

Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 52(4) (2020) 235-238 DOI: 10.22060/mej.2018.13842.5727

Experimental Investigation of the Turbulence Effect of Incoming Flow on Unsteady Pressure Field and Flow-Induced Noise Around Circular Cylinder

R. Maryami, A. A. Dehghan*, A. Afshari

Department of Mechanical Engineering, Yazd University, Yazd, Iran.

ABSTRACT: Surface pressure fluctuations on a circular cylinder model are the main sources of farfield noise emitted and have complex physical behavior. So far, limited studies have been devoted to identifying the unsteady surface pressure behavior, especially for turbulence incident flow. In the present study to measure the surface pressure fluctuations under both smooth and turbulence incoming flows, a circular cylinder with an outer diameter of 22mm has been used. In order to change the turbulence characteristics of free stream incoming flow, different biplane grids with square meshes were designed. Power spectral density, coherence, autocorrelation and cross-correlation, spanwise length scale, and convection velocity were different interesting parameters which were calculated using measured unsteady pressures in order to better clarify the flow structure and flow noise around the model. The results revealed that the energy level of both tonal and broadband noises is increased when incident flow changes from smooth to turbulent. Moreover, the tonal noise frequency in the turbulence flow

(f' = 88 Hz) shifts to low frequencies compared to that of smooth flow (f = 98 Hz). Furthermore, results showed that the physical size of eddies and their convection velocity in turbulence flow are greater than corresponding values for smooth flow.

1-Introduction

Many components of bluff body structures can be characterized as circular cylinders of different diameter, aspect ratio, and alignment. Examples of these structures are the rotors for wind turbines, cables, towers, buildings, chimneys, distillation towers, landing gear parts and so on. The noise radiated from flow around circular cylinders has been a topic of interest in wind engineering research and has been an important issue in the design of structures located near high wind velocities. Investigating the flow around a circular cylinder provides a good starting point for flow-solid interaction. Moreover, understanding the nature of acoustic noise emitted by a circular cylinder is beneficial in the determination of noise sources of bluff body structures.

The aerodynamic sound generated from flow around a circular cylinder consists of the narrowband and broadband noises. The narrow band noise or Aeolian tone corresponds to vortex shedding frequency and is manifested as fluctuating pressure on the surface of the body and in the resulting unsteady wake. Often the fluctuations are periodic, leading to an Aeolian tone which first recognized by Strouhal [1]. Strouhal's general conclusions further confirmed by Lord Rayleigh [2] in 1879. Observation of the staggered vortex street in the wake of a cylinder by Bernard [4] in 1908 and the theoretical demonstration of its stability by von Karmin [5] in 1912 led von Kruger and Lauth [6], Borne [7], and Rayleigh

Review History:

Received: 17 Dec. 2017 Revised: 16 Feb. 2018 Accepted: 22 Apr. 2018 Available Online: 26 Apr. 2018

Keywords:

Surface pressure fluctuations Turbulence generation grids Tonal noise Vortex shedding frequency

[8] to associate the tones and vibration with periodic vortex shedding.

The main studies related to the aerodynamic noise of circular cylinders are mostly conducted for the laminar or smooth incident flow while many structures including circular cylinders are normally located in the turbulent incident flow field. Davis and Pan [8] were one of the few researchers that studied the noise generated from a circular cylinder in the turbulent jet. However, their experimental study devoted to measure far field noise. Therefore, in the present study, the characteristics and properties of aerodynamic noise are investigated by measuring surface pressure fluctuations acting on a circular cylinder model under both laminar and turbulent incident flows. The model equipped with several azimuthal and spanwise miniature condenser microphones, Pa-WM-61A, to measure surface pressure fluctuations. Moreover, pressure fluctuations are used to calculate different interesting parameters such as power spectral density, azimuthal and spanwise coherences, spanwise length scale and convection velocity of eddies. These parameters were used to characterize the physics of the flow around the model under consideration.

2. Experimental Setup

The experiments were carried out in an open subsonic wind tunnel of Yazd University with a test section size of 46 \times 46×240 cm. At the maximum air velocity of 20 m/s, the free

*Corresponding author's email: adehghan@yazd.ac.ir



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

stream turbulence intensity has been measured to be less than 0.3%. Due to contamination of the surface-pressure signals by facility background noise, the measurements of wall-pressure fluctuations are often carried out at free jet of the wind tunnel. In the present wind tunnel, the centrifugal fan is forward inclined blades type which creates nearly low to moderate broadband noise. However, by covering the internal surfaces of the test section with an appropriate porous material, the background noise of the facility is reduced up to 15 dB.

The circular cylinder used in the present work has a diameter of 22 mm and a span of 500 mm. The model is composed of a middle body and two similar side parts, which allow spanwise and azimuthal microphones to be installed inside the middle part. The two side parts are attached to the main body by two side bushes. All parts of the model were manufactured from stainless steel to ensure having the necessary strength and surface finishing. The experiments were conducted at three different free stream velocities, 10, 15, and 20 m/s. The blockage ratio of the cylinder model is less than 5% for all the experiments and hence the wind tunnel walls effects on the measured quantities are negligible. View of the circular cylinder model located in the free jet is shown in Fig. 1.



Fig. 1. Cylindrical model in the free turbulence jet

3. Results and Discussion

The surface pressure power spectral density measured by microphone No. 15 (at z/D=0 and azimuthal angle of) referenced to $P_0 = 20 \mu Pa$ for laminar and turbulent incident flows is shown in figure 2 for various upstream grid sizes. The microphone correction function applied in all data. The wind tunnel background noise power spectral density is also shown in this figure for comparison. As can be seen, results in all frequency range are not contaminated with the background noise. Fig. 2 also shows that the tonal noise at a velocity of 10m/s for laminar and turbulent flows occurs at vortex shedding frequencies of 98Hz and 88Hz, respectively. As a result, in the turbulent incident flow, fundamental frequency shifts to lower frequency compared to that in the laminar incident flow condition. In both smooth and turbulent flows, first and second harmonics are also visible at two and three times vortex shedding frequency. Furthermore, it may



background noise

be seen from Fig. 2 that the energy level of surface pressure fluctuations in the turbulent flow is higher than that of the laminar flow case.

In order to characterize the physical size of vortices, a variation of spanwise coherence measured between spanwise microphones No. 1 to 2 ($\eta_z = 15 \text{ mm}$) at a velocity of 10m/s for both laminar and turbulent incident flows are depicted in Fig. 3. Results show that the coherence at low frequency is bigger than that of high frequency and it can be concluded that eddies responsible for creating pressure fluctuations at low frequency are bigger in size. However, the maximum coherence takes place at the fundamental frequency and its harmonics for both flow regimes considered. Moreover, increasing turbulence intensity and turbulence length scale results in a higher coherence value which is a sign of bigger structures in this condition.

4. Conclusions

In the present study, aerodynamic noise due to the flow around a circular cylinder model was measured using several



Fig. 3. Lateral coherence variations for $\eta_z = 15 \text{ mm}$ at 10 m/s

azimuthal and spanwise miniature condenser microphones mounted on the model. All the experiments were carried out in a subsonic wind tunnel for incident air velocity of 10m/s in both laminar and turbulent flow conditions. The results showed that tonal noise emitted in turbulent flow occurs at a lower frequency compared to the laminar incident flow which is an indication of Strouhal number reduction. Moreover, the lateral coherences results showed that bigger eddies have higher energy content and higher lifespan compared to the smaller eddies. It is also noted that maximum coherence takes place at the fundamental frequency and their harmonics for both flow regimes considered.

References

- Strouhal V., Annalen der Physik und Chemie (Leipzig) Series 35, Ueber eine besondere art der tonenegung (1878): 216-251.
- [2] Rayleigh, L., Philosophical Magazine. Acoustical observations II. 7. (1879): 149-162.

- [3] Bernard H., Compte rendu hebdomuduire des s&nces de l'Acudt?mie des Sciences, Paris147, Formation des centres de giration a l'arriere d'un obstacle en mouvement. (1908): 839-842.
- [4] Karman T. V., and H. Rubach, Physikufische Zeitschrifi Uber den mechanismus des flussigkeits- und luftwiderstandes. 13. (1912): 49-59.
- [5] Kruger F. V., and A. Lauth., Theorie der hiebtone. Annulen der Physik (Leipzig). 44. (1914): 801-812.
- [6] Borne, R. D. BLEVINb., Zeitschrift Hugtechnik As quoted in reference. 3.30. 468
- [7] Rayleigh L., Aeolian tones. Philosophical Magazine. 29. (1915):434-444.
- [8] Davis, M. R., Pan, N. H., "Noise generation by the interaction of turbulent jets with circular cylinder", Journal sound and vibration, 3. (1989): pp. 427-442.

This page intentionally left blank

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۲، شماره ۴، سال ۱۳۹۹، صفحات ۹۲۳ تا ۹۴۲ DOI: 10.22060/mej.2018.13842.5727

بررسی تجربی اثر آشفتگی جریان ورودی بر میدان فشار ناپایا و نویز جریان پیرامون استوانه دایرهای

رضا مريمي، على اكبردهقان*، عباس افشارى

دانشکده مهندسی مکانیک ، دانشگاه یزد، یزد، ایران.

خلاصه: میدان فشار ناپایا روی سطح استوانهای با مقطع دایرهای، به عنوان منشأ اصلی نویز ثبت شده در دوردست، دارای رفتار فیزیکی پیچیدهای بوده که تاکنون مطالعات مختصری روی آن و مخصوصاً در جریان آزاد آشفته انجام گرفته است. بنابراین در مطالعه حاضر نوسانات فشار ناپایا روی سطح استوانهای با قطر خارجی mm ۲۲ تحت شرایط جریان آزاد آرام و آشفته به طور تجربی بررسی شده است. تغییر شرایط آشفتگی جریان آزاد با استفاده از شبکههایی با مشهای مربعی مختلف انجام شده است. به منظور فهم دقیق رفتار نویز جریان پیرامون مدل، پارامترهایی نظیر طیف فشار سطح، تابع همدوسی، همبستگی خودکار و متقابل، طول مشخصه ساختارهای گردابهای در دهانه مدل و همچنین سرعت جابهجایی این ساختارها در راستای جریان با استفاده از نوسانات فشار سطح محاسبه شده است. نتایج نشان دادند که تغییر ماهیت جریان آزاد از آرام به آشفته سبب افزایش سطح انرژی نویز باریک باند و پهن باند می شود. علاوه بر این فرکانس نویز باریک باند در جریان آزاد آشفته (۲۸۸ه = 'f) در مقایسه با مقدار متناظر در جریان آزاد آرام (۲۸ه و کانس نویز فرکانسهای پایین جابجا می گردد. دیگر نتایج نشان دادند که اندازه گردابهای و سرعت جابهجایی ایر فرکانسهای پاید میشان دادنه این محمان محدار متناظر در جریان آزاد آرام (۲۸ه و کانس نویز فرکانسهای پایین جابجا می گردد. دیگر نتایج نشان دادند که اندازه گردابهها و سرعت جابهجایی این ساختارها در جریان آزاد آرام بزرگ تر از جریان آزاد آشفته است.

تاریخچه داوری: دریافت: ۲۶/۹۹/۲۶ بازنگری: ۱۳۹۶/۱۱/۲۷ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۲/۰۲ ارائه آنلاین: ۱۳۹۷/۰۲/۰۶

کلمات کلیدی: نوسانات فشار سطح شبکههای تولید کننده جریان آشفته نویز باریک باند فرکانس ریزش گردابه

تحقيقات مهندسی باد بسيار مورد توجه محققين بوده است .گرچه

مکانیزمهای اصلی این صدا بر طبق تئوریهای کلاسیک به خوبی

شناخته شده، ولى هنوز نياز به تحقيقات بيشترى براى بررسى اثر

پارامترهای هندسی مختلف روی مشخصات نویز در این حوزه احساس

می شود. دلیل اصلی این است که نمونه های واقعی سازه های اشاره شده در بالا مجموعه بزرگی از قطعات جریان بند هستند که از اندازه،

شکل و هم ترازی های متفاوتی برخور دارند و هر کدام با توجه به شرایط جریان می توانند رفتار متفاوتی از خود به نمایش بگذارند و ساختار

نویز منتشر شده را بسیار پیچیده سازند .با توجه به این که تعداد

قطعات با ساختار هندسی استوانهای شکل و خصوصاً استوانههای با

مقطع دایرهای در بین اجزاء تشکیل دهنده سازههای مورد نظر بیشتر

است، می توان به جای مطالعه نمونه های واقعی از این سازه ها، مطالعه

خود را معطوف به مدل های استوانهای کرد .چنین کاری ضمن رفع

پیچیدگیهای موجود در مطالعه نمونههای واقعی و همچنین کاهش

هزینه و زمان، می تواند در فهم هر چه بهتر مکانیزمهای تولید صدای

۱- مقدمه

در طی چند دهه گذشته مطالعه جریان پیرامون اجسام جریان بند^۱ موضوع بسیاری از تحقیقات در حوزه آیرودینامیک و همچنین آیروآکوستیک بوده است. این جریان پیرامون بسیاری از سازهها نظیر روتور توربینهای بادی، کابلها، برجها، پلها، دودکشها، برجهای تقطیر، ساختمانهای مرتفع و همچنین ارابههای فرود هواپیما مشاهده میشود. بنابراین فهم فیزیک چنین جریانی میتواند در طراحی بهینه سازههای مورد نظر از اهمیت قابل توجهی برخوردار باشد. یکی از پدیدههای پیچیده که در جریان پیرامون اجسام جریان بند ایجاد میشود، ریزش گردابه است. گردابهها پدیدههای نامطلوبی هستند که سبب ارتعاش سازهها، ایجاد صدای آیرودینامیکی، افزایش نیروی پسا و همچنین تنش در سازهها میشوند.

صدای آیرودینامیکی تولید شده از یک جسم جریان بند که در معرض جریان قرار گرفته، موضع بسیار جالبی است که در حوزه 1 Bluff body

* نویسنده عهدهدار مکاتبات: adehghan@yazd.ac.ir

(Creative Commons License) حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) هر محتول موانید. https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode دیدن فرمائید.

آيروديناميكي مؤثر باشد.

صدای آیرودینامیکی ایجاد شده از جریان پیرامون یک استوانه با مقطع دایرهای ترکیبی از صدای باریک باند^۱ متناظر با فرکانس ریزش گردابه و همچنین صدای پهن باند^۲ است. اولین اندازه گیریها در این حوزه توسط استروهال [۱] گزارش شد. او عنوان کرد که فرکانس صدای باریک باند به طور تقریبی برحسب عدد استروهال قابل پیشبینی است. نتیجه گیری کلی استروهال توسط ریلی [۲] در سال ۱۸۷۹ تائید شد. مشاهده ریزش گردابه در ناحیه دنباله یک استوانه توسط برنارد [۳] و بررسی پایداری چنین ریزشی به طور تئوری توسط ون کارمن [۴] سبب شد تا محققینی نظیر ون کروگر استوانه در جریان هوا را ناشی از ریزش گردابه بدانند. فرضیه ریلی استوانه در جریان هوا را ناشی از ریزش گردابه بدانند. فرضیه ریلی نقر که عدد استروهال وابسته به عدد رینولدز است. ریچاردسون [۹] شد که عدد استروهال وابسته به عدد رینولدز است. ریچاردسون [۹]

مطالعات انجام شده در زمینه انتشار صدای آیرودینامیکی از استوانههای دایرهای بیشتر معطوف به جریان آزاد آرام بوده است. این در حالی است که در بسیاری از کاربردها استوانههای دایرهای در معرض جریان آزاد آشفته قرار دارند. بنابراین به طور بسیار محدود بعضی از محققین نظیر دیویس و پن [۱۰] صدای منتشر شده از یک استوانه در جت آشفته را اندازه گیری نمودند. آنها نشان دادند که صدای دوردست تابعی از فاصله بین خروجی جت و موقعیت قرار گیری استوانه است. هوتچسون و بروکس [۱۱] صدای منتشر شده از استوانهها را در جریان آزاد آرام و آشفته مقایسه نمودند. نتایج طیف صوت در این تحقیق نشان دادند که ماهیت طیف بیشتر به صورت پهن باند است و بیشینه قابل توجهی در این طیف وجود ندارد. علاوه بر این با افزایش سطح آشفتگی، پهن باند بودن طیف نیز افزایش مییابد.

شدت صدای باریک باند از یک استوانه وابسته به بزرگی نوسانات نیروی برآ یا نوسانات فشار سطحی روی سطح استوانه و طول همبستگی^۳ پیشنهاد شده توسط فیلیپس [۱۲] است. در این

راستا بلک [۱۳] عنوان می کند که چگالی نوسانات در میدان جریان منبع اصلی صدای آیرودینامیکی است. با فرض اعداد ماخ کوچک، چگالی نوسانات با نوسانات فشار جایگزین میشود. بنابراین نوسانات فشار در میدان جریان مهمترین کمیت فیزیکی برای شناسایی منابع صوت آیرودینامیکی است. بر طبق آنالوژی آکوستیکی کرل [۱۴] صدای دوردست منتشر شده از یک جسم میتواند متناسب با انتگرال سطحی نوسانات فشار روی جسم باشد. بنابراین اندازه گیری نوسانات فشار سطح برای فهم مکانیزم تولید صدای آیرودینامیکی حائز اهمیت است. در واقع میتوان به جای اندازه گیری میدان صدای ناشی از تونلهای باد آیروآکوستیکی است، به مطالعه رفتار منبع نویز یعنی نوسانات فشار سطح در یک تونل باد آیرودینامیکی با نویز نسبتاً پایین نوسانات فشار سطح در یک تونل باد آیرودینامیکی با نویز نسبتاً پایین با استفاده از مدلهایی همچون مدل فاکس ویلیام و هال [۱۶] قابل تخمین است.

بررسی نوسانات فشار ناپایا روی سطح استوانههای دایرهای در سالهای اخیر ابزار بسیاری از محققین بوده است. البته بیشتر تحقیقات در این حوزه مشابه نویز دوردست مربوط به جریان آزاد آرام بوده و مطالعات کمتری در جریان آزاد آشفته صورت پذیرفته است. در این راستا فوجیتا و سوزوکی [۱۷] اثر نوسانات فشار سطحی در اعداد رینولدز بزرگ ($^{1}.1 \times 1 - ^{4}.1 \times 0 / 1$) را اندازه گیری کردند. آنها نتیجه گرفتند که با تغییر عدد رینولدز از ۱۰^۵×۳ تا ۲۰×۵×۵/۷ ، عدد استروهال صدای باریک باند دارای افزایش ناگهانی از ۰/۲ تا ۰/۴۵ است و این عدد برای اعداد رینولدز بزرگتر دوباره به مقدار ۰/۲ میرسد. کاسالینو و ژاکوب [۱۸] با بررسی نوسانات فشار سطحی در جریان آرام نشان دادند که بیشینه استروهال و هارمونیک دوم تحت تأثیر نیروی برآی ناپایا و اولین هارمونیک تحت تأثیر نیروی پسای ناپایا است. مریمی و همکاران [۱۹] در یک مطالعه جامع به ارزیابی میدان فشار ناپایا پیرامون مدل دایرهای در جریان آزاد آرام پرداختند. آنها نشان دادند که ساختارهای گردابهای بزرگ از طول عمر و همچنین سطح انرژی بیشتری در مقایسه با ساختارهای گردابهای کوچک برخوردار میباشند. مطالعات در این حوزه با دیگر تحقيقات تجربي انجام شده توسط فوجيتا [٢٠]، لكرسكيو و دولان [۲۱]، آکرمن و همکاران [۲۲] و اوگاما و همکاران [۲۳] و تحقیقات

Aeolian tone

² Broadband tone

³ Correlation length

عددی انجام شده توسط دولان [۲۴]، علی و همکاران [۲۵]، ارسلی و همکاران [۲۶] ادامه یافت.

همانطور که قبلاً ذکر شد، تعداد بسیار کمی از تحقیقات به بررسی صدای آیرودینامیکی منتشر شده از استوانههای دایرهای در جریان آزاد آشفته پرداختهاند .در تمامی این مطالعات روش مرسوم برای شناسایی منابع صدای آیرودینامیکی، اندازه گیری نویز دوردست بوده و تقریبا در هیچ مطالعهای در این حوزه از اندازه گیری نوسانات فشار سطحی استفاده نشده است. به منظور رفع این نیاز در مطالعه حاضر نوسانات فشار ناپایا روی سطح استوانهای دایرهای در جریان آزاد آشفته مورد مطالعه قرار گرفته است .پارامترهای حاصله از اندازه گیری نوسانات فشار سطحی، شامل چگالی طیف فشار سطح^۱، تابع همدوسی کمرضی، طول مشخصه در راستای دهانه مدل و همچنین سرعت جابهجایی ساختارهای گردابهای [†]مورد ارزیابی قرار گرفته و نتایج با موارد اندازه گیری شده در جریان آزاد آرام مقایسه شده است .لازم به ذکر است که ایجاد مکانیزم اندازه گیری نوسانات فشار ناپایا روی سطح استوانه که شامل طراحی و ساخت منبع تغذیه، طراحى و ساخت كاليبراتور ميكروفونها، حذف نويزهاى الكترونيكي، تطابق دادن میکروفونها با سیستم تحلیل و پردازش سیگنال موجود، نوشتن کدهای کالیبراسیون و دادهبرداری و آنالیز دادهها است، با همكارى گروه آيروآكوستيک دانشگاه بريستول انگليس انجام گرفته است. معرفی تجهیزات و نحوه انجام آزمایشات در بخش ۲ و نتایج به دست آمده در بخش ۳ ارائه شده است.

۲- تجهیزات آزمایش

در مطالعه حاضر کلیه آزمایشها در تونل باد مادون صوت دانشگاه یزد انجام شده است. در این بخش، مشخصات تونل باد، مدل، نحوه نصب و آرایش میکروفونها، کالیبراسیون میکروفونها، آرایش سوراخهای سنجش فشار استاتیکی شبکههای تولید کننده جریان آشفته، مراحل انجام آزمایشها و تحلیل دادهها ارائه شده است.

۲-۱- تونل باد

تونل باد دانشگاه یزد از نوع مدار باز است که ابعاد سطح مقطع

آزمون ۴۶ می ۴۶ د ۲۵ ۴۶ و طول آن ۲۴۰ می باشد. ماکزیمم سرعت تونل ۲۵ ۳/۶ است و در این سرعت شدت اغتشاشات جریان آزاد کمتر از ۳٪ است. فن تونل از نوع گریز از مرکز است و تیغههای آن دارای شیبی رو به جلو بوده که نویز فرکانس پهن باند پایین تا متوسطی را ایجاد میکنند. با این وجود به علت آلوده شدن سیگنالهای فشار سطحی با نویز زمینه تونل، با جایگزین کردن دیوارههای داخلی تونل با مواد متخلخل مناسب، نویز زمینه تونل تا و همچنین مدامی آزمایشات در دهانه خروجی تونل انجام گرفته است. آزمایشات اولیه نشان داده که به دلیل فاصله بیشتر از فن تونل و همچنین عدم وجود دیوارههای بالا و پایین، نویز زمینه تونل در این بخش کمتر است.

۲-۲- مدل

در مطالعه پیش رو به منظور بررسی اثر آشفتگی جریان بالادست بر نوسانات فشار ناپایای سطح از یک مدل استوانهای با قطر خارجی D = 77 mm و طول ۵۰۰ mm استن استیل با سطح کاملاً -0یقلی استفاده شده است. مدل مورد نظر از سه بخش ساخته شده است که شامل بخش میانی و دو بخش در طرفین میباشد. علت این امر سهولت در نصب میکروفونها داخل بخش میانی مدل است. این امر سهولت در نصب میکروفونها داخل بخش میانی مدل است. نسبت انسداد تونل برای مدل استوانهای برای تمامی آزمایشها کمتر از ۵٪ بوده و بنابراین اثرات دیوارههای تونل روی مقادیر اندازه گیری شده ناچیز است [۲۷]. نمایی از محل قرار گیری مدل در دهانه خروجی تونل در شکل ۱ نشان داده شده است.

۲-۲- نحوه نصب میکروفونها داخل مدل

اندازه گیری مستقیم نوسانات فشار داخل جریان پیرامون مدل امکان پذیر نیست. دلیل این امر تغییر میدان جریان به واسطه حضور سنسورهای فشار در جریان است. بنابراین اندازه گیری نوسانات فشار تنها روی سطح واقع در زیر لایه مرزی امکان پذیر است. برای تعیین میدان فشار ناپایای سطح، روشهای تجربی مختلفی از جمله نصب مستقیم سنسور فشار روی سطح، نصب غشاء روی سطح و استفاده از لیزر، استفاده از رنگ حساس به فشار و غیره وجود دارد. متداول ترین راه اندازه گیری نوسانات فشار سطحی، استفاده از

¹ Power spectral density

² Coherence function

³ Spanwise length scale

⁴ Eddy convection velocity

اندازه گیری نوسانات فشار ناپایای سطح از میکروفونهای کوچک Pa – WM – ۶۱A استفاده شده است. در مرجع [۲۸ و ۱۹] کارایی عالی میکروفونهای انتخاب شده برای اندازه گیری نوسانات فشار ناپایای سطح به اثبات رسیده است. این میکروفونها از پاسخ فرکانسی بسیار خوبی برخوردارند و علی رغم ابعاد کوچک خود استقامت بسیار زیادی در برابر ضربات احتمالی دارند. به منظور کاهش اثرات تضعیف در فرکانسهای بالا که ناشی از اندازه ناحیه حسگر میکروفون است، به جای نصب مستقیم میکروفونها روی سطح مدل، آنها در زیر یک نقاب با سوراخ ریز^۳ به قطر mm ۵۵/۰ نصب شدهاند. طرحوارهای از این روش نصب در شکل ۲ نشان داده شده است. توجه به این نکته ضروری است که گرچه اثرات تضعیف در فرکانسهای بالا با نصب میکروفونها در زیر نقاب سوراخدار و یا استفاده از لوله انتقال کاهش مییابد، اما در عین حال ممکن است این کار منجر به رخ دادن پدیده



شکل ۲: نمایی از میکروفون مورد استفاده و نحوه نصب میکروفونها به صورت عمودی زیر نقاب Fig. 2. Pressure transducer used in this experiment and its schematic installation under pin-hole mask.

به طور کلی قطر سوراخ، طول آن و حجم فضای مابین ناحیه حسگر میکروفون و نقاب، پارامترهای تعیین کننده فرکانس تشدید هستند. بنابراین برای اطمینان از عدم وقوع تشدید در محدوده فرکانسی مورد نظر، باید پارامترهای فوق به دقت انتخاب گردند. طراحی و انتخاب پارامترهای مذکور با استفاده از روابط ارائه شده در مرجع [10] انجام گرفته است. پاسخ فرکانسی (دامنه و فاز) مربوط



شکل ۱. نصب مدل استوانهای در جت خروجی تونل باد به همراه دستگاه مختصات، نمایش شبکه مربعی Fig. 1. Cylindrical model installed in wind tunnel jet with coordinate system and bi-plane grid.

سنسورهایی است که به صورت همسطح با مدل نصب شدهاند. البته این کار با مشکلات زیادی همراه است. به عنوان نمونه، سنسورهای فشار دارای سایز محدودی بوده و در فرکانسهای بالا با اثر تضعیف (مواجه می شوند. از دیگر مشکلات موجود، تأثیر نوسانات ناشی از سایر منابع همچون نویز زمینه تونل باد و حتی ارتعاشات خارجی خود سنسور روی نوسانات فشار ناشی از جریان آشفته است. در واقع هنگام اندازه گیری نوسانات فشار سطح یک مدل در تونل باد، آنچه یک سنسور اندازه گیری فشار ناپایا ثبت می کند، نوسانات فشار هیدرودینامیکی سیال روی مدل به اضافه نوسانات فشار ایجاد شده توسط خود تونل باد است. با این وجود، در اغلب موارد به دلیل بالا بودن سطح نوسانات فشار هيدروديناميكي سيال روى سطح مدل نسبت به نویز زمینه تونل باد، امکان اندازه گیری نوسانات فشار سطح حتی در تونلهای باد آیرودینامیکی نیز وجود دارد. علاوه بر موارد فوق، هزینه بالای سنسورهای فشار ناپایای دارای دقت بالا و محدوده فركانسي وسيع (مانند سنسور فشار كولايت) استفاده از اين روش را محدود می کند. این در حالی است که فشارسنجهای تفاضلی دارای فرکانس داده برداری پایینی بوده و معمولاً برای اندازه گیری نوسانات ناپایای فشار سطح مناسب نیستند.

همانطور که در بخش مقدمه ذکر شد، در مطالعه حاضر برای

2 Kulite

³ Pin-hole mask

⁴ Resonant frequency

¹ Attenuation effects



شکل ۳: آرایش میکروفونها در دهانه طول مدل و در راستای محیطی در مقطع میانی مدل به همراه توزیع سوراخها فشار استاتیکی Fig. 3. Pressure transducer array along spanwise and peripheral directions at middle section with static pressure taps.

به نصب میکروفون زیر نقاب سوراخ دار در مرجع [۱۹] مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. با توجه به نتایج این مرجع، انتخاب مناسب پارامترهای مذکور منجر به عدم وقوع پدیده تشدید تا فرکانس kHz ۲۰ شده است.

۲-۴- آرایش میکروفونها روی مدل

آرایش میکروفونها در قسمت میانی مدل در شکل ۳ نشان داده شده است. همچنین موقعیت آنها در این قسمت از مدل در جدول ۱ ارائه شده است. با توجه به شکل، در مجموع ۱۵ میکروفون استفاده شده که ۸ میکروفون در راستای دهانه مدل و ۸ میکروفون با فواصل زاویهای ۴۵ درجهای نسبت به یکدیگر در وسط بخش میانی مدل در جهت محیطی قرار گرفتهاند.

همانطور که در شکل ۳ مشهود است، میکروفون شماره ۱ بین آرایش میکروفونها در راستای دهانه مدل و آرایش آنها در مقطع میانی مشترک است. به منظور انتخاب فاصله کلی میکروفونهای نصب شده در جهت دهانه مدل، دقت زیادی صورت گرفته است. این فاصله از طرفی باید تا حد امکان کوچک باشد تا تحت تأثیر لایه مرزی ایجاد شده روی دیوارههای جانبی تونل قرا نگیرد. و از

Table 1. Position of pressure pinholes on the surface of model.					
θ (deg)	z/D	شماره ميكروفون(M)	θ (deg)	z/D	شماره ميكروفون(M)
۴۵	•	٩	٩٠	• / • •	١
•	•	١٠	٩٠	•/۶۸۲	٢
-40	•	11	٩٠	1/242	٣
-۹۰	•	17	٩٠	۲/۹۵۵	۴
-180	•	١٣	٩٠	-•/۴۱	۵
۱۸۰	•	14	٩٠	-•/٩١	۶
۱۳۵	•	۱۵	٩٠	-1/894	٧
			٩٠	-٣/••	٨

جدول ۱: موقعیت سوراخهای فشار روی سطح مدل

طرف دیگر این فاصله نباید به اندازهای کوچک باشد که تخمین طول مشخصه ساختارهای گردابهای در راستای دهانه مدل (l_z) را با خطا همراه سازد. در مراجع [۲۹ و ۲۸]، مناسب ترین فاصله برای چینش میکروفونها در راستای دهانه مدل $D - {}^{\vee} D$ مشخص شده است. بنابراین با توجه به این معیار و همچنین محدودیت فضا در داخل مدل جهت دسترسی به بخش میانی آن و نصب میکروفون در این قسمت، حداکثر فاصله میکروفونها در راستای دهانه مدل f در

۲-۵- آرایش سوراخهای فشار استاتیکی

نظر گرفته شد.

در این تحقیق قبل از هر گونه مطالعه آکوستیکی روی مدل مورد نظر، برخی از پارامترهای آیرودینامیکی نظیر فشار استاتیکی پیرامون مدل و همچنین تغییرات سرعت در ناحیه دنباله مورد ارزیابی قرار گرفته و نتایج به دست آمده با دادههای موجود در این حوزه مقایسه شده است. دلیل انجام چنین کاری اطمینان از نوع جریان برقرار شده روی مدل، صحت عملکرد مدل در تونل و همچنین صحت عملکرد دستگاههای اندازه گیری است. در همین راستا برای اندازه گیری فشار استاتیکی روی مدل استوانهای ۱۸ سوراخ با قطر mm ۶/۶ و با فواصل

زاویهای ۲۰ درجهای در مقطعی از قسمت میانی مدل که نسبت به مقطع وسط آن ۳۲ فاصله دارد، تعبیه شده است (شکل ۳ مقطع B-B).

۲–۶– کالیبراسیون میکروفونها

قبل از انجام آزمایشات باید طی فرآیند کالیبراسیون ضریب حساسیت میکروفونها اندازه گیری شود. در حالت ایدهآل بهتر است فرآیند کالیبراسیون در یک اطاق بدون پژواک انجام گیرد. با این حال در مطالعات مختلف از موج صفحهای ایجاد شده در لوله برای این منظور استفاده شده است [۱۹ و ۳۰]. در مطالعه حاضر برای ایجاد نویز سفید صفحهای در محدوده فرکانس ۲۰۰۰۰-۱۰۰ هرتز و به دست آوردن تابع انتقال از یک کالیبراتور با طراحی خاص استفاده شده است. کالیبراتور شامل یک اسپیکر کیفیت بالا است که از طریق یک مخروط به لولهای استیل با طول ۱۱۰mm و قطر ۱۰mm متصل شده است. در مطالعه حاضر از یک میکروفون کندانسوری بسیار دقیق یک چهارم اینچ مدل G.R.A.S ۴۰ BP به عنوان میکروفون مرجع استفاده شده است. میکروفونهای یاد شده با استفاده از یک منبع تغذيه ١٢ كاناله كه خاص اين نوع ميكروفون مي باشد (در طي مطالعه پیش رو طراحی و ساخته شده است) راه اندازی شده و داده برداری با استفاده از یک سیستم پردازش سیگنال ۱۶ کاناله مدل NI PCI-۶۰۲۳E انجام گرفته است. فرکانس داده برداری برابر با ۴۰ kHz بوده و در مجموع تعداد ۸۰۰ هزار داده در مدت زمان ۲۰ ثانيه ذخيره شده است. پروسه كامل فرآيند كاليبراسيون و نحوه به دست آوردن تابع انتقال در مرجع [۱۵] ارائه شده است.

برای بررسی توزیع فشار استاتیکی پیرامون مدل مورد نظر از دستگاه مبدل فشار ۱۶ کاناله استفاده شده است. این دستگاه مجهز به سنسورهای فشار ۱۶ کاناله استفاده شده است. این دستگاه مجهز به ۱۳۵۰ است. خروجی این سنسورها صفر تا ۵ ولت بوده که متناسب با فشار خروجی به صورت خطی تغییر میکند. جهت اندازه گیری تغییرات سرعت در ناحیه دنباله و مشخص کردن ابعاد این ناحیه از جریانسنج سیم داغ یک بعدی با مدار دما ثابت (ساخت شرکت فراسنجش صبا) استفاده شده است. سنسور این جریانسنج، سیمی از جنس تنگستن به ضخامت μ ۵ و طولmm ۱/۲۵ است. قبل از استفاده از جریانسنج، پراب آن به صورت دقیق از نظر استاتیکی و

دینامیکی با استفاده از لوله پیتوت و فرآیند تست موج مربعی کالیبره شده و همه نتایج با توجه به فرکانس قطع ۱۵ kHz از فیلتر پایین گذر عبور داده شده است. کلیه دادهها با فرکانس داده برداری kHz در مدت ۲۰۱۵ ذخیره شده است. برای جابهجایی پراب از یک مکانیزم انتقال دهنده با دقت ۱۰۰ mm ۲۰/۰۱ در سه جهت x، y و z استفاده شده است. نمایی از مکانیزم انتقال دهنده، جریان سنج سیم داغ در دهانه خروجی تونل باد به همراه دستگاه مختصات استفاده شده در شکل ۱ نشان داده شده است.

۲-۷- شبکههای تولید کننده جریان آشفته

در این تحقیق به منظور ایجاد جریان آشفته در بالادست مدل از سه شبکه با مشهای مربعی در اندازههای متفاوت استفاده شده است که در شکل ۴ نشان داده شدهاند. استفاده از این شبکهها به خاطر ویژگیهایی نظیر سهولت در فرآیند ساخت، هزینه کم و مهمتر از همه ایجاد جریان آشفته همگن و ایزوتروپیک در پاییندست شبکه است [۳1]. کورسین [۳۲] عنوان میکند که برای اطمینان از ایجاد جریان آشفته همگن در پاییندست شبکه باید $M \ll H$ باشد که است [۳1] گزارش شد که شرط لازم برای برقراری جریان آشفته همگن و ایزوتروپیک 1/0 > H / 1 است. با توجه به چنین معیاری اندازه مش ها در تحقیق حاضر ۴۰، ۴/۶۹ و ۹۰ میلیمتر در نظر گرفته شده است.

مقطع میلههای تشکیل دهنده شبکهها می تواند مربعی یا دایرهای باشد که در تحقیق پیش رو شبکهها از میلههای دایرهای ساخته شدهاند. دلیل این امر این است که شبکههای با میلههای دایرهای ساختارهای گردابهای منظم تری را در مقایسه با شبکههای ساخته شده از میلههای مربعی ایجاد میکنند [۳۴]. طبق مرجع [۳۵] قطر میلههای دایرهای (d) باید به گونهای انتخاب شود که نسبت قطر میلههای دایرهای (d) باید به گونهای انتخاب شود که نسبت قطرهای ۹ / *N*را رعایت کند. بنابراین در مطالعه حاضر میلههایی با قطرهای ۹ / ۲ و ۲۰ میلیمتر برای ساخت شبکهها استفاده شده است. یکی دیگر از معیارهای اصلی که در تأمین جریان آشفته همگن و ایزوتروپیک در پاییندست شبکه مؤثر است، نسبت انسداد شبکه^۱

¹ Grid solidity ratio



شکل ۴: شبکههای تولید کننده جریان آشفته با مشهای مربعی Fig. 4. Bi-plane turbulence-generating grids.

محدود به بازه ۲/۰≤ σ≤۳/۰ باشد [۳۶]. این معیار با انتخاب دقیق M و d در طراحی شبکهها مد نظر قرار گرفته است. مشخصات کامل شبکهها در جدول ۲ ارائه شده است.

جدول ۲: مشخصات فیزیکی شبکههای تولید کننده جریان آشفته Table 2. Geometrical properties of turbulence grid

σ	M/d	M(mm)	<i>d</i> (mm)	شبکه
٠/۴٠	4/44	4.	٩	G9
۰ /۳۸	۴/۷۰	5/4	17	G12
٠ /٣٩	۴/۵۰	٩٠	۲.	G20

میدان جریان پایین دست شبکههای تولید کننده جریان آشفته به سه ناحیه تقسیم بندی می شود [۳۷]. اولین ناحیه که دقیقاً مجاور شبکه قرار می گیرد، ناحیه در حال توسعه است. در این ناحیه دنبالههای هر یک از میلههای شبکه با یکدیگر تلفیق شده و جریان غیر همگن و غیر ایزوتروپیک است. بنابراین در این ناحیه تولید انرژی جنبشی خواهیم داشت. دومین ناحیه که پس از ناحیه اول قرار گرفته جایی است که جریان تقریباً همگن، ایزوتروپیک و ایزوتروپیک موضعی است. البته در این ناحیه انتقال انرژی از یک طول موج به طول موج دیگر وجود دارد. سومین ناحیه که در فاصله دورتری نسبت به شبکه قرار گرفته جایی است که اثرات ویسکوزیته سیال روی ساختارهای مجاز برای داده برداری و قرار دادن مدل استوانهای در تحقیق حاضر است که بر طبق مراجع [۱۱ و ۲۲] محدوده این ناحیه در پایین دست شبکه ۸۰ $M \leq x/M \leq x$

همانطور که در بخش مقدمه ذکر شد، یکی از اهداف اصلی در تحقیق پیشرو بررسی اثر تغییر شرایط آشفتگی جریان نظیر شدت آشفتگی (I_x) و همچنین طول مشخصه اغتشاشی (I_x) روی

پارامترهای آیروآکوستیکی است. در حقیقت سعی میشود با تغییر شبکهها در شدت آشفتگی ثابت (N' / m = m)، مدل یک بار در محلی در پایین دست شبکه قرار گیرد که طول مشخصه در آن نقطه محلی در پایین دست شبکه قرار گیرد که طول مشخصه $\Lambda_x = \cdot / VTD$ برابر D / n = x با قطر مدل باشد. علاوه بر این با تغییر شبکهها سعی شده تا در طول مشخصه اغتشاشی ثابت $D / 1 = x \Lambda$ مدل یک بار در محلی متناظر با شدت آشفتگی N' / n و بار دیگر در محلی با شدت آشفتگی N قرار گیرد. برای مشخص کردن مکانهای ذکر شده در بالا، با حرکت نقطه به نقطه (۳۶ نقطه) جریان سنج سیم داغ در پاییندست هر شبکه و در غیاب مدل، توزیع شدت آشفتگی و همچنین طول مشخصه جریان اندازه گیری شده است.

طول مشخصه از دو روش به دست آمده و نتایج این پارامتر با یکدیگر مقایسه شده است. روش اول انطباق دادهها طیف سرعت بر طیف ون کارمن است. طیف ون کارمن طیفی تئوری است که با فرض جریان آشفته ایزوتروپیک به صورت زیر تعریف می شود [۳۸].

$$\frac{\phi_{uu}^{VK}(f)U_{\infty}}{\overline{u}^{2}A_{x}} = 4 \left(1 + \left(\frac{8\pi f A_{x}}{3U_{\infty}}\right)^{2}\right)^{-5/6}$$
(1)

در اینجا $(f)_{uu}^{VK} (f)$ طیف تئوری ون کارمن است. شکل ۵ مقایسهای از طیف سرعت اندازه گیری شده در موقعیت شکل ۵ مقایسهای از طیف سرعت اندازه گیری شده در موقعیت x/D = 4/4 در پاییندست شبکه GP را با طیف ون کارمن $(f)_{uu}^{VK} (f)$ نشان می دهد. همانطور که مشهود است با در نظر گرفتن $\Lambda_x = 10 / \text{Tmm}$ هر دو طیف با شیب ۵/۳- از فرکانس یکسانی شروع می شود که این نشان از وجود جریان آشفته ایزوتروپیک است.









Fig. 7. Comparison of calculated turbulence length scale using auto correlation and Von Karman spectrum methods at 10m/s.

بر طبق این شکل، اختلاف ناچیزی (حداکثر ^۲۳) بین دو روش وجود دارد که نشان از صحت عملکرد روش ها در تعیین طول مشخصه است. بنابراین در تحقیق پیشرو امکان استفاده از هر دو روش در تخمین طول مشخصه وجود دارد. همانطور که مشهود است با افزایش



شکل ۵: مقایسه طیف سرعت اندازه گیری شده در جهت جریان با مدل ون کارمن در سرعت ۱۰ m/s

Fig. 5. Comparison of the measured streamwise velocity spectrum against Von Karman model at 10m/s.

$$R_{uu}(\tau) = \frac{\overline{u'(t)u'(t+\tau)}}{\overline{u'^2}}$$
(Y)

در اینجا au تأخیر زمانی است.

شکل ۶ تغییرات همبستگی خودکار را در امتداد جریان و در نقاط مختلف در پاییندست شبکه ۹G نشان میدهد. بر طبق شکل در $\tau = -s$ مقدار همبستگی خودکار یک است که نشان از همبستگی کامل سیگنالهای سرعت دارد. این در حالی است که با افزایش τ مقدار همبستگی خودکار کاهش مییابد و برای $s^{-1} + s + s \le \tau$ مقدار آن صفر میشود. نکته قابل توجه در این شکل این است که با افزایش فاصله از شبکه سطح زیر منحنی افزایش مییابد که نشان از بزرگتر شدن ساختارهای گردابهای با حرکت به سمت پاییندست شبکه است.

در نهایت طول مشخصه با استفاده از رابطه زیر به دست میآید [۳۵].

$$A_{x} = U_{\infty} \int_{0}^{\infty} R_{uu}(\tau) dt \tag{(7)}$$

¹ Auto correlation

فاصله از شبکه طول مشخصه افزایش مییابد که نشان از بزرگتر شدن ساختارهای گردابهای در پاییندست شبکه است و این روند منطبق بر نتایج مرجع [۳۵] است.

برای محاسبه شدت آشفتگی در پاییندست شبکه با استفاده از نوسانات سرعت اندازه گیری شده از رابطه زیر استفاده می شود.

$$Tu = \sqrt{u^2} / U_{\infty} \tag{(f)}$$



شکل ۸: تغییرات شدت آشفتگی در امتداد خط مرکزی در ناحیه دنباله برای شبکه ۹G در سرعت ۱۰ m/s۱۰ Table 8. Variations of turbulence intensity along center-line

in the wake downstream of grid G9 at 10m/s.

شکل ۸ نشان میدهد که تغییرات شدت آشفتگی با افزایش فاصله از شبکه در پاییندست آن به صورت کاهشی است و این نتیجه عکس روند تغییرات طول مشخصه است.

قبل از بیان نتایج لازم است نحوه تحلیل دادهها و محاسبه پارامترهای اصلی مورد نیاز مشخص شود. به طور کلی پارامترهای مورد نظر شامل چگالی طیف فشار سطح، تابع همدوسی، همبستگی متقابل، طول مشخصه نوسانات فشار در راستای دهانه مدل و سرعت جابهجایی ساختارهای گردابهای در راستای جریان است.

$$\phi_{p_i p_i}(f) = 2 \lim_{T \to \infty} \frac{1}{T} E \Big[P_i^*(f, T) P_i(f, T) \Big]$$
(Δ)

$$\phi_{p_i p_j}(f) = 2 \lim_{T \to \infty} \frac{1}{T} E \Big[P_i^*(f, T) P_j(f, T) \Big]$$
(9)

با توجه به روابط بندات و پیرسول [۳۹]، چگالی طیفی خودکار ٔ

و متقابل ٔ بین سیگنالهای فشار دو میکروفون i و
$$p_i(t)$$
 و ($p_i(t)$ به ترتیب به صورت زیر تعریف می شوند.
 $p_j(t)$) به ترتیب به صورت زیر تعریف می شوند.

$$P_{i}(f,T) = \int_{0}^{T} p_{i}(t) e^{-j2\pi f t} dt$$
 (Y)

که E امید ریاضی یک متغیر تصادفی گسسته است. همچنین E مح امید ریاضی یک متغیر تصادفی گسسته است. همچنین $p_i(f,T)$ تبدیل فوریه $p_i(t)$ بوده و با توجه به رابطه (۷) قابل محاسبه است. بعلاوه $p_i^*(f,T)$ مزدوج مختلط ($p_i(f,T)$ است. چنانچه پهنای باند فرکانسی برابر با Hz در نظر گرفته شود، چگالی طیفی خودکار ($\phi_{p_ip_i}(f)$) معادل چگالی طیف توان^۳ بوده و تنها دارای اندازه است.

در بیشتر مواقع از مجذور تابع چگالی طیفی متقابل نرمال شده $(\gamma_{i,j}^{r})$ به نام تابع همدوسی استفاده می *گ*ردد. این تابع اطلاعات زیادی در رابطه با ساختار فشار لایه مرزی آشفته فراهم می نماید. تابع همدوسی با استفاده از چگالی طیفی متقابل بین دو سیگنال فشار و چگالی طیفی خودکار مربوط به هر کدام از سیگنالها با توجه به رابطه (۸) به دست می آید.

$$\gamma_{i,j}^{2}(f) = \frac{|\phi_{p_{i}p_{i}}(f)|^{2}}{\phi_{p_{i}p_{i}}(f)\phi_{p_{i}p_{j}}(f)}$$
(A)

تابع همدوسی تنها دارای اندازه بوده و مقدار آن بین صفر و یک تغییر مینماید (صفر نمایان گر حالتی است که سیگنالها کاملاً مستقل از یکدیگر بوده و یک برای حالتی است که دو متغیر کاملاً وابسته به یکدیگرند.) [۴۰].

برای محاسبه سرعت جابهجایی ساختارهای گردابهای از همبستگی متقابل^۴(*R*_{pip}) بین سیگنال فشار دو نقطه در راستای جریان استفاده میشود و این پارامتر با استفاده از رابطه (۹) محاسبه می گردد [۴۰].

$$R_{p_i p_j}(\tau) = \frac{p'_i(x_i, t) p_j(x_j, t + \tau)}{\sqrt{p'_i(x_i)} \sqrt{p'_j(x_j)}}$$
(9)

ماکزیمم مقدار همبستگی متقابل در یک تأخیر زمانی اتفاق میافتد که متناظر با زمان مورد نیاز برای جابهجایی ساختارهای

¹ Auto-spectral density

² Cross-spectral density

³ Power spectral density

⁴ Cross correlation

گردابهای از یک میکروفون به میکروفون دیگر است. با در نظر گرفتن این تأخیر زمانی و فاصله بین دو میکروفون در جهت جریان (٤) که مقداری مشخص است سرعت جابهجایی به صورت زیر محاسبه می شود.

$$U_c = \varepsilon \,/\, \tau \tag{(1)}$$

به منظور محاسبه طول مشخصه در راستای دهانه مدل، از دادههای مربوط به نوسانات فشار در نقاط واقع در راستای دهانه استفاده می گردد. با محاسبه توابع همدوسی $\gamma_{i,j}^2(f,\eta_z)$ بین تمامی نقاط واقع در راستای دهانه مدل، طول مشخصه در راستای دهانه با استفاده از رابطه (۱۱) به دست خواهد آمد. [۴۱].

$$l_{z}(f) = \sum_{k=1}^{M-1} (\gamma_{k}(f) + \gamma_{k+1}(f)) (\eta_{z,k+1} - \eta_{z,k}) / 2$$
(11)

لازم به ذکر است که برای نوشتن تمامی کدها از نرم افزار متلب نسخه R۲۰۱۴a استفاده شده است. همچنین تکرارپذیری تمامی آزمایشها بررسی شده است.

۳- نتايج

در این بخش ابتدا پارامترهای آیرودینامیکی شامل توزیع فشار استاتیکی روی مدل و سرعت در ناحیه دنباله به ازای شرایط جریان آزاد آرام و آشفته بررسی شده است. تحت این شرایط، نتایج طیف فشار سطح با نویز زمینه تونل مقایسه شده و محدوده فرکانسی که دادهها دارای اعتبار هستند، مشخص شده است. علاوه براین نتایج تابع همدوسی، طول مشخصه و همچنین سرعت جابهجایی ساختارهای گردابهای در جریان آزاد آرام و آشفته با یکدیگر مقایسه شدهاند.

در شکل ۹ توزیع فشار استاتیکی پیرامون مدل برای جریان آزاد آرام و آشفته با مشخصههای اغتشاشی مختلف نشان داده شده است. علاوه بر این نتایج تجربی با نتایج سده و شارون [۴۳]و نوربرگ [۴۴] مقایسه شده و تطابق قابل قبولی بین نتایج مشاهده شده است. طبق شکل در ناحیه متناظر با گرادیان فشار موافق (ناحیهای که از نقطه سکون شروع شده و تا نقطه کمترین فشار موافق (ناحیهای که از مخصوصاً در مجاورت نقطه سکون، اختلاف ضرایب فشار در دو جریان آزاد آرام و آشفته کم است. این در حالی است که با افزایش زاویه

پیرامونی (θ) ضریب فشار در جریان آزاد آشفته کوچکتر (منفیتر) از مقدار متناظر در جریان آزاد آرام می شود و در نهایت این اختلاف در مجاورت نقطه متناظر با کمترین ضریب فشار ((θ_m)) به حداکثر مقدار ممکن می رسد. علاوه براین، شیب کاهش ضریب فشار در جریان آزاد آشفته در مقایسه با جریان آزاد آرام بزرگتر است. از نقطه سکون تا افزایش طول مشخصه در شدت آشفتگی %/7 منجر به افزایش $heta_m'$ ضریب فشار می شود. چنین نتیجه ای با افزایش شدت آشفتگی نیز مشاهده می شود. بنابراین افزایش شدت آشفتگی و همچنین طول مشخصه سبب كاهش شيب ضريب فشار مى شود .در حالت كلى نفوذ آشفتگی در لایه مرزی سبب ایجاد گردایان فشار موافق قویتری در مقایسه با جریان آزاد آرام خواهد شد. این نتیجه در کاهش هر چه بیشتر کمترین ضریب فشار (C'_{n}) و جابهجایی موقعیت این ضریب)به زوایای بزرگتر مؤثر است. در جریان آزاد آرام کمترین (θ'_m) ضريب فشار (C_{p_m}) در زاويه $\theta_m = \gamma \cdot^\circ$ در نيمه بالايي مدل اتفاق میافتد .این در حالی است که در جریان آزاد آشفته این ضریب با توجه به مقادیر شدت آشفتگی و طول مشخصه در $\theta'_m \geq \gamma$ و حداکثر در $\theta'_{m} = \gamma \delta$ رخ میدهد. این زوایا به طور قابل توجهی منطبق بر مقادیر گزارش شده در مراجع [۴۳ و ۴۴] می باشند که صحت اندازه گیری های انجام شده در مطالعه پیش رو را نشان میدهد. طبق شکل ۹ اختلاف بین توزیع فشار در جریان آزاد آرام و آشفته در ناحیه متناظر با گرادیان فشار معکوس (ناحیهای که از نقطه کمترین فشار $heta_{
m s}^{'}$ شروع شده و تا نقطه متناظر با شروع ناحیه یایه $heta_{
m s}^{'}$ ادامه می یابد) قابل توجه است. در حقیقت در تمام این محدوده ضریب



m/s۱۰ شكل ۳.توزيع ضريب فشار متوسط در جريان آزاد آشفته و آرام و در سرعت Fig. 9. Mean pressure coefficient distribution in turbulent and smooth incident flow and at 10m/s.



Fig. 10. Mean streamwise velocity distribution in turbulent and smooth incident flow at 10m/s.

که مشهود است در پاییندست مدل و مخصوصاً در مجاورت آن سرعت متوسط در جریان آزاد آشفته با هر مشخصهای در مقایسه با جریان آزاد آرام بیشتر است و این اختلاف با افزایش فاصله از مدل کاهش می یابد. در حالت کلی این اختلاف به خاطر تولید انرژی جنبشی در مجاورت مدل است که با افزایش سطح آشفتگی جریان، سطح انرژی جنبشی و در نهایت سرعت در راستای جریان افزایش می یابد. مقایسه نتایج در جریان آزاد آشفته با مشخصههای مختلف نشان می دهد که از مجاورت مدل تا T = D / x، با افزایش طول مشخصه و همچنین شدت آشفتگی، سرعت افزایش می یابد. این در حالی است که سرعت برای T < D / x با افزایش طول مشخصه در شدت آشفتگی ثابت کاهش می یابد و به طور عکس با افزایش شدت آشفتگی در طول مشخصه ثابت افزایش می یابد.

در حالت کلی موقعیت در پایین دست مدل که متناظر با مقدار ماکزیمم مجذور میانگین مربعات سرعت (u_{rms}) است، نقطه شکل گیری گردابه خواهد بود و فاصله از مدل تا این نقطه طول شکل گیری گردابه (در جریان آزاد آرام L_f و در جریان آزاد آشفته شکل گیری گردابه و ابعاد L_f) است [۴۵]. به منظور تعیین نقطه شکل گیری گردابه و ابعاد ناحیه دنباله نزدیک، تغییرات u_{rms} روی خط مرکزی ناحیه دنباله در شکل ۱۱ نشان داده شده است.

طبق مرجع [۴۵] طول شکل گیری گردابه با افزایش عدد رینولدز و همچنین شدت آشفتگی کاهش مییابد که این در شکل ۱۱ مشهود است. با تعیین نقطه شکل گیری گردابه، محدوده ناحیه دنباله نزدیک به سادگی قابل تشخیص است و از مجاورت مدل تا D ۱/۵ پس از

فشار در جریان آزاد آشفته کمتر از جریان آزاد آرام است که این نتیجهای از کوچکتر بودن فشار در موقعیت $\dot{ heta_m}$ است. در این ناحیه تغییر طول مشخصه در شدت آشفتگی ثابت سبب افزایش ضریب فشار می شود. این در حالی است که ضریب فشار با افزایش شدت آشفتگی در طول مشخصه ثابت کاهش مییابد که عکس روند ذکر شده در محدوده متناظر با گرادیان فشار موافق است. در حالت کلی $\theta_{sm}^{'} = \theta_{s}^{'} - \theta_{m}^{'}$ محدوده گرادیان فشار معکوس در جریان آزاد آشفته با توجه به مشخصههای اغتشاشی جریان (شدت آشفتگی، طول مشخصه و همچنین تغییرات عدد رینولدز) از ۱۵° تا حداکثر ۵۰° خواهد بود [۴۲]. این در حالی است که در جریان آزاد آرام محدوده این ناحیه $\theta_s = \theta_s - \theta_m$ در تمامی اعداد رینولدز $\theta_{sm} = \theta_s - \theta_m$ این ناحیه این ناحیه است در شکل $heta_{sm}$ ۹ و $\dot{ heta}_{sm}$ به ترتیب $^{\circ}$ ۱۰ است که نشان از صحت اندازه گیریها است. توجه به این نکته ضروری است که عریض تر شدن ناحیه متناظر با گرادیان فشار معکوس در جریان آزاد آشفته منجر به محدودتر شدن ناحیه پایه خواهد شد که این مشابه شرایط برقرار شده در جریان آزاد آرام متناظر با اعداد رینولدز بسیار بزرگ است. در مطالعه حاضر ناحیه پایه که تقریباً از فشار ثابتی برخوردار است، در جریان آزاد آرام و آشفته به ترتیب در $\theta_s = \Lambda \cdot \theta_s = \theta_0$ شروع $\theta_s = \eta_0$ می شود این زوایا بسیار نزدیک به مقادیر گزارش شده در مراجع ۴۴] [۴۳ و می باشند. در ناحیه پایه کلیه تغییرات ضریب فشار با تغییر شدت آشفتگی و طول مشخصه مشابه ناحیه متناظر با گرادیان فشار معكوس است.

به منظور فهم هر چه بهتر ساختار جریان در دنباله مدل در دو جریان آزاد آرام و آشفته، پروفیل سرعت متوسط در راستای جریان که از طریق جریان سنج سیم داغ روی خط مرکزی ($D = -\sqrt{p}$) که از طریق جریان سنج سیم داغ روی خط مرکزی ($D = -\sqrt{p}$) در مقطع وسط مدل ($D = -\sqrt{p}$) اندازه گیری شده در شکل ۱۰ نشان داده شده است. با توجه به شکل ۱۰ نتایج سرعت متوسط در هر دو جریان آزاد آرام و آشفته تطابق قابل قبولی با نتایج مراجع[۲۹–۴۵] دارند که این نشان از صحت روند اندازه گیریهای تجربی دارد.

البته همانطور که مشهود است دادههای ارائه شده در شکل ۱۰ در برگیرنده مقادیر منفی سرعت متوسط در محدوده دنباله نزدیک نیست. دلیل این کار این است که در مطالعه حاضر اندازه گیری سرعت در ناحیه دنباله با استفاده از جریان سنج یک بعدی صورت پذیرفته است و این وسیله قادر به ثبت سرعتهای منفی نمیباشد. همانطور



شکل ۱۲: طیف فشار سطح و نویز زمینه تونل باد(BN) در جریان آزاد آشفته و آرام و در سرعت ۱۳.s۰۰

Fig. 12. Surface pressure spectra and wind tunnel background noise in turbulence and smooth incident flow and at 10m/s.

ناشی از خود تونل باد و نوسانات فشار هیدرودینامیکی سیال)، چنانچه اندازه نوسانات فشار یک منبع بیش از H ک ۱۰ بزرگتر از منبع دیگر باشد، حضور منبع کوچکتر تأثیر بسیار ناچیزی روی کل نوسانات فشار اندازه گیری شده دارد .در این حالت آنچه سنسور فشار ثبت می کند برابر با مقدار نوسانات فشار منبع بزرگتر است. بنابراین نتایج تنها در محدودهای از فرکانس ها قابل اطمینان اند که طیف فشار سطح حداقل H ک بیشتر از نویز زمینه تونل باد باشد.

در شکل ۱۲ نویز زمینه تونل باد با استفاده از یک میکروفون کندانسوری یک چهارم اینچ مدلG.R.A.S ۴۰ BP و در غیاب مدلی در تونل اندازه گیری شده است. میکروفون مرجع در فاصله عمودی ۲۵۰ mm ۲۵۰ از مرکز سطح مقطع آزمون در جت خروجی تونل نصب شده است. با توجه به شکل در هر دو جریان آزاد آرام و آشفته، اختلاف بین نویز زمینه تونل باد و طیف فشار سطح برای فرکانسهای بالاتر از ۲۰۱۲بیشتر از طb ۱۰ است .بنابراین نتایج طیف فشار سطح در تمام محدوده فرکانسی مورد قبول است. با توجه به شکل ۱۲، طیف فشار سطح در هر دو جریان آزاد آرام و آشفته شامل نویزهای باریک باند و پهن باند است. در هر دو جریان بزرگترین بیشینه طیف فشار سطح مربوط به قوی ترین نویز باریک باند است که اصطلاحاً بیشینه استروهال گفته میشود. فرکانس متناظر با این بیشینه که به فرکانس ریزش گردابه معروف است، طبق تعریف عدد استروهال قابل



شکل ۱۱: توزیع توزیع مجذور میانگین مربعات در جریانهای آزاد آشفته و آرام و در سرعت m/s۱۰ Time 11 DNA محفو این میاند اینه داد.

Fig. 11. RMS velocity distribution in turbulent and smooth incident flow and at 10m/s.

نقطه شکل گیری گردابه است [۴۵]. طبق شکل ۱۱ در جریان آزاد آشفته در مقایسه با جریان آزاد آرام طول شکل گیری گردابه و در نهایت محدوده دنباله نزدیک کاهش مییابد که این دلیلی بر افزایش سطح انرژی جنبشی در جریان آزاد آشفته است. در حقیقت در این شرایط محدوده پاییندست مدل که برهم کنش بین جریان جدا شده با مدل قابل توجه است، کاهش مییابد.

۱۰ m/s نتایج طیف فشار سطح در حوزه فرکانس و در سرعت ۱۸ ارائه شده است. برای هر دو جریان آزاد آرام و آشفته در شکل ۱۲ ارائه شده است. این نتایج با استفاده از سیگنالهای اندازه گیری شده توسط میکروفون شماره ۱۵ (واقع در موقعیت = (D - z) و π اسبت به جریان بالادست) به دست آمدهاند. با توجه به انجام آزمایشات در تونل باد آیرودینامیکی اصلاح شده دانشگاه یزد، قبل از ارائه نتایج طیف فشار سطح باید با بررسی نسبت سیگنال به نویز ⁽محدوده فرکانسی قابل اعتماد در هر دو جریان آزاد آرام و آشفته مشخص گردد. در فشار روی سطح مدل (القا شده بواسطه نوسانات سرعت در لایه مرزی ایجاد شده روی سطح و همچنین نوسانات فشار در ناحیه دنباله) و نویز زمینه تونل باد (نویز ناشی از جریان در تونل باد بدون حضور مدل. از طرف دیگر با توجه به استفاده از مقیاس دسیبل، در صورت مدل. از طرف دیگر با توجه به استفاده از مقیاس دسیبل، در صورت

¹ Signal to noise ratio

و سوم طیف فشار سطح در هر دو جریان آزاد آرام و آشفته که به هارمونیکهای اول و دوم بیشینه استروهال مشهور هستند، از دامنه کوچکتری در مقایسه با بیشینه استروهال برخوردار هستند. این روندی منطبق بر نتایج مرجع [۱۸] است و نشان می دهد که چنین نویزهایی در مقایسه با نویز باریک باند اول از سطح انرژی کمتری برخوردارند .بنابراین نویز منتشر شده از جریان عبوری از سطح مدل به طور قابل توجهی تحت تأثیر نویز باریک باند اول است. به طور کلی، بیشینه استروهال و هارمونیک دوم آن تحت تأثیر نوسانات نیروی لیفت روی سطح مدل و هارمونیک اول تحت تأثیر نوسانات نیروی درگ می باشند. طبق شکل ۱۲ سطح طیف فشار سطح در جریان آزاد آشفته در مقایسه با جریان آزاد آرام بیشتر است. علاوه براین بیشینه استروهال و هارمونیکهای اول و دوم آن در جریان آزاد آشفته به سمت فرکانسهای پایین سوق مییابند که این نشان از کاهش عدد استروهال در این جریان است. به عبارت بهتر در جریان آزاد آرام و در سرعت ۱۰ m/s بیشینه استروهال در فرکانس ریزش گردابه که متناظر با عدد استروهال ۲۱۵ / st = 0 است، اتفاق f = 9۸ Hz می افتد .این در حالی است که در همین سرعت و در هر سه جریان آزاد آشفته، فرکانس ریزش گردابه و عدد استروهال متناظر با آن به ترتيب $f' = AA \, \text{Hz}$ و $f' = \cdot / 1۹۳$ میباشند. در جریان آزاد آشفته افزایش سطح آشفتگی جریان و همچنین طول مشخصه منجر به



افزایش سطح طیف فشار سطحی می شود (شکل ۱۲).

شکل ۱۳: طیف فشار سطح در راستای دهانه مدل در جریان آزاد آشفته و آرام و در سرعت ۳/۶۱۰.

Fig. 13. Surface pressure spectra at the spanwise direction in turbulence and smooth incident flow and at 10m/s.

به منظور بررسی دو بعدی بودن جریان، نتایج چگالی طیف فشار سطح میکروفونهای تعبیه شده در راستای دهانه مدل (میکروفون شماره ۱ تا۸) در سرعت ۱۰ M/ با یکدیگر مقایسه شده است. در شکل ۱۳ به منظور رعایت اختصار نتایج جریان آزاد آرام با نتایج جریان آزاد آشفته ایجاد شده به وسیله شبکه GP مقایسه شده است. در هر دو حالت اختلاف نتایج در تمامی محدوده فرکانسی کمتر از dB ۳ بوده و بنابراین هر دو جریان در دهانه مدل به طور مناسب دو بعدی هستند.

به منظور بررسی ابعاد فیزیکی ساختارهای گردابهای، تغییرات تابع همدوسی عرضی (در راستای دهانه مدل) مورد ارزیابی قرار میگیرد[۴۰]. در شکل ۱۴ تغییرات تابع همدوسی عرضی به ازای فاصله ۱۵ $\pi_z = 10$ (فاصله عرضی بین میکروفونهای ۱ و ۲) در سرعت ۱۳/۶ و برای هر دو جریان آزاد آرام و آشفته نشان داده شده است. با توجه به شکل مقدار تابع همدوسی عرضی در فرکانسهای پایین به مراتب بزرگتر از فرکانسهای بالا بوده و این بدان معناست که ابعاد فیزیکی گردابههایی که مسئول ایجاد نوسانات فشار در فرکانسهای پایین هستند، بزرگتر است. البته در هر دو جریان آزاد (برای جریان آزاد آرام و آشفته به ترتیب فرکانسهای ۸۸ و ۸۸ هرتز) که متناظر با بیشینه استروهال است و همچنین هارمونیکهای آن



 $\eta_z = 16 \text{ mm}$ شكل ۱۴: تغییرات همدوسی عرضی برای فاصله در جریان آزاد m/s۱۰ آشفته و آرام و در سرعت ۱۴. Im/s۱۰ آشفته و آرام و در سرعت ۱4. Lateral coherence variations for η z=15mm in tur-

Fig. 14. Lateral coherence variations for $\eta_z=15$ mm in turbulence and smooth incident flow and at 10 m/s.

توسط دو میکروفون شباهت بسیار زیادی به یکدیگر دارند و این نشان از بزرگ بودن ساختارهای گردابهای در این فرکانسها در مقایسه با سایر فرکانسها است. علاوه براین مشاهده میشود که تغییر ماهیت جریان آزاد از آرام به آشفته سبب جابهجایی فرکانس بیشینه تابع همدوسی (فرکانس ریزش گردابه) به فرکانسهای پایین میشود که مشابه روند تغییرات فرکانس ریزش گردابه در شکل ۱۲ است. افزایش شدت آشفتگی و همچنین طول مشخصه در جریان آزاد آشفته سبب افزایش تابع همدوسی میشود که نشان از بزرگتر شدن ساختارهای گردابهای در این شرایط است.

شکل ۱۵ تغییرات تابع همدوسی عرضی را برای جریان آزاد آرام و آشفته با افزایش $_{x}$ در فرکانس ریزش گردابه و هارمونیکهای اول و دوم آن نشان میدهد. طبق این شکل افزایش فاصله بین میکروفونها در هر سه فرکانس منجر به کاهش تابع همدوسی میشود. این نشان میدهد که اندازه ساختارهای گردابهای متناظر با فرکانس ریزش گردابه بزرگتر از کمترین فواصل بین میکروفونها و کوچکتر از بیشترین فاصله بین آنها است. این در حالی است که ساختارهای گردابهای در کلیه هارمونیکها در مقایسه با کلیه فواصل $_{x}\eta$ کوچکتر میباشند. البته از مقایسه نتایج تابع همدوسی در این فرکانس هریزش میرانه در مقایسه با مارمونیکهای آن بزرگتر است. علاوه براین گردابه در مقایسه با هارمونیکهای آن بزرگتر است. علاوه براین



شکل ۱۵: تغییرات همدوسی عرضی در راستای دهانه مدل برای بیشینه استروهال و هارمونیکهای آن در جریان آزاد آشفته و آرام و در سرعت ۳/۶۱۰ Fig. 15. Lateral coherence variations along spanwise direc. tion for Strouhal peak and its harmonics in turbulence and smooth incident flow and at 10 m/s.

با جریان آزاد آشفته بزرگتر است که این میتواند نشانی از کوچکتر بودن ساختارهای گردابهای در جریان آزاد آشفته در مقایسه با جریان آزاد آرام باشد.

برای درک این مطلب تغییرات همبستگی خودکار سیگنالهای فشار میکروفون شماره ۵۱مورد ارزیابی قرار گرفته است. برای این منظور در معادله (۲) به جای نوسانات سرعت از نوسانات فشار استفاده شده است. همانطور که در شکل ۱۶ مشهود است، سطح زیر منحنی همبستگی خودکار که نشانی از اندازه ساختارهای گردابهای در موقعیت میکروفون است، در جریان آزاد آرام نسبت به جریان آزاد آشفته بیشتر است. البته در جریان آزاد آشفته با افزایش شدت آزاد آشفتگی و طول مشخصه ساختارهای گردابهای، سطح زیر منحنی همبستگی خودکار افزایش مییابد که نشان از بزرگتر شدن ساختارها است. در شکل ۱۶ تأخیر زمانی متناظر با کمترین همبستگی خودکار در جریان آزاد آرام و آشفته به ترتیب برابر با ^{۴–}۲۰×۲۰۵ و فرکانسهای ریزش گردابه در جریان آزاد آرام (f = 1 مهر Hz) و آشفته فرکانسهای ریزش گردابه در جریان آزاد آرام (f = 1 مهر Hz) و آشفته

به منظور بررسی اندازه ساختارهای گردابهای در راستای دهانه مدل، تغییرات طول مشخصه آنها در شکل ۱۷ نشان داده شده است. طبق شکل، طول مشخصه در راستای دهانه و در هر دو جریان آزاد و آشفته، وابسته به فرکانس بوده و مقدار آن در فرکانسهای پایین







سرعت .m/s۱۰ سرعت. Fig. 17. Spanwise length scale as a function of frequency in turbulence and smooth incident flow and at 10 m/s.

بزرگتر از فرکانسهای بالا است .علاوه براین ماکزیمم مقدار طول مشخصه در سرعت ۱۰ m/s برای جریان آزاد آرام و آشفته در فرکانسهای ریزش گردابه رخ داده که برابر با فرکانس ماکزیمم چگالی



شکل ۱۸ تغییرات همبستگی متقابل بین سیگنالهای اندازه گیری شده توسط میکروفون شماره ۹ با سیگنالهای میکروفونهای ۱۴ و ۱۵را برای هر دو جریان آزاد آرام و آشفته نشان میدهد.

در فاصله $\circ = \eta_{\theta}$ همبستگی متقابل متناظر با همبستگی خودکار سیگنالهای دریافتی توسط میکروفون شماره ۹ است که بیشترین مقدار آن در تأخیر زمانی صفر اتفاق افتاده است. با افزایش فاصله بین میکروفونها سطح همبستگی خودکار کاهش و تأخیر زمانی افزایش مییابد که این نشان از تغییر هویت بیشتر ساختارهای گردابهای در طی جابهجایی بین میکروفونها است. از تغییرات همبستگی متقابل در هر دو جریان آزاد آرام و آشفته میتوان به این نتیجه رسید که با افزایش فاصله بین میکروفونها، سرعت جابهجایی ساختارهای گردابهای افزایش مییابد و این سرعت مربوط به ساختارهای



Fig. 18. Cross correlation variations for various angle distances in turbulence and smooth incident flow and at 10 m/s

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۲، شماره ۴، سال ۱۳۹۹، صفحه ۹۲۳ تا ۹۴۲

$\frac{U_c}{U_{\infty}}$	(m/s) U _c	$ au(imes 10^{-4} s)$	$\left[\boldsymbol{R}_{p_ip_i}\right]_{max}$	(mm) ɛ	$(deg)\boldsymbol{\eta}_{\boldsymbol{\theta}}$	شماره میکروفون(M)
						Smooth flow
۰/۵۱۸	۵/۱۸	۱۵	۰/۹۱۳۸	V/VA	۴۵	۹ و ۱
•/۶۴٨	۶/۴۸	74	•/ \\ \• \	۱۵/۵۵	٩٠	۱۵ و ۹
						G9
•/471	۴/۷۱	18/0	۰/۹۲۳۸	V/VA	40	۹ و ۱
۰/۵۳۶	۵/۳۶	۲۹	• /\274	۱۵/۵۵	٩٠	۱۵ و ۹
						G12
•/۴٨۶	۴/٨۶	18	•/919۶	V/VA	۴۵	۹ و ۱
•/۵۵·	۵/۵۰	$\chi \chi/\chi$	•/XYYY	۱۵/۵۵	٩٠	۱۵ و ۹
						G20
۰/۴۵۷	۴/۵۷	١٧	۱۳۳۸/ ۰	V/VA	۴۵	۹ و ۱
۰/۵۱۸	۵/۱۸	٣٠	٠/٨١٩	10/00	٩٠	۱۵ و ۹

جدول ۳ تغییرات سرعت جابهجایی در جریان آزاد آرام و آشفته	
Table 3. Convection velocity variation in smooth and turbulence incident flow	

گردابهای بزرگ است .در حقیقت هنگامی که فواصل بین میکروفونها زیاد میشود، تنها ساختارهای با ابعاد بزرگ (فرکانسهای پایین) همدوسی قابل توجهی داشته (هویت خود را حفظ نموده) و در نتیجه محدوده فرکانسی قابل ارائه کاهش مییابد (متناظر با افزایش تأخیر زمانی). همچنین مرکز ساختارهای بزرگ از سطح فاصله بیشتری داشته و در نتیجه نسبت به ساختارهای کوچک نزدیک به سطح با سرعت بیشتری حرکت مینمایند .بنابراین با توجه به فروپاشی هر چه سریعتر ساختارهای گردابهای کوچک (دارای انرژی کمتر)، سرعت جابهجایی ساختارها بیشتر متأثر از ساختارهای بزرگ بوده و در نتیجه

به منظور بررسی دقیق تر تغییرات سطح همبستگی متقابل، تأخیر زمانی و سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه های در جریان آزاد آرام و آشفته، تغییرات این پارامترها به ازای تغییر فواصل زاویه ای در جدول ۳ نشان داده شده است. با توجه به نتایج جدول ۳ میتوان گفت که سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه ای در جریان آزاد آرام در مقایسه با جریان آزاد آشفته بیشتر است و با توجه به توضیحات شکل ۱۸ میتوان به این نتیجه رسید که اندازه ساختارهای گردابه ای در جریان آزاد آرام در مقایسه با جریان آزاد آشفته بزرگتر است که این اثباتی بر نتایج ارائه شده در شکل های ۱۵ و ۱۶ است.

۴- نتیجهگیری

در پژوهش حاضر به منظور بررسی نوسانات فشار ناپایای سطح تحت شرایط جریان آزاد آرام و آشفته از یک استوانه دایرهای مجهز

به میکروفونهای کندانسوری کوچک بسیار دقیق استفاده شده است. کلیه آزمایشها در تونل باد مادون صوت دانشگاه یزد انجام شده است. به منظور ایجاد جریان آزاد آشفته از شبکههایی با مشهای مربعی در بالادست مدل استفاده شده است. پارامترهای مختلفی نظیر طيف فشار سطح، تابع همدوسی، همبستگی خودکار و متقابل، طول مشخصه در دهانه مدل و سرعت جابهجایی ساختارهای گردابهای در راستای جریان با استفاده از نوسانات فشار سطحی به منظور فهم هر چه بهتر ساختار جریان پیرامون مدل محاسبه شدهاند. نتایج نشان دادند که با تغییر ماهیت جریان آزاد از آرام به آشفته بیشینه استروهال به سمت فرکانسهای پایین جابجا می شود که نشان از كاهش عدد استروهال است. تغييرات تابع همدوسي نشان داد كه در هر دو جریان آزاد آرام و آشفته اندازه ساختارهای گردابهای در فرکانس ریزش گردابه در مقایسه با سایر فرکانسها بزرگتر است که این نشان از بیشتر بودن سطح انرژی این ساختارها در این فرکانسها است. بنابراین علاوه براین نویز ناشی از جریان عبوری از سطح مدل به طور قابل توجهی تحت تأثیر نویز باریک باند اول است. تغییرات طول مشخصه در راستای دهانه مدل نشان داد که اندازه ساختارهای گردابهای در فرکانس ریزش گردابه و همچنین هارمونیکهای آن در جریان آزاد آرام در مقایسه با جریان آزاد آشفته بزرگتر است. علاوه براین نتایج همبستگی متقابل نشان دادند که افزایش فاصله بين ميكروفونها سبب افزايش سرعت جابهجايي گردابهها مي شود و این سرعت مربوط به ساختارهای بزرگی هستند که به طور عمده در جريان آزاد آرام تشكيل مىشوند. بنابراين سرعت جابهجايى ساختارها the Physical Society of London, .36. (1923-1924): 153-157.

- [10] Davis, M. R., Pan, N. H., "Noise generation by the interaction of turbulent jets with circular cylinder", Journal sound and vibration, 3. (1989): pp. 427-442.
- [11] Hutcheson, F. V., Brooks, T.F., "Noise radiation from single and multiple rod configurations". International Journal of Aeroacoustics, 11(3&4). (2012):291–334.
- [12] Pillips, O. M., "The intensity of Aeolian tone, Journal of fluid mechanics, 1. (1956): pp. 607.
- [13] Blake, W. K. "Mechanics of flow-induced sound and vibration". General Concepts and Elementary Sources, 1. (1986.): pp. 44–64.
- [14] Curle, N., "The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound", Proceedings of the Royal Society of London Series A, 231. (1955): pp. 505– 51.
- [15] Afshari, A., Dehghan, A. A., Kalantar, V., Farmani, M.. "Experimental investigation of surface pressure spectra beneath turbulent boundary layer over a flat plate with microphone", Modares Mechanical Engineering, 17. 1. (2017): pp. 263-272, (in Persian).
- [16] Williams, J. F., Hall, L., "Aerodynamic sound generation by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane". Journal of Fluid Mechanics, 40. (1970): pp. 657-670.
- [17] Fujita, H., Suzuki, H., "The Aeolian tone and the surface pressure in high Reynolds number flow". AIAA paer. 99-(2002).
- [18] Casalino, D., Jacob, M., "Prediction of aerodynamic sound from circular rods via spanwise statistical modeling". Journal of Sound and Vibration. 262. (2003): pp. 815–844.
- [19] Maryami, R., Dehghan, A. A., Afshari, A., "Experimental investigation of circular cylinder model noise by measuring unsteady surface pressures", Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, Accepted Manuscript, (2017).
- [20] Fujita, H., "The characteristics of the Aeolian tone radiated from two-dimensional cylinders". Fluid

در جریان آزاد آرام در مقایسه با جریان آزاد آشفته بیشتر است.

فهرست علائم

سرعت صوت،m/s	c_0
فر کانس، Hz	f
$\mathrm{N/m^2}$ نوسانات فشار در حوزه زمان،	P(t)
نوسانات فشار در حوزه فرکانس، N/m ²	P(f)
علائم يونانى	
$/\mathrm{m}^{4}\mathrm{Hz}$ چگالی طیفی خودکار نوسانات فشار میکروفون $\phi_{p_{i}p_{i}}$	(f)
i چگالی طیفی متقابل نوسانات فشار بین دو میکروفون $\phi_{p_i p_i}($	(f)

تقدیر و تشکر

نویسندگان از گروه آیروآکوستیک دانشگاه بریستول به سرپرستی دکتر مهدی آذرپیوند بواسطه پشتیبانی تجهیزاتی و علمی پژوهش حاضر، کمال تشکر و قدردانی را دارند.

مراجع

- Strouhal, V., "Ueber eine besondere art der tonenegung", Annalen der Physik und Chemie (Leipzig) Series 3. 5. (1878): pp. 216-251.
- [2] Rayleigh, L., "Acoustical observations II", Philosophical Magazine. 7. (1879): pp. 149-162.
- [3] Bernard, H., "Formation des centres de giration a l'arriere d'un obstacle en mouvement", Compte rendu hebdomuduire des seances de l'Academie des Sciences, Paris 147. (1908): pp. 839-842.
- [4] Karman, T. V., Rubach, H., "Uber den mechanismus des flussigkeits- und luftwiderstandes", Physikufische Zeitschrifi, 13. (1912): pp. 49-59.
- [5] Kruger, F. V., Lauth, A., "Theorie der hiebtone". Annulen der Physik (Leipzig), 44, (1914): pp. 801-812.
- [6] Borne, R. D., As quoted in reference[9], Zeitschrift Hugtechnik. Vol.3, 30.
- [7] Rayleigh, L., "Aeolian tones". Philosophical Magazine. 29, (1915): pp. 434-444.
- [8] Relf, E. F., "On the sound emitted by wires of circular section when exposed to an air current". Philosophical Magazine. 42. (1921): pp. 173-176.
- [9] Richardson, E. G., "Aeolian tones", Proceedings of

- [31] Uberoi, M. S., Wallis, S., "Effect of Grid Geometry on Turbulence Decay", Phys. Fluids, 9. (1967): pp. 1216-1224.
- [32] Corrsin, S., "Turbulence: experimental methods". In Handbuch der Physik (ed. S. Flugge & C.A. Truesdell), pp. 524-589.
- [33] Roach, P.E., "The generation of nearly isotropic turbulence by means of grids", Int J Heat Fluid Flow, 8. (1963): pp. 82–92.
- [34] Lavoie, P., Djenidi, L. Antonia, R. A., "E□ect of Initial Conditions on the Generation of Coherent Structures in Grid Turbulence", Book of Extended Abstracts Whither Turbulence Prediction and Control, Seoul, Korea, (2006).
- [35] Aufderheide, T., Bode, C., Kozulovic, D., Friedrichs, J., "The generation of higher levels of turbulence in a low-speed cascade wind tunnel by pressurized tubes", 11th World Congress on Computational Mechanics (WCCM XI).
- [36] Laws, E. M., Livsey, J. L., "Flow through screens", Ann. Rev. Fluid Mech. 10, (1978): pp.247-266.
- [37] Mohamed, M. S., Larue, J. C., "The decay power law in grid-generated turbulence", J. Fluid Mech. 219. (1990): pp. 195-214.
- [38] Hinze, J., Turbulence, 2nd Ed., McGraw-Hill, New York, (1975).
- [39] Bendat, J. S., Piersol, A. G., "Random data: analysis and measurement procedures", John Wiley & Sons, (2011).
- [40] Sagrado, A. G., "Boundary Layer and Trailing Edge Noise Sources", Ph.D. Thesis, Department of Engineering, University of Cambridge, (2007).
- [41] Herrig, A., Kamruzzaman, M., Würz, W., Wagner, S., "Broadband airfoil trailing-edge noise prediction from measured surface pressures and spanwise length scales, noise notes", 12. (2013): pp.13-36.
- [42] Achenbach, E., "Distribution of local pressure and skin friction around a circular cylinder in crossflow up to $\text{Re} = 5 \times 106$ ", J. Fluid Mech. 34. (1968): PP.625-639.
- [43] Sadeh, W., Saharon, D.B., "Turbulence Effect On Cross flow Around a Circular Cylinder at Subcritical Reynolds Numbers", NASA Contractor

Dynamics Research, 42. (2010):1-25.

- [21] Leclercq, D., Doolan, C.J., "The interaction of a bluff body with a vortex wake". Journal of Fluids and Structures, 25. (2009): 867–888.
- [22] Ackerman, J. R., Gostelow, J. P., Rona, A., Carscallen, W. E., "Measurements of Fluctuating Pressures on a Circular Cylinder in Subsonic Cross flow" AIAA JOURNAL, 47 (2009): 2121-2131.
- [23] Oguma, Y., Yamagata, T., Fujisawa, N., "Measurement of sound source distribution around a circular cylinder in a uniform flow by combined particle image velocimetry and microphone technique" J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.118, (2013):1–11.
- [24] Doolan, C.J., "Computation bluff body aerodynamic noise prediction using a statistical approach". Applied Acoustics, 71(2010):1194–1203.
- [25] Ali, M.S.M., Doolan, C.J., Wheatley, V., "Aeolian tones generated by a square cylinder with a detached flat plate". AIAAJournal, 51 (2013): 291–301.
- [26] Orselli, R. M., Meneghini, J. R., and Saltara, F.,
 "Two and Three-Dimensional Simulation of Sound Generated by Flow Around a Circular Cylinder" 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference) 11 - 13 May (2009), Miami, Florida.
- [27] Barlow, J. B., Rae, W., Pope, A., "Low-speed wind tunnel testing", John Wiely & Sons, Inc, (1999).
- [28] Wilkins, S. J., Hall, J. W., "Experimental Investigation of a Tandem Cylinder System With a Yawed Upstream Cylinder", Journal of Pressure Vessel Technology. 136. (2014): pp. 1-8.
- [29] Hutcheson, F. V., Brooks, T. F., Lockard, D. P., Choudhari, M. M., Stead. D. J., "Acoustics and Surface Pressure Measurements from Tandem Cylinder Configurations", 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA AVIATION Forum, (AIAA 2014-2762).
- [30] Salze, É., Bailly, C., Marsden, O., Jondeau, E., Juvé, D., "An experimental characterization of wall pressure wave vector-frequency spectra in the presence of pressure gradients", in Proceeding of, (2014).

- [46] Breuer, M., "Large eddy simulation of the subcritical flow past a circular cylinder: Numerical and modeling aspects", Int. J. Numer. Meth. Fluids, 28. (1998): pp. 1281–1302.
- [47] Jenkins, L.N., Khorrami, M.R., Choudhari, M.M., McGinley, C.B., "Characterization of Unsteady Flow Structures Around Tandem Cylinders for Component Interaction Studies in Airframe Noise", AIAA paper. AIAA-2005-2812, May 2005.

Report 3622.

- [44] Norberg, C., "Interaction between free stream turbulence and vortex shedding for a single tube in cross flow", Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 23. (1986): pp. 501-514.
- [45] Norberg, C., "Effect of Reynolds number and a low-intensity free stream turbulence on the flow around a circular cylinder", Ph.D. Thesis, Chalmers university of technology, (1987).

بی موجعه محمد ا