Amirkabir Journal of Mechanical Engineering

Amirkabir J. Mech. Eng., 52(7) (2020) 471-474
DOI: 10.22060/mej.2018.14260.5826

Far-field Aeroacoustic Noise Prediction of a Tall Standard Building Model by Measuring Unsteady Surface Pressures

A. Movahedi[1], A. Dehghan[1*], M. Dehghan Manshdi[2]

[1] Department of Mechanical Engineering, Yazd University, Yazd, Iran
[2] Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

ABSTRACT: In the present study, far-field aeroacoustic noise emitted due to the air flow over a standard tall building model at different angles of attack is investigated. The purpose of this study is to estimate the far-field aeroacoustic noise emitted by measuring the unsteady surface pressures. The surface pressure data are used as input of a numerical algorithm which is written to solve the Ffowcs Williams and Hawkings equation. The aerodynamic and aeroacoustic characteristics of flow over a two-dimensional square cyliner (for algorithm validation) and the main model are presented. The results revealed that the peak of vortex shedding frequency could be observed in the spectrum of surface pressure signals of sensors located on the side surfaces of the model. Its frequency is in an excellent agreement with the signals captured by hot wire measurement. The Strouhal number changes in the range of 0.08-0.1 depending on the angle of attack. Dipole pattern for sound radiation was also observed for three-dimensional model which is related to the vortex shedding phenomenon. The sound pressure level increases with increasing upstream velocity and decreases with distance from the model. The effect of angle of attack is also dependent on the reciever's location.

Review History:

Received: 30/03/2018
Revised: 29/07/2018
Accepted: 07/09/2018
Available Online: 11/09/2018

Keywords:

CAARC tall building,
Aeroacoustic noise,
Surface pressure,
FW-H analogy,
Vortex shedding

1. INTRODUCTION

The aerodynamic sound is one of the most important parts of the noise produced by modern vehicles like airplanes, cars, and trains. The sound generated due to the interaction of turbulent wind and cylindrical structures is of basic importance due to their wide range of application in the airplane landing gear, pantographs, high rise buildings, chimneys, pipelines, etc.

Aerodynamic noise propagation from cylindrical shaped objects received considerable attention from the researchers in the last decades. Most of the studies on flow-induced noise from the cylinders have focused on the noise generation from two-dimensional cylinders. However, most applications of cylindrical geometries in the real-world applications such as electronic boards, low-rise buildings, cooling towers, etc. use finite-length cylinders with different cross-sections. To the best of our knowledge, few investigations have been conducted on the sound generation by wall mounted finite-length cylinders. Movahedi et al. [1] experimentally investigated aeroacoustic characteristics of the flow over a finite height wall mounted square cylinder at incidence. They analyzed the influence of upstream flow velocity and its incident angle on the overall sound pressure level. Porteous et al. [2] experimentally studied the relationship between the flow structures in the wake of a wall-mounted square cylinder and the radiated noise. Based on the aspect ratio of the cylinders, four shedding regimes were identified. Each one was characterized by a progressively higher number of tonal components in the acoustic spectrum.

In addition to studying the flow structure and its related phenomena, the results of experiments on simple and standard models (like Commonwealth Advisory Aeronautical Council (CAARC) tall building) are required for the validation of numerical methods as well as calibration of the experimental equipment. CAARC standard building has a rectangular prismatic shape characterized by the full-scale dimensions of 100×150×600 ft. The results of primary studies on the CAARC building model are summarized by Melbourn [3].

From an extensive literature survey, it is revealed that the information about the aerodynamic noise radiated from free end Three-Dimensional (3D) cylinders, especially one with the rectangular cross-section, is very limited. The present study investigates the semi-empirical prediction of aerodynamic noise radiated from a 3D cylinder with a rectangular cross-section (model of CAARC tall building) by measuring unsteady surface pressures. The great advantage of this method is that it allows acoustic studies to be carried out in a cost-effective way in aerodynamic wind tunnels.

*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 is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.

2. METHODOLOGY

In the 1950s, Lightheil [4] combined the Navier-Stokes and continuity equations into a completely inhomogeneous wave equation. One of the limitations of Lighthill's theory is that it only estimates sound waves in interfaces without boundaries. In 1955, Curle [5] extended the theory of Lighthill for the presence of solid boundaries. He related the sound radiated from the objects with fluctuating surface pressures. Then Ffowcs Williams and Hawkings (FW-H) [6] modified Lighthill analogy by considering the effect of the arbitrary surface motion. In the present paper, the FW-H analogy has been employed to predict the sound pressure level in the far-field of a CAARC model.

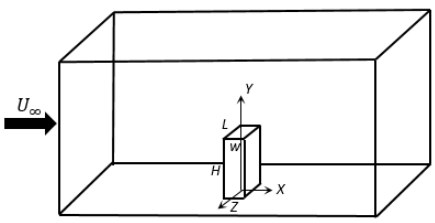
When the flow around the bluff bodies is investigated, dipole sources of sound are dominant in comparison with monopole and quadrupole ones. In this case, the FW-H equation can be simplified as follows [7]:

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

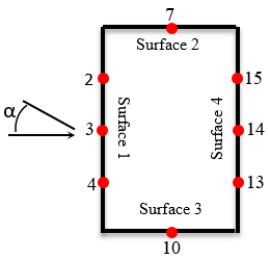
where p' is far-field pressure fluctuation, p is surface pressure recorded at the location of each sensor, $\vec{x}$ and $\vec{y}$ are receiver and source locations respectively, r is the distance between the source and the receiver and $\tau = t - r/c_0$ is the emission time. The sound pressure level is defined as:

$$SPL = 20\log\left(p'_{\mathrm{rms}} / P_{\mathrm{ref}}\right) \quad (2)$$

where p'_{rms} is the Root-Mean-Square (RMS) of pressure fluctuations and P_{ref} =2×10^{-5} Pa. The model used in this study is schematically shown in Fig. 1.



(a)



(b)

Fig. 1. (a) Schematic drawing of the model; (b) surface pressure measuring points on the middle height belt.

All measurements are performed in the acoustically improved aerodynamic wind tunnel of the Yazd University. Twenty one pressure taps are imbedded on the five faces of the model.

3. DISCUSSION AND RESULTS

Surface pressure spectrum of the side faces and velocity signals in the wake region show nearly the same values for vortex shedding frequencies. This frequency increases with upstream velocity and has a higher value for the angle of attack α=90 in comparison with α=0. The results are in good agreement with previous studies. It should be noticed that surface pressure taps which are located on the side surfaces of the model can show a sharp and clear peak of shedding frequencies in the pressure spectra.

After validating the analogy used in this paper for the far-field aeroacoustic noise prediction from a 2D square cylinder, noise radiation from the CAARC model is investigated. Directivity pattern of noise level from a *XZ* plane at different distances and for two angles of attack is summarized and plotted in Fig. 2. The directivity patterns at this plane show the dipole characteristic of the sound pattern. The effect of the upstream velocity on the predicted far-field noise in *YZ* plane is shown in Fig. 3. It can be observed that the higher noise amplitudes are

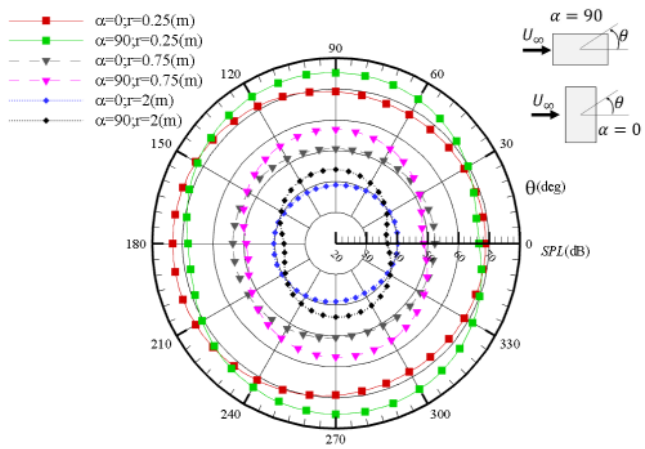


Fig. 2. Directivity noise patterns for CAARC model for U_∞=17.5 m/s on the *XY* plane (*Z*=0).

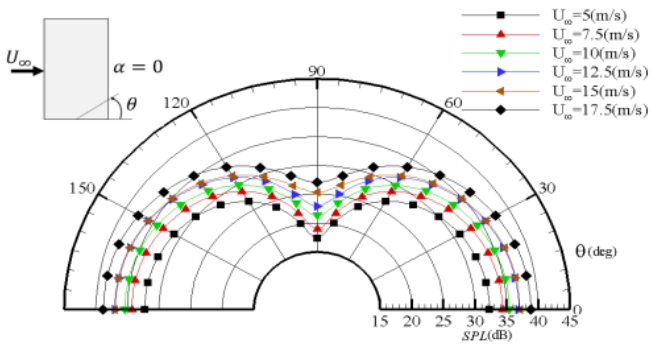


Fig. 3. Directivity noise patterns for CAARC model on the *YZ* (*X*=0) plane (*r*=2m) and α=0.

located at the opposite points near the bottom plane and the lower one right above the cylinder. On the other hand, the directivity plot on the *YZ* plane presents much lower sound pressure levels in comparison with the *XY* plane. Also, the noise radiated increases with upstream velocity, as expected.

4. CONCLUSIONS

Flow-induced noise from CAARC building model was predicted semi-empirically. For this purpose, the unsteady surface pressures were measured and then the far-field noise was estimated by using FW-H equation. The results showed that there is a sharp peak in the surface pressure spectra obtained for sensors located on the side faces of the model. The Strouhal number obtained from both unsteady surface pressure signals and hot-wire measurements were equal to 0.08 and 0.1 for 0° and 90° angles of attack, respectively. For the CAARC building model, dipole pattern for sound radiation was observed. Also, the Sound Pressure Level (SPL) increases with upstream velocity and decreases with distance from the cylinder. Due to the asymmetry of the cross-section of the model, the angle of attack has a complex effect on radiated noise level. By changing the angle of attack the predicted sound level can be decreased or increased, depending on the listener's location.

REFERENCES

[1] Movahedi, A., Dehghan, A.A., Dehghan Manshadi, M., 2017. "Experimental Investigation of aero acoustic noise generation process from a wall mounted square cylinder at incidence". *Modares Mechanical Engineering*, 17(9), pp. 327-338.

[2] Porteous, R., Moreau, D.J., Doolan, C.J., 2017. "The aeroacoustics of finite wall-mounted square cylinders". *Journal of Fluid Mechanics*, 832, pp. 287-328.

[3] Melbourne, W., 1980. "Comparison of measurements on the CAARC standard tall building model in simulated model wind flows". *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 6(1), pp. 73-88.

[4] Lighthill, M.J., 1952. "On sound generated aerodynamically. I. General theory". In Proceedings of the Royal Society of London. Vol. 211 of *Series A. Mathematical and Physical Sciences,* pp. 564-587. Paper number 1148.

[5] Curle, N., 1955. "The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound". In Proceedings of the Royal Society. Vol 231 of *series A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, pp. 505-514. Paper number 1187.

[6] Williams, J.F. and Hawkings, D.L., 1969. "Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion". *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 264(1151), pp. 321-342.

[7] Wang, Y.P., Chen, J., Lee, H.C., Li, K.M., 2012. "Accurate simulations of surface pressure fluctuations and flow-induced noise near bluff body at low mach numbers". In Seventh International Colloquium on BBAA. Shanghai, China, 2012.

This page intentionally left blank

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۲، شماره ۷، سال ۱۳۹۹، صفحات ۱۸۸۵ تا ۱۹۰۴
DOI: 10.22060/mej.2018.14260.5826

پیش‌بینی نویز آیروآکوستیکی دوردست از مدل ساختمان بلند استاندارد به کمک اندازه‌گیری ناپایای فشار سطحی

علیرضا موحدی[۱]، علی اکبر دهقان[۱*] ، مجتبی دهقان منشادی[۲]

[۱] دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد، ایران
[۲] دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، ایران

خلاصه: در مطالعه حاضر، نویز آیروآکوستیکی ناشی از جریان حول مدل یک ساختمان استاندارد متصل به کف در زوایای حمله مختلف به روش نیمه‌تحلیلی پیش‌بینی شده است. هدف اصلی این مطالعه، محاسبه فشار آکوستیکی دوردست با استفاده از داده‌های تجربی فشار سطحی روی مدل است. با استفاده از این داده‌های تجربی و معادله فوکس ویلیامز- هاوکینگز که در یک کد پیاده‌سازی شده است فشار آکوستیکی دوردست محاسبه می‌شود. مشخصات آیرودینامیکی و آکوستیکی جریان حول یک سیلندر مربعی دو بعدی (به جهت اعتبارسنجی) و نیز مدل اصلی ارائه گردیده است. مشخص شد در طیف فشار سطحی مربوط به سنسورهای فشار وجوه جانبی، قله مربوط به ریزش گردابه قابل مشاهده‌است که در هماهنگی با فرکانس ریزش گردابه حاصل از جریان‌سنج سیم داغ بود. عدد استروهال برای مدل بسته به زاویه حمله در محدوده ۰/۱-۰/۰۸ به دست آمد. هم‌چنین الگوی انتشار صدای دوقطبی برای هندسه‌های سه بعدی نیز قابل مشاهده بود که مرتبط با منشا ایجاد آن یعنی پدیده ریزش گردابه است. شدت صدای پیش‌بینی شده با افزایش سرعت بالادست افزایش و با افزایش فاصله از سیلندر کاهش می‌یابد. با توجه به عدم تقارن کامل سطح مقطع مدل مورد بررسی، با تغییر زاویه حمله، صدای پیش‌بینی شده بسته به محل شنونده رفتار متفاوتی دارد.

تاریخچه داوری:
دریافت: ۱۳۹۷-۰۱-۱۰
بازنگری: ۱۳۹۷-۰۵-۰۷
پذیرش: ۱۳۹۷-۰۶-۱۶
ارائه آنلاین: ۱۳۹۷-۰۶-۲۰

کلمات کلیدی:
ساختمان بلند استاندارد
نویز آیرودینامیکی
فشار سطحی
معادله فوکس ویلیامز-هاوکینگز
ریزش گردابه

۱ - مقدمه

صدای آیرودینامیکی یکی از مهم‌ترین بخش‌های آلودگی صوتی در جوامع امروزی است. این نوع از صدا و نویز توسط عوامل متعددی از قبیل وسایل نقلیه مدرن، مثل هواپیماها، اتومبیل‌ها و قطارها و نیز جریان حول ساختمان‌ها و سازه‌های مختلف ایجاد و منتشر می‌شود.

به واسطه کاربردهای گسترده مثل مجموعه چرخ هواپیما، پانتوگراف‌ها، ساختمان‌های بلند، دودکش‌ها و غیره صدای تولیدی توسط اجسام سیلندری شکل که داخل جریان عرضی سیال قرار گرفته‌اند، بخشی مهم از نویز ناشی از جریان را به خود اختصاص می‌دهند. به دلیل کاربرد زیاد در صنعت ساختمان، صدای منتشر شده از سیلندرهای با مقطع مستطیلی و مربعی اهمیت زیادی دارد. در کشور ما نیز در مقررات ملی ساختمان، مبحث هیجدهم، به عایق‌بندی صوتی و تنظیم صدا در فضاهای مختلف اشاره شده است. جریان حول اجسام جریان‌بند نظیر سیلندرها با سطح مقطع مختلف توسط پژوهش‌گران زیادی از نظر آیرودینامیکی بررسی شده است. به عنوان نمونه مانینی و همکاران [۱] جریان حول یک سیلندر دوبعدی با مقطع مستطیلی قرار گرفته در معرض جریان با میزان آشفتگی‌های مختلف را از نظر آیرودینامیکی بررسی نمودند. از نتایج جالب توجه مطالعه مذکور می‌توان به وابستگی قابل توجه عدد استروهال به عدد رینولدز (حتی برای زاویه حمله صفر) و ضرایب نیرویی (برای زوایای حمله بزرگتر از ۳ درجه) اشاره نمود.

در سال‌های اخیر، تولید و انتشار نویز آیرودینامیکی از سیلندرها، مورد توجه پژوهش‌گران زیادی قرار گرفته است. با توجه به بالابودن هزینه‌های بالای محاسباتی در مطالعات عددی، پیچیده و طولانی بودن اندازه‌گیری در مطالعات تجربی و نیز پیچیدگی زیاد فیزیک

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

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

جریان در مورد هندسه های سه‌بعدی، اغلب مطالعات صورت گرفته در این زمینه، بر روی تولید نویز از سیلندرهای دوبعدی متمرکز شده‌اند. ولی در بسیاری از کاربردهای واقعی، مانند ساختمان‌های با ارتفاع کم، دودکش‌ها، برج‌های خنک‌کن، پانتوگراف قطارها، آینه بغل و سایر ملحقات خارجی اتومبیل و غیره، هندسه‌های سیلندری شکل ارتفاعی محدود داشته و دارای یک انتهای آزاد و یک انتهای چسبیده به کف هستند. جریان حول سیلندرهای سه‌بعدی متصل به کف، پیچیدگی‌های زیادی داشته و شامل پدیده‌هایی پیچیده و سه‌بعدی است. ولی امروزه با توجه به پیشرفت‌های صورت گرفته در بحث مصالح ساختمانی و نیز با توجه به تراکم جمعیت بالا در بسیاری از نقاط، ساختمان‌های بلند و باریک بیشتر ساخته می‌شوند. چنین ساختمان‌هایی قطعاً از جریان باد تاثیرپذیر هستند. لذا ساختمان‌های بلند در آیرودینامیک سازه‌ای نقش مهمی پیدا نموده‌اند. بخش عمده‌ای از مطالعات صورت گرفته روی جریان حول سیلندرهای متصل به کف نیز صرفاً به بررسی آیرودینامیکی جریان حول این هندسه‌ها اختصاص داده شده است. ضمناً در مطالعات صورت گرفته کم‌تر به جریان حول سیلندرهای سه‌بعدی با مقطع مستطیلی پرداخته شده‌است. در ادامه به تعدادی از مطالعات صورت گرفته روی سیلندرهای سه‌بعدی به عنوان نمونه اشاره می‌شود. حسینی و همکاران [۲] ساختار گردابه‌های ریزش کرده از یک سیلندر مستطیلی متصل به کف را بررسی نمودند. در این مطالعه اثر ضخامت لایه مرزی جریان برخوردی به مدل در محل نصب آن بر ساختار جریان قابل توجه تشخیص داده شد. فتحی و همکاران [۳] ساختار جریان پشت سیلندر مربعی سه‌بعدی را به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. جهت استخراج مشخصات فیزیکی ساختار جریان در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰ از یک کاوشگر پنج‌حفره استفاده شد. مشخصات ناحیه دنباله سیلندر مذکور بررسی و ارائه شده و در انتها اثر تغییر شکل انتهای آزاد سیلندر مربعی سه‌بعدی بر ساختار ناحیه دنباله و فیزیک جریان بررسی گردید.

علاوه بر مطالعه فیزیک جریان و پدیده‌های مربوطه، برای اعتبارسنجی روش‌های عددی و نیز کالیبراسیون تجهیزات تجربی نیاز به نتایج آزمایش‌های صورت گرفته روی مدل‌های ساده و استاندارد است. یکی از مدل‌های استاندارد که در همین راستا و برای بررسی بهتر آیرودینامیک جریان اطراف ساختمان‌ها ارائه شده است مدل ساختمان استاندارد ارائه شده توسط شورای تحقیقات هوانوردی کشورهای مشترک‌المنافع[1] (سی.آ.آ.آر.سی) است که نخستین بار توسط واردلا و ماس [۴] به عنوان مدلی استاندارد از یک ساختمان بلند ارائه شد. ساختمان مذکور، ساختمانی با مقطع مستطیلی در نظر گرفته می‌شود که ابعاد مقطع ساختمان مورد نظر با مقیاس واقعی ft ۱۵۰×۱۰۰ ft و ارتفاع آن نیز ۶۰۰ ft (۳۰/۵m×۴۰/۷m×۸۱۲/۹m) است. سقف ساختمان باید مسطح و تخت بدون دیواره باشد و دیوارهای خارجی نیز بایستی مسطح و بدون پنجره و یا سایر زائده‌ها باشند. پس از معرفی این مدل ظرف چند سال مطالعات زیادی روی این مدل با تجهیزات آزمایشگاهی مختلفی انجام شد. با استفاده از این اطلاعات و نتایج، ملبورن [۵] مقایسه کاملی از نتایج مربوط به مدل استاندارد مذکور شامل اندازه‌گیری فشار سطحی و پاسخ دینامیکی به دست آمده توسط پژوهش‌گران مختلف ارائه نمود. از آن پس مطالعات زیادی روی مدل سی.آ.آ.آر.سی شامل مطالعات نیرویی، آیرودینامیکی و غیره به صورت عددی و تجربی انجام شد. به عنوان نمونه لیگیداکیس و همکاران [۶] توانمندی و دقت مدل‌های زیرشبکه‌ای مختلف برای روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ را با حل جریان آشفته حول مدل سی.آ.آ.آر.سی آزمودند و مدل‌های دقیق‌تر را مشخص نمودند. الشاعر و همکاران [۷] پاسخ ایرودینامیکی ساختمان سی.آ.آ.آر.سی را با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ به صورت عددی بررسی نمودند. در مطالعه مذکور ساختمان به شکل تکی و نیز در حالتی که ساختمان‌هایی در کنار آن قرار داشتند، بررسی شد. نتایج نشان داد که قرار گرفتن ساختمان بین ساختمان‌های مجاور می‌تواند تا ۵۰% ضریب فشار متوسط و تا ۴۰% ضریب فشار نوسانی را تغییر دهد. داگنو و همکاران [۸] توانمندی روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی را در تخمین نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ساختمان سی.آ.آ.آر.سی با شرایط پیرامونی مختلف بررسی نمودند. نتایج مطالعه ایشان نشان داد که دینامیک سیالات محاسباتی برای بیان جزئیات مشخصات آیرودینامیکی پیچیده جریان مناسب است. ولی برای تحلیل جریان باید از روش‌های غیردائم مثل روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ استفاده نمود. منگ و همکاران [۹] جریان حول ساختمان بلند سی.آ.آ.آر.سی را به روش عددی بررسی نمودند. آن‌ها اثر عوامل متعددی همچون مدل آشفتگی مورد استفاده،

1 Commonwealth Advisory Aeronautical Council (CAARC)

سرعت جریان بالادست و نوع شبکه‌بندی انتخابی را بر ضرایب فشار ساختمان سی.آ.آ.آر.سی بررسی نمودند. بیشینه ضریب فشار مثبت در مطالعه مذکور در ارتفاع H ۰/۸-۰/۸۵(H ارتفاع مدل مورد بررسی) و منفی‌ترین ضریب فشار در لبه جلویی وجه بالایی مشاهده شد.

تاکنون مطالعات محدودی در مورد بررسی آیروآکوستیکی جریان حول هندسه‌های سیلندری شکل متصل به کف انجام شده است. کینگ و فیزن‌مایر [۱۰] سیلندرهای سه‌بعدی با سطوح مقطع و نسبت منظری متفاوت را از نظر تولید صدای آیرودینامیکی بررسی نمودند. مشخص شد که میزان تولید صدا و نیز فرکانسی که یک قله در طیف مربوط به آن رخ می‌دهد وابستگی قابل توجهی به نسبت منظری دارد. موراو و دولان [۱۱] نویز ناشی از برهم‌کنش جریان و سیلندر متصل به کف با سطوح مقطع دایره‌ای و مربعی و نیز با نسبت‌های منظری مختلف را به روش تجربی و در یک اتاق آزمون بدون پژواک بررسی نمودند. در این مطالعه نیز اثر نسبت منظری سیلندر بر میزان نویز تولیدی در اثر جریان حول سیلندرها قابل توجه گزارش شد. موحدی و همکاران [۱۲] مشخصات آیروآکوستیکی جریان حول یک سیلندر مربعی متصل به کف با ارتفاع محدود را در زوایای حمله مختلف بررسی نمودند. با توجه به هماهنگی دیده شده در قله مشاهده شده در طیف سرعت اندازه‌گیری شده در ناحیه دنباله و نیز طیف فشار اندازه‌گیری شده در دوردست، عامل مهم در انتشار صدا از چنین هندسه‌هایی پدیده ریزش گردابه تشخیص داده شد. زاویه حمله، در مقایسه با سرعت بالادست اثر کمتری بر سطح کلی نویز منتشر شده داشت. پورتئوس و همکاران [۱۳] ارتباط نویز منتشر شده از یک سیلندر مربعی با ارتفاع محدود با نسبت منظری‌های مختلف را با ناحیه دنباله آن به صورت تجربی بررسی نمودند. مشخص شد نسبت منظری تاثیر زیادی روی مشخصات ناحیه دنباله سیلندر و رژیم‌های ریزش گردابه از آن دارد که این موضوع نویز منتشر شده از سیلندر را نیز به طور کامل تحت تاثیر قرار می‌دهد. کارتیک و همکاران [۱۴] آیروآکوستیک جریان حول سیلندر دایره‌ای با ارتفاع محدود و با نسبت‌های منظری مختلف را در یک عدد رینولدز به صورت عددی مطالعه نمودند. نتایج این مطالعه نیز تاثیر نسبت منظری بر مشخصات نویز منتشر شده از سیلندر را تایید نمود. نجفیان و همکاران [۱۵] صدای تولید شده توسط جریان سرعت بالا روی یک استوانه را با استفاده از آنالوژی لایتهیل[1] و به کمک نرم‌افزار انسیس فلوئنت محاسبه نمودند. هدف از مطالعه مذکور، محاسبه صدا برای طول کوچکی از سیلندر و تخمین میزان افزایش صدا با افزایش طول سیلندر بود. نتایج نشان داد که مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ مناسب‌ترین مدل برای شبیه‌سازی‌های آکوستیکی است. مریمی و همکاران [۱۶] میدان فشار روی سطح سیلندر دایره‌ای دوبعدی را به عنوان منشا اصلی نویز ثبت شده در دوردست بررسی نمودند. در این مطالعه اثر آشفتگی جریان بالادست بر نوسانات فشار روی سطح استوانه بررسی شد. برای فهم بهتر رفتار نویز جریان حول مدل، کمیت‌های مختلفی مثل تابع همدوسی، همبستگی خودکار و متقابل، طول مشخصه ساختارهای گردابه‌ای، سرعت جابجایی این ساختارها و ... محاسبه شده‌اند. نتایج نشان داد که آشفته شدن جریان باعث افزایش سطح انرژی نویز، کاهش فرکانس نویز باریک باند و کاهش اندازه و سرعت جابه‌جایی گردابه‌ها می‌شود. البته لازم به ذکر است که در مرجع [۱۶] هیچ‌گونه اندازه‌گیری یا پیش‌بینی نویز دوردست انجام نشده است. بلکه صرفاً ویژگی‌های فشار ناپایا روی سطح مدل به عنوان یکی از منابع اصلی نویز دوردست به شکلی مناسب بررسی شده‌اند.

ملاحظه می‌شود که اطلاعات موجود در مورد نویز آیرودینامیکی منتشر شده از یک سیلندر سه‌بعدی، به ویژه با مقطع مستطیلی که در معرض جریان قرار دارد، بسیار محدود است. نویز منتشر شده از ساختمان‌ها تاثیر زیادی بر آسایش و حتی سلامت ساکنان آن‌ها دارد. در همین راستا مبحث هیجدهم مقررات ملی ساختمان نیز به عایق‌بندی و تنظیم صدا اختصاص داده شده‌است. مطابق اطلاعات نویسندگان تاکنون مطالعات بسیار محدودی روی پیش‌بینی نویز آیرودینامیکی ناشی از جریان حول مدل با ارتفاع محدود با استفاده از داده‌های فشار سطحی انجام شده است. لذا مطالعه حاضر به پیش‌بینی نیمه‌تجربی نویز آیرودینامیکی منتشر شده از یک سیلندر سه‌بعدی با مقطع مستطیلی با استفاده از اندازه‌گیری فشار ناپایای سطحی اختصاص داده شده است. سیلندر مورد بررسی داخل اتاق آزمون بسته یک تونل باد آیرودینامیکی اصلاح شده آکوستیکی قرار گرفته است. تمرکز عمده این مطالعه، پیش‌بینی نویز آیرودینامیکی منتشر شده از مدل ساختمان استاندارد سی.آ.آ.آر.سی با استفاده از نتایج به دست آمده برای فشار سطحی است. حسن و مزیت بزرگ این روش این است که این امکان را فراهم می‌آورد که مطالعات آکوستیکی در تونل‌های باد آیرودینامیک و با روشی کم هزینه‌تر صورت پذیرند.

1 Lighthill

۲- معادلات و منابع انتشار صوت

در دهه ۱۹۵۰، لایتهیل [۱۷] معادلات ناویر-استوکس و پیوستگی را به شکل دقیق معادله موج ناهمگن تبدیل کرد. یکی از محدودیت‌های تئوری لایتهیل این است که فقط امواج صوتی را در واسط‌های بدون مرز تخمین می‌زند. به همین دلیل تئوری لایتهیل اثرات انعکاس، انکسار(شکست موج)، جذب و پراکندگی امواج را توسط مرزهای جسم جامد در نظر نمی‌گیرد. در سال ۱۹۵۵ کرل [۱۸] تئوری لایتهیل را با در نظر گرفتن حضور مرزهای جامد توسعه بخشید. او میدان صوت منتشر شده از اجسام را با فشار نوسانی روی سطح آن‌ها ارتباط داد. سپس ویلیامز و هاوکنیگز [۱۹] تئوری لایتهیل و کرل را توسعه داده و اثر حرکت اختیاری منبع صوت را در نظر گرفتند. در مطالعه حاضر، از روش فوکس ویلیامز-هاوکینگز[1] [۱۹] برای محاسبه سطح فشار صوت در دوردست آکوستیکی استفاده شده است. در مطالعه حاضر، نتایج به دست آمده از اندازه‌گیری فشار ناپایای سطحی روی مدل مورد بررسی، در معادله فوکس ویلیامز-هاوکینگز جاگذاری می‌شوند. نویز دوردست با حل این معادله پیش‌بینی می‌شود. قبل از بررسی جزئی‌تر این معادله منابع تولید و انتشار نویز آیرودینامیکی تا حدودی معرفی می‌شوند.

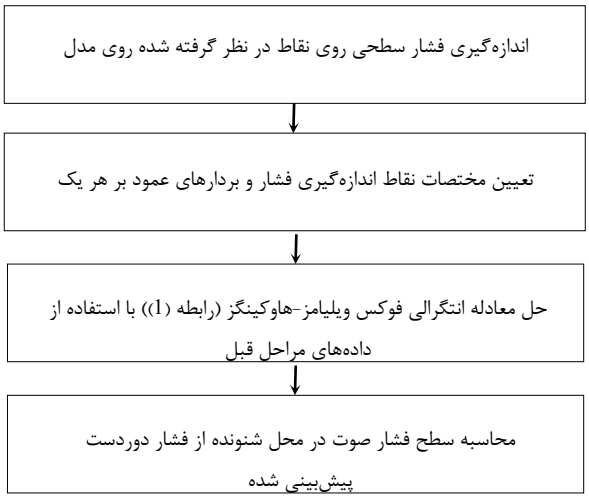
در انتشار صدای ناشی از جریان حول اجسام جریان‌بند عوامل مختلفی موثر هستند منابع اصلی صوت عبارتند از: نیروهای نوسانی وارد بر جسم که ناشی از نوسانات فشار سطحی هستند؛ آشفتگی جریان یا برهم‌کنش مقادیر متوسط و نوسانی مولفه‌های مختلف سرعت. چئونگ و همکاران [۲۰] منابع انتشار صوت به ویژه دسته آخر را به شکل مناسبی دسته‌بندی نمودند. بر این اساس، دسته آخر خود به دو دسته جزئی‌تر تقسیم می‌شود: برهم‌کنش مقادیر نوسانی مولفه‌های سرعت با یکدیگر و برهم‌کنش مقادیر متوسط و نوسانی مولفه‌های سرعت. با توجه به دائم بودن ماهیت برهم‌کنش مقادیر متوسط مولفه‌های سرعت، این عبارت جزء منابع تولید و انتشار صدا به حساب نمی‌آید.

از نگاهی دیگر، منابع صوت به انواع مختلفی نظیر منابع تک‌قطبی، دوقطبی و چهارقطبی تقسیم می‌شوند. راسل و همکاران [۲۱] به بیانی ساده این دسته‌بندی را شرح داده‌اند. منابع تک‌قطبی صدا، صوت را در همه جهات به یک میزان منتشر می‌کنند. یکی از ساده‌ترین مثال‌ها برای این نوع از منابع صوت، یک کره کوچک است که به تناوب منبسط و منقبض می‌شود. در عمل، هر منبع صوتی که ابعادش بسیار کوچک‌تر از طول موج صوت منتشر شده باشد، مانند یک منبع صوت تک قطبی عمل می‌کند و صدا را تقریباً به یک میزان در همه جهات منتشر می‌کند. دو منبع تک‌قطبی با قدرت یکسان ولی با فازهای مخالف، که به فاصله‌ای اندک از یکدیگر قرار دارند، تشکیل یک دوقطبی آکوستیکی می‌دهند. بر خلاف منبع تک‌قطبی، منابع دوقطبی اثر خالصی روی سیال ندارند. زمانی‌که یکی از دو قطب در حال انبساط است، دیگری در حال انقباض است و بر عکس. لذا سیال اطراف دو قطب، مشخصاً بین این دو قطب به جلو و عقب کشیده می‌شود. در این حالت نیروی خالص وارد به سیال است که انرژی را به شکل امواج صوتی منتشر می‌کند. منبع صوت دوقطبی در قیاس با منبع تک قطبی با همان قدرت شدت صوت کمتری دارد. مطابق آنالوژی آکوستیکی کرل، یکی از مهم‌ترین عوامل انتشار صدای ناشی از جریان حول اجسام جریان‌بند، منابع دوقطبی تولید صدا هستند که به دلیل فشار نوسانی وارد به سطح سیلندر ایجاد می‌شوند. این منابع دوقطبی ناشی از اعمال نیروهای نوسانی به جسم، در واقع عکس‌العمل به نیروی وارد به جسم از سوی سیال است. در این زمینه نوسانات نیروهای برآ و پسا نقش دارند. یک منبع چهارقطبی صدا شامل دو منبع دوقطبی مشابه با فازهای مخالف است که به فاصله ناچیزی از یکدیگر قرار گرفته‌اند. در مورد منابع چهارقطبی صدا، سیال هیچ شار و جریان خالصی ندارد و هیچ نیروی خالصی نیز به آن وارد نمی‌شود. در این مورد تنش نوسانی وارد بر سیال است که امواج صوتی را منتشر می‌کند. لذا با توجه به این‌که سیالات تنش‌های برشی را تحمل نمی‌کنند، منابع چهارقطبی صدا را به شکل ضعیفی منتشر می‌کنند. عامل مهم دیگر در زمینه تولید نویز آیرودینامیکی ناشی از جریان، مولفه‌های نوسانی سرعت و به عبارت دیگر آشفتگی جریان است که به عنوان منبعی چهارقطبی از تولید نویز آیرودینامیکی شناخته می‌شود.

حال می‌توان به بررسی دقیق‌تر معادله فوکس ویلیامز-هاوکینگز پرداخت. با توجه به این‌که در هندسه‌های سیلندری شکل، منابع دوقطبی صوت در مقایسه با منابع تک‌قطبی و چهارقطبی غالب‌اند، معادله فوکس ویلیامز-هاوکینگز نهایتاً پس از قدری عملیات ریاضی به شکل رابطه (۱) ساده می‌شود [۲۲]:

$$p'(\vec{x},t)=\frac{1}{4\pi c_0}\int_S \frac{(x_i-y_i)n_i}{r^2}\frac{\partial p(\vec{y},\tau)}{\partial t}dS(\vec{y}) + \frac{1}{4\pi}\int_S \frac{(x_i-y_i)n_i p(\vec{y},\tau)}{r^3}dS(\vec{y}) \quad (۱)$$

1 Ffowcs Williams and Hawkings (FW-H)



شکل ۱: فلوچارت روش و مراحل پیش‌بینی فشار دوردست

Fig. 1. far-field pressure prediction method flowchart

که در آن، p' نوسانات فشار صوتی در دوردست، p فشار سطحی ثبت شده در محل هر سنسور، $\vec{x}$ مختصات مکانی شنونده، c_0 سرعت صوت در هوا، r فاصله بین منبع صوت و شنونده، n بردار نرمال بر منبع صوت، $\tau = t - r/c_0$ زمان انتشار و $\vec{y}$ مختصات منبع صوت روی سطح جسم صلب است.

در مطالعه حاضر بیشتر مباحث آیروآکوستیکی به کمک کمیت سطح فشار صوت[1] بیان می‌شوند. یکی از پارامترهای مهم در مطالعات آکوستیکی سطح (تراز) فشار صوتی است. با محاسبه فشار نوسانی دوردست از رابطه (۱)، مجذور متوسط مربعات نوسانات فشار دوردست و سپس سطح فشار صوت برحسب دسی‌بل با استفاده از رابطه (۲) محاسبه می‌شوند:

$$SPL = 20\log\left(p'_{\mathrm{rms}} / P_{\mathrm{ref}}\right) \qquad (۲)$$

که P'_{rms} مجذور متوسط مربعات نوسانات فشار است. ضمناً P_{ref} فشار مرجع بوده و برای هوا برابر با 2×10^{-5} Pa و برای سایر سیالات 10^{-6} Pa در نظر گرفته می‌شود [۲۳]. الگوریتم مورد استفاده در مطالعه حاضر برای پیش‌بینی نویز دوردست در شکل ۱ نشان داده شده‌است. در مطالعه حاضر، در سرعت‌های بالادست و زوایای حمله مختلف، فشار سطحی به‌صورت ناپایا در محل تمامی سنسورها اندازه‌گیری و ثبت می‌شود. مختصات محل قرارگیری سنسورها، مولفه‌های بردار نرمال بر آن‌ها و مساحت مربوط به ناحیه قرارگیری هر سنسور در هر آزمایش نیز مشخص می‌شود. سپس این موارد به عنوان ورودی برای محاسبه سمت راست رابطه (۱) در نظر گرفته می‌شوند و انتگرال‌های موجود در این معادله با استفاده از این ورودی‌ها و برای هر نقطه دلخواه در دوردست به شکل عددی محاسبه می‌شوند تا فشار دوردست به شکل ناپایا به دست آید. سپس در این مرحله با استفاده از رابطه (۲) مقدار سطح فشار صوت در نقاط مختلف محاسبه می‌شود. این کار بدین صورت انجام می‌شود که ابتدا از داده‌های فشار دوردست پیش‌بینی شده، متوسط‌گیری می‌شود. سپس این مقدار متوسط از مقادیر فشار لحظه‌ای کم می‌شود تا مقدار نوسانی $(P'(t))$ به دست آید. در مرحله بعد از این مقادیر نوسانی، جذر میانگین مربعات[2]، گرفته می‌شود تا P'_{rms} به دست آمده در فرمول محاسبه سطح فشار صوت (رابطه (۲)) قرار داده شود. در ادامه، در این رابطه در ابتدای بخش ۲-۴ نیز توضیحاتی ارائه خواهد شد.

۳ - تجهیزات آزمایشگاهی

مهم‌ترین تجهیزات آزمایشگاهی مورد استفاده در این مطالعه تونل باد، مدل مورد بررسی، جریان‌سنج سیم داغ، سنسورهای فشار سطحی و مبدل فشار هستند که در ادامه به مشخصات آن‌ها اشاره می‌شود. نمایی کلی از تجهیزات آزمایشگاهی اصلی مورد استفاده در این مطالعه در شکل ۲ (الف) نشان داده شده است.

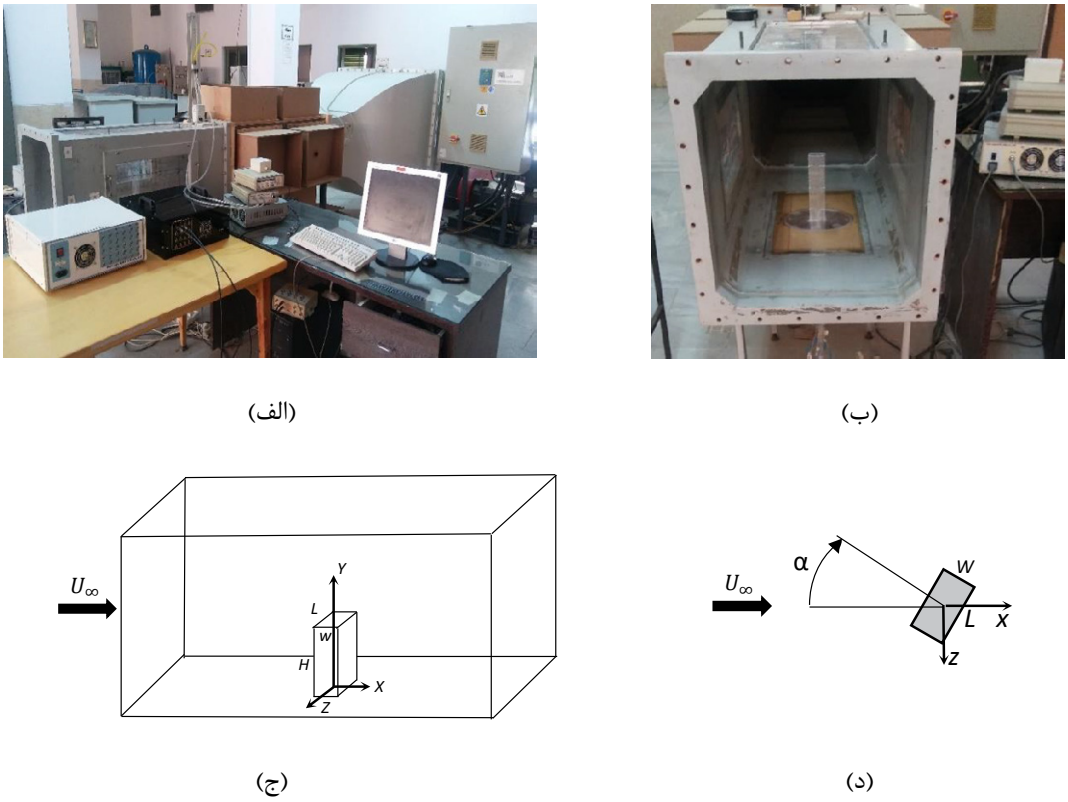
۳-۱- تونل باد

تونل باد مادون صوت دانشگاه یزد از نوع مدار باز و دمنده بوده و اتاق آزمون آن از نوع بسته است. قسمت‌های اصلی این تونل باد شامل یک فن سانتریفیوژ یک‌طرفه، دیفیوزر زاویه باز، اتاق آرامش، نازل و اتاق آزمون است. بیشینه سرعت باد در اتاق آزمون، حدوداً برابر با ۳۰ متر بر ثانیه است. جریان داخل اتاق آزمون تقریباً یکنواخت است و شدت آشفتگی برای تونل خالی بسیار کم و در حدود ۰/۳ درصد برای سرعت‌های کمتر از ۲۰ متر بر ثانیه است. تونل باد مذکور دارای دو اتاق آزمون هریک به طول ۱۲۰۰ میلی‌متر بوده و سطح مقطع اتاق آزمون ۴۵۷×۴۵۷ میلی‌متر مربع است.

دیواره‌های اتاق‌های آزمون تونل باد آیرودینامیکی اولیه از چوب

1 Sound Pressure Level (SPL)

2 *Root Mean Square* (*RMS*)



شکل ۲: تجهیزات آزمایشگاهی: (الف) نمایی کلی از تجهیزات؛ (ب) نمایی از مدل مورد بررسی؛ (ج) طرح شماتیک از مدل ساختمان سی.آ.آ.آر.سی در اتاق آزمون تونل و سیستم مختصات مورد استفاده؛ (د) تعریف زاویه حمله (نما از بالا)

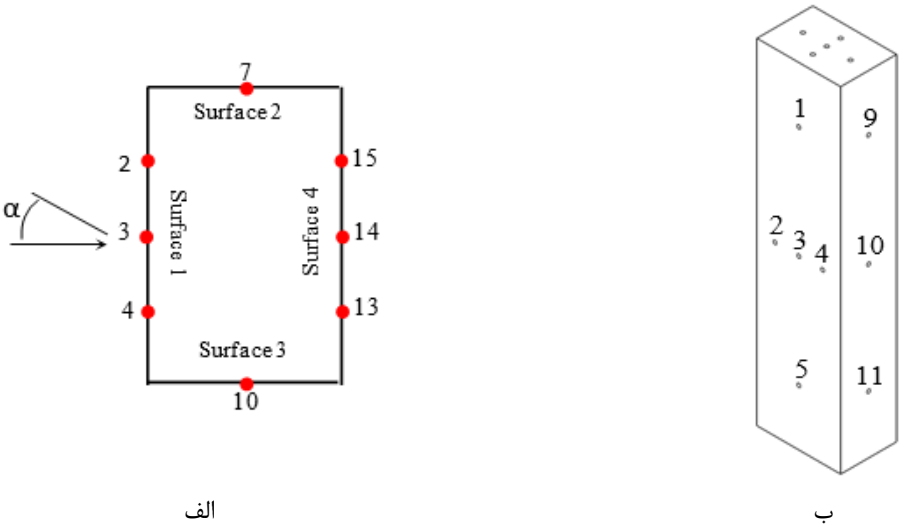
Fig. 2. Experimental setup: (a) a view of instruments and equipment; (b) a picture on the model under investigation; (c) Schematic drawing of wall mounted CAARC tall building model placed in the test section: (a) coordinate system; (b) definition of angle of attack (top view)

و پنجرهای تعبیه شده روی آن‌ها از پلکسی‌گلس ساخته شده است. این تونل باد برای اندازه‌گیری‌های آکوستیکی با هدف کاهش نویز پس زمینه آن اصلاح گردیده است. این اصلاحات شامل جایگزینی دیواره‌های صلب اتاق آزمون اول با یک سری جعبه جاذب آکوستیکی است. جدار داخلی این جعبه‌ها با پارچه‌هایی که کاملاً کشیده شده و محکم شده‌اند، پوشانده شده است. این کار باعث کاهش نویز پس‌زمینه تونل باد تا dB ۱۰ در برخی محدوده‌های فرکانس شد. لازم به ذکر است آزمایش‌ها در اتاق آزمون دوم تونل باد با دیواره‌های صلب صورت گرفتند.

۲-۳- مدل مورد بررسی

در این مطالعه، جریان حول یک سیلندر سه‌بعدی متصل به کف تحت دو زاویه حمله مختلف از نقطه نظر آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی بررسی شده است. مدل مورد بررسی، مدل ساختمان استاندارد سی.آ.آ.آر.سی با مقیاس ۱:۱۰۰۰ است. ابعاد سطح مقطع مدل برابر با ۴۶ mm × ۳۱ mm و ارتفاع آن ۱۸۳ mm است که در فاصله تقریبی ۱/۸ m از خروجی نازل، روی کف اتاق آزمون نصب گردید. مدل از جنس پلکسی‌گلاس با سطح بسیار صاف و صیقلی و لبه‌های کاملاً تیز ساخته شده تا نقاط جدایش جریان ثابت گردند. مدل می‌تواند در محل قرارگیری بچرخد تا زاویه حمله جریان تغییر نماید. در این مطالعه دو زاویه حمله صفر و ۹۰ درجه بررسی شده‌اند. شکل ۲ نحوه قرارگیری مدل مذکور در اتاق آزمون دوم تونل باد را نمایش می‌دهد. با توجه به محدودیت کارت مبدل آنالوگ به دیجیتال مورد استفاده در مطالعه حاضر از نظر تعداد کانال‌ها و نیز محدودیت فضای عبور لوله‌های اندازه‌گیری فشار از حفره ایجاد شده در پایین مدل، در مجموع ۲۱ سنسور برای اندازه‌گیری فشار سطحی روی وجوه مختلف مدل ایجاد شد.

نام‌گذاری وجوه مدل در شکل ۳ نشان داده شده است. در این شکل فقط ۸ سنسور تعبیه شده از ۲۱ سنسور که روی کمربند میانی قرار گرفته‌اند نشان داده شده‌اند و سنسورهای قرار گرفته روی کمربندهای دیگر و روی سقف مدل نشان داده نشده‌اند. برای حصول درک بهتر



الف ب

شکل ۳: (الف) معرفی وجوه مدل و سنسورهای فشار تعبیه شده بر صفحه میانی مدل؛ (ب) نمایی سه‌بعدی از مدل و معرفی تعدادی از سنسورها

Fig. 3. (a) surface pressure measuring points on the middle height line; (b) a 3D view of the model with some surface pressure tap locations

جدول ۱: موقعیت سنسورهای فشار سطحی روی مدل ساختمان سی.آ.آ.آر.سی در زاویه حمله α=۰

Table 1.surface pressure tap locations on CAARC building model at α=0

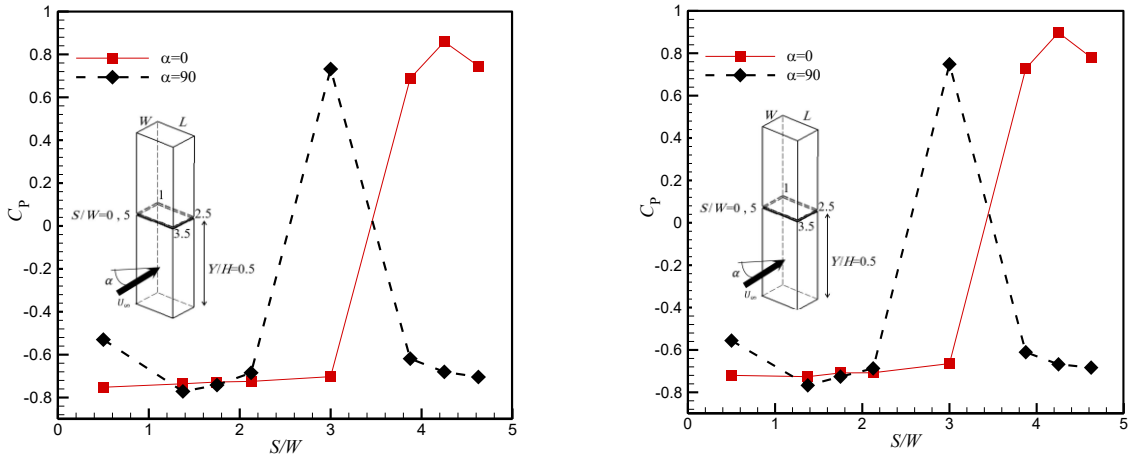
نام وجه	شماره سنسور	موقعیت			نام وجه	شماره سنسور	موقعیت		
		Z(m)	Y(m)	X(m)			Z(m)	Y(m)	X(m)
بالادست	1	0	0.1525	-0.0155	پایین دست	12	0	0.1525	0.0155
	2	-0.013	0.0915	-0.0155		13	0.013	0.0915	0.0155
	3	0	0.0915	-0.0155		14	0	0.0915	0.0155
	4	0.013	0.0915	-0.0155		15	-0.013	0.0915	0.0155
	5	0	0.0305	-0.0155		16	0	0.0305	0.0155
سمت چپ	6	-0.023	0.1525	0	سقف	17	0	0.183	-0.0076
	7	-0.023	0.0915	0		18	0	0.183	0
	8	-0.023	0.0305	0		19	0	0.183	0.0076
سمت راست	9	0.023	0.1525	0		20	0.013	0.183	0
	10	0.023	0.0915	0		21	-0.013	0.183	0
	11	0.023	0.0305	0					

نمایی سه‌بعدی از مدل به همراه موقعیت تعدادی از سنسورها نیز در این شکل نشان داده شده‌است. موقعیت همه سنسورهای فشار تعبیه شده روی مدل در زاویه حمله صفر درجه نیز در جدول ۱ ارائه شده است. لازم به ذکر است عباراتی مثل وجه بالادست و نظیر آن مربوط به زاویه حمله صفر درجه است و طبیعتاً در زاویه حمله ۹۰ درجه وجه ۱، وجه بالادست نخواهد بود.

۳-۳- دستگاه فشارسنج ۳۲ کاناله و کارت مبدل آنالوگ به دیجیتال

برای اندازه‌گیری فشار لحظه‌ای روی وجوه مدل مورد بررسی از دستگاه مبدل فشار ۳۲ کاناله با دقت % ۰/۱ کل محدوده عملکردی سنسور[1] استفاده شده است. فشارهای سطحی ثبت شده به صورت لحظه‌ای توسط سنسورهای تعبیه شده در این دستگاه، توسط کارت

1 Full Scale



(الف) (ب)

شکل ۴: ضریب فشار متوسط برای کمربند افقی میانی(Y/H=۰/۵) : (الف) U_∞= ۱۲/۵ m/s ؛(ب) U_∞= ۱۷/۵ m/s

Fig. 4. mean Cp distribution over horizontal section of the building (Y/H=0.5): (a) $U_\infty = 12.5(\mathbf{m/s})$; (b) $U_\infty = 17.5(\mathbf{m/s})$

مبدل آنالوگ به رایانه برای پردازش‌های بعدی انتقال داده می‌شود. آفست‌گیری مقادیرخروجی این دستگاه به صورت نرم‌افزاری انجام می‌شود. کارت A/D مورد استفاده کارت مدل ۶۲۱۰ تولید شرکت ناسیونال اینسترومنت[1] است. رزولوشن این کارت ۱۶ بیت و نرخ داده‌برداری آن ۲۵۰ kS/s است.

۴-۳- جریان‌سنج سیم داغ

یکی از تجهیزات مورد استفاده در این مطالعه، برای تحلیل فرکانسی جریان، جریان‌سنج سیم داغ، ساخت شرکت فراسنجش صبا است. داده‌های جریان‌سنج سیم داغ با استفاده از کاوش‌گر یک‌بعدی جمع‌آوری شد تا نوسانات مولفه سرعت در جهت جریان در ناحیه دنباله اندازه‌گیری و ثبت شود. جریان‌سنج سیم داغ داخل تونل باد به کمک یک لوله پیتو استاتیکی کالیبره شد. یکی از اهداف این مطالعه بررسی ارتباط بین قله‌های مشاهده شده در طیف فرکانسی سیگنال به دست آمده از اندازه‌گیری با جریان‌سنج سیم داغ و قله‌های متناظر دیده شده در طیف فشار سطحی است.

۴ -نتایج و تحلیل و بررسی

در این بخش، نتایج بررسی‌های صورت گرفته روی نویز آیرودینامیکی منتشر شده ناشی از جریان حول مدل ساختمان بلند سی.آ.آ.آر.سی ارائه می‌شوند. کوشش می‌شود جریان هم از نظر آیرودینامیکی و هم آکوستیکی مورد مطالعه قرار گیرد. در بخش آکوستیکی این مطالعه، ابتدا به منظور اعتبارسنجی روش پیش‌بینی نویز در دوردست، نویز منتشر شده از یک سیلندر مربعی دوبعدی که در مرجع [۲۴] به صورت عددی بررسی شده بود با نتایج حاصله از برنامه محاسباتی نوشته شده برای حل معادله (۱) مقایسه می‌شود. نتایج به دست آمده از کد با نتایج به دست آمده از نرم‌افزار تجاری فلوئنت (ارائه شده در مرجع [۲۴]) و نیز با داده‌های تجربی مطالعه دورنینو [۲۵] مقایسه می‌شوند تا صحت روش تایید شود. پس از اعتبارسنجی الگوریتم محاسباتی و روش مورد استفاده، نویز دوردست منتشر شده از جریان حول مدل ساختمان سی.آ.آ.آر.سی پیش‌بینی می‌شود.

۴-۱- تحلیل آیرودینامیکی جریان حول مدل ساختمان سی.آ.آ.آر.سی

در این بخش، آیرودینامیک جریان حول مدل ساختمان سی.آ.آ.آر.سی متصل به کف بررسی می‌گردد. به‌طور کلی، بررسی آیرودینامیکی ناحیه دنباله برای بررسی آیروآکوستیکی مهم است. زیرا ناحیه دنباله به عنوان ناحیه‌ای مهم و یکی از منابع اصلی تولید نویز آیرودینامیکی است. مشخصاً هدف اصلی مطالعه حاضر پیش‌بینی نویز آیروآکوستیکی با استفاده از داده‌های فشار سطحی است و این، خود بیانگر ارتباط تنگاتنگ آیرودینامیک و آیروآکوستیک جریان است.

1 National Instruments (NI)

ابتدا ضریب فشار متوسط بررسی می‌شود. لازم به ذکر است داده‌برداری فشار سطحی به صورت ناپایا به مدت ۱۰ s و با فرکانس ۱۰۰۰ Hz انجام گردید. مقادیر ضریب فشار متوسط، که با استفاده از رابطه (۳) محاسبه می‌شود برای سنسورهای فشار قرار گرفته روی کمربند افقی میانی جسم که در وسط ارتفاع مدل (Y/H=۰/۵) قرار گرفته است در شکل ۴ ارائه شده است.

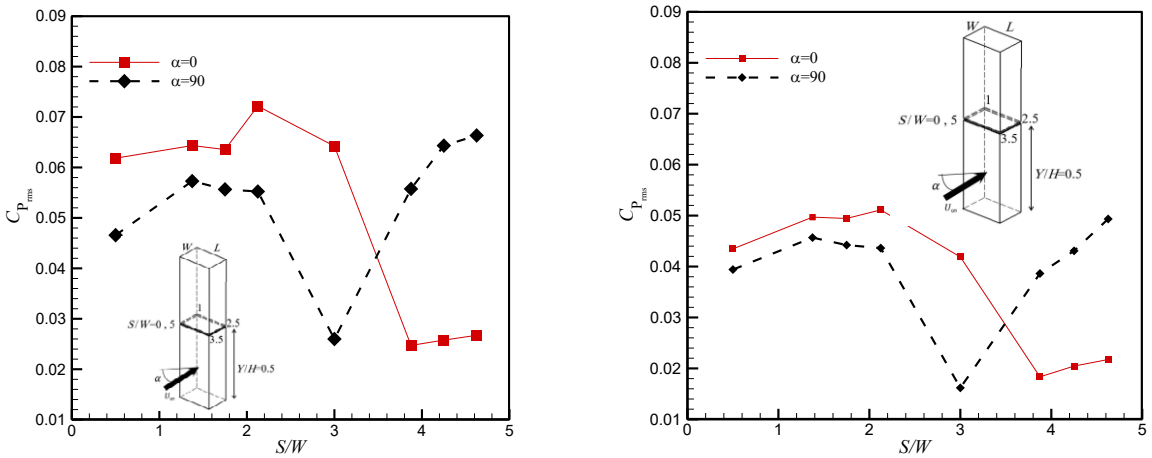
$$C_P = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^{\,2}} \qquad (۳)$$

در رابطه (۳)، P فشار سطحی ثبت شده، P_0 فشار استاتیک جریان بالادست، ρ چگالی هوا و U_∞ سرعت جریان بالادست هستند.

در شکل ۴ نتایج مربوط به دو زاویه حمله صفر درجه (وجه بزرگتر رو به جریان است) و ۹۰ درجه (وجه کوچکتر رو به جریان است) ارائه شده‌است. همان‌گونه که در شکل نیز مشخص است، S، مختصات انتخابی روی سطح مدل (مشخصاً روی کمربند میانی مدل) است که در شکل با پهنای W بی‌بعد شده است. کمیت S/W بین صفر تا ۵ تغییر می‌کند و نقطه صفر آن در شکل مشخص است. لازم به توضیح است که در مطالعه حاضر سنسورهای فشار روی کمربند میانی در نظر گرفته شده‌اند؛ در حالی‌که در مطالعات قبلی سنسورها روی کمربند افقی دیگری مثل Y/H=۰/۶۷ انتخاب می‌شده‌اند. دلیل انتخاب چنین کمربندی در مطالعه حاضر این است که از داده‌های به دست آمده برای این سنسورها نویز آیرواکوستیکی پیش‌بینی خواهد شد و هر یک از این سنسورها نماینده‌ای از بخشی از مساحت سطح خارجی مدل هستند. در این مورد در بخش‌های بعدی بیشتر توضیح داده خواهد شد.

همان‌گونه که ملاحظه می‌شود در هر دو زاویه حمله ضریب فشار به جز برای سنسور یا سنسورهای قرار گرفته در وجه بالادستی منفی است. هم‌چنین عدد رینولدز یا تغییر سرعت بالادست اثر بسیار ناچیزی روی الگوی تغییرات ضریب فشار گذاشته‌است. نکته جالب توجه دیگر این‌که ضریب فشار حتی روی وجه رو به جریان در هیچ یک از زوایا برابر با یک نشده است. این موضوع در مطالعات پیشین از جمله مراجع [۵، ۹، ۲۶، ۲۷] نیز گزارش شده‌است. در مرجع [۵] نتایج اندازه‌گیری فشار سطحی در شش مرکز پژوهشی و دانشگاه ارائه شده‌است و در هیچ یک از این اندازه‌گیری‌ها ضریب فشار حتی در وجه رو به جریان نیز برابر با یک گزارش نشده‌است. شاید این موضوع با جدایش جریان از سه سمت سیلندر با ارتفاع محدود در ارتباط باشد. یعنی جریان رو به بالا و حتی رو به پایین و نیز جریان رو به دو سمت جانبی سیلندر باعث می‌شود ضریب فشار در وجه بالادستی به یک نرسد.

پس از بررسی ضریب متوسط فشار سطحی، نوسانات فشار سطحی بررسی می‌شوند. ضریب فشار سطحی نوسانی با استفاده از رابطه (۴) به دست می‌آید که P'_{rms} و $C_{P_{rms}}$ به ترتیب جذر میانگین مربعات فشار و ضریب فشار نوسانی هستند.



(الف) (ب)

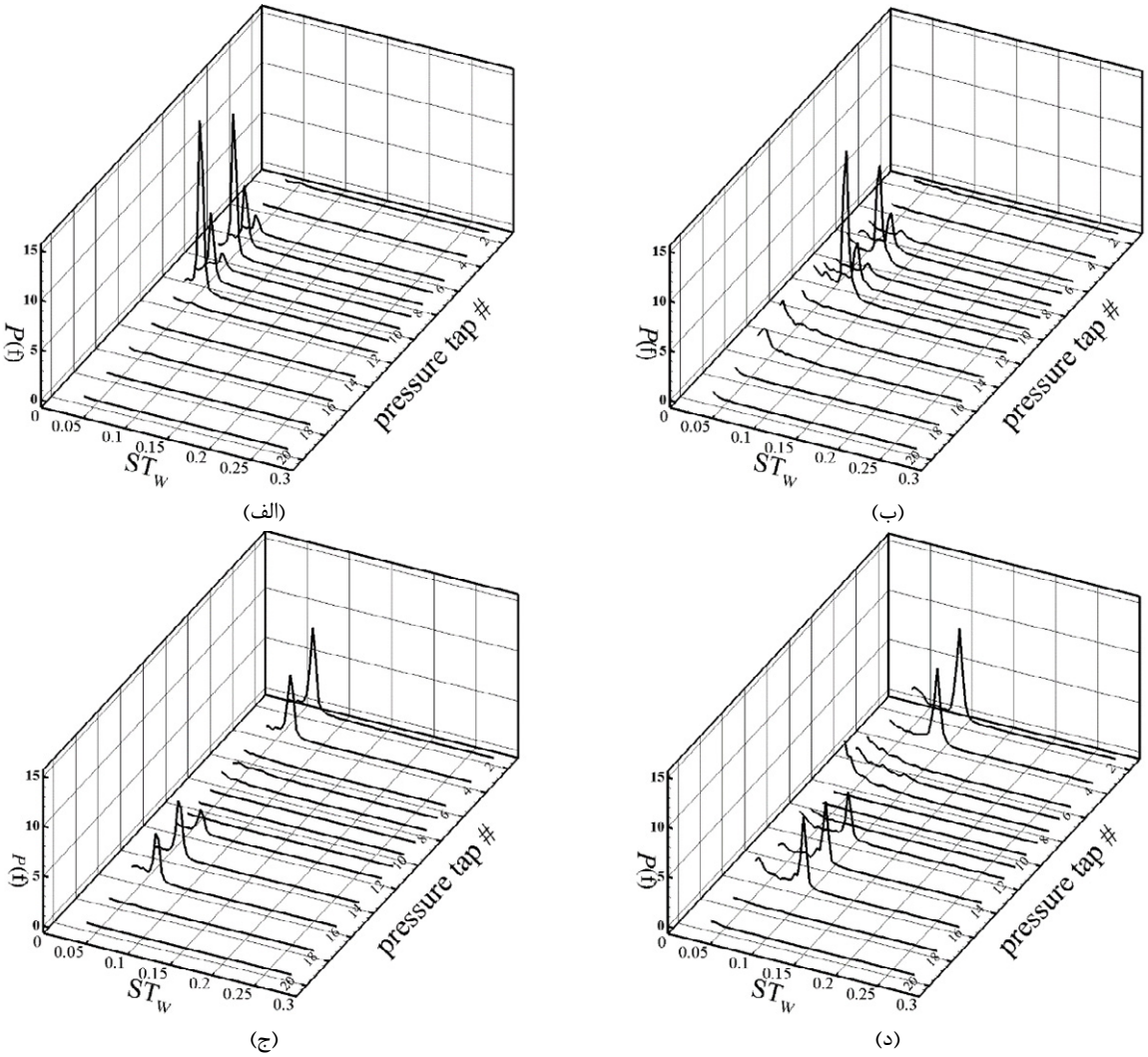
شکل ۵: ضریب فشار نوسانی برای کمربند افقی میانی(Y/H=۰/۵) : (الف) U_∞= ۱۲/۵ m/s؛ (ب) U_∞= ۱۷/۵ m/s

Fig. 5. rms Cp distribution over horizontal section of the building (Y/H=0.5): (a) $U_\infty = 12.5(\mathrm{m/s})$; (b) $U_\infty = 17.5(\mathrm{m/s})$

$$C_{p_{rms}} = \frac{P'_{rms}}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^{\,2}} \qquad (۴)$$

در شکل ۵ ضریب فشار نوسانی برای سنسورهای فشار قرار گرفته روی کمربند افقی میانی جسم ارائه شده‌است. ملاحظه می‌شود که روند تغییرات ضریب فشار نوسانی تقریباً عکس روند تغییرات ضریب فشار متوسط است. یعنی روی وجه بالادستی جریان که ضریب فشار متوسط افزایش یافته و مثبت می‌شود، ضریب فشار نوسانی کاهش می‌یابد. ولی ضریب فشار نوسانی برای سنسورهای قرار گرفته در ناحیه جدایش جریان و دنباله که در معرض نوسانات فشار بیشتری قرار دارند، افزایش می‌یابد. دلیل این امر جدایش جریان از گوشه‌های بالادستی سیلندر است. با جدایش جریان و تشکیل و ریزش گردابه‌ها در نزدیکی سطوح جانبی و پشتی مدل، ضریب فشار نوسانی افزایش می‌یابد. ضمناً بر خلاف ضریب فشار متوسط که تقریباً مستقل از عدد رینولدز است، ضریب فشار به عدد رینولدز بستگی دارد. ضریب فشار نوسانی برای سرعت بالادست ۱۲/۵ متر بر ثانی بیشتر از مقادیر متناظر برای سرعت بالادست ۱۷/۵ متر بر ثانیه است.

در انتهای این بخش، تحلیل عدم قطعیت پارامترهای مورد بررسی انجام شد. در مورد ضریب فشار سطحی مطابق روش مورد استفاده



شکل ۶: طیف توانی فشار سطحی روی سطح مدل سی.آ.آ.آر.سی (الف) U_∞=۱۲/۵ m/s و α = ۰؛ (ب) U_∞=۱۷/۵ m/s و α=۰؛ (ج) U_∞=۱۲/۵ m/s و α=۹۰؛ (ب) U_∞=۱۷/۵ m/s و α=۹۰.

Fig. 6. power spectral density of the surface pressure along the surface of the CAARC building model (Y/H=0.5)): (a) $U_\infty = 12.5(\mathrm{m/s}), \alpha = 0$; (b) $U_\infty = 17.5(\mathrm{m/s}), \alpha = 0$; (c) $U_\infty = 12.5(\mathrm{m/s}), \alpha = 90$; (d) $U_\infty = 17.5(\mathrm{m/s}), \alpha = 90$

در مطالعه گوینگ [۲۸] میزان عدم قطعیت نتایج محاسبه شد. با در نظر گرفتن تمامی موارد، عدم قطعیت ضریب فشار متوسط در حدود ۴ درصد و عدم قطعیت ضریب فشار نوسانی تقریباً ۷ درصد به دست می‌آیند.

در ادامه، سیگنال‌های ثبت شده توسط سنسورهای فشار سطحی از نظر فرکانسی تحلیل می‌شوند. برای خلاصه‌تر شدن نمایش نتایج، تحلیل فرکانسی روی فشارهای سطحی ثبت شده انجام شده و نتیجه کار برای دو زاویه حمله صفر و ۹۰ درجه در شکل ۶ ارائه شده است. نکته جالب توجه این که برای هر دو زاویه حمله مورد بررسی، سنسورهای قرار گرفته در وجوه بالادستی و پایین دستی قله مربوط به ریزش گردابه را در طیف فشار سطحی خود به وضوح نمایش نمی‌دهند. ولی در طیف فشار سطحی سنسورهای واقع در وجوه کناری یک قله دقیقا در فرکانس ریزش دیده می‌شود. از بین سنسورهای واقع در وجوه کناری، دامنه قله مشاهده شده در سیگنال ثبت شده برای سنسورهای نزدیک به کف (پایینی) بیشتر بوده و به عبارتی این قله‌ها برای این سنسورها واضح‌تر هستند. دلیل این امر قوی‌تر بودن نوسانات فشار در محل سنسورهای پایینی که داخل لایه مرزی کف قرار دارند است. این موضوع در هر دو زاویه حمله مورد بررسی نیز صادق است. در این ارتباط سیگنال مربوط به سنسورهای ۸ و ۱۱ در شکل‌های ۶ (الف) و (ب) و سنسورهای ۵ و ۱۶ در شکل‌های ۶ (ج) و (د) را ببینید. شاید دلیل این موضوع کاهش قدرت گردابه‌های عرضی جدا شده از مدل در نزدیکی سقف به دلیل جریان رو به پایین در نزدیکی سقف باشد. با بررسی بیشتر این موضوع مشخص شد که قله ریزش گردابه در طیف فشار سطحی سنسورهای واقع در سقف (وجه بالایی مدل) به چشم نمی‌خورد.

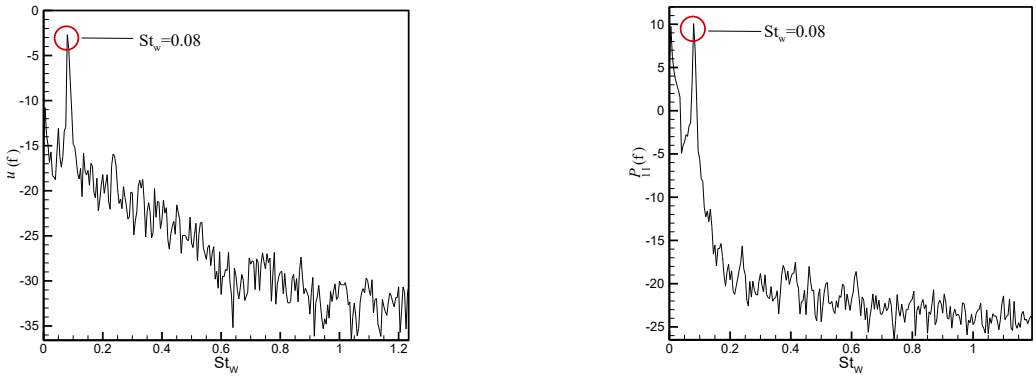
برای بررسی دقیق‌تر، فرکانس ریزش گردابه از سیلندر در اعداد رینولدز مختلف، در جدول ۲ ارائه شده‌اند. فرکانس ریزش گردابه، به دو طریق اندازه‌گیری شده است. این دو روش شامل تحلیل سیگنال‌های حاصل از اندازه‌گیری فشار ناپایای سطحی و نیز سیگنال‌های به دست آمده از اندازه‌گیری سرعت با جریان‌سنج سیم داغ است.

به عنوان نمونه، طیف به دست آمده از جریان‌سنج سیم داغ و سنسور فشار سطحی شماره ۱۱ در حالت زاویه حمله صفر و سرعت بالادست U_∞=۱۲/۵ m/s در شکل ۷ نشان داده شده است. در مورد سیگنال فشار سطحی، فرکانس ریزش گردابه از سنسورهایی که قله مربوطه در طیف فشار سطحی آن‌ها قابل مشاهده بود، استخراج شده و در جدول ۲ نمایش داده شده‌است. در مورد جریان‌سنج سیم داغ

جدول ۲: فرکانس ریزش گردابه ثبت شده توسط سنسورهای فشار سطحی برای مدل ساختمان سی.آ.آ.آر.سی

Table 2.Observed peak frequencies in the signal of surface pressure measurements for CAARC building model

	α=0				α=90			
سرعت بالادست (m/s)	اندازه‌گیری با جریان‌سنج سیم داغ		اندازه‌گیری با سنسور فشار سطحی		اندازه‌گیری با جریان‌سنج سیم داغ		اندازه‌گیری با سنسور فشار سطحی	
	فرکانس (Hz)	St_W	فرکانس (Hz)	St_W	فرکانس (Hz)	St_W	فرکانس (Hz)	St_W
5	14.11	0.087	14.11	0.087	18.16	0.113	16.13	0.100
7.5	20.16	0.083	20.16	0.083	24.19	0.100	24.19	0.100
10	26.21	0.081	26.21	0.081	32.26	0.100	30.24	0.094
12.5	32.26	0.080	32.26	0.080	40.32	0.100	38.31	0.095
15	38.31	0.079	38.31	0.079	48.39	0.100	46.37	0.096
17.5	44.35	0.079	44.35	0.079	56.45	0.100	54.44	0.096



(الف) (ب)

شکل ۷: نمونه‌ای از تحلیل طیفی صورت گرفته برای جریان حول سیلندر مربعی برای U_∞= ۱۲/۵ m/s و α=۰: (الف) نوسانات مولفه سرعت در جهت جریان؛ (ب) نوسانات فشار سطحی.

Fig. 7. a sample spectra for CAARC model for U_∞ =12.5 m/s and α =0: (a) Fluctuations of streamwise velocity component; (b) Fluctuations of surface pressure

نیز سنسور در نقطه‌ای مناسب در ناحیه دنباله قرار داده شد و سیگنال سرعت ثبت و پردازش شد.

لازم به ذکر است که تمامی قله‌های مشاهده شده برای تمامی سنسورهای فشار سطحی که قله در سیگنال آنها مشهود بود در همه حالات دقیقاً در یک فرکانس مشاهده شدند. مقادیر بدون بعد شده فرکانس ریزش گردابه در قالب عدد استروهال St_W نیز در جدول ۲ ارائه شده‌اند. عدد بدون بعد St_W به شکل زیر تعریف می‌شود:

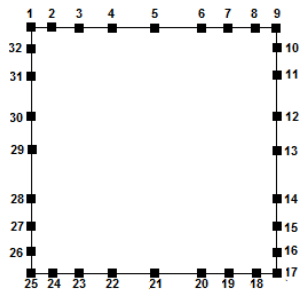
$$St_W = \frac{f\,W}{U_\infty} \qquad (۵)$$

که در رابطه بالا، f فرکانس ریزش گردابه و W پهنای سطح مقطع مدل هستند. همان‌گونه که از جدول ۲ مشخص است، با افزایش سرعت جریان بالادست، گردابه‌ها با فرکانس بیشتری از مدل ریزش می‌کنند، ولی در محدوده سرعت بالادست مورد بررسی، عدد استروهال تابعی قوی از عدد رینولدز نیست. همچنین با تغییر زاویه حمله از صفر به ۹۰ درجه، پهنای ناحیه دنباله پشت مدل کاهش می‌یابد. این موضوع باعث می‌شود فرکانس ریزش گردابه افزایش یابد. ملاحظه می‌شود که فرکانس ریزش گردابه به دست آمده از هر دو شیوه اندازه‌گیری تقریباً برابر به دست آمده است. این موضوع موید این مطلب است که قله‌های مشاهده شده در سیگنال فشار سطحی به پدیده ریزش گردابه مربوط هستند. همچنین این موضوع درستی شیوه‌های اندازه‌گیری و عملکرد تجهیزات مورد استفاده را نشان می‌دهد. علت اختلاف جزئی در فرکانس ریزش گردابه ثبت شده توسط دو تجهیز نیز می‌تواند عواملی مثل تغییرات جزئی سرعت بالادست در زمان انجام دو آزمایش باشد. همچنین عدد استروهال به دست آمده در مطالعه حاضر تطابق خوبی با مطالعات پیشین مثل مراجع [۲۹] و [۳۰] دارد. البته لازم به یادآوری است که در مطالعات مختلف عدد استروهال تعاریف متفاوتی دارد. مثلاً در مرجع [۳۰] عدد استروهال برای زاویه حمله صفر درجه ۰/۰۹ ارائه شده‌است که هماهنگی خوبی با مطالعه حاضر دارد.

۲-۴- تحلیل آیروآکوستیکی جریان حول مدل ساختمان سی.آ.آ.آر.سی

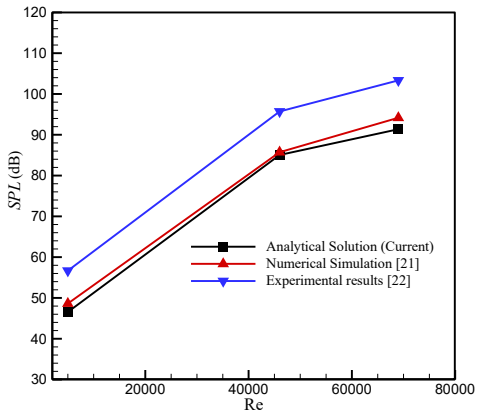
در این بخش، نویز ناشی از جریان حول مدل ساختمان استاندارد سی.آ.آ.آر.سی بررسی می‌شود. برای پیش‌بینی نویز دوردست از داده‌های فشار سطحی ناپایا استفاده می‌شود. هر سنسور فشار روی سطح نمایندگی بخشی از مساحت سطح مدل را دارد. به همین دلیل سنسورهای فشار روی کمربند میانی مدل با تعداد بیشتری در نظر گرفته شده‌اند تا نمایندگی بهتری از سطح مدل داشته باشند. ضمناً طبق رابطه (۱) هر سنسور یا به عبارتی هر بخش از سطح مدل نیز یک بردار عمود بر سطح، n_i، دارد که بسته به زاویه حمله مشخص می‌شود. این موارد به همراه فشار سطحی ناپایای اندازه‌گیری شده برای سنسور های فشار مختلف ورودی های برنامه نوشته شده محسوب می‌شوند. برنامه مذکور در محیط متلب نوشته شده است. سپس با استفاده از رابطه (۱) نویز دوردست به شکل ناپایا محاسبه شده و مورد پردازش‌های بعدی قرار می‌گیرد.

در این راستا، ابتدا فرآیند پیش‌بینی نویز با استفاده از داده‌های



شکل ۸: موقعیت نقاطی که فشار سطحی ناپایا در آنها ثبت و برداشت شده است [۲۱].

Fig. 8. surface pressure measuring points [21]



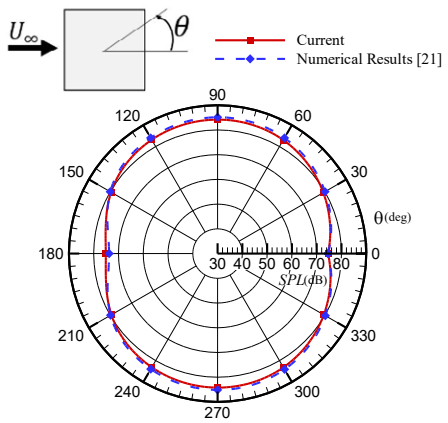
شکل ۹: وابستگی سطح فشار صوت به عدد رینولدز برای نویز دوردست ناشی از جریان حول سیلندر مربعی دوبعدی

Fig. 9. Dependency of SPL on the Re number for noise radiation from a 2D square cylinder

فشار سطحی و نیز معادله انتشار صوت فوکس ویلیامز-هاوکینگز اعتبارسنجی می‌شود. بدین منظور جریان حول یک سیلندر مربعی دوبعدی و نویز ناشی از آن به شکل عددی و به کمک نرم‌افزار فلوئنت بررسی می‌شود. هم‌چنین از نتایج فشار سطحی حل عددی مذکور به عنوان ورودی کد نوشته شده برای مطالعه حاضر استفاده می‌شود. این کد با استفاده از معادله فوکس ویلیامز-هاوکینگز نویز منتشر شده از هندسه‌های مختلف را با استفاده از داده‌های فشار سطحی پیش‌بینی می‌کند. نتایج به دست آمده از الگوریتم تهیه شده در مطالعه حاضر با نتایج محاسبه نویز دوردست خروجی از نرم‌افزار تجاری فلوئنت و نیز با نتایج اندازه‌گیری نویز دوردست به صورت تجربی توسط دورنینو [۲۵] برای همین هندسه، مقایسه می‌شود تا صحت و اعتبار آلگوریتم مذکور تایید گردد. لازم به ذکر است جزئیات و نتایج حل عددی مذکور در مطالعه محمدرضایی و همکاران [۲۴] ارائه شده‌است. از نتایج حل عددی صورت گرفته در مرجع [۲۴] فشار سطحی ناپایا در ۳۲ نقطه روی سطح سیلندر مربعی استخراج شد. موقعیت این نقاط در شکل ۸ نشان داده شده‌است.

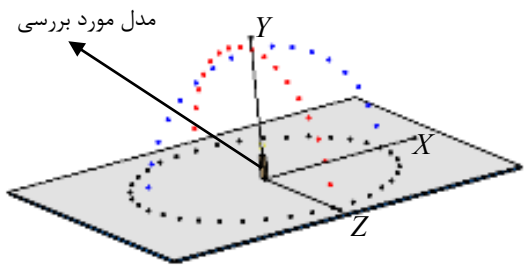
از فشار سطحی ناپایا در ۳۲ نقطه نشان داده شده در شکل ۸ برای محاسبه نویز دوردست با استفاده از معادله انتشار صوت فوکس ویلیامز-هاوکینگز استفاده می‌شود. نتیجه به دست آمده از نرم‌افزار فلوئنت برای تعداد زیادی نقطه در دوردست آکوستیکی و نیز نتایج ارائه شده برای چند نقطه در مطالعه تجربی دورنینو [۲۵] برای مقایسه مورد استفاده قرار می‌گیرند. نتایج به دست آمده از کد نوشته شده در مطالعه حاضر، نتایج نرم‌افزار تجاری فلوئنت و نیز نتایج تجربی مرجع [۲۵] در شکل ۹ برای سه عدد رینولدز ۵۰۰۰، ۴۶۰۰۰ و ۶۹۰۰۰ ارائه شده‌است. در این نمودار نویز آیرودینامیکی ثبت شده در نقطه گیرنده به مختصات (۰، ۰/۵۵، ۰/۲۱) ارائه شده است. ملاحظه می‌شود که برای هر سه عدد رینولدز مورد بررسی، اختلاف نتایج به دست آمده از مدل‌سازی حاضر و پیش‌بینی نرم‌افزار فلوئنت کمتر از ۳% و با نتایج تجربی در حدود ۱۱% است. دلیل اختلاف نتایج مطالعه حاضر و حل عددی با نتایج تجربی این است که در اندازه‌گیری تجربی نویز توسط میکروفون، همه عوامل موثر بر تولید نویز از جمله آشفتگی جریان سهیم هستند. به علاوه، نویز پس‌زمینه تجهیزات اندازه‌گیری و تونل باد و غیره نیز قدری نویز اندازه‌گیری شده را بالاتر می‌برند. نویز پس‌زمینه تونل باد و سایر نویزهای محیطی قاعدتاً در روش نیمه‌تحلیلی مورد استفاده در مطالعه حاضر لحاظ نمی‌شوند. هم‌چنین یکی از منابع مهم تولید صدا محل برخورد مدل با دیواره‌های خروجی از نازل تونل باد است که مدل به آن‌ها وصل می‌شود. این نویز در اندازه‌گیری توسط میکروفون ثبت می‌شود، ولی در مدل‌سازی حاضر و حل عددی این موضوع لحاظ نمی‌گردد. عدم قطعیت و خطاهای اندازه‌گیری تجربی نویز نیز به این موارد اضافه می‌شوند. لذا نویز به دست آمده در مطالعه حاضر طبیعتاً از مقادیر تجربی کمتر است.

در ادامه، الگوی جهتی به دست آمده در مطالعه حاضر و نیز نرم‌افزار فلوئنت با یکدیگر مقایسه می‌شوند. لازم به ذکر است که نتایج مربوط به الگوی جهتی در مطالعه دورنینو [۲۵] ارائه نشده است. در شکل ۱۰ نتیجه این کار برای عدد رینولدز Re =۴۶۰۰۰ و فاصله r=۰/۵ m بین سیلندر و شنونده (دریافت کننده نویز) ارائه



شکل ۱۰: الگوی جهتی برای انتشار صوت از یک سیلندر مربعی دو بعدی در شعاع r=۰/۵ (Re=۴۶۰۰۰)

Fig. 10. Directivity patterns for 2D square cylinder at radii r = 1.0 m on the XY plane (Re=46000)

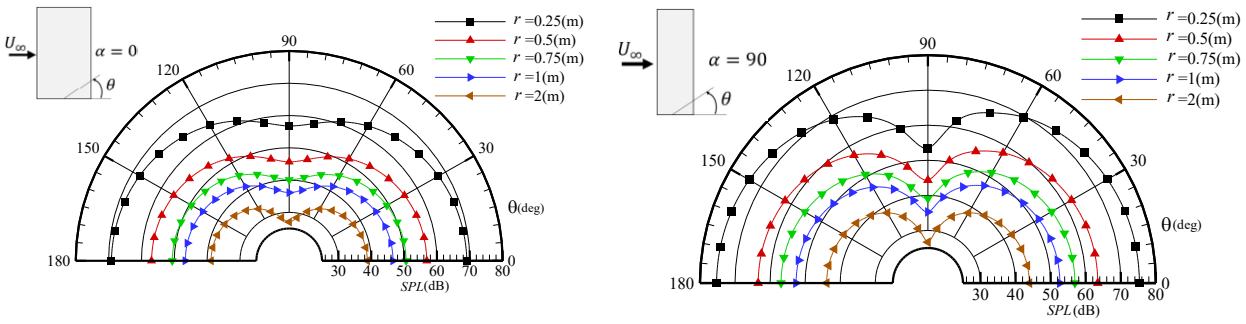


شکل ۱۱: نمای شماتیک از ناحیه آکوستیکی مورد بررسی

Fig. 11. Schematic drawing of the acoustic domain

شده است. با توجه به تشابه نمودارها برای اعداد رینولدز مختلف، در این جا به ارائه نمودار مربوط به عدد رینولدز ۴۶۰۰۰ بسنده می‌شود. ملاحظه می‌شود که کد تهیه شده برای مطالعه حاضر نتایجی کاملاً هماهنگ با نتایج به دست آمده از نرم‌افزار فلوئنت به دست می‌دهد. با توجه به کل مباحث مطرح شده در این بخش، به نظر می‌رسد الگوریتم تهیه شده به خوبی معادله انتشار صوت فوکس ویلیامز-هاوکینگز را با استفاده از نوسانات فشار سطحی ناپایا با دقت خوبی حل می‌کند. پس از اعتبارسنجی آلگوریتم نوشته شده، نتایج مربوط به انتشار صوت از مدل ساختمان استاندارد سی.آ.آ.آر.سی بررسی می‌شود. به طور کلی، الگوهای جهتی، توزیع زاویه‌ای میدان صوت منتشر شده از منابع تک‌قطبی، دوقطبی و چهارقطبی را نشان می‌دهند و در مطالعات پیشین کمتر به آن‌ها پرداخته شده‌است. الگوی جهتی ارائه شده برای یک منبع صوت، روند تغییرات فشار صوتی اندازه‌گیری یا پیش‌بینی شده در یک فاصله ثابت r از منبع صوت با تغییرات موقعیت زاویه‌ای θ را نشان می‌دهد. با توجه به این که ارائه الگوی جهتی اطلاعات زیادی در مورد الگوی انتشار نویز به شکلی فشرده به دست می‌دهد، این الگو در صفحات مختلف و برای شعاع‌های متفاوت رسم می‌شود. نقاط مورد بررسی در این بخش که نویز ناشی از جریان در این نقاط پیش‌بینی می‌شوند در شکل ۱۱ نشان داده شده‌است.

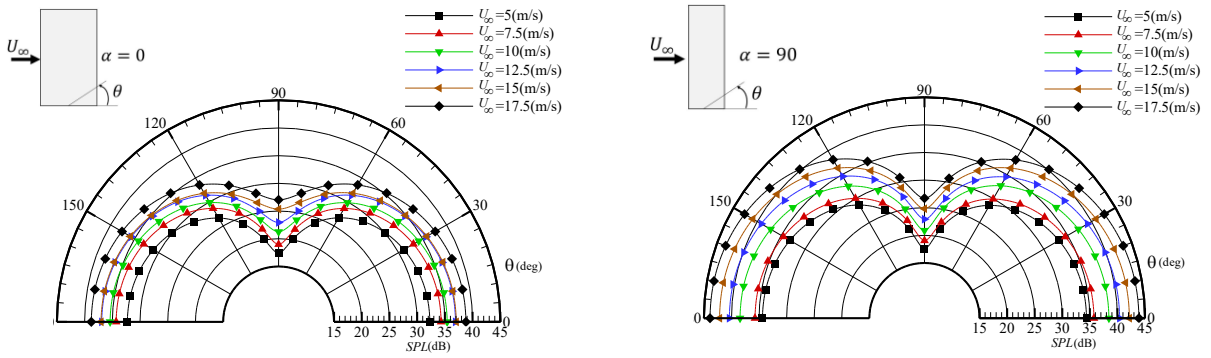
ابتدا الگوی جهتی به دست آمده برای مدل مذکور در صفحه YZ به ازای $X=$۰ رسم شده‌است. حاصل این کار برای دو زاویه حمله صفر و ۹۰ درجه در شکل ۱۲ نشان داده شده است. دوقطبی بودن الگوی انتشار صوت از مدل ساختمان استاندارد سی.آ.آ.آر.سی در این صفحه به خوبی مشخص است. یعنی کمترین صدا دقیقاً در بالای مدل و بیشترین صدا در دو سمت مدل حس می‌شوند. مشابه چنین نتایجی قبلاً در مراجعی مثل مطالعه بکر و همکاران [۳۱] ارائه شده بود. تقارن بسیار خوبی در نتایج دیده می‌شود که با توجه به تقارن هندسه



(الف) (ب)

شکل ۱۲: الگوی جهتی برای انتشار صوت از مدل ساختمان استاندارد سی.آ.آ.آر.سی در فواصل مختلف در صفحه YZ ($X=$۰) و $U_\infty=$۱۷.۵ m/s: الف) $\alpha=$۰؛ ب) $\alpha=$ ۹۰.

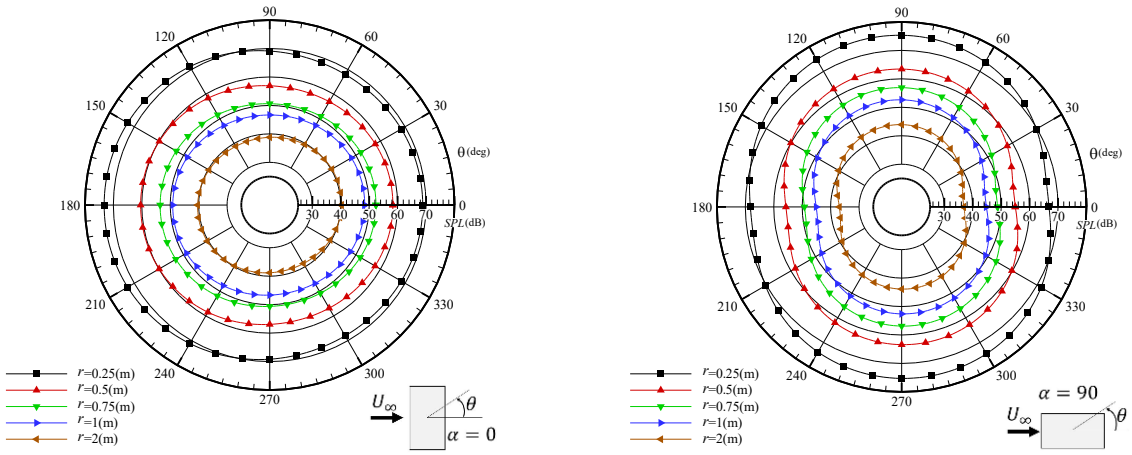
Fig. 12. Directivity patterns for CAARC model at different distances on the YZ (X=0) plane ($U_\infty = 17.5\frac{m}{s}$): (a)$\alpha$ = 0; b) α = 90



(الف) (ب)

شکل ۱۳: الگوی جهتی برای انتشار صوت از مدل ساختمان استاندارد سی.آ.آ.آر.سی در سرعت‌های بالادست مختلف در صفحه *YZ* (*X*=۰) و *r*=۲m: الف) *α*=۰؛ ب) *α*=۹۰ .

Fig. 13. Directivity patterns for CAARC model at different upstream velocities on the YZ (X=0) plane (r=2m):(a) α = 0; b) α = 90



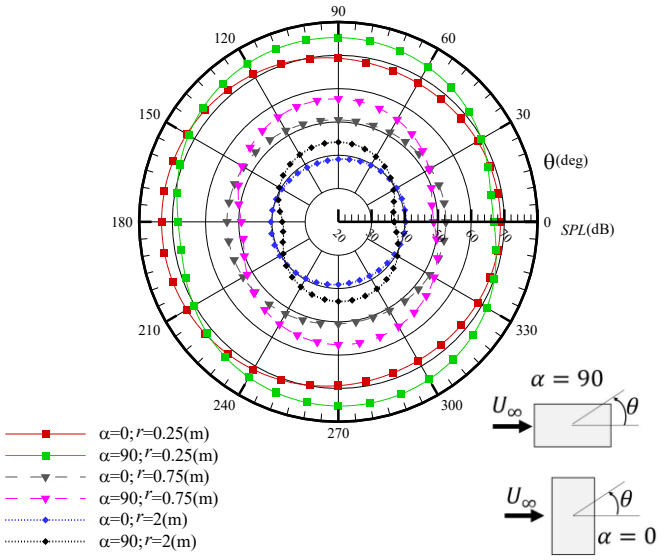
(الف) (ب)

شکل ۱۴: الگوی جهتی برای انتشار صوت از مدل ساختمان استاندارد سی.آ.آ.آر.سی در سرعت بالادست U_∞= ۱۷/۵ m/s و *r*=۰/۵m در صفحه *XZ* (*Y*=۰): الف) *α*=۰؛ ب) *α*=۹۰

Fig. 14. Directivity patterns for CAARC model at $U_\infty = 17.5\ m/$ and r=0.5m on the XZ plane (Y=0) : (a)(a) α = 0; b) α = 90

طبیعی است. هم‌چنین مشاهده می‌شود که الگوی انتشار برای تمامی شعاع‌ها یکسان است. فقط با فاصله گرفتن از جسم، به دلیل دور شدن از منبع صوت صدای محاسبه شده تضعیف می‌شود. از مقایسه نمودار به دست آمده برای دو زاویه حمله مورد بررسی مشخص می‌شود در صفحه *X*=۰، صدای منتشر شده برای زاویه حمله ۹۰ درجه نسبت به حالت زاویه حمله صفر درجه بیشتر است. دلیل این امر این است که صفحه مذکور در واقع از وسط صفحات جانبی مدل عبور می‌کند. نوسانات فشار ثبت شده روی این وجوه طبیعتاً تاثیر بیشتری روی نویز پیش‌بینی شده در این صفحه دارند. برای زاویه حمله ۹۰ درجه این صفحات جانبی صفحات بزرگتری هستند و فشار نوسانی ثبت شده روی آنها با توجه به مساحت بیشتر این صفحات، نویز ثبت شده در این صفحه را افزایش می‌دهد.

در ادامه، اثر تغییر سرعت جریان بالادست بررسی گردید. در شکل ۱۳ اثر تغییر سرعت بالادست بر نویز منتشر شده از مدل ساختمان سی.آ.آ.آر.سی در همان صفحه *X*=۰ و شعاع *r*=۲m برای دو زاویه حمله مورد بررسی ارائه شده‌است. مشاهده می‌شود که افزایش سرعت



شکل ۱۵: الگوی جهتی برای انتشار صوت از مدل ساختمان استاندارد سی.آ.آ.آر.سی در سرعت بالادست U_∞= ۱۷/۵ m/s و r=۰/۵m در صفحه XZ (Y=۰).

Fig. 15. Directivity patterns for CAARC model at $U_\infty = 17.5\ m/s$ and r=0.5m on the XZ plane (Y=0)

جریان بالادست باعث افزایش نویز در دوردست می‌شود. زیرا با افزایش سرعت بالادست، نوسانات فشار سطحی شدیدتر شده و با تقویت منبع صوت نویز ثبت شده افزایش می‌یابد. در این‌جا نیز نویز ثبت شده برای زاویه حمله ۹۰ درجه بیشتر از نویز مربوط به زاویه حمله صفر درجه است. هم‌چنین تاثیر سرعت بالادست بر نویز منتشر شده در قیاس با فاصله قدری کم‌تر به نظر می‌رسد.

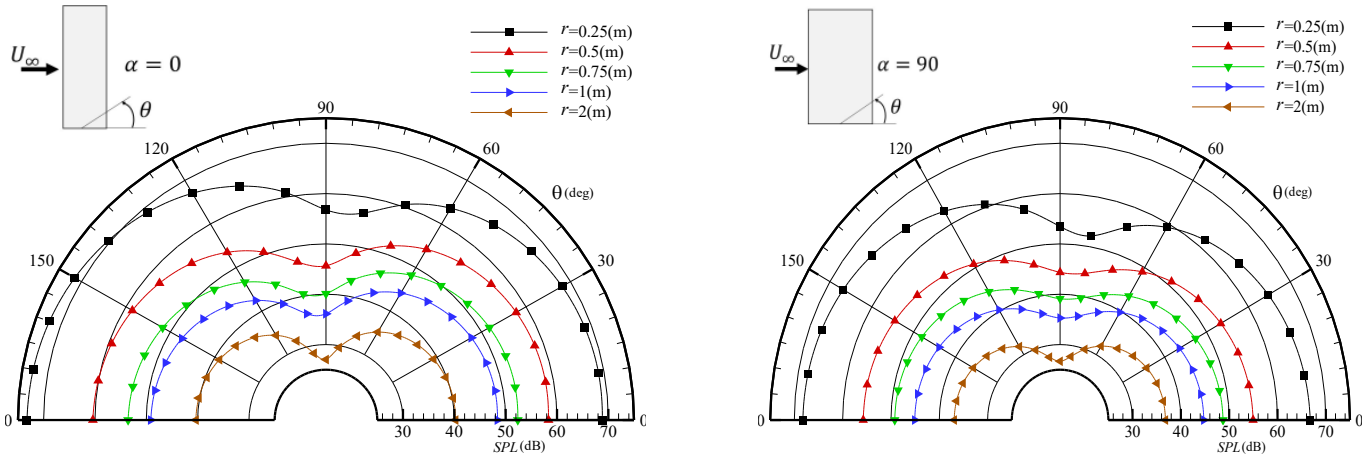
پس از بررسی الگوی انتشار در صفحه YZ، الگوی انتشار در صفحه XZ با Y=۰ (صفحه کف) بررسی می‌شود. به عنوان نمونه، الگوی مذکور برای سرعت بالادست U_∞=۱۷/۵ m/s در شکل ۱۴ ارائه شده است. در این شکل و این صفحه نیز الگوی دوقطبی انتشار صدا قابل مشاهده است. به نحوی که برای زاویه حمله ۹۰ درجه کمترین صدا در بالادست و پایین دست مدل روی خط مرکزی Z=۰ و برای زاویه صفر درجه در دو سمت مدل پیش‌بینی می‌شود. ذکر این نکته لازم است که در صورت افزایش تعداد سنسورهای فشار تعبیه شده روی مدل الگوها بهتر و با تغییرات بیشتر مشاهده خواهند شد.

طبیعتاً اثر تغییر زاویه حمله بایستی در این صفحه بیشتر واضح باشد و در این مطالعه نیز چنین اتفاقی مشاهده شده است. در شکل ۱۵ به عنوان نمونه نتایج به دست آمده برای صفحه Y=۰ در فواصل مختلف و به ازای دو زاویه حمله ارائه شده‌است تا امکان مقایسه بهتر فراهم گردد. لازم به ذکر است میزان صدای حس شده برای صفحات افقی دیگر مثل صفحات گذرا از وسط و یا سقف مدل تفاوت چندانی با صفحه گذرا از کف نداشت و لذا نتایج مربوط به صفحات فوق ارائه نشده‌است. مشاهده می‌شود که در بالا و پایین دست مدل صدای پیش‌بینی شده برای مدل با زاویه حمله صفر درجه بیشتر است؛ در حالی‌که در دو طرف مدل صدای پیش‌بینی شده برای زاویه حمله ۹۰ درجه بیشتر است. در هر دو حالت برای قسمت‌هایی که به سمت وجوه بزرگ‌تر قرار گرفته‌اند صدای بیشتری نیز پیش‌بینی شده است.

در انتهای این بخش نمودار جهتی مربوط به صفحه Z=۰ ارائه می‌شود. در بین صفحات مورد بررسی، الگوی انتشار دوقطبی صدا در این صفحه قابل مشاهده نیست که این موضوع نیز با مرجع [۳۱] تطابق دارد. این صفحه بر خلاف دو صفحه دیگر که پیش‌تر بررسی شدند، دارای تقارن از نظر الگوی انتشار صدا نیست (شکل ۱۶).

۵-نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در مطالعه حاضر، نویز دوردست ناشی از جریان حول مدل ساختمان استاندارد سی.آ.آ.آر.سی به روشی نیمه‌تحلیلی پیش‌بینی گردید. برای این کار داده‌های فشار سطحی روی مدل مذکور در یک تونل باد آیرودینامیکی اصلاح شده آکوستیکی اندازه‌گیری شده و



(الف) (ب)

شکل ۱۶: الگوی جهتی برای انتشار صوت از مدل ساختمان استاندارد سی.آ.آ.آر.سی در سرعت بالادست U_∞= ۱۷/۵ m/s و r=۰/۵m در صفحه XY (Z=۰): الف) α=۰؛ ب) α = ۹۰.

Fig. 16. Directivity patterns for CAARC model at $U_\infty = 17.5\ m/s$ and r=0.5m on the XY plane (Z=0)

سپس با استفاده از این داده‌ها نویز دوردست به کمک معادله فوکس ویلیامز-هاوکینگز پیش‌بینی شد. آزمایش‌ها در دو زاویه حمله صفر و ۹۰ درجه و برای سرعت‌های بالادست مختلف انجام گرفتند. نتایج کار نشان داد در طیف فشار سطحی به دست آمده برای سنسورهای واقع در وجوه جانبی یک قله در فرکانسی برابر با فرکانس ریزش گردابه به چشم می‌خورد که در سیگنال‌های مربوط به سایر سنسورها دیده نمی‌شود. البته فرکانس به دست آمده برای پدیده ریزش گردابه از فشار سطحی و جریان‌سنج سیم داغ تقریباً یکسان بود. عدد استروهال به دست آمده برای هر دو تجهیز برای جریان حول مدل مورد بررسی با زاویه حمله صفر درجه تقریباً برابر با ۰/۰۸ و برای زاویه حمله ۹۰ درجه برابر با ۰/۱ به دست آمد که با مطالعات قبلی سازگاری داشت. همچنین توانمندی الگوریتم عددی مورد استفاده در مطالعه حاضر در پیش‌بینی نویز منتشر شده از یک سیلندر مربعی دوبعدی تایید شد. برای مدل سه‌بعدی مورد بررسی، نیز الگوی دوقطبی انتشار صدا مشاهده شد. همچنین شدت صدای پیش‌بینی شده با افزایش سرعت بالادست افزایش و با افزایش فاصله از سیلندر کاهش می‌یابد. از طرفی دیگر، با توجه به عدم تقارن سطح مقطع مدل، زاویه حمله تاثیر پیچیده‌ای بر نویز منتشر شده دارد. یا به عبارت دیگر، با تغییر زاویه حمله بسته به موقعیت شنونده صدای پیش‌بینی شده می‌تواند کاهش یا افزایش یابد.

فهرست علائم

علائم انگلیسی	
C_0	سرعت صوت، m/s
f	فرکانس، Hz
P	فشار، N/m^2
SPL	سطح فشار صوت، dB
St	عدد استروهال
X,Y,Z	موقعیت مکانی، m
علائم یونانی	
α	زاویه حمله، °
τ	زمان انتشار، s
ρ	چگالی، kg/m^3
زیرنویس	
ref	مرجع
rms	مجذور متوسط مربعات
W	پهنای سطح مقطع مدل

منابع

[1] C. Mannini, A.M. Marra, L. Pigolotti, G. Bartoli, The effects of free-stream turbulence and angle of attack on the aerodynamics of a cylinder with rectangular 5:

1 cross section, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 161 (2017) 42-58.

[2] Z. Hosseini, J. Bourgeois, R. Martinuzzi, Large-scale structures in dipole and quadrupole wakes of a wall-mounted finite rectangular cylinder, Experiments in fluids, 54(9) (2013) 1595.

[3] S. Fathi, A.A. Dehghan, M. Dehghan Manshadi, A. Movahedi, Experimental Investigation of Flow Around a 3D Square Cylinder Using Five-hole Probe and Neural Networks Method, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 49(1) (2017) 67-82.

[4] R. Wardlaw, G. Moss, A standard tall building model for the comparison of simulated natural winds in wind tunnels, Report CC-662 tech, Commonwealth Advisory Aeronautical Research Council, 1970.

[5] W. Melbourne, Comparison of measurements on the CAARC standard tall building model in simulated model wind flows, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 6(1) (1980) 73-88.

[6] G.N. Lygidakis, S.S. Sarakinos, I.K. Nikolos, Simulation of the Flow Over the CAARC Standard Tall Building Using Different LES Turbulence Models, in: ASME 2016 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, American Society of Mechanical Engineers, 2016.

[7] A. Elshaer, H. Aboshosha, G. Bitsuamlak, A. El Damatty, A. Dagnew, LES evaluation of wind-induced responses for an isolated and a surrounded tall building, Engineering Structures, 115 (2016) 179-195.

[8] A.K. Dagnew, G.T. Bitsuamalk, R. Merrick, Computational evaluation of wind pressures on tall buildings, in: 11th American conference on Wind Engineering. San Juan, Puerto Rico, 2009.

[9] F.-Q. Meng, B.-J. He, J. Zhu, D.-X. Zhao, A. Darko, Z.-Q. Zhao, Sensitivity analysis of wind pressure coefficients on CAARC standard tall buildings in CFD simulations, Journal of Building Engineering, 16 (2018) 146-158.

[10] W. King, E. Pfizenmaier, An experimental study of sound generated by flows around cylinders of different cross-section, Journal of Sound and Vibration, 328(3) (2009) 318-337.

[11] D. Moreau, C.J. Doolan, The flow-induced sound of a wall-mounted finite length cylinder with circular and square cross-section, in: 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Berlin, Germany 2013.

[12] A. Movahedi, A.A. Dehghan, M.D. Manshadi, Experimental Investigation of aero acoustic noise generation process from a wall mounted square cylinder at incidence, Modares Mechanical Engineering, 17(9) (2017) 327-338.

[13] R. Porteous, D.J. Moreau, C.J. Doolan, The aeroacoustics of finite wall-mounted square cylinders, Journal of Fluid Mechanics, 832 (2017) 287-328.

[14] K. Karthik, S. Vengadesan, S. Bhattacharyya, Prediction of flow induced sound generated by cross flow past finite length circular cylinders, The Journal of the Acoustical Society of America, 143(1) (2018) 260-270.

[15] A. Najafian, H. Parhizkar, S. Ghasemlooy, A. Tarabi, Numerical calculation of the sound produced by the wind flow around the cylinder and correction of the sound amplitude by increasing the length, Modares Mechanical Engineering, 18(03) (2018) 440-450.

[16] R. Maryami, A.A. Dehghan, a. afshari, Experimental investigation of the turbulence effect of incoming flow on the unsteady pressure field and the flow noise around circular cylinder, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 52(4) (2018) 111-120.

[17] M.J. Lighthill, On Sound Generated Aerodynamically. II. Turbulence as a Source of Sound, Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 222(1148) (1954) 1-32.

[18] N. Curle, The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound, Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 231(1187) (1955) 505-514.

[19] J.F. Williams, D.L. Hawkings, Sound generation by tbulence and surfaces in arbitrary motion, Phil. Trans. R. Soc. Lond. A, 264(1151) (1969) 321-342.

[20] C. Cheong, P. Joseph, Y. Park, S. Lee, Computation of aeolian tone from a circular cylinder using source models, Applied Acoustics, 69(2) (2008) 110-126.

[21] D.A. Russell, J.P. Titlow, Y.-J. Bemmen, Acoustic monopoles, dipoles, and quadrupoles: An experiment revisited, American Journal of Physics, 67(8) (1999) 660-664.

[22] Y. Wang, J. Chen, H. Lee, K. Li, Accurate simulations of surface pressure fluctuations and flow-induced noise near bluff body at low mach numbers, in: The Seventh International Colloquium on Bluff Body Aerodynamics and Applications (BBAA7), Shanghai, China, 2012.

[23] S.W. Rienstra, A. Hirschberg, An introduction to acoustics, Extended and revised edition of Report IWDE92-06, Eindhoven University of Technology, 2017.

[24] M. Mohamadrezaei, A.A. Dehghan, A. Movahedi, Comparison of different methods of numerical simulation of flow and sound around a square cylinder at various incidence angles, Modares Mechanical Engineering, 17 (2017) 147-158.

[25] J. Dorneanu, Whistling of a rod in cross-flow: effect of angle of attack and reynolds number, MSc. Thesis, University of Twente, 2010.

[26] H. Tanaka, N. Lawen, Test on the CAARC standard tall building model with a length scale of 1: 1000, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 25(1) (1986) 15-29.

[27] S. Huang, Q. Li, S. Xu, Numerical evaluation of wind effects on a tall steel building by CFD, Journal of Constructional Steel Research, 63(5) (2007) 612-627.

[28] S. Gowing, Pressure and shear stress measurement uncertainty for DARPA SUBOFF experiment, David Taylor research center Bethesda MD ship hydromechanics Dept., 1990.

[29] E. Obasaju, Measurement of forces and base overturning moments on the CAARC tall building model in a simulated atmospheric boundary layer, Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 40(2) (1992) 103-126.

[30] A.L. Braun, A.M. Awruch, Aerodynamic and aeroelastic analyses on the CAARC standard tall building model using numerical simulation, Computers & Structures, 87(9-10) (2009) 564-581.

[31] S. Becker, M. Kaltenbacher, I. Ali, M. Escobar, C. Hahn, Sound Generation by Flow around Simple Geometries: Simulation and Experiment, in: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference), Cambridge, Massachusetts, 2006.