج سرعت از شبکه‌بندی
Fig. 4. Independency of the velocity from the mesh



(ب)

(B)



(الف)

(A)

شکل ۵: نمودار اعتبارسنجی متوسط سرعت در مکان‌های مختلف (الف) متوسط سرعت در $X/C = -0.25$ ، (ب) متوسط سرعت در $X/C = +0.25$.

Fig. 5. Verification of mean velocity at (A) $X/C = -0.25$, (B) $X/C = +0.25$

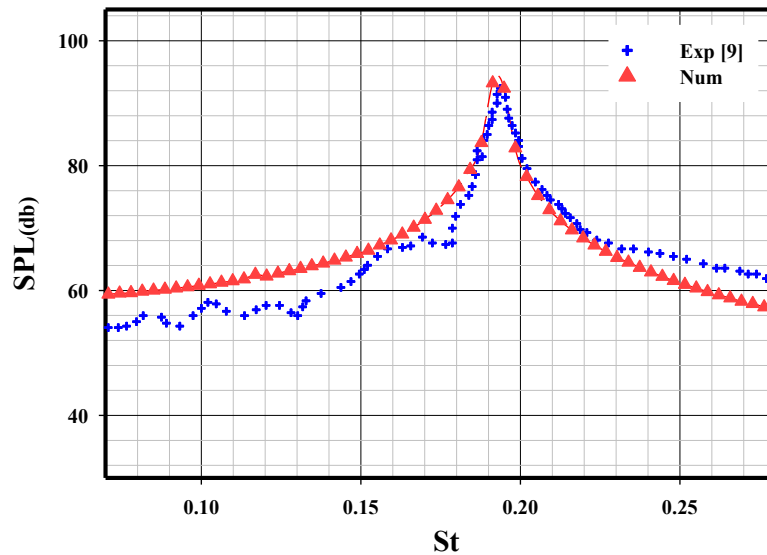
می‌گذارد.

$$C_{Dmean} = \frac{|C_{DmeanI}|}{|C_{DmeanI=0}|} \quad (9) \quad C_{Lmean} = \frac{|C_{LmeanI}|}{|C_{LmeanI=0}|} \quad (10)$$

$$C_{Drms} = \frac{|C_{DrmsI}|}{|C_{DrmsI=0}|} \quad (11) \quad C_{Lrms} = \frac{|C_{LrmsI}|}{|C_{LrmsI=0}|} \quad (12)$$

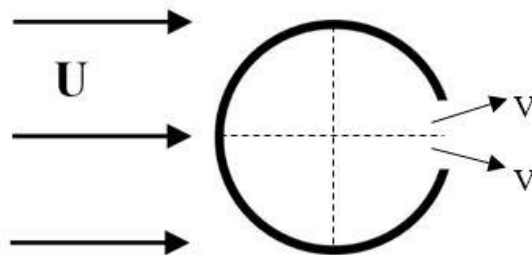
در شکل ۱۱ کانتور متوسط سرعت در راستای جریان ارائه گردیده است. اهمیت بررسی کانتورهای متوسط سرعت از این جهت است که دنباله ایجادشده در پشت سیلندر و اطراف ایرفویل را که نشان‌دهنده جریان‌های برگشتی می‌باشد بخوبی نشان می‌دهد. نتایج حاکی از آن است که جهت سرعت و حرکت دنباله همانند جریان آزاد است. مشخص است در حالتی که کنترل اعمال نشده است سرعت جریان در پایین دست سیلندر منفی (خلاف جهت جریان) می‌باشد یا به عبارتی جریان‌های برگشتی در پشت سیلندر ایجاد می‌شود. اعمال دم‌ش و افزایش شدت آن باعث می‌شود برخی از سرعت‌های منفی مثبت شود که این امر موجب تغییر در فشار و نیروهای آیرودینامیکی نیز می‌شود.

در شکل ۱۰-الف و ۱۰-ب نمودار نوسانات ضرایب برآ و پسا بدون بعد در شدت‌های دم‌ش مختلف بر اساس روابط (۱۱) و (۱۲) نشان داده شده‌اند. مشخص است که با اعمال دم‌ش و افزایش شدت آن، نوسانات نیروهای برآ در سیلندر کاهش می‌یابد. با مقایسه شکل ۱۰-ب و شکل ۸-الف می‌توان دریافت که روند تغییرات نوسانات ضریب برآ (شکل ۱۰-ب) و نویز تولیدشده از آن (شکل ۸-الف) شباهت زیادی با هم دارند. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که نویز تولیدشده بیشتر متأثر از نوسانات نیروی برآ می‌باشد تا نیروی پسا. بر این اساس مشخص است که اعمال دم‌ش با کاستن از نوسانات برآ منجر به کاهش نویز تولیدی نیز می‌گردد. مشخص است که با افزایش شدت دم‌ش، در $I = 0/5$ ، نوسانات نیروی برآ در ایرفویل حدود ۵۰٪ کاهش یافته است. اما بررسی نوسانات نیروی برآ در سیلندر نشان از تغییر شدید آن با اعمال دم‌ش دارد بطوریکه نوسانات نیروی برآ در سیلندر به صفر نزدیک می‌شود که حائز اهمیت است. اعمال کنترل تأثیر قابل توجهی در نوسانات پسا ندارد. به نحوی که اعمال دم‌ش با شدت $I = 0/5$ ، موجب کاهش نوسانات پسای ایرفویل به میزان ۱۵٪ می‌گردد و نوسانات پسای سیلندر را تقریباً بدون تغییر باقی



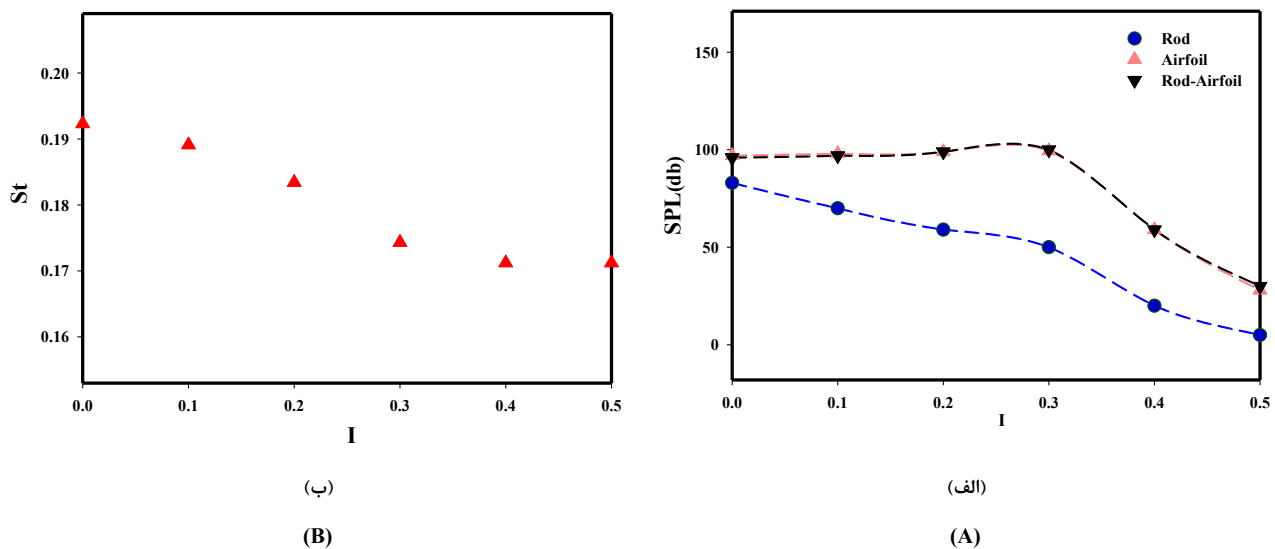
شکل ۶: مقایسه سطح فشار صوت بر حسب اشتهال نتایج عددی حاضر با نتایج تجربی [۹]

Fig. 6. Sound pressure level in terms of Strouhal number in the numerical and experimental studies [9]



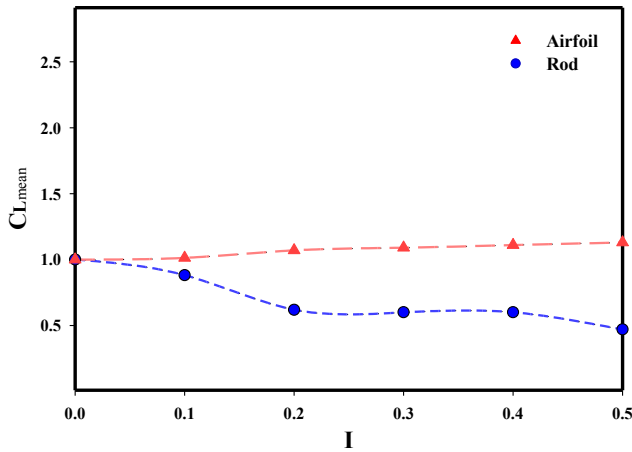
شکل ۷. شماتیکی از شیار دمش تعبیه شده در پشت سیلندر، تزریق بصورت عمود بر سطح صورت می گیرد.

Fig. 7. Schematic of the blowing slot embedded in the back of the cylinder surface; the injection is made perpendicular to the surface

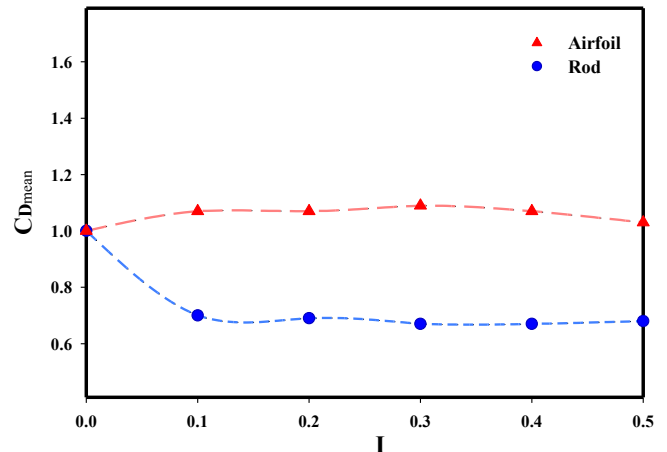


شکل ۸: نمودار مربوط به اثر دمش در سیلندر بر (الف) سطح فشار صوت (SPL) سیلندر، ایرفویل، سیلندر- ایرفویل، (ب) عدد اشتهال (St)

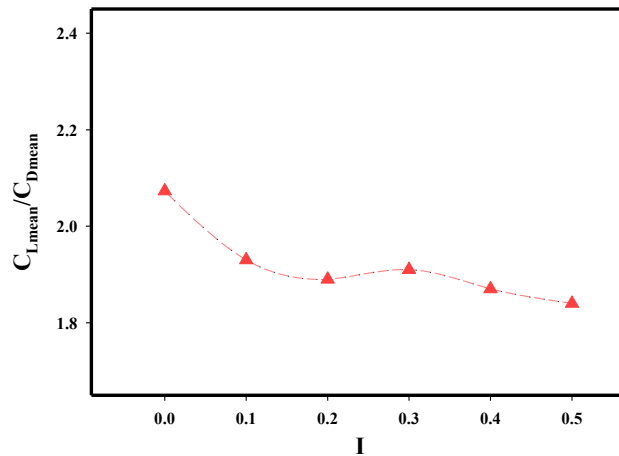
Fig. 8. Diagram of the effect of blowing on the back of the cylinder surface on (a) Sound pressure level (SPL) of (cylinder, airfoil, cylinder-airfoil), (b) Strouhal number (St)



(ب)
(B)



(الف)
(A)



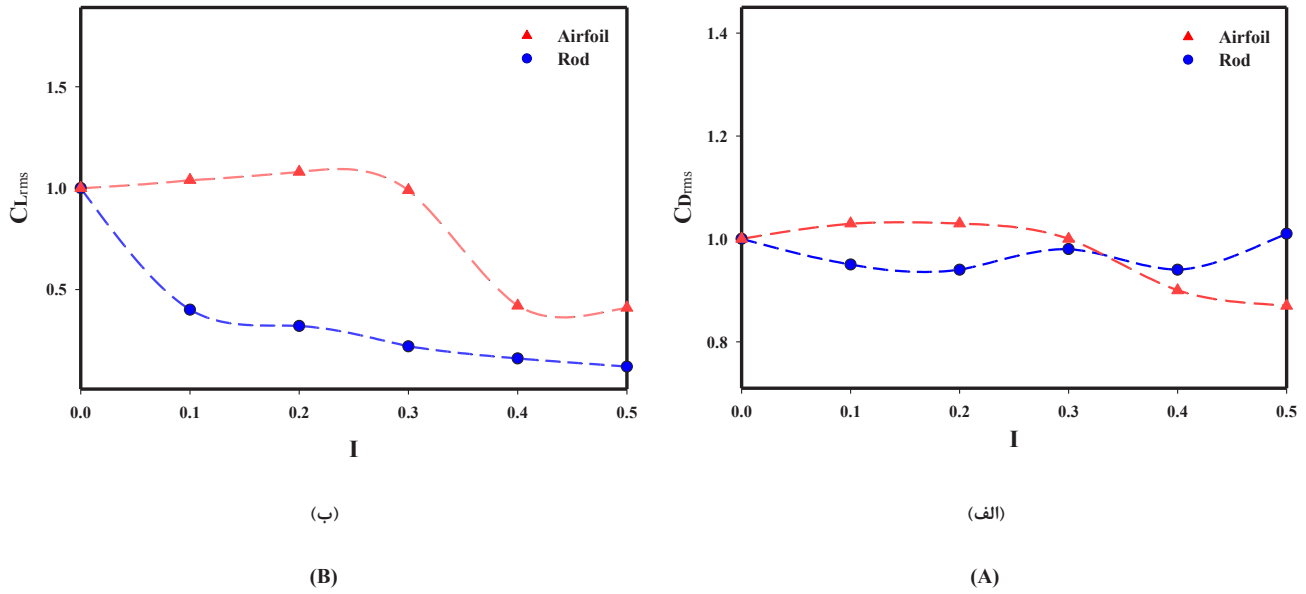
(ج)
(C)

شکل ۹: نمودار مربوط به اعمال دمش بر متوسط ضرایب آیرودینامیکی. (الف) تغییرات متوسط پسا با اعمال دمش، (ب) تغییرات متوسط برآ با اعمال دمش، (ج) تغییرات نسبت متوسط برآ به پسا ایرفویل با اعمال دمش

Fig. 9. Diagram of the effect of blowing on the mean aerodynamic coefficients, (A) mean drag variation by applying the blowing, (B) mean lift variation by applying the blowing, (c) variations of lift to drag ratio in airfoil by applying the blowing.

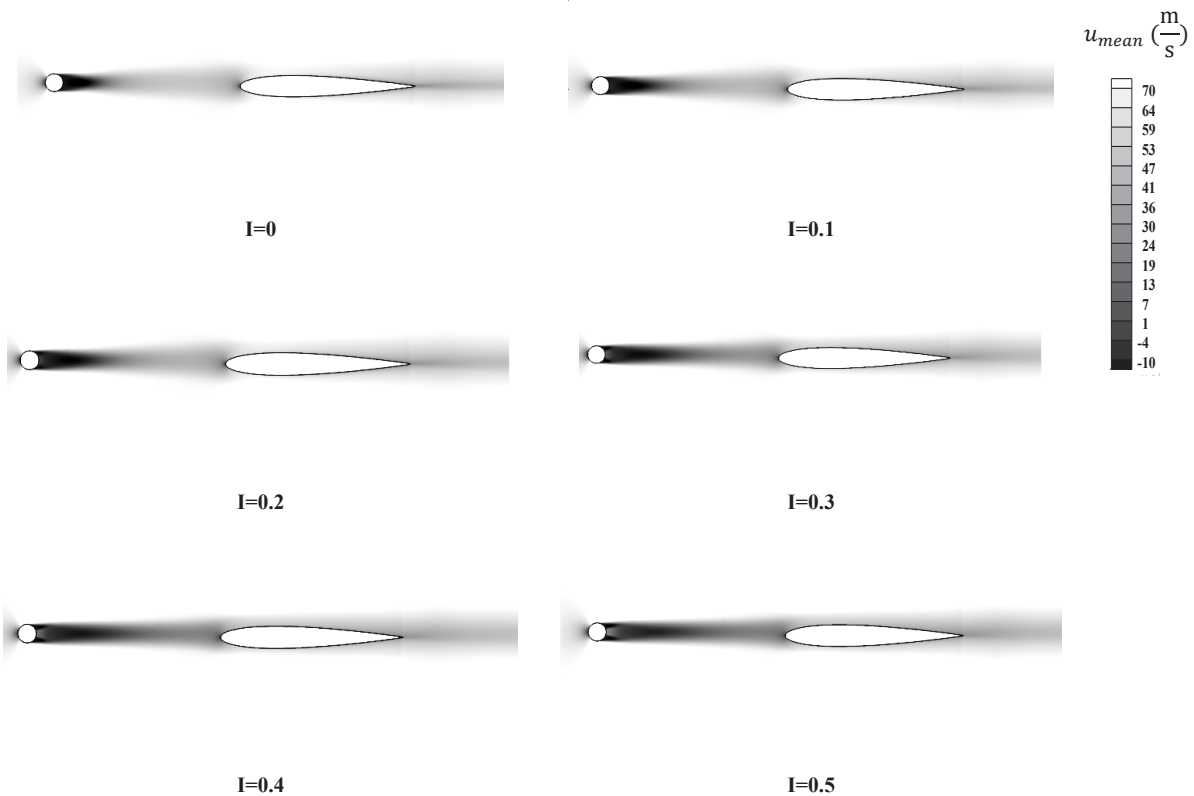
در شکل ۱۲ کانتورهای ورتیسیتی در حالت‌های مختلف (شدت‌های مختلف دمش) نشان داده شده‌است. با توجه به شکل ۱۲ می‌توان مشاهده نمود که جریان حول سیلندر عامل ریزش گردابه و تشکیل خیابان فون کارمن است. همچنین مشخص است که توزیع ورتیسیتته مثبت (چرخش پادساعتگرد) و منفی (چرخش ساعتگرد) نسبت به مبدا تقریباً متقارن می‌باشد. کاملاً واضح است که در $I = 0$ (بدون اعمال دمش) جریان پس از جدایش بصورت ساختارهای کوچک، شکسته شده و بر روی ایرفویل قرار می‌گیرد. با اعمال دمش و افزایش شدت آن، رخداد گردابه‌های تناوبی کاهش می‌یابد. به نحوی که در $I = 0/4$ و $I = 0/5$ هیچ گردابه‌ای

در شکل ۱۲ کانتورهای ورتیسیتی در حالت‌های مختلف (شدت‌های مختلف دمش) نشان داده شده‌است. با توجه به شکل ۱۲ می‌توان مشاهده نمود که جریان حول سیلندر عامل ریزش گردابه و تشکیل خیابان فون کارمن است. همچنین مشخص است که توزیع ورتیسیتته مثبت (چرخش پادساعتگرد) و منفی (چرخش ساعتگرد) نسبت به مبدا تقریباً متقارن می‌باشد. کاملاً واضح است که در $I = 0$ (بدون اعمال دمش) جریان پس از جدایش بصورت ساختارهای کوچک، شکسته شده و بر روی ایرفویل قرار می‌گیرد. با اعمال دمش و افزایش شدت آن، رخداد گردابه‌های تناوبی کاهش می‌یابد. به نحوی که در $I = 0/4$ و $I = 0/5$ هیچ گردابه‌ای



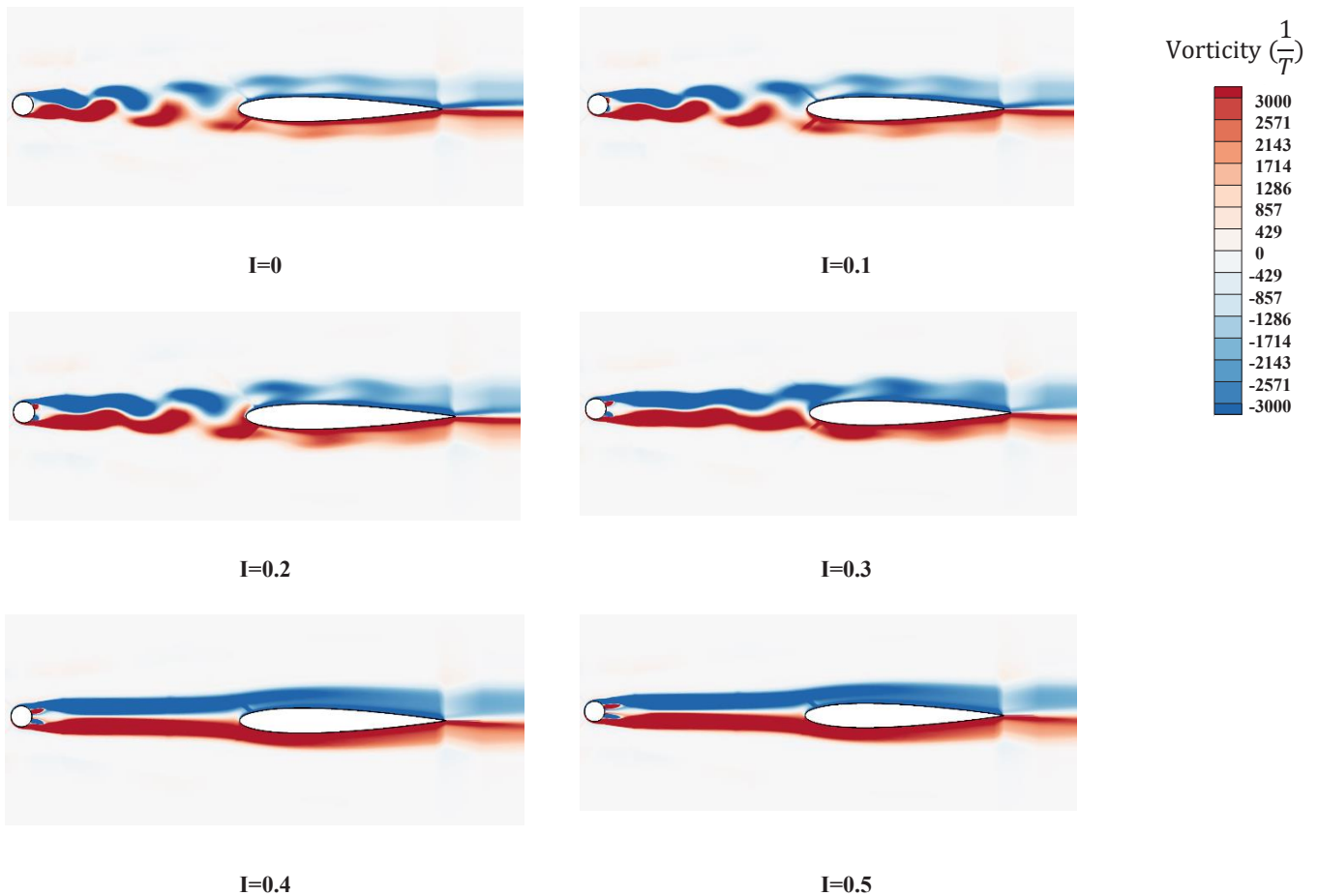
شکل ۱۰: نمودار مربوط به اعمال دمش بر نوسانات ضرایب آیرودینامیکی (الف) تغییرات نوسانات پسا با اعمال دمش، (ب) تغییرات نوسانات برآ با اعمال دمش

Fig. 10. Diagram of the effect of blowing on the fluctuation of the aerodynamic coefficients (A) drag fluctuation variation by applying the blowing, (B) lift fluctuation variations by applying the blowing



شکل ۱۱: توزیع متوسط سرعت با اعمال کنترل و افزایش شدت آن حول سیلندر و ایرفویل

Fig. 11. Mean velocity distribution by applying the blowing and increasing its intensity around the cylinder and airfoil



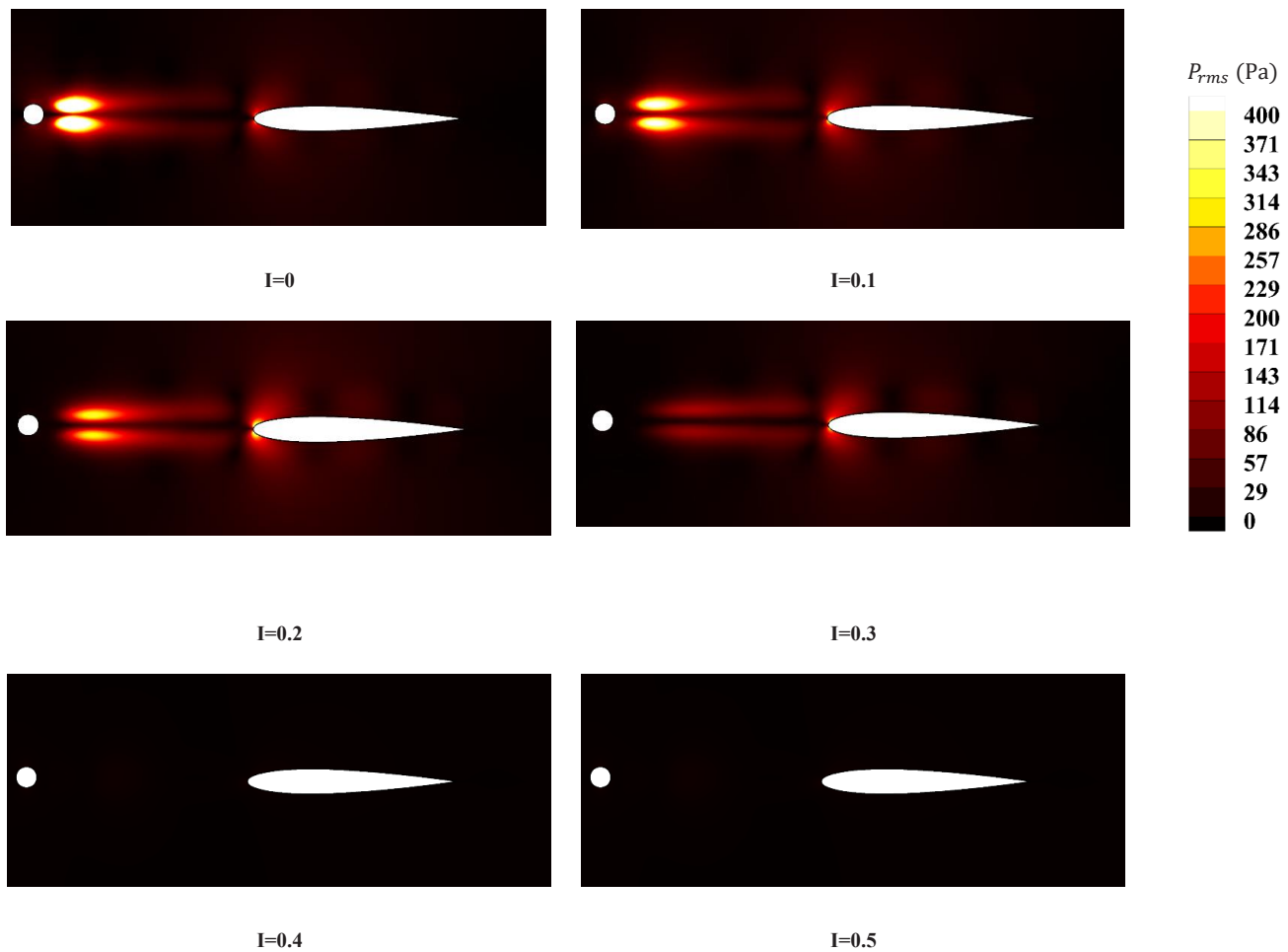
شکل ۱۲: توزیع ورتیسیته (ω_z) با اعمال کنترل و افزایش شدت آن حول سیلندر و ایرفویل

Fig. 12. Vorticity distribution (ω_z) by applying the blowing and increasing its intensity around the cylinder and airfoil

و در نزدیکی دنباله سیلندر رخ می‌دهد. در حالت بدون کنترل مقادیر P_{rms} در دنباله سیلندر و همچنین در لبه‌حمله ایرفویل افزایش یافته‌است. بعلاوه دنباله ایجادشده در فاصله کمی از دیواره پشتی سیلندر رخ داده‌است به نحوی که نوسانات فشار در سطح پشتی سیلندر نیز بالا می‌باشد. با توجه به نتایج مرجع [۱۷] اگر نوسانات فشار ایجادشده در ناحیه دنباله سیلندر در مجاورت مرز جامد نباشد از منابع دوقطبی تولید نویز محسوب نشده و تاثیر قابل توجهی بر نویز تولیدی در دوردست ندارد. اما در حالت بدون کنترل، افزایش نوسانات فشار در مجاورت دیواره‌ها (سطح پشتی سیلندر و لبه حمله ایرفویل) رخ می‌دهد که انتظار می‌رود نویز تولیدشده از این سطوح زیاد گردد. این موضوع با مشاهده شکل ۷ تائید می‌گردد. با اعمال دمش و افزایش شدت آن، مشخص است که میزان نوسانات فشار در ناحیه دنباله و لبه‌حمله ایرفویل کاهش بیشتری می‌یابد. بعلاوه اعمال دمش منجر به

در پایین‌دست سیلندر ایجاد نگردیده است و خیابان فن کارمن شکل نگرفته‌است. به عبارت دیگر با اعمال دمش، لایه‌های برشی بالا و پایین سیلندر که در حالت بدون کنترل به سمت یکدیگر حرکت می‌کردند در این حالت به صورت کشیده‌شده درآمده و بدین ترتیب مانع از شکل‌گیری گردابه‌ها می‌شوند. توجه به این نکته حائز اهمیت است که بخش عمده نویز تولیدی ناشی از ناپایایی جریان حول لبه‌ی حمله ایرفویل می‌باشد. بدین علت است که با اعمال دمش و کاهش رخداد گردابه‌ها، نوسانات جریان حول لبه حمله ایرفویل نیز کاهش یافته و بر این اساس نویز کاهش می‌یابد. با توجه به عدم رخداد گردابه‌ها در $I = 0/4$ و $I = 0/5$ انتظار کاهش بیشتر در نویز تولیدی وجود دارد. بررسی شکل ۸ این مطلب را تائید می‌کند.

در شکل ۱۳ کانتور نوسانات فشار (P_{rms}) نشان داده شده‌است. با توجه به شکل مشخص است که بالاترین سطح فشار در خود جریان



شکل ۱۳: توزیع نوسانات فشار با اعمال کنترل و افزایش شدت آن حول سیلندر و ایرفویل

Fig. 13. Distribution of pressure fluctuations by applying the blowing and increasing its intensity around the cylinder and airfoil

سیستم گردد. ملاحظه شکل ۸ این موضوع را تأیید می‌کند.

۵- نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر، به بررسی عددی اثر روش کنترلی دمش در سیلندر بر نویز آیرودینامیکی و ساختار جریان در یک سیلندر-ایرفویل پرداخته شده است. بدین منظور از یک شیار واقع در پشت سیلندر استفاده گردیده است. دمش جریان در شدت‌های مختلف (شدت دمش یعنی نسبت سرعت دمش به سرعت جریان آزاد) از ۱۰٪ تا ۵۰٪ سرعت جریان ورودی انجام شد. به منظور اطمینان از صحت نتایج حاصله، سرعت‌های متوسط جریان در ناحیه دنباله سیلندر و همچنین نمودار سطح فشار صوتی بر حسب عدد اشتراحال در حالت بدون کنترل استخراج و با نتایج سایر محققان مقایسه گردید

فاصله گرفتن دنباله سیلندر از سطح پشتی آن می‌شود.

با توجه به شکل ۱۳ و مقایسه حالت‌های مختلف مشخص است که با اعمال دمش، نوسانات فشار در سطح پشتی سیلندر تقریباً حذف گردیده‌است. به عبارت دیگر نویز تولیدشده در حالت باکنترل، عمدتاً ناشی از نوسانات فشار در لبه‌حمله ایرفویل است و سطح سیلندر نقشی در تولید نویز ندارد. بعلاوه با کاهش رخداد گردابه‌ها و ریزش آنها، نوسانات جریان در لبه‌حمله ایرفویل نیز کاهش می‌یابد و بالتبع در این منطقه کاهش محسوسی دارد. مشخص است که با افزایش شدت دمش، کاهش نوسانات در لبه‌حمله ایرفویل نیز بیشتر گردیده‌است. این موضوع در حالت‌های $I = 0/4$ و $I = 0/5$ کاملاً مشخص است. بدین ترتیب انتظار می‌رود اعمال دمش از این طریق موجب کاهش نویز ایرفویل و سیلندر و در مجموع نویز کل

متوسط سرعت : u_{mean}

ورتیسیته : ω_z

نوسانات فشار : P_{rms}

منابع

- [1] A. Movahedi, A.A. Dehghan, Experimental investigation of aero acoustic noise generation process from a wall mounted square cylinder at incidence, *Modares Mechanical Engineering*, 17(9) (2017) 327-338. (in Persian)
- [2] E. Janzamin, A. Movahedi, Experimental investigation of flow structure around two dimensional square and triangular tandem cylinders, *Modares Mechanical Engineering*, 18(2) (2018) 135-146. (in Persian)
- [3] S. Fathi, A. Dehghan, A. Movahedi, Experimental investigation of flow around 3D square cylinder using five-hole probe and neural network, *AmirKabir Journal of Science & Research Mechanical Engineering*, 49(1) (2016) 1-160. (in Persian)
- [4] L. Mathelin, F. Bataille, A. Lallemand, The effect of uniform blowing on the flow past a circular cylinder, *Journal of fluids engineering*, 124(2) (2002) 452-464.
- [5] V. Zhdanov, S. Isaev, H.-J. Niemann, Control of the near wake of a circular cylinder in blowing out of low-head jets, *Journal of engineering physics and thermophysics*, 74(5) (2001) 1100-1103.
- [6] D.R. Williams, H. Mansy, C. Amato, The response and symmetry properties of a cylinder wake subjected to localized surface excitation, *Journal of Fluid Mechanics*, 234 (1992) 71-96.
- [7] J. Lin, J. Towfighi, D. Rockwell, Near-wake of a circular cylinder: control, by steady and unsteady surface injection, *Journal of Fluids and Structures*, 9(6) (1995) 659-669.
- [8] H. Talesh Bahrami, H. Parhizkar, S. Ghasemlooy, Numerical Study of the Effect of Flow Suction on the Reduction of Acoustic Noise Due to the Flow on a Three-Dimensional Cylinder, *Modares Mechanical Engineering*,

که تطابق خوبی را نشان می‌دهد. اعمال دمش با شدت دمش ۰/۵ موجب کاهش ۳۴٪ متوسط پسا سیلندر و افزایش ۷٪ برای ایرفویل می‌گردد. همچنین اعمال دمش، کاهش متوسط ضریب برآی سیلندر به میزان ۵۰٪ و افزایش آن برای ایرفویل به میزان ۵٪ را به همراه دارد.

بررسی ساختار جریان در حالت بدون دمش، حکایت از ریزش گردابه‌ها در منطقه پایین‌دست سیلندر، تشکیل خیابان فون کارمن و بالتبع افزایش نوسانات فشار در دنباله سیلندر و لبه‌حمله ایرفویل دارد. به نحوی که میزان نوسانات فشار بر سطوح پشتی سیلندر و لبه‌حمله ایرفویل را افزایش داده که منشا تولید نویز آیرودینامیکی می‌باشد. نتایج نشان داد که با اعمال دمش، نوسانات فشار در مناطق ذکرشده کاهش یافته، بعلاوه این نوسانات در فاصله دورتری از سیلندر شکل می‌گیرد و بر این اساس نویز ایجادشده کاهش یافته‌است. همچنین با افزایش شدت دمش نوسانات جریان و نویز آیرودینامیکی کاهش می‌یابد. به نحوی که با اعمال دمش با شدت ۰/۵، سطح فشار صوتی برای سیلندر-ایرفویل به میزان ۶۴ درصد (۶۱ دسی بل) کاهش می‌یابد.

فهرست علائم

D:	قطر سیلندر
C:	وتر ایرفویل
FWH:	فوکس ویلیامز هاوکینگز
St:	عدد اشتروهل
SPL:	سطح فشار صوت
I:	شدت دمش
U:	سرعت جریان ورودی
V:	سرعت دمش
$C_{L_{rms}}$:	جذر متوسط مربع ضریب برآ
$C_{D_{rms}}$:	جذر متوسط مربع ضریب پسا
$C_{L_{mean}}$:	متوسط ضریب برآ
$C_{D_{mean}}$:	متوسط ضریب پسا

- investigation on body-wake flow interaction over rod-airfoil configuration, *Journal of Fluid Mechanics*, 779 (2015) 1-35.
- [14] D. Casalino, M. Jacob, M. Roger, Prediction of rod-airfoil interaction noise using the Ffowcs-Williams-Hawkings analogy, *AIAA journal*, 41(2) (2003) 182-191.
- [15] L. Siozos-Rousoulis, G. Ghorbaniasl, C. Lacor, Acoustic effects of a rotationally oscillating rod in a rod-airfoil configuration, in: 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2015, pp. 2827.
- [16] L. Guo-Ping, F. Jian-wen, Numerical study on the flow around a circular cylinder with surface suction or blowing using vorticity-velocity method, *Applied Mathematics and Mechanics*, 23(9) (2002) 1089-1096.
- [17] N. Curle, The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound, *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 231(1187) (1955) 505-514.
- 19(5) (2019) 1049-1059.
- [9] M.C. Jacob, J. Boudet, D. Casalino, M. Michard, A rod-airfoil experiment as a benchmark for broadband noise modeling, *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 19(3) (2005) 171-196.
- [10] M. Munekata, K. Kawahara, T. Udo, H. Yoshikawa, H. Ohba, An experimental study on aerodynamic sound generated from wake interference of circular cylinder and airfoil vane in tandem, *Journal of Thermal Science*, 15(4) (2006) 342-348.
- [11] W. Chen, W. Qiao, F. Tong, L. Wang, X. Wang, Numerical Investigation of Wavy Leading Edges on Rod-Airfoil Interaction Noise, *AIAA Journal*, 56(7) (2018) 2553-2567.
- [12] L. Siozos-Rousoulis, C. Lacor, G. Ghorbaniasl, A flow control technique for noise reduction of a rod-airfoil configuration, *Journal of Fluids and Structures*, 69 (2017) 293-307.
- [13] Y. Jiang, M.-L. Mao, X.-G. Deng, H.-Y. Liu, Numerical

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

Sarallah Abbasi, Mohammad Sourì. Effect of blowing on flow-induced noise reduction in a rod-airfoil. *Amirkabir J. Mech Eng.*, 53(special issue 3) (2021). 1783-1798.

DOI: [10.22060/mej.2020.17054.6504](https://doi.org/10.22060/mej.2020.17054.6504)

