مجله مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1396، دوره 17، شماره 9، ص‌ص 327-338

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

بررسی تجربی فرآیند تولید نویز آیروآکوستیکی از یک سیلندر مربعی متصل به دیواره تحت زوایای حمله مختلف

علیرضا موحدی[1]، علی اکبر دهقان[2*]، مجتبی دهقان منشادی[3]

1- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد

2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد

3- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر

* یزد، صندوق پستی 741-89195، adehghan@yazd.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 21 خرداد 1396

پذیرش: 05 مرداد 1396

ارائه در سایت: 17 شهریور 1396

کلید واژگان:

سیلندر مربعی

نویز آیرودینامیکی

میکروفون

عدد استروهال

ریزش گردابه

چکیده

در مطالعه حاضر، مشخصات آیروآکوستیکی جریان حول یک سیلندر مربعی متصل به کف با ارتفاع محدود در زوایای حمله مختلف بررسی شده است. نسبت منظری مدل مورد بررسی برابر 7 بوده و ضخامت لایه مرزی در محل نصب مدل $\delta/D = 4.27$ است. آزمایش‌ها در تونل باد آیرودینامیکی اصلاح شده آکوستیکی انجام گرفتند. هدف اصلی این مطالعه برقراری ارتباط بین میدان‌های جریان و اکوستیک حول سیلندر مذکور است. نویز ناشی از جریان با استفاده از یک میکروفون اندازه‌گیری و با جریان‌سنج سیم داغ به مشخصات جریان ارتباط داده شده است. مشخصات نویز منتشر شده بر حسب فرکانس و اندازه بررسی گردیده است. نتایج نشان می دهد که در طیف فشار دوردست برای جریان حول سیلندر مورد بررسی، یک قله در فرکانسی برابر با فرکانس ریزش گردابه (اندازه گیری شده با جریان‌سنج سیم داغ) دیده می‌شود. یعنی عامل مهم در انتشار صدا از چنین هندسه هایی پدیده ریزش گردابه است. عدد استروهال به دست آمده برای سرعت سنج سیم داغ و میکروفون برای جریان حول سیلندر با زاویه حمله صفر درجه تقریباً برابر با 0.11 به دست آمد که با مطالعات قبلی سازگاری داشت. ضمناً بیشترین فرکانس ریزش گردابه در سرعت‌های مختلف مربوط به زاویه حمله 15 درجه به دست آمد. هم‌چنین مشخص گردید سطح فشار صوتی با افزایش سرعت جریان سطح نویز آیرودینامیکی منتشر شده از سیلندر افزایش می‌یابد. سطح فشار صوتی کلی در محدوده سرعت بالادست 5-15 m/s در محدوده 84.2-110.95 dB تغییر نمود. زاویه حمله، در مقایسه با سرعت بالادست اثر کمتری بر سطح کلی نویز منتشر شده دارد.

Experimental Investigation of aero acoustic noise generation process from a wall mounted square cylinder at incidence

Alireza Movahedi[1], Ali Akbar Dehghan[1*], Mojtaba Dehghan Manshadi[2]

1- School of Mechanical Engineering, Yazd University, Yazd, Iran
2- Mechanic and Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, shahin shahr, Iran
* P.O.B. 89195-741, Yazd, Iran, adehghan@yazd.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 11 June 2017
Accepted 27 July 2017
Available Online 08 September 2017

Keywords:
Square cylinder
Aeroacoustic Noise
Microphone
Strouhal number
Vortex shedding

ABSTRACT

In the present research aeroacoustic characteristics of flow over a finite height wall mounted square cylinder at different angles of attack is investigated. The aspect ratio of the model and the boundary layer thickness were 7 and$\delta/D = 4.27$, respectively. The experiments were done in an acoustically improved aerodynamic wind tunnel. The purpose of this study is to identify correlation between the fluid and the acoustic fields. The flow-induced noise was measured using single microphone. The measured noise is related to aerodynamic characteristics of the flow using a single hot wire. The flow-induced noise of the cylinder is characterized in terms of frequency and magnitude. A sharp peak was observed in the far-field pressure at the vortex shedding frequency which was measured with hot wire anemometer. So, it could be concluded that vortex shedding is a source of aerodynamic noise generation. The Strouhal number obtained from two devices was almost equal to 0.11 which is in agreement with previous studies. Also, maximum vortex shedding frequency was measured for $\alpha = 15°$. It is observed that sound pressure level is increased with increasing upstream velocity. The overall sound pressure level ranged between 84.2 and 110.95 (dB) for upstream velocities in the range of 5-15 (m/s). The angle of attack has no important effect on overall sound pressure level.

1- مقدمه

صدای آیرودینامیکی یکی از مهم‌ترین بخش‌های تولید صدا توسط وسائط نقلیه مدرن، مثل هواپیماها، اتومبیل‌ها و قطارها است. لذا در صنایع حمل و نقل، تلاش‌های متعددی برای کاهش نویز آیرودینامیکی در حال انجام است. بسیاری از سازندگان به دنبال تولید وسایلی هستند که باید مقررات مربوط به تولید صدا را رعایت کنند.

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

A. Movahedi, A. A. Dehghan, M. Dehghan Manshadi, Experimental Investigation of aero acoustic noise generation process from a wall mounted square cylinder at incidence, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 9, pp. 327-338, 2017 (in Persian)

به واسطه کاربردهای گسترده مثل مجموعه چرخ هواپیما، پانتوگراف‌ها و اتومبیل‌ها، ساختمان‌های بلند، دودکش‌ها، خطوط لوله و ...، 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.

جریان حول اجسام جریان‌بند در اعداد رینولدز بالا، ناپایدار است. در اغلب موارد، ناپایداری ناحیه دنباله تشکیل شده در پشت اجسام جریان‌بند منجر به ریزش متناوب گردابه از این اجسام است که باعث می‌شود نیرویی نوسانی به جسم وارد شود. پژوهشگران بسیاری مساله جریان حول چنین اجسامی را بررسی نمودند. این بررسی از جنبه‌های مختلفی مثل بررسی آیرودینامیکی جریان، نیروهای وارد بر جسم، کنترل ریزش گردابه از آن و ... صورت گرفته است. امداد و همکاران [1] رویکرد کنترل بهینه برای کنترل فعال دنباله تشکیل شده در پشت سیلندر مربعی دوبعدی را در رژیم جریان آرام مورد مطالعه قرار دادند. نتایج این مطالعه تاثیر گذاری روش ارائه شده را برای کنترل ناپایداری‌های تولید شده در پشت سیلندر نشان داد. سوهانکار و همکاران [2] نیز اثر مکش و دمش یکنواخت روی سطوح یک سیلندر مربعی دو بعدی را روی الگوی جریان، ریزش گردابه و انتقال حرارت از سیلندر بررسی نمودند. عدد رینولدز جریان بین 70 تا 150 بود. مشخص گردید حالت بهینه برای بیشترین کاهش نیروی اعمالی به سیلندر حالتی است که روی سطوح بالایی و پایینی سیلندر مکش و روی سطوح جلویی و پشتی سیلندر دمش صورت گیرد.

در انتشار صدای ناشی از جریان حول اجسام جریان‌بند عوامل مختلفی موثر هستند [3]. مطابق آنالوژی آکوستیکی کرل، یکی از مهم‌ترین این عوامل، منابع دوقطبی تولید صدا هستند که به دلیل فشار نوسانی وارد به سطح سیلندر ایجاد می شوند. این منابع دو قطبی ناشی از اعمال نیروهای نوسانی به جسم، در واقع عکس العمل به نیروی وارد به جسم از سوی سیال است. در این زمینه نوسانات نیروهای برآ و پسا نقش دارند. عامل مهم دیگر در تولید نویز آیرودینامیکی ناشی از جریان، تانسور تنش رینولدز یا به عبارت دیگر، مولفه‌های متوسط و نوسانی سرعت و بر هم کنش آنها با یکدیگر است. در جریان حول سیلندرها، منابع برشی تولید صدا برخاسته از برهم کنش بین مولفه نوسانی سرعت و سرعت متوسط در تولید صدا نقشی به مراتب مهم تر از منابعی دارند که ناشی از برهم کنش بین مولفه های نوسانی سرعت با یکدیگرند [4]. لذا مولفه‌های نوسانی سرعت و به عبارت دیگر آشفتگی جریان نیز به عنوان منبعی چهار قطبی از تولید نویز آیرودینامیکی شناخته می‌شود.

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 هجدهم، به عایق بندی صوتی و تنظیم صدا در فضاهای مختلف اشاره شده است. در سال‌های اخیر، تولید و انتشار نویز آیرودینامیکی از سیلندرها، مورد توجه پژوهش‌گران زیادی قرار گرفته است. اغلب مطالعات صورت گرفته در این زمینه، بر روی تولید نویز از سیلندرهای دو بعدی متمرکز شده‌اند. در ادامه به عنوان نمونه، به تعدادی از این مطالعات اشاره می‌گردد. چئونگ و همکاران [4] تولید صدای ناشی از جریان هوا حول سیلندر دایره‌ای دو بعدی را بررسی نمودند. تاکید عمده در این مطالعه، تعیین جزئی و دقیق مکانیزم‌های تولید صدا بود. از نتایج این مطالعه این بود که از منابع دوقطبی مهم در تولید صدا نوسانات نیروی برآ است که در مقایسه با نوسانات نیروی پسا از اهمیت به مراتب بیشتری برخوردار است. همچنین مشخص شد که از بین بخش‌های مختلف تانسور تنش‌های رینولدز به عنوان یکی دیگر از منابع تولید صدا، منابعی نقش مهم‌تری دارند که این منابع از برهم‌کنش نوسانات سرعت و سرعت متوسط جریان پس زمینه ناشی می‌شوند. دورنینو و همکاران [5] صدای آهنگین تولید شده از یک سیلندر مربعی دو بعدی را بررسی نمودند. مهم‌ترین تفاوت بین این مطالعه و مطالعات قبلی مشاهده یک مود بی‌صدا برای زوایای حمله بین 25 و 45 درجه بود. این حالت در زمانی رخ می‌داد که تونل درحالی که سیلندر در زوایای حمله بیش از 25 درجه قرار داشت روشن شود. البته هر گونه اغتشاشی هر چند کوچک در بالادست سیلندر، این حالت بی صدا را از بین برده و حالت انتشار صدای آهنگین را فعال نمود. اکتاویانتی و آسای [6] به صورت تجربی، ریزش گردابه و انتشار صدا از دو سیلندر مربعی کنار هم با فواصل مختلف از یکدیگر را بررسی نمودند. مشخص گردید در برخی فواصل خاص، ریزش گردابه متقارن باعث ایجاد همبستگی شدیدی در راستای عرضی شده و انتشار صدای بیشتری در مقایسه با حالت تک سیلندر رخ می‌دهد.

در بسیاری از کاربردهای واقعی هندسه‌های سیلندری شکل با سطوح مقطع متفاوت، مانند ساختمان‌های با ارتفاع کم، دودکش‌ها، برج‌های خنک کن و ... سازه‌های سیلندری شکل ارتفاعی محدود داشته و دارای یک انتهای آزاد و یک انتهای چسبیده به کف هستند. جریان حول سیلندرهای سه بعدی متصل به کف، پیچیدگی‌های زیادی داشته و شامل پدیده‌هایی پیچیده و سه بعدی است. در جریان حول چنین هندسه‌هایی علاوه بر ریزش متناوب گردابه‌های عرضی ون کارمن، یک جریان رو به پایین از انتهای آزاد سیلندر وجود دارد که باعث ایجاد گردابه‌هایی می‌شود که جریان و تحلیل آن را بیشتر و بیشتر پیچیده می‌کند [7]. این گردابه‌ها، گردابه‌های نوک نامیده می‌شوند. هم‌چنین یک جفت گردابه نیز نزدیک محل اتصال سیلندر به کف ایجاد می‌شوند که جریان رو به بالا در نزدیکی کف منشا ایجاد آنهاست. به جز این موارد، ساختارهای پیچیده دیگری مثل گردابه‌های نعل اسبی در ناحیه دنباله سیلندر با ارتفاع محدود وجود دارد که بر پیچیدگی جریان حول چنین هندسه‌هایی می‌افزایند. در مقایسه با سیلندرهای دو بعدی، مطالعات بسیار کمتری روی جریان حول سیلندرهای متصل به کف شده است. بخش عمده‌ای از مطالعات صورت گرفته روی سیلندرهای متصل به کف نیز صرفاً به بررسی آیرودینامیکی جریان حول این هندسه‌ها اختصاص داده شده است. به عنوان مثال در مطالعه وانگ و ژو [7] مشخصات کامل و جامعی از فیزیک جریان حول سیلندر مربعی سه بعدی (متصل به کف) ارائه شده‌است. مک کلین و سامنر[8] نیز جریان حول یک سیلندر مربعی با ارتفاع محدود را بررسی نمودند. در این مطالعه، ضرایب نیرویی و عدد استروهال برای نسبت‌های منظری و زوایای حمله مختلف بررسی شد. مشخص گردید که به دلیل اثر قوی جریان رو به پایین در انتهای آزاد سیلندر، ضریب پسا و عدد استروهال برای سیلندر سه‌بعدی در مقایسه با سیلندر دوبعدی حساسیت کم‌تری به تغییر زاویه حمله دارند. فتحی و همکاران [9] ساختار جریان پشت سیلندر مربعی سه‌بعدی را به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. جهت استخراج مشخصات فیزیکی ساختار جریان در عدد رینولدز 10000 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 سه بعدی بر ساختار ناحیه دنباله و فیزیک جریان بررسی گردید.

تاکنون مطالعات بسیار کم و محدودی در مورد بررسی آیروآکوستیکی جریان حول هندسه‌های سیلندری شکل متصل به کف انجام شده است. در ادامه به برخی از این مطالعات اشاره می‌گردد. اسکوبار و همکاران [10] جریان حول سیلندر مربعی سه بعدی را به صورت عددی و تجربی برای عدد

رینولدز Re=10000 بررسی نمودند. نتایج این مطالعه هم‌بستگی خوبی بین نتایج به دست آمده از اندازه‌گیری‌های آیرودینامیکی و آکوستیکی نشان داد. بکر و همکاران [11] مشخصات آیروآکوستیکی جریان حول چند هندسه مختلف را بررسی نمودند. یکی از اجسام مورد بررسی سیلندر مربعی سه بعدی و دیگری یک پله در مسیر جریان بودند. سایر هندسه‌ها هم با چسباندن اشکال مختلف به وجه بالادستی یا پایین دستی سیلندر مربعی سه بعدی ساخته شدند. نتایج این مطالعه نشان داد که جریان حول سیلندر و پله به ترتیب ایجاد طیف آکوستیکی باریک باند و پهن باند می‌کنند. کینگ و فیزن‌مایر [12] سیلندرهای سه بعدی با سطوح مقطع و نسبت منظری متفاوت را از منظر تولید صدای آیرودینامیکی بررسی نمودند. مشخص گردید 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 [13] نویز ناشی از بر هم‌کنش جریان و سیلندر متصل به کف با سطوح مقطع دایره‌ای و مربعی و نیز با نسبت‌های منظری مختلف را بررسی نمودند. در این مطالعه نیز بر اثر نسبت منظری سیلندر بر میزان نویز تولیدی در اثر جریان حول سیلندرها تاکید گردید. ضمن این که بررسی‌های جزئی‌تری روی مشخصات طیفی سیگنال‌های فشار در جریان مورد اشاره انجام گردید. مشخص شد که در برخی از حالات در طیف فشار دوردست، دو قله و در برخی دیگر یک قله دیده می‌شود. لازم به ذکر است در بسیاری از مطالعات قبلی از میکروفون داخل اتاق آزمون بدون پژواک برای اندازه‌گیری نویز دوردست استفاده شده است. ولی در برخی مطالعات از جمله مطالعه میش [14] از میکروفون برای اندازه‌گیری فشار دوردست در اتاق آزمون بسته استفاده شده و نتایج نسبتاً مناسبی به دست آمد. موضوع مرجع مذکور بررسی نوسانات فشار سطحی روی ایرفویل‌ها بود که در بخشی از آن، هم‌زمان با نوسانات فشار سطحی میدان آکوستیکی نیز بررسی گردید.

ملاحظه می‌شود که اطلاعات موجود در مورد نویز آیرودینامیکی منتشر شده از یک سیلندر سه بعدی که در معرض جریان قرار دارد، بسیار محدود است. تقریباً تمامی مطالعات صورت گرفته روی آیروآکوستیک جریان حول سیلندرها در تونل‌های باد با اتاق آزمون باز که در اتاق‌های بدون پژواک قرار گرفته‌اند انجام شده است. در حالی که ساخت این تونل‌ها هزینه زیادی در بر دارد و لذا انجام چنین مطالعاتی با دشواری‌هایی همراه است. مطابق اطلاعات نویسندگان، هنوز در داخل کشور مطالعه‌ای در این زمینه صورت نگرفته است. لذا این مطالعه به بررسی تجربی نویز آیرودینامیکی منتشر شده از یک سیلندر سه بعدی با مقطع مربعی اختصاص داده شده است. سیلندر مورد بررسی داخل اتاق آزمون بسته یک تونل باد آیرودینامیکی اصلاح شده از نظر آکوستیکی قرار گرفته است. تمرکز عمده این مطالعه، روی بررسی هم‌بستگی بین نتایج به دست آمده از نویز دوردست و نتایج حاصل از اندازه‌گیری‌های جریان‌سنج سیم داغ است. از آنجا که تاکنون مطالعه‌ای روی اثر زاویه حمله جریان بر مشخصات آیروآکوستیکی جریان صورت نگرفته است، مطالعه حاضر می‌تواند به تکمیل اطلاعات موجود کمک نماید. لازم به ذکر است، آزمایش‌های صورت گرفته طی مطالعه حاضر بر خلاف بسیاری از مطالعات قبلی، در تونل باد آیرودینامیکی اصلاح شده از نظر آکوستیکی انجام شده‌اند. استفاده از تونل‌های باد آیرودینامیکی برای مطالعات آیروآکوستیکی منجر به ساده‌تر شدن فرآیند داده برداری و صرفه‌جویی قابل توجهی در هزینه‌ها می‌شود. در صورت تایید توانمندی تونل‌های باد با اتاق آزمون بسته در انجام آزمایش‌های آیروآکوستیکی می‌توان ساده‌سازی قابل توجهی در فرآیند انجام این آزمایش‌ها انجام داد. لذا مطالعه حاضر به عنوان یکی از اولین مطالعات صورت گرفته در کشور در این ارتباط می تواند به پیش‌برد علم آیروآکوستیک تجربی در کشور کمک نماید.

2- تجهیزات آزمایشگاهی

در این بخش، تجهیزات آزمایشگاهی مورد استفاده معرفی می‌گردند. مهم‌ترین تجهیزات آزمایشگاهی مورد استفاده در این مطالعه تونل باد، مدل مورد بررسی، جریان‌سنج سیم داغ و تجهیزات اندازه‌گیری آکوستیکی هستند که در ادامه به مشخصات آنها اشاره می‌شود.

2-1- 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 یک طرفه، دیفیوزر زاویه باز، اتاق آرامش، نازل و اتاق آزمون است. بیشینه سرعت باد در اتاق آزمون، حدوداً برابر با 30 m/s است. فن این تونل باد، از یک سمت هوا را به داخل خود می‌کشد و از سمت دیگر به یک شفت متصل است. این شفت نیز به یک موتور DC، با توان 23 کیلو وات وصل می‌شود. بیشینه سرعت چرخش موتور، برابر با 1800 rpm و تعداد پره‌های فن برابر با 60 عدد است. پره‌های فن دارای شیب رو به جلو بوده که نویز پهن باند پایین تا متوسطی را ایجاد می‌نماید. جریان داخل اتاق آزمون تقریباً یکنواخت است و شدت آشفتگی برای تونل خالی بسیار کم و در حدود 0.3% برای سرعت‌های کمتر از 20 m/s است. سطح مقطع اتاق آزمون 457×457 میلی‌متر مربع و طول آن 2400 میلی‌متر است.

دیواره‌های اتاق‌های آزمون تونل باد آیرودینامیکی اولیه از چوب و پنجره‌ای تعبیه شده روی آنها از پلکسی گلس ساخته شده است. این تونل باد برای اندازه‌گیری‌های آکوستیکی با هدف کاهش نویز پس زمینه آن اصلاح گردیده است. این اصلاحات شامل جایگزینی دیواره های صلب اتاق آزمون اول با یک سری جعبه جاذب آکوستیکی است. جدار داخلی این جعبه ها با پارچه هایی که کاملاً کشیده شده و محکم شده‌اند پوشانده شده است. این کار باعث می‌شود جریان چندانی از پارچه‌ها عبور ننماید ولی صدا و امواج صوتی از آن عبور نماید. این موضوع، باعث کاهش نویز پس‌زمینه تونل باد تا بیش از 10 dB در برخی محدوده‌های فرکانس گردید. آزمایش‌ها در اتاق آزمون دوم تونل باد با دیواره‌های صلب صورت گرفتند. همان گونه که پیش‌تر اشاره شد، ویژگی مهم مطالعه حاضر، انجام آزمایش‌ها در اتاق آزمون بسته تونل باد است که در مقایسه با انجام آزمایش‌ها در اتاق آزمون بدون پژواک هزینه‌های به مراتب کمتری دارد.

2-2- مدل مورد بررسی

در این مطالعه، جریان حول یک سیلندر سه بعدی متصل به کف تحت زوایای حمله مختلف از نقطه نظر آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی بررسی شده است. پهنای سطح مقطع مدل مورد بررسی D=15 mm و ارتفاع آن H=105 mm است. ارتفاع مدل در مقایسه با ارتفاع اتاق آزمون بسیار کمتر بوده و لذا می‌توان جریان و هندسه را کاملاً سه‌بعدی قلمداد نمود. نسبت منظری مدل، برابر 7 است که در فاصله تقریبی 1.8m از خروجی نازل، روی کف اتاق آزمون نصب گردید. سطح مدل بسیار صاف و صیقلی و لبه‌های آن نیز کاملاً تیز بوده تا نقاط جدایش جریان ثابت گردند. مدل می‌تواند در محل قرارگیری بچرخد تا زاویه حمله جریان تغییر نماید. "شکل 1" نحوه قرارگیری سیلندر مذکور در اتاق آزمون دوم تونل باد را به صورت شماتیک نمایش می‌دهد. لازم

به ذکر است که نحوه تعریف زاویه حمله در مطالعه حاضر مشابه مرجع [8] در نظر گرفته شده است.

محل نصب مدل و ضخامت لایه مرزی تاثیر زیادی بر ساختار جریان حول سیلندرهای سه بعدی متصل به کف دارند. لذا قبل از نصب مدل داخل اتاق آزمون، لایه مرزی جریان در محل نصب مدل اندازه گیری و بررسی شد. برای سرعت بالادست $U_\infty = 12\ \mathrm{m/s}$ ضخامت لایه مرزی، در محل نصب مدل حدود $\delta = 64\ \mathrm{mm}$ اندازه‌گیری شد که معادل $(\delta/D = 4.27)$ است. پروفیل سرعت بدون بعد در راستای جریان (u/U_∞) و نیز مجذور متوسط مربعات نوسانات این مولفه سرعت به شکل بدون بعد شده $(u_{\mathrm{rms}}/U_\infty)$ در "شکل 2" ارائه شده‌اند.

2-3- جریان‌سنج سیم داغ

در این مطالعه، برای تحلیل فرکانسی جریان از جریان‌سنج سیم داغ، ساخت شرکت فراسنجش صبا استفاده شده است. داده‌های جریان‌سنج سیم داغ با

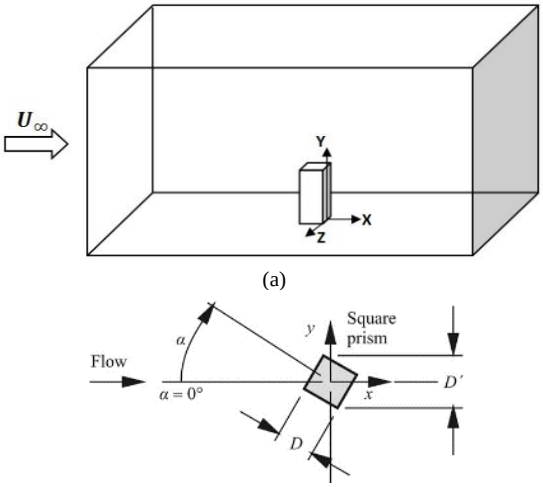

Fig. 1 Schematic drawing of wall mounted square cylinder placed in the test section: (a) coordinate system; (b) definition of angle of attack (top view) [8]

شکل 1 طرح شماتیک از سیلندر مربعی قرار گرفته در اتاق آزمون تونل باد: (الف) سیستم مختصات مورد استفاده؛ (ب) تعریف زاویه حمله (نما از بالا) [8]

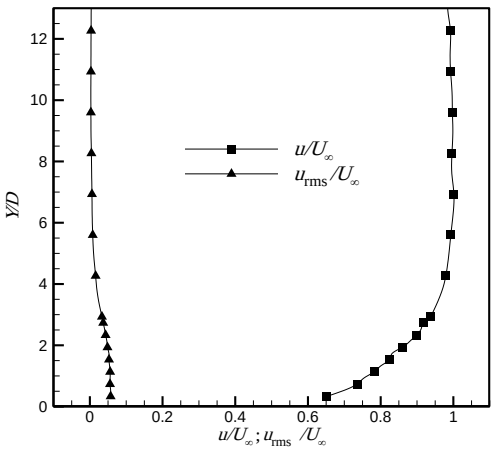

Fig. 2 Boundary layer profiles at the cylinder location at $U_\infty = 12$ m/s

شکل 2 پروفیل‌های سرعت متوسط و نوسانی بدون بعد در لایه مرزی در محل نصب مدل در $U_\infty = 12$ m/s

استفاده از کاوش‌گر یک بعدی 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 مهم 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 آکوستیکی دوردست است که به کمک میکروفون اندازه‌گیری و ثبت می‌شود.

2-4- تجهیزات اندازه‌گیری آکوستیکی

از نتایج داده برداری با میکروفون برای بررسی نویز منتشر شده ناشی از جریان عبوری حول سیلندر مورد مطالعه استفاده گردید. تمامی اندازه‌گیری‌های آکوستیکی با استفاده از میکروفون‌های کندانسوری یک‌چهارم اینچ G.R.A.S مدل 40BP انجام گرفتند. این میکروفون‌ها از نوع پولاریزاسیون خارجی بوده و بنابراین جهت راه‌اندازی نیازمند یک منبع تغذیه خارجی هستند. میکروفون‌های G.R.A.S روی پیش‌تقویت کننده‌های یک چهارم اینچ مدل 26AC نصب شده و به منبع تغذیه G.R.A.S مدل 12AR که در خارج از اتاق آزمون قرار گرفته است وصل گردیدند. میکروفون‌های مذکور از نوع منفذدار[1] بوده که محدوده دینامیکی برابر با 44-174 dB(A) و حساسیتی معادل 1.6 mV/Pa دارند. این میکروفون‌ها دارای پاسخ فرکانسی همواری روی محدوده فرکانسی بین 100 Hz تا 70 kHz هستند.

از آن جایی که میکروفون‌ها در معرض جریان مستقیم هوا قرار می‌گیرند، برای کاهش اثر نویز القایی آیرودینامیکی، از یک دماغه مخروطی استاندارد روی آنها استفاده شده است. معمولاً اندازه‌گیری‌های آکوستیکی در تونل‌های باد به دلیل نویز القایی آیرودینامیکی اطراف میکروفون دشوار است. وقتی میکروفون در معرض باد با سرعت بالا در یک جهت مشخص قرار می‌گیرد اثر نامطلوب مذکور را می‌توان با قرار دادن یک دماغه مخروطی شکل کاهش داد. دماغه مخروطی یک شکل خط جریانی و سطحی بسیار صیقلی دارد که کم‌ترین نویز القایی آیرودینامیکی را به دست می‌دهد. برای قرار دادن میکروفون داخل تونل باد، از مکانیزمی مطابق "شکل 3" استفاده گردید. میکروفون از طریق یک نگه‌دارنده به مکانیزم انتقال دهنده وصل می‌شود. این مکانیزم توانایی جابجایی در راستای سه محور مختصات را با دقت 0.01 mm دارا است. سیگنال تقویت شده میکروفون‌ها، با استفاده از پردازش‌گر سیگنال دو کاناله مدل DT9847-2-2 ذخیره و پردازش گردیدند. نهایتاً سیگنال‌های دیجیتال به یک کامپیوتر وارد شده و با استفاده از نرم افزار ویب‌پوینت فریم وُرک[2] مورد بررسی قرار گرفتند. میکروفون‌ها قبل از بهره‌برداری با استفاده از کالیبراتور G.R.A.S مدل 42AB کالیبره شدند.

اندازه‌گیری‌های آکوستیکی در حضور سیلندر و نیز در غیاب آن انجام شدند تا اثر حضور سیلندر بر طیف فشار دوردست مشخص گردد. بخش عمده‌ای از آزمایش‌های صورت گرفته در این مطالعه، در سرعت‌های مختلف جریان در محدوده 5-15 m/s صورت گرفتند.

3- نتایج و تحلیل و بررسی

در این بخش، نتایج بررسی‌های صورت گرفته روی نویز آیرودینامیکی منتشر شده ناشی از جریان حول سیلندر مربعی سه‌بعدی ارائه می‌شوند. ابتدا نتایج حاصل از اندازه‌گیری‌های آیرودینامیکی صورت گرفته با جریان‌سنج سیم داغ

[1] vented
2 vibpoint Framework

ارائه می‌شود. سپس نتایج اندازه‌گیری‌های آکوستیکی صورت گرفته با میکروفون ارائه می‌شود تا ارتباط و هم‌بستگی نتایج مذکور مشخص گردد.

3-1- تحلیل آیرودینامیکی ناحیه دنباله

در این بخش آیرودینامیک جریان حول سیلندر مربعی متصل به کف بررسی می‌گردد. در ابتدای این بخش ساختار جریان حول سیلندر مربعی سه‌بعدی به صورت شماتیک ارائه شده است. در "شکل 4" ساختار جریان حول یک سیلندر مربعی مشابه سیلندر مورد بررسی در مطالعه حاضر نشان داده شده است.

در مطالعات قبلی از جمله مطالعات وانگ و ژو [16]، مک کلین و سامنر [8] و کاوای و همکاران [15] انواع گردابه‌های جدا شده از سیلندر مربعی سه بعدی به خوبی معرفی شدند ("شکل 4"). البته این الگو به جریان پشت سیلندرهای سه بعدی با نسبت منظری بیش از یک مقدار بحرانی مربوط می‌گردد که این مقدار بحرانی بسته به شرایط مختلف بین 3 تا 5 است.

Fig. 3 Photograph showing the microphone mounted in the test section

شکل 3 تصویری ازمیکروفون نصب شده داخل اتاق آزمون

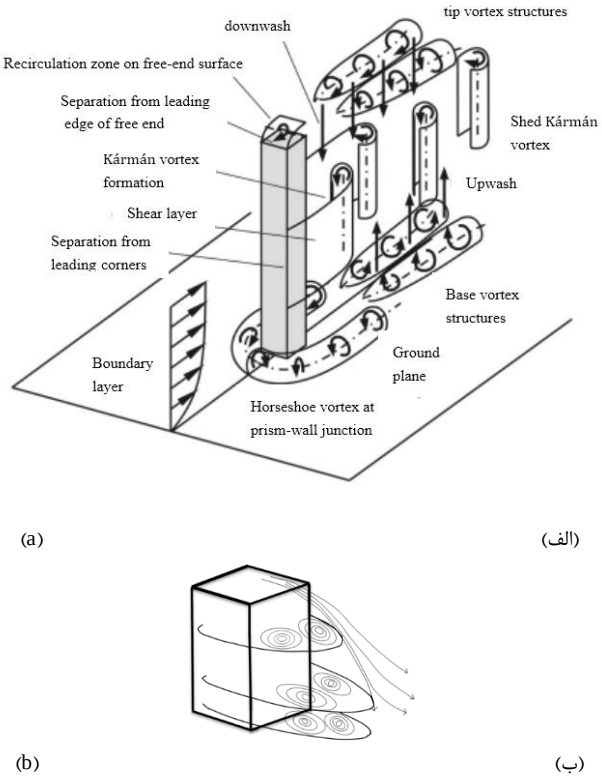

Fig.4 Flow structure around wall-mounted finite-length square cylinder: (a) different vortex structures[8]; (b) Sketch of the mean flow pattern [15]

شکل 4 ساختار جریان حول سیلندر مربعی با ارتفاع محدود: (الف) ساختارهای گردابه‌ای اطراف سیلندر [16]؛ (ب) نمای شماتیک الگوی متوسط جریان [15]

نسبت منظری سیلندر مورد بررسی در تحقیق حاضر برابر 7 است که از مقدار بحرانی مذکور قطعاً بیشتر است. در این نسبت های منظری، ریزش گردابه های عرضی کارمن در امتداد سیلندر، به جز در نزدیکی لبه آزاد سیلندر رخ می‌دهد، جایی که گردابه های نوک (در جهت جریان) حضور دارند. هم‌چنین در نزدیکی محل اتصال سیلندر به کف نیز گردابه‌هایی موسوم به گردابه‌های پایه ایجاد می‌شوند.

بررسی آیرودینامیکی ناحیه دنباله برای بررسی آیروآکوستیکی مهم است. زیرا ناحیه دنباله به عنوان ناحیه‌ای مهم یکی از منابع اصلی تولید نویز آیرودینامیکی است. از سوی دیگر هم‌بستگی و ارتباط بین مشخصات آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی جریان وجود دارد و مطالعه آیروآکوستیکی جریان مستقل از تفسیر آیرودینامیکی ساختار جریان تقریباً ناممکن است.

تمرکز اصلی مطالعه حاضر بر بررسی پدیده ریزش گردابه از سیلندر و ارتباط این پدیده با نویز منتشر شده از آن است. فرکانس ریزش گردابه با قله موجود در طیف نوسانات سرعت مشخص می‌شود. در همین راستا، ابتدا اثر محل قرارگیری سنسور جریان‌سنج سیم داغ بر فرکانس ریزش گردابه اندازه‌گیری شده بررسی شد. برای این کار سنسور در نقاط مختلف روی خط X/D=5 و Y/D=3.5 در راستای عرضی (مقادیر مختلف Z/D) قرار گرفت. در هر نقطه تغییرات مولفه در راستای جریان سرعت با زمان با فرکانس 1000 Hz ثبت شد. سپس روی هر سیگنال تحلیل طیفی صورت گرفت. نتیجه این کار در "شکل 5" نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که به جز Z/D=0 در سایر نقاط یک قله در عدد استروهال تقریبی 0.11 در طیف دیده می‌شود که همان عدد استروهال مربوط به ریزش گردابه از سیلندر مربعی سه‌بعدی است. پیش‌تر در مطالعاتی مثل مطالعه وانگ و ژو [16] نیز عدد استروهال برای سیلندر مربعی سه‌بعدی در حدود 0.11 به دست آمده بود. کاملاً مشخص است که قله مشاهده شده برای سیگنال مربوط به نقاط $Z/D=\pm 2$ در مقایسه با قله‌های مشاهده شده در سیگنال به دست آمده برای سایر نقاط به مراتب واضح‌تر است. دلیل این امر می‌تواند این باشد که با توجه به مطالعات قبلی از جمله مطالعه موحدی و همکاران [17] نقاط $Z/D=\pm 2$ داخل ناحیه دنباله و نزدیک لایه‌های برشی جدا شده از سیلندر هستند. ولی نقاط دیگر از لایه‌های برشی فاصله گرفته و به نظر می‌رسد بهترین نقطه برای اندازه‌گیری فرکانس ریزش گردابه نقطه‌ای در نزدیکی لایه‌های برشی جدا شده از سیلندر است.

به جهت بررسی اندازه ناحیه دنباله، آزمایش‌هایی انجام شد تا تخمین و تقریبی از اندازه ناحیه دنباله که در آیروآکوستیک، اصطلاحاً ناحیه فعال آیرودینامیکی نیز نامیده می‌شود به دست آید. در "شکل 6" بازیابی مقادیر ثابت و نوسانی مولفه در راستای جریان سرعت بررسی شده است. نتایج مطالعه حاضر با نتایج مرجع [18] مقایسه شده است. توضیح این نکته لازم است که با توجه به ناتوانی جریان‌سنج سیم داغ در ثبت جریان برگشتی، نتایج مطالعه حاضر در زاویه حمله صفر درجه با نتایج مرجع [18] تا X/D=4 اختلاف دارد. ولی برای فواصل بیشتر، اختلاف نتایج کم‌تر می‌شود. روند کلی این گونه است که سرعت متوسط با فاصله گرفتن از سیلندر به مرور بیشتر شده و در حالت حدی به سرعت بالادست میل می‌کند. ولی تا محدوده بررسی‌های تجربی صورت گرفته در این مطالعه سرعت به سرعت جریان بالادست نمی‌رسد و لذا می‌توان نتیجه گرفت که روی محور دنباله در صفحه مذکور تا فواصل نسبتاً زیاد نیز جزء ناحیه فعال آیرودینامیکی به حساب می‌آید.

نرخ میل نمودن سرعت متوسط به مقدار سرعت جریان بالادست نیز به

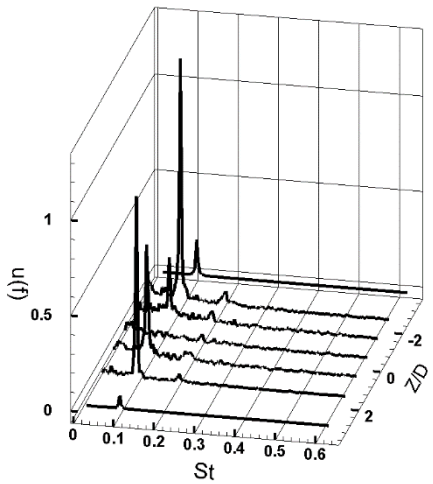

Fig. 5 The spectra of streamwise component of velocity at $U_\infty = 12$ (m/s)

شکل 5 طیف مولفه در راستای جریان سرعت برای $U_\infty = 12$ (m/s)

عدد رینولدز و زاویه حمله بستگی دارد. به نظر می‌رسد با افزایش زاویه حمله، نرخ بازیابی سرعت متوسط نیز کندتر می‌شود. لازم به ذکر است که بازیابی مولفه متوسط سرعت ارتباط تنگاتنگی با دینامیک ناحیه دنباله دارد. کاهش مومنتوم سیال پس از برخورد با سیلندر که باعث وارد شدن نیروهای آیرودینامیکی به آن می‌شود باعث کاهش سرعت در ناحیه دنباله می‌شود. در فواصل نزدیک‌تر به سیلندر (مقادیر کوچک‌تر *X/D*) پدیده غالب انتقال انرژی جنبشی از مرکز دنباله به خارج از آن است و این موضوع باعث کاهش مقدار متوسط سرعت می‌شود [19]. با فاصله گرفتن از سیلندر سرعت در مرکز دنباله و نیز پهنای این ناحیه افزایش می‌یابد که نشان دهنده کشیده شدن جریان به سمت مرکز دنباله است. در مورد روند تغییرات نوسانات مولفه سرعت در راستای جریان نیز می‌توان گفت که روند تغییرات این پارامتر مشابه سرعت متوسط برای زوایای 30 و 45 درجه یکسان است. روند کلی در این مورد وجود روند نامنظم تا فاصله‌ای مشخص و سپس روند کاهشی تا فواصل دورتر است. بخشی از کاهش نوسانات سرعت به استهلاک ویسکوز انرژی جنبشی این نوسانات بر می‌گردد. چون مطالعه‌ای مشابه برای مقایسه نتایج در این بخش وجود نداشت، از نتایج مرجع [19] مربوط به سیلندر دو بعدی برای مقایسه استفاده شد ("شکل 6.c"). روند کلی نتایج مطالعه حاضر و مرجع [19] تا حدی مشابه است. تفاوت‌های موجود بین نتایج دو مطالعه برای زوایای حمله مختلف دلایل مختلفی دارد. از جمله این دلایل می‌توان به تغییر نقطه جدایش و تغییر قدرت گردابه‌های جدا شده اشاره کرد.

در "شکل 7" پهنای ناحیه دنباله روی خط *X/D*=5 برای زوایای حمله مختلف بررسی شده است. ملاحظه می‌شود که در ارتفاعی برابر با نصف ارتفاع سیلندر سرعت در محدوده عرضی مورد بررسی به سرعت بالادست نمی‌رسد. البته دلیل این موضوع قرار گرفتن ناحیه مورد بررسی در ناحیه دنباله و البته لایه مرزی تشکیل شده روی صفحه است. در "شکل 7" نیز تفاوت توزیع سرعت به دست آمده برای زاویه حمله بحرانی (15 درجه) با سایر زوایای حمله مشهود است. هم‌چنین عدم تقارن در زوایای حمله 15 و 30 درجه نیز به چشم می‌آید. با توجه به شکل‌های 6 و 7 می‌توان گفت ناحیه دنباله یا ناحیه فعال آیرودینامیکی بخش گسترده‌ای از ناحیه پایین دست سیلندر را به خود اختصاص می‌دهد و لذا احتمالاً انتخاب نقطه‌ای در بالادست سیلندر به عنوان نقطه‌ای از ناحیه دوردست آکوستیکی مناسب‌تر است.

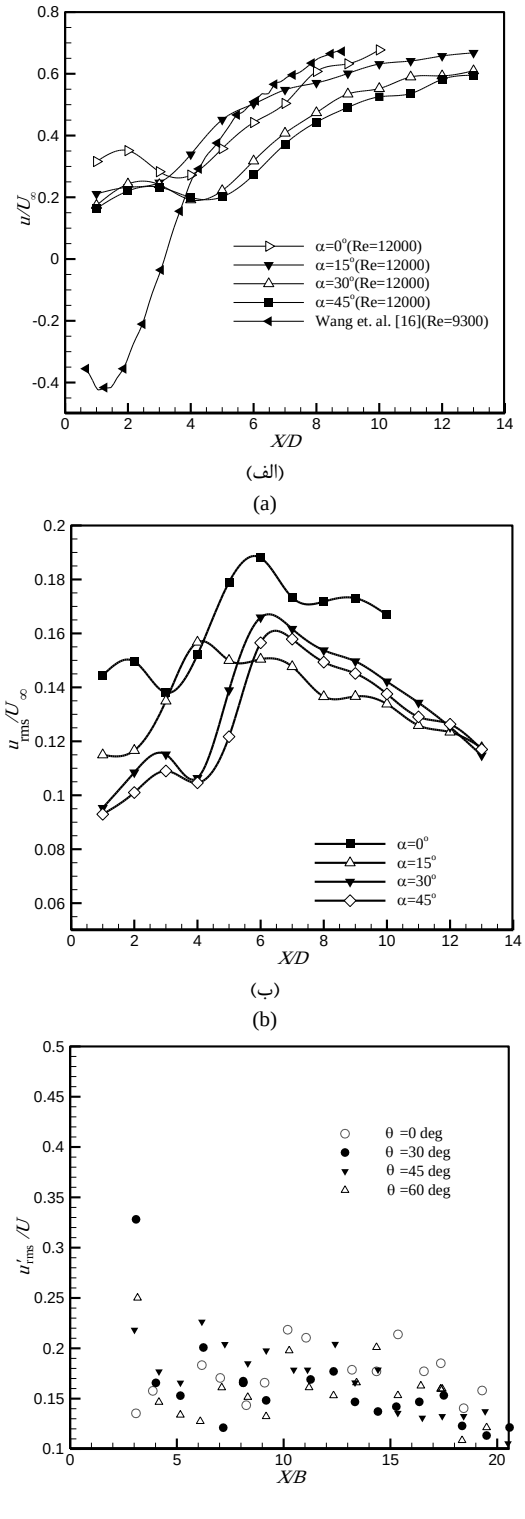

Fig. 6 centerline streamwise velocity measured at midspan of the cylinder: (a) Mean value; (b) rms value; (c) rms valur for 2D square cylinder [19]

شکل 6 بازیابی سرعت در راستای جریان روی محور مرکزی دنباله: (الف) مقدار متوسط؛ (ب) مقدار rms؛ (ج) مقدار rms برای دنباله سیلندر مربعی دو بعدی [19]

3-2- تحلیل آیروآکوستیکی ناحیه دنباله

همان گونه که در مطالعات قبلی [20,12] به آن اشاره شده است، نویز آیرودینامیکی منتشر شده از اجسام جریان‌بند ماهیتی آهنگین[1] دارد. دلیل

[1] tonal

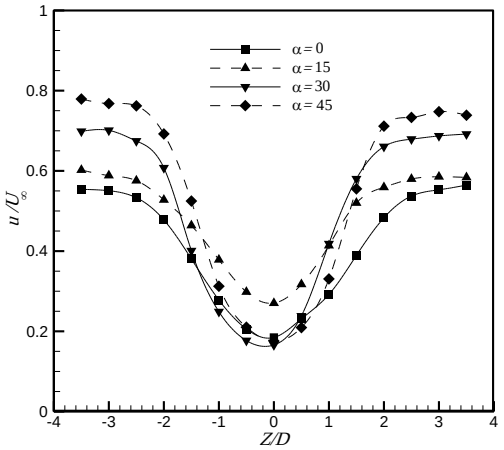

Fig. 7 variation of mean velocity in transverse direction for different angle of attacks measured at X/D=5; Y/D=3.5 for U_∞=12m/s

شکل 7 تغییرات مقدار متوسط سرعت در عرض ناحیه دنباله برای زوایای حمله مختلف در X/D=5 و Y/D=3.5 برای U_∞=12m/s

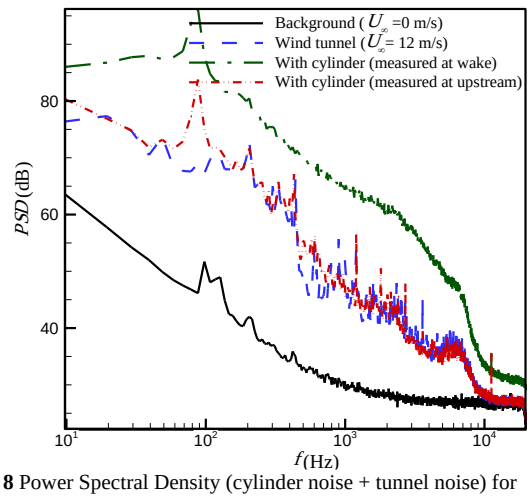

Fig. 8 Power Spectral Density (cylinder noise + tunnel noise) for velocity U_∞=12m/s

شکل 8 چگالی طیف توانی کل (نویز ناشی از حضور سیلندر+نویز پس زمینه تونل) برای سرعت بالادست 12 m/s

این امر نیز آن است که منبع اصلی انتشار نویز و صدا از این اجسام ریزش متناوب گردابه از آنهاست. "شکل 8" اثر حضور سیلندر در اتاق آزمون بر طیف فشار اندازه‌گیری شده در دوردست به کمک میکروفون را نشان می‌دهد. در این بخش از مطالعه، برای بررسی اثر قرارگیری سیلندر در اتاق آزمون یک بار در حالتی که تونل خاموش است، سیگنال فشار به منظور ثبت نویزهای محیطی ذخیره گردید. در ادامه، تونل به منظور ایجاد سرعت بالادست 12 m/s روشن گردیده و مجدداً سیگنال فشار در اتاق آزمون خالی ثبت و ذخیره گردید. سپس مدل داخل اتاق آزمون قرار گرفته و فرآیند قبلی هم در حالتی که میکروفون در بالادست مدل (X/D=-3، Y/D=3.5 و Z/D=7) و هم در حالتی که میکروفون در پایین دست مدل (X/D=5، Y/D=3.5 و Z/D=3) قرار دارد، تکرار گردید. "شکل 8" به خوبی اثر قرارگیری سیلندر در اتاق آزمون را نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود که با قرارگیری مدل در اتاق آزمون یک قله تیز و باریک باند به سیگنال نویز پس‌زمینه تونل اضافه می‌شود که ناشی از نویز منتشر شده از سیلندر است.

این قله برای هر دو حالتی که میکروفون در بالادست مدل (کاملاً خارج از ناحیه فعال آیرودینامیکی) و پایین دست آن قرار دارد مشهود است. نکته جالب توجه این است که در حالتی که میکروفون در بالادست مدل قرار دارد و طبیعتاً نوسانات فشار حس شده توسط آن نمی‌تواند از تغییرات فشار ایجاد شده در ناحیه دنباله باشد، سیگنال فشار ثبت شده توسط میکروفون جز در فرکانس ریزش گردابه، تفاوت چندانی با سیگنال نویز پس‌زمینه ندارد. ولی با قرار گرفتن میکروفون در پایین دست و نزدیک بودن محل قرار گیری آن به ناحیه دنباله سطح کلی نویز بالاتر می‌رود. دلیل این امر نیز اثرگذاری نوسانات فشار جریان در ناحیه دنباله بر روی سیگنال میکروفون است که تا حدی توسط آن حس می‌شود. ولی در این سیگنال نیز قله مربوط به ریزش گردابه کاملاً مشهود است. در ادامه مطالعه، با تطبیق فرکانس به دست آمده از میکروفون با فرکانس ریزش گردابه به دست آمده از جریان‌سنج سیم داغ ارتباط قله مشاهده شده با ریزش گردابه تایید گردید که به نتایج آن بخش نیز در ادامه اشاره خواهد شد. به عنوان نتیجه‌ای مهم از این بخش می‌توان به این نکته اشاره کرد که تونل باد آیرودینامیکی که اصلاحات آکوستیکی روی آن صورت گرفته است، قابلیت انجام برخی مطالعات آیروآکوستیکی را دارا است؛ بدون آنکه نیاز به استفاده از تجهیزاتی همچون اتاق بدون پژواک باشد.

همان گونه که پیش‌تر اشاره شد، در این مطالعه، فرکانس ریزش گردابه با جریان‌سنج سیم داغ نیز اندازه‌گیری شد. این کار با هدف کمک به تحلیل قله‌های تیز مشاهده شده در سیگنال به دست آمده از اندازه‌گیری با میکروفون صورت گرفت. نمونه‌ای از طیف سیگنال‌های ثبت شده توسط جریان‌سنج سیم داغ و میکروفون پس از انجام تحلیل طیفی روی آنها در "شکل 9" نشان داده شده‌است.

به عنوان نمونه، در جدول 1 فرکانس ریزش گردابه مربوط به زاویه حمله صفر درجه به دست آمده از جریان‌سنج سیم داغ با فرکانس‌های وقوع قله در طیف فشار دوردست که به پدیده ریزش گردابه نسبت داده شده است مقایسه شده است. برای محاسبه عدد استروهال ارائه شده در این جدول، از سرعت بالادست و پهنای سطح مقطع سیلندر استفاده شده است. در آزمایش‌های مربوط به این بخش، کاوش‌گر سیم داغ در نقطه‌ای به مختصات X/D=3، Y/D=3.5 و Z/D=2 قرار گرفت. میکروفون نیز در آزمایش‌های انجام شده با آن، در نقطه X/D=-3، Y/D=3.5 و Z/D=7 واقع در بالادست سیلندر (خارج از ناحیه فعال آیرودینامیکی) قرار گرفت. مطابق نتایج ارائه شده، قله‌های مشاهده شده در طیف فشار دوردست، در عدد استروهال تقریبی 0.11 مشاهده شده‌اند. این نتایج با اختلافی کمتر از 5% مشابه نتایج به دست آمده از جریان‌سنج سیم داغ هستند. لذا می‌توان گفت نویز و صدای آیرودینامیکی تولید شده توسط سیلندر ارتباط مستقیمی با پدیده ریزش گردابه دارد که توسط کاوش‌گر سیم داغ واقع در دنباله سیلندر ثبت شده است. به عبارت دیگر، نوسانات مولفه در راستای جریان سرعت که در ناحیه دنباله سیلندر ثبت می‌شوند با نوسانات فشار دوردست که توسط میکروفون ثبت می‌شوند دارای نوعی همبستگی با یکدیگر هستند. مقدار عدد استروهال به دست آمده با نتایج مطالعه اسکوبار و همکاران [10] تطابق خوبی دارد. اساساً عدد استروهال به دست آمده برای سیلندر سه بعدی (با ارتفاع محدود) در مقایسه با عدد استروهال مربوط به سیلندر دو بعدی کم‌تر است [21,5].

دلیل این امر نیز جریان رو به پایین از انتهای آزاد سیلندر سه بعدی است که ریزش گردابه‌های عرضی را کاملاً تحت تاثیر قرار می‌دهد. نکته مشهود دیگر این که با افزایش سرعت بالادست، ریزش گردابه و در نتیجه نویز باریک باند منتشر شده از سیلندر در فرکانس بالاتری رخ می‌دهند. البته همان گونه که از جدول 1 نیز مشخص است، عدد استروهال در محدوده

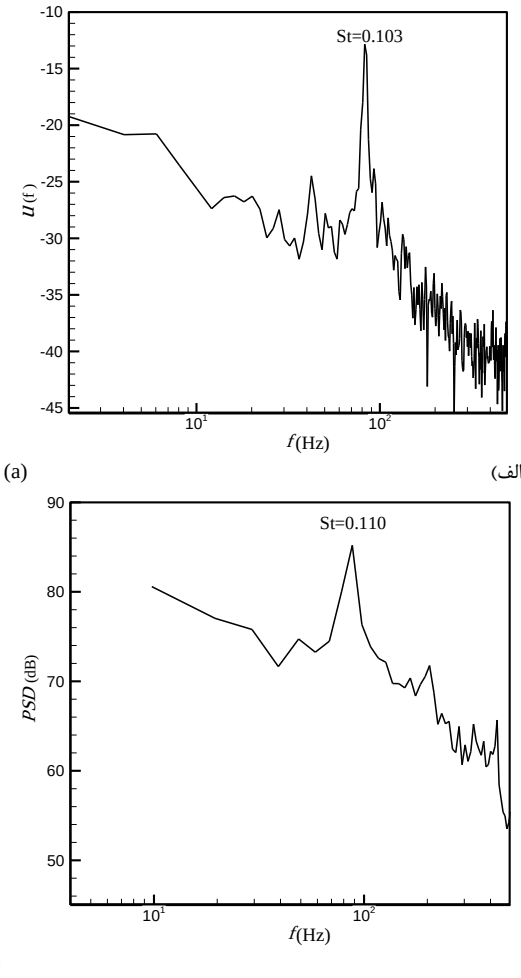

Fig. 9 a sample spectra for square cylinder: (a) Fluctuations of streamwise velocity component; (b) Fluctuations of far-field pressure

شکل 9 نمونه‌ای از تحلیل طیفی صورت گرفته برای جریان حول سیلندر مربعی: (الف) نوسانات مولفه سرعت در جهت جریان؛ (ب) نوسانات فشار دوردست.

جدول 1 فرکانس وقوع قله در سیگنال‌های به دست آمده از جریان‌سنج سیم داغ و میکروفون در زاویه حمله صفر درجه

Table 1 Observed peak frequencies in the signal of Hotwire and microphone measurements ($\alpha = 0°$)

سرعت بالادست (m/s)	اندازه گیری با جریان‌سنج سیم داغ		اندازه گیری با میکروفون	
	فرکانس (Hz)	St	فرکانس (Hz)	St
5	36	0.108	35.4	0.107
10	68.4	0.103	68.4	0.103
12	86	0.108	87.9	0.110
15	102	0.102	107.4	0.107

سرعت بالادست مورد بررسی تقریباً با عدد رینولدز تغییر نمی‌کند. دلیل این موضوع نیز ثابت بودن تقریبی نقاط جدایش جریان از سیلندر است. این موضوع باعث می‌شود پهنای ناحیه دنباله و عدد استروهال تقریباً ثابت بمانند.

سوال مهم دیگر در این ارتباط، اثر محل قرارگیری میکروفون بر سیگنال ثبت شده توسط آن بود. برای پاسخ به این سوال، میکروفون در نقاط مختلف در ناحیه دنباله سیلندر قرار گرفت. این نقاط روی خط X/D=5، Y/D=3.5 و برای مقادیر مختلف بین Z/D=0 (روی محور ناحیه دنباله) تا Z/D=4 انتخاب شدند. نتیجه این کار در "شکل 10" نشان داده شده است. تقریباً در طیف به دست آمده در تمامی نقاط مورد بررسی، قله مربوط به فرکانس ریزش گردابه مشاهده گردید. ولی نکته جالب مربوط به سیگنال به دست آمده در نقطه Z/D=0 واقع بر محور ناحیه دنباله است. در این سیگنال دو قله مشاهده می‌شود که فرکانس رخداد یکی دقیقاً دو برابر دیگری است. شاید تفسیر مناسب برای این پدیده این باشد که وقتی میکروفون در مرکز ناحیه دنباله قرار می‌گیرد، عبور گردابه‌های جدا شده از هر دو سمت سیلندر را حس و ثبت می‌کند. در حالی که خارج از این نقطه، گردابه‌های جدا شده از یک سمت سیلندر را حس و ذخیره می‌نماید. ضمناً میزان نویز ثبت شده در تمامی نقاط مورد بررسی از نویز پس زمینه تونل بیشتر است. چرا که میکروفون در ناحیه دنباله سیلندر قرار گرفته و طبیعتاً در مقایسه با حالتی که اتاق آزمون تونل باد خالی است، سطح نویز بالاتری را ثبت می‌نماید.

در ادامه این مطالعه، اثر افزایش سرعت بالادست بر طیف فشار دوردست بررسی گردید. "شکل 11" طیف فشار آکوستیکی اندازه‌گیری شده در بالادست سیلندر را برای سیلندر مربعی سه‌بعدی در سرعت‌های بالادست 5- 15 m/s نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که با افزایش سرعت بالادست، قله موجود در طیف به فرکانس بالاتر منتقل می‌شود. به عبارت دیگر، افزایش سرعت بالادست قله مربوط به محتوای آهنگین سیگنال را به سمت فرکانس‌های بالاتر منتقل می‌کند. دلیل این امر این است که با افزایش سرعت بالادست و در نتیجه افزایش مومنتوم جریان، گردابه‌های تشکیل شده با فرکانس بالاتری از سیلندر جدا می‌شوند و لذا قله مربوط به ریزش گردابه به فرکانس‌های بالاتر منتقل می‌شود. هم‌چنین با افزایش سرعت بالادست، سطح نویز ثبت شده توسط میکروفون نیز بالاتر می‌رود. یعنی مطابق انتظار، افزایش سرعت بالادست صدای منتشر شده از سیلندر را افزایش می‌دهد. دلیل این موضوع نیز قوی‌تر شدن منابع نویز آیرودینامیکی با افزایش عدد رینولدز است. از جمله این منابع می‌توان به نوسانات فشار روی سطوح جامد و نیز آشفتگی جریان اشاره نمود. ضمناً با افزایش سرعت بالادست قله مشاهده شده در طیف، واضح تر شده و دامنه بزرگ‌تری دارد. این موضوع نشان دهنده قوی‌تر شدن پدیده ریزش گردابه است که مرتبط با ایجاد قله در طیف فشار دوردست است.

لازم به ذکر است در مطالعه موراو و دولان [22] نیز برای سیلندر مربعی سه‌بعدی با نسبت منظری کم‌تر از 8.7 نیز تنها یک قله در سیگنال فشار

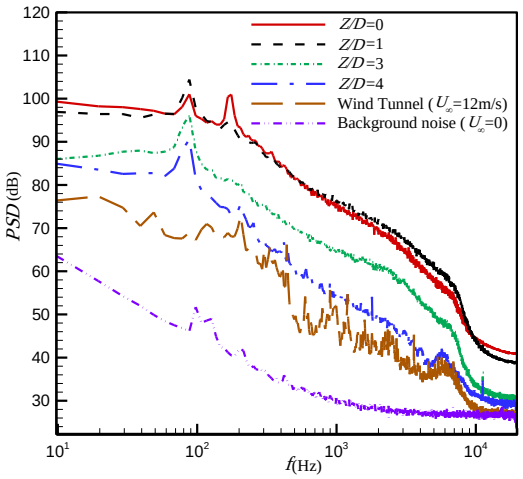

Fig. 10 Spanwise location dependency of pressure spectrum in the wake region (X/D=5;Y/H=0.5;U_∞=12m/s)

شکل 10 وابستگی طیف فشار به مکان عرضی در ناحیه دنباله (X/D=5;Y/H=0.5;U_∞=12m/s)

دوردست ثبت شده بود. قله مذکور در عدد استروهال تقریبی 0.11 رخ داده است. نمونه‌ای از نتایج این مطالعه نیز برای مقایسه در "شکل 11" ارائه شده است. در مرجع [22] با افزایش نسبت منظری سیلندر مربعی در محدوده 8.7 تا 13.6 دو قله در سیگنال فشار دوردست ثبت شده بود.

یکی از پارامترهای مهم در مطالعات آکوستیکی سطح (تراز) فشار صوتی[1] است. سطح فشار صوتی کلی[2] برحسب دسی‌بل (dB) چنین به دست می‌آید:

$$\mathrm{OSPL}=20\log_{10}\left(\frac{P'_{\mathrm{rms}}}{P_{\mathrm{ref}}}\right) \quad (1)$$

در رابطه (1)، 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} در نظر گرفته می‌شود [23]. جدول 2 مقدار پارامتر سطح فشار صوتی کلی را برای سرعت‌های بالادست مختلف نشان می‌دهد. این پارامتر برای سیگنال‌هایی به دست آمده است که میکروفون برای ثبت آنها در نقطه‌ای در بالادست سیلندر یعنی خارج از ناحیه فعال آیرودینامیکی (X/D=-3، Y/D=3.5 و Z/D=7) قرار گرفته بود. مشخص است که با افزایش سرعت جریان برخوردی به مدل، میزان نویز منتشر شده از آن نیز افزایش می‌یابد.

در بخش نهایی این مطالعه نیز اثر زاویه حمله سیلندر مربعی سه بعدی بر فرکانس ریزش گردابه از آن و طیف فشار دوردست بررسی گردید. برای این کار فرکانس ریزش گردابه هم با جریان‌سنج سیم داغ و هم با میکروفون اندازه‌گیری شد. نتیجه این کار در "شکل 12" نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که برای همه زوایای حمله تیز یک قله در طیف فشار دوردست مشاهده می‌شود که نمایانگر پدیده ریزش گردابه است. طبیعتاً با تغییر زاویه حمله، ریزش گردابه با فرکانسی متفاوت رخ داده و لذا فرکانس رخ‌داد قله در طیف‌ها نیز عوض می‌شود. در مورد هندسه مورد بررسی که در تونل باد با اتاق آزمون بسته مورد بررسی قرار گرفته است می‌توان گفت که تغییر زاویه حمله تاثیر چندانی بر سطح کلی نویز آیرودینامیکی منتشر شده از آن ندارد. می‌توان گفت صرف نظر از تفاوت جزئی موجود در فرکانس‌های پایین، تنها تفاوت واضح در سیگنال‌های مختلف ثبت شده به جابجایی قله مربوط به ریزش گردابه است و محتوای سیگنال‌های ثبت شده برای زوایای حمله مختلف در بازه گسترده‌ای از فرکانس‌ها تقریباً یکسان است. لذا می‌توان گفت سطح کلی صدای منتشر شده از جسم تقریباً با زاویه حمله تغییر نمی‌کند.

در ادامه، نتایج به دست آمده برای عدد استروهال محاسبه شده با استفاده از پهنای سطح مقطع سیلندر (D) و پهنای تصویر شده (D') ارائه و با نتایج موجود در مرجع [8] مقایسه می‌شوند. در برخی موارد، برای محاسبه کمیت‌هایی مثل ضرایب برآ و پسا و عدد استروهال از پهنای تصویر شده جسم که با رابطه $D'=D\left(\cos(\alpha)+\sin(\alpha)\right)$ داده می‌شود استفاده می‌شود. از "شکل 13" مشاهده می‌شود که نتایج در هماهنگی با مطالعات قبلی یک مقدار بیشینه برای عدد استروهال در زاویه 15 درجه به دست داده‌اند. البته مقدار دقیق زاویه بحرانی بسته به شرایط جریان و ... می‌تواند قدری از 15 درجه بیشتر یا کمتر باشد. مقدار کمینه عدد استروهال نیز برای زاویه حمله 45 درجه به دست آمد که بیشترین پهنای دنباله را دارد. ولی با استفاده از پهنای تصویر شده عدد استروهال به دست آمده ($St_{D'}$) از زاویه 15 درجه تا 45 درجه به یک مقدار ثابت میل می‌کند. لازم به ذکر است که در مقایسه با سیلندر مربعی دو بعدی، سیلندر سه بعدی دارای عدد استروهال کمتری در همه زوایای حمله است (علائم تو خالی در شکل های 13c,d).

[1] Sound pressure level
[2] Overal Sound Pressure Level

برای واضح‌تر شدن روند تغییرات فرکانس ریزش گردابه، در "شکل 14" تغییرات فرکانس ریزش گردابه به شکل بدون بعد نشده با زاویه حمله نشان داده شده‌است. ملاحظه می‌شود که نتایج به دست آمده از میکروفون و جریان‌سنج سیم داغ تا حد زیادی یکسان هستند. مهم‌ترین علت تفاوت نتایج در دقت متفاوت دو تجهیز مورد اشاره است. ولی هر دو تجهیز نهایتاً با کم‌تر از ٪7 اختلاف نتایج یکسانی را به دست داده‌اند. همان گونه که از "شکل 14" مشخص است، برای تمامی سرعت‌های جریان بالادست، با افزایش زاویه حمله از صفر درجه به 15 درجه، فرکانس ریزش گردابه به سمت یک مقدار بیشینه میل می‌کند. سپس با افزایش بیشتر زاویه حمله، فرکانس ریزش گردابه تا مقداری کمتر از مقدار مربوط به زاویه صفر درجه می‌رسد. افزایش فرکانس ریزش گردابه (عدد استروهال) با زاویه حمله، مربوط به بازنشست جریان روی یکی از وجوه کناری سیلندر می‌باشد. این موضوع باعث کاهش پهنای ناحیه ویک و در نتیجه افزایش فرکانس ریزش گردابه می‌شود.

اندازه گیری فرآیندی است که طی آن مقدار یک کمیت معین می‌شود. همه اندازه‌گیری‌ها با خطا همراه هستند. عدم آگاهی پژوهشگران در مورد اندازه و علامت خطای اندازه‌گیری، عدم قطعیت اندازه‌گیری نامیده می‌شود. نتیجه یک اندازه‌گیری، تنها زمانی کامل است که همراه با شرح عدم قطعیت آن ارائه گردد.

به عنوان مثال، عدم قطعیت سرعت لحظه‌ای به عوامل مختلفی بستگی دارد که برخی از آنها عبارتند از: عدم قطعیت ناشی از تغییرات دما، فشار محیط و رطوبت، عدم قطعیت جریان‌سنج (نویزها، تکرارپذیری، پاسخ فرکانسی و ...) و کالیبراسیون، عدم قطعیت مربوط به تبدیل سیگنال آنالوگ به دیجیتال، عدم قطعیت مربوط به موقعیت قرارگیری کاوش‌گر و غیره.

دراین تحقیق عدم قطعیت هایی که در بالا به آنها اشاره گردید مطابق با روند مطرح شده در مراجع [25,24]، با یکدیگر ترکیب شده تا عدم قطعیت کلی به دست آید. مقدار بیشینه عدم قطعیت سرعت متوسط در حدود ٪5 و سرعت نوسانی در حدود ٪9 به دست آمد. از طرف دیگر محاسبه عدم قطعیت کمیت‌هایی مثل چگالی طیفی نوسانات فشار میکروفون‌ها نیز پیچیدگی‌های خاص خود را دارد. این عدم قطعیت‌ها عمدتاً ناشی از عدم قطعیت همگرایی آماری بوده و با توجه به روابط مورد اشاره در مرجع [26] عدم قطعیت همگرایی آماری چگالی طیفی نوسانات فشار برابر با حدود ٪4 به دست آمد.

4- نتیجه گیری و جمع بندی

در مطالعه حاضر، مشخصات آیروآکوستیکی جریان حول یک سیلندر مربعی متصل به کف با ارتفاع محدود بررسی گردید. آزمایش‌ها در یک تونل باد آیرودینامیکی اصلاح شده آکوستیکی انجام گرفتند. نتایج کار نشان داد تونل باد مذکور می‌تواند برای برخی مطالعات آیروآکوستیکی مناسب باشد. هم‌چنین مشخص شد در طیف فشار دوردست برای جریان حول سیلندر مورد بررسی، یک قله در فرکانسی برابر با فرکانس ریزش گردابه (اندازه گیری شده با جریان‌سنج سیم داغ) به چشم می‌خورد. این بدان معناست که عامل مهم در انتشار صدا از چنین هندسه هایی پدیده ریزش گردابه است. فرکانس

جدول 2 مقدار سطح فشار صوتی کلی (OSPL) برای سرعت‌های بالادست مختلف
Table 2 OSPL value for different upstream flow velocities

OSPL (dB)	U_∞(m/s)
84.20	5
99.93	10
104.64	12
110.95	15

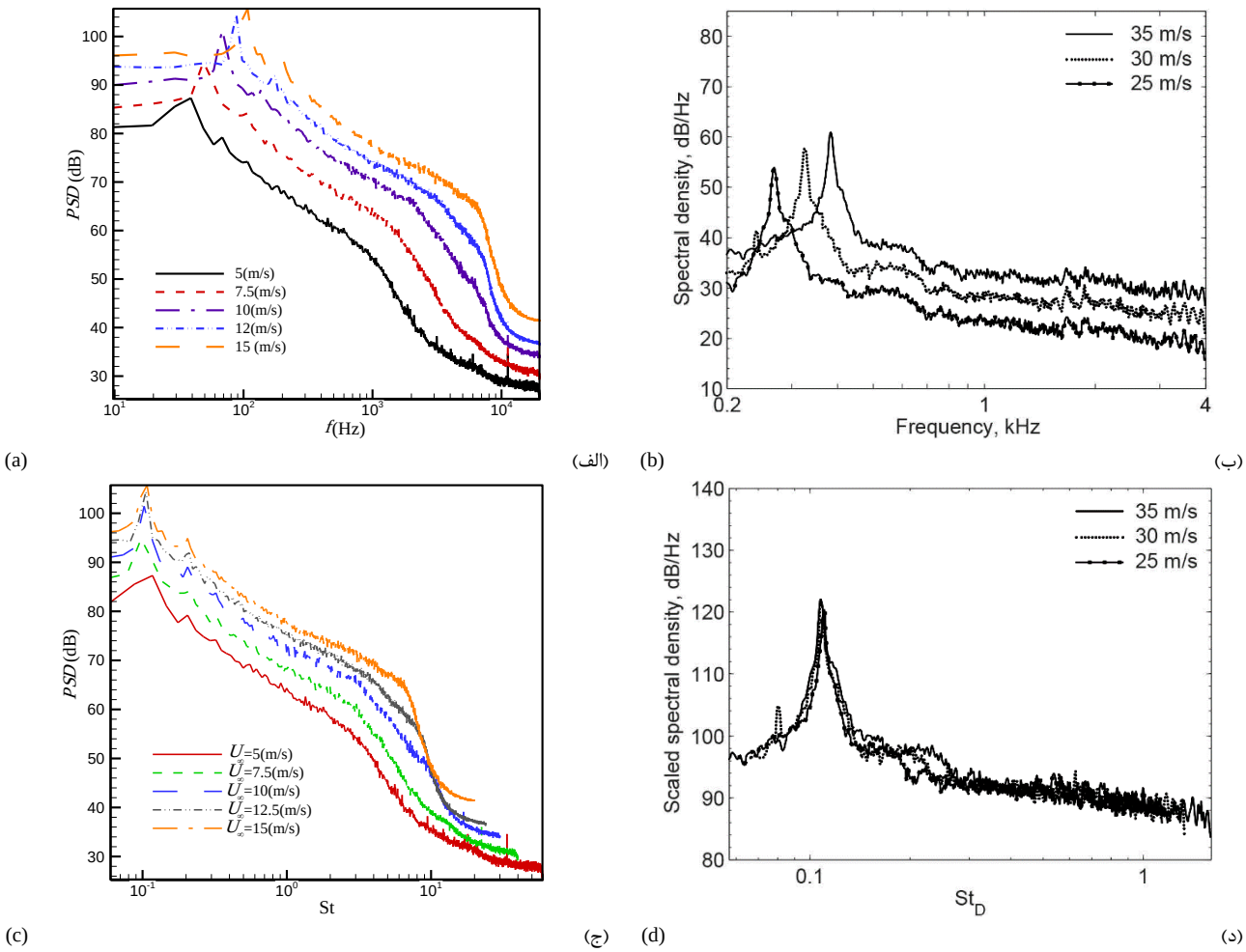

Fig. 11 Far-field acoustic spectra for the square cylinder at different velocities: (a,c) present study; (b,d) results from ref [22].

شکل 11 طیف فشار دوردست برای سیلندر مربعی به ازای سرعت های بالادست مختلف: (الف و ج) نتایج مطالعه حاضر؛ (ب و د) نتایج مرجع [22]

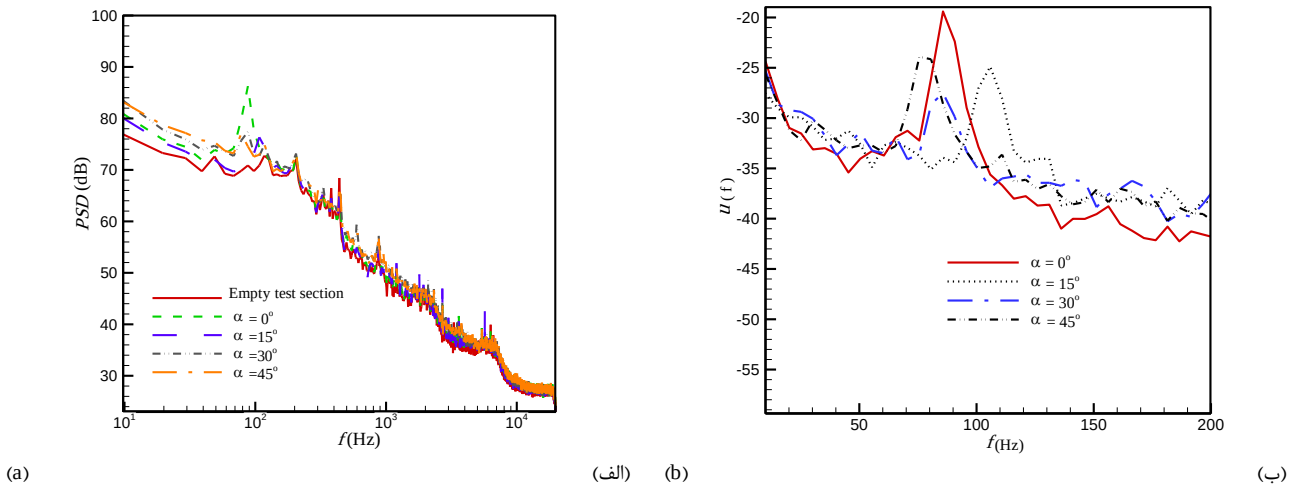

Fig. 12 (a) pressure and (b) streamwise velocity spectra for different angle of attacks (X/D=5;Y/H=0.5;U_∞=12m/s)

شکل 12 (الف) طیف فشار دوردست (ب) طیف سرعت برای زوایای حمله مختلف (X/D=5;Y/H=0.5;U_∞=12m/s)

به دست آمده برای پدیده ریزش گردابه از میکروفون و جریان‌سنج سیم داغ تقریباً یکسان بود. عدد استروهال به دست آمده برای هر دو تجهیز برای جریان حول سیلندر با زاویه حمله صفر درجه تقریباً برابر با 0.11 به دست آمد که با مطالعات قبلی سازگاری داشت. ضمناً بیشترین فرکانس ریزش گردابه در سرعت‌های مختلف مربوط به زاویه حمله 15 درجه به دست آمد. لذا می‌توان گفت یکی از مکانیزم‌های مهم انتشار صدا از سیلندر سه بعدی پدیده ریزش گردابه از آن است. هم‌چنین مشخص گردید سطح فشار صوتی با افزایش سرعت جریان سطح نویز آیرودینامیکی منتشر شده

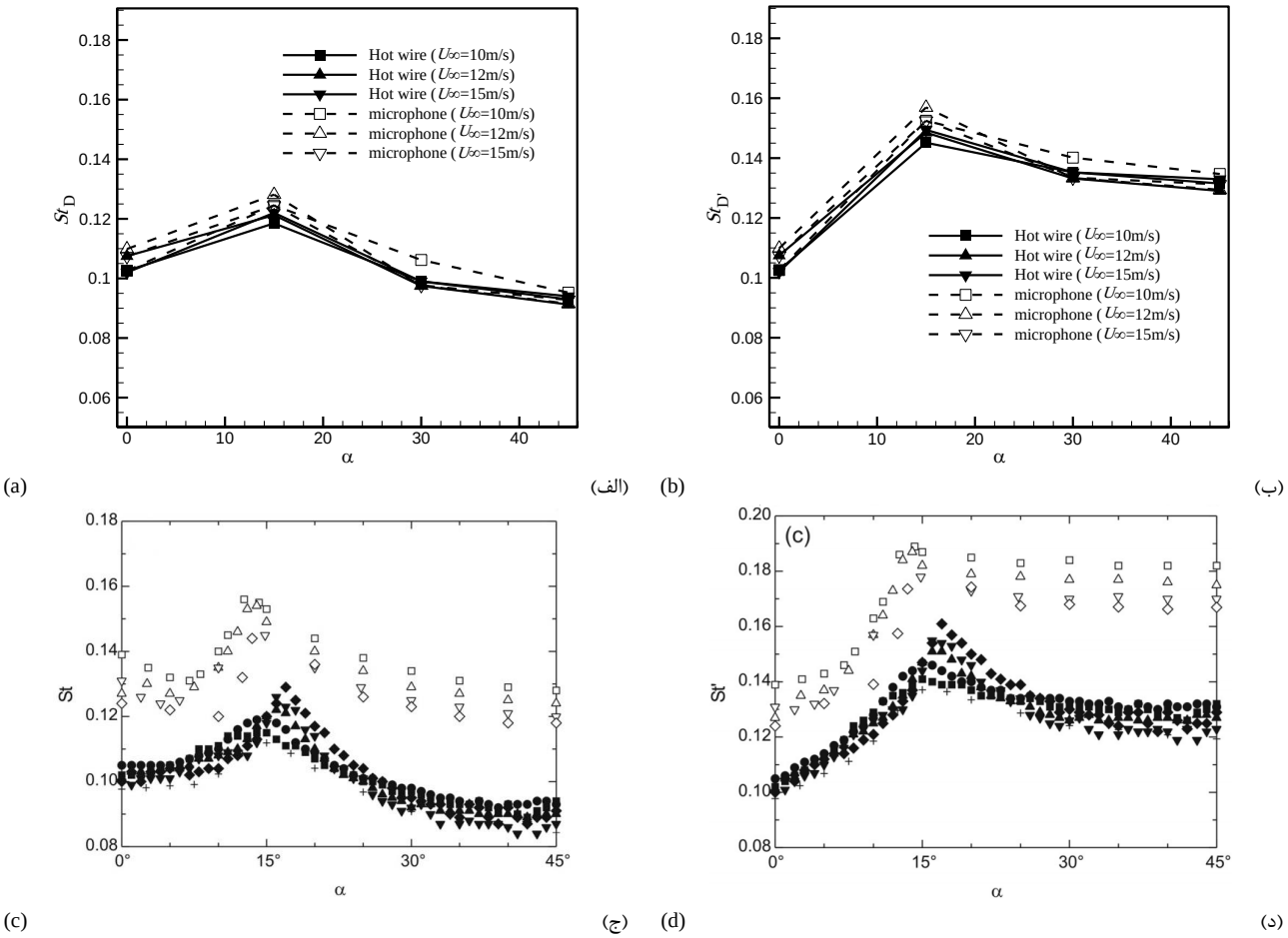

Fig. 13 Strouhal number for 3D square cylinder as a function of incidence angle: (a) based on side length; (b) based on projected width; (c) based on side length [8]; (d) based on projected width [8]

شکل 13 عدد استروهال برای سیلندر مربعی سه بعدی: (الف) محاسبه شده بر اساس پهنای سیلندر؛ (ب) بر اساس پهنای تصویر شده؛ (ج) بر اساس پهنای سیلندر [8]؛ (د) بر اساس پهنای تصویر شده [8]

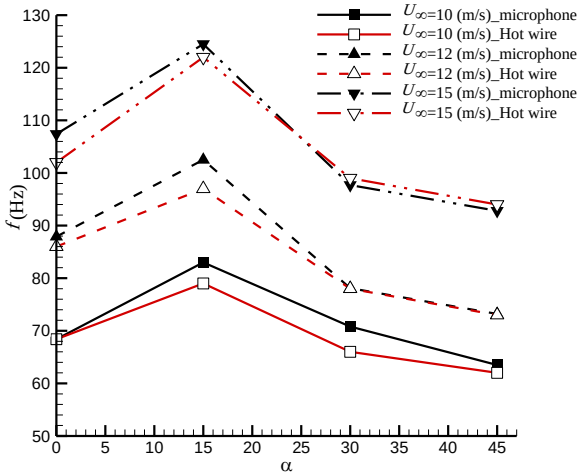

Fig. 14 Variation of vortex shedding frequency with angle of attack

شکل 14 تغییرات فرکانس ریزش گردابه با زاویه حمله

از سیلندر افزایش می‌یابد. از طرفی دیگر، زاویه حمله در مقایسه با سرعت بالادست اثر کمتری بر سطح کلی نویز منتشر شده دارد. زاویه حمله بیشتر بر فرکانس قله مشاهده شده و اندازه دامنه طیف فشار و سرعت در این قله اثرگذار است.

5- فهرست علایم

D	طول ضلع سطح مقطع سیلندر (m)
D'	پهنای تصویر شده سیلندر (m)
f	فرکانس ($Hz=s^{-1}$)
H	ارتفاع مدل (m)
OSPL	سطح فشار صوتی کلی (dB)
PSD	چگالی طیفی توانی (dB)
Re	عدد رینولدز
St	عدد استروهال
u	سرعت (ms^{-1})
X	مولفه طولی مکان (در راستای جریان) (m)
Y	مولفه ارتفاعی مکان (در راستای ارتفاع مدل) (m)
Z	مولفه عرضی مکان (در راستای عمود بر جریان) (m)

علایم یونانی

α	زاویه حمله
δ	ضخامت لایه مرزی (m)

زیرنویس‌ها

∞	بالادست
rms	مجذور متوسط مربعات

6- مراجع

[1] H. Emdad, A. Mostofizadeh, S. A. Mousavinia, Optimal control of vortex shedding around square cylinder via reduced order model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 5, pp. 49-62, 2012.

[2] A. Sohankar, M. Khodadadi, E. Rangraz, Control of fluid flow and heat transfer around a square cylinder by uniform suction and blowing at low Reynolds numbers, *Computers & Fluids*, Vol. 109, No. 1, pp. 155-167, 2015.

[3] 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*, Vol. 17, No. 5, pp. 147-158, 2017. (in Persian فارسی)

[4] C. Cheong, P. Joseph, Y. Park, S. Lee, Computation of aeolian tone from a circular cylinder using source models, *Applied Acoustics*, Vol. 69, No. 2, pp. 110-126, 2008.

[5] J. Dorneanu, A. Mueller, P. Rambaud, E. Weide, A. Hirschberg, Tonal and silent wake modes of a square rod at incidence, *Acta Acustica united with Acustica*, Vol. 102, No. 3, pp. 419-422, 2016.

[6] R. Octavianty, M. Asai, Experiments on sound radiation in flow past two side-by-side square cylinders, *Proceedings of the 5th International Conference on Jets, Wakes and Separated Flows (ICJWSF2015)*, Stockholm, Sweden, June16-18, 2016.

[7] H. F. Wang,Y. Zhou, The finite-length square cylinder near wake, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 638, No. 1, pp. 453-490, 2009.

[8] J. McClean, D. Sumner, An experimental investigation of aspect ratio and incidence angle effects for the flow around surface-mounted finite-height square prisms, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 136, No. 8, pp. 081206, 2014.

[9] S. Fathi, A. A. Dehghan, A. Movahedi, Experimental investigation of flow around 3D square cylinder using five-hole probe and neural network, *AmirKabir Jounrnal of Science & Research Mechanical Engineering*, Vol. 49, No. 1, pp. 1-160, 2016. (in Persian فارسی)

[10] M. Escobar, I. Ali, C. Hahn, M. Kaltenbacher, S. Becker, Numerical and experimental investigation on flow induced noise from a square cylinder, *10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA*, Manchestor, United Kingdom, May 10-12, 2004.

[11] S. Becker, M. Kaltenbacher, I. Ali, M. Escobar, C. Hahn, Sound generation by flow around simple geometries: Simulation and experiment, *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference)*, Massachusetts, Amherst, May 8-10, 2006.

[12] W. King, E. Pfizenmaier, An experimental study of sound generated by flows around cylinders of different cross-section, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 328, No. 3, pp. 318-337, 2009.

[13] D. J. Moreau, C. J. Doolan, The flow-induced sound of a wall-mounted finite length cylinder with circular and square cross-section, *AIAA Paper*, Berlin, Germany, May 27-29, 2013.

[14] P. F. Mish, *An Experimental Investigation of Unsteady Surface Pressure on Single and Multiple Airfoils*, PhD Thesis, Department of Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.

[15] H. Wang, Y. Zhou, The finite-length square cylinder near wake, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 638, No. 1, pp. 453-490, 2009.

[16] H. Kawai, Y. Okuda, M. Ohashi, Three dimensional structures of flow behind a square prism, *Seventh Asia-Pacific Conference on Wind Engineering*, Taipei, Taiwan, November 8-12, 2009.

[17] A. Movahedi, A. Sohankar, M. D. Manshadi, Experimental investigation of turbulent flow around 3D square cylinder with wall effect, *Sharif Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 30, No. 1, pp. 65-77, 2013. (in Persian فارسی)

[18] H. F. Wang, Y. Zhou, C. K. Chan, W. O. Wong, K. S. Lam, Flow structure around a finite-length square prism, *15 th Australasian Fluid Mechanics Conference*, Sydney, Australia, December 13-17, 2004.

[19] S. Dutta, K. Muralidhar, P. Panigrahi, Influence of the orientation of a square cylinder on the wake properties, *Experiments in fluids*, Vol. 34, No. 1, pp. 16-23, 2003.

[20] R. Porteous, D. J. Moreau, C. J. Doolan, A review of flow-induced noise from finite wall-mounted cylinders, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 51, , No. 1, pp. 240-254, 2014.

[21] H. Fujita, W. Sha, H. Furutani, H. Suzuki, Experimental investigations and prediction of aerodynamic sound generated from square cylinders, *4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Toulouse, France, pp. 942-947, 1998.

[22] D. Moreau, C. J. Doolan, The flow-induced sound of a wall-mounted finite length cylinder with circular and square cross-section, *19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Berlin, Germany, May 27-29, 2013.

[23] S. W. Rienstra, A. Hirschberg, *An Introduction to Acoustics, Eindhoven University of Technology*, Accessed on 30 June 2013; https://www.win.tue.nl/sjoerdr/papers/boek.pdf.

[24] F. Jorgenson, *How to measure turbulence with hot wire anemometers* - a practical guide, *Dantec Dynamics*, 2004.

[25] S. Yavuzkurt, A guide to uncertainty analysis of hot-wire data, ASME, Transactions, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 106, No. 2, pp. 181-186, 1984.

[26] J. Bendat, A. Piersol, *Random Data Analysis and Measurement Procedures*, Fourth Edittion, pp. 261-265, John Wiley & Sons, 2010.