



بررسی تجربی نویز جریان پیرامون استوانه با مقطع دایره‌ای با اندازه‌گیری نوسانات فشار ناپایای سطح

رضا مریمی، علی اکبردهقان^{*}، عباس افشاری

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۲۳ خرداد ۱۳۹۶
بازنگری: ۲۲ مهر ۱۳۹۶
پذیرش: ۸ آبان ۱۳۹۶
ارائه آنلاین: ۱۱ آبان ۱۳۹۶

کلمات کلیدی:

نویز باریک باند
مدل استوانه‌ای با مقطع دایره‌ای
طیف فشارسطح
سرعت جابه‌جایی ادی‌ها
طول مشخصه در راستای دهانه

چکیده: در مطالعه حاضر نویز منتشر شده از یک مدل استوانه‌ای با مقطع دایره‌ای به قطر ۲۲ میلی‌متر و طول ۵۰۰ میلی‌متر بطور تجربی بررسی شده است. برای این منظور نوسانات فشار سطحی با استفاده از میکروفون‌های کندانسوری کوچک Pa-WM-61A هم در جهت دهانه مدل و هم در جهت محیطی اندازه‌گیری شده است. کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت با سطح آشفتگی ۰/۳ درصد و حداکثر سرعت ۲۵ متر بر ثانیه انجام گرفته است. نتایج نشان دادند که نویز باریک باند به ترتیب برای سرعت‌های ۱۰ و ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه در بسامدهای ریزش گردابه ۹۸ و ۱۴۲ و ۱۸۶ هرتز رخ می‌دهد که تقریباً متناظر با عدد استروهال ۰/۲ است. علاوه بر این هارمونیک‌های اول و دوم آن به ترتیب در بسامدهایی دو و سه برابر بسامد ریزش گردابه رخ می‌دهند. در این مطالعه بهترین اجتماع داده‌های طیف فشار سطح در محدوده بسامدهای پایین و میانی به ازای استفاده از مقیاس‌های جریان بالادست (مرتبط با ساختارهای بزرگ) و در بسامدهای بالا به دلیل استفاده از پارامترهای مرتبط با جریان پایین دست مدل (مرتبط با ساختارهای کوچک) در محل شکل‌گیری گردابه حاصل شده است. توابع همدوسی عرضی و محیطی، نشان می‌دهند که ابعاد فیزیکی و طول عمر (زمان فروپاشی) گردابه‌های بزرگ بیشتر است.

۱- مقدمه

صدای آیرودینامیکی تولید شده از یک جسم جریان بند^۱ که در معرض جریان هوا قرار گرفته، موضوع جالبی است که بسیار مورد توجه محققین بوده و نمونه‌ای از یک چنین صدایی معمولاً در روتور توربین‌های بادی، کابل‌ها، برج‌ها، ساختمان‌های مرتفع، دودکش‌ها، برج‌های تقطیر و همچنین قطعات تشکیل‌دهنده ارابه فرود یک هواپیما ایجاد می‌شود. بزرگی صدای آیرودینامیکی با افزایش سرعت جریان افزایش می‌یابد؛ بنابراین چنین صدایی در طراحی قطعات و سازه‌هایی که در معرض جریان‌هایی با سرعت بالا قرار دارند، از اهمیت قابل توجهی برخوردار است.

استوانه دایره‌ای نمونه‌ای از یک جسم جریان بند ساده است که جریان پیرامون آن سبب ایجاد صدای آیرودینامیکی می‌شود. علاوه بر این چنین هندسه نمونه ساده‌ای از قطعات و سازه‌های اشاره شده در بالا است؛ بنابراین می‌توان به جای مطالعه نمونه‌های واقعی از چنین قطعات و سازه‌هایی، مطالعه خود را معطوف به مدل‌های استوانه‌ای کرد. چنین کاری ضمن رفع

پیچیدگی‌های موجود در مطالعه نمونه‌های واقعی و همچنین کاهش هزینه و زمان، می‌تواند در فهم هر چه بهتر سازوکارهای تولید صدای آیرودینامیکی مؤثر باشد.

جریان پیرامون استوانه‌های با مقطع دایره‌ای با توجه به عدد رینولدز جریان بالادست دارای ساختارهای متفاوتی می‌باشد. جامع‌ترین مجموعه از اطلاعات مربوط به استوانه دایره‌ای توسط زدراکویچ [۱] گردآوری شده است. با توجه به مطالعه ذکر شده، برای اعداد رینولدز بسیار کوچک ($Re \geq 4$)، جریان استوکس^۲ که تحت تاثیر ویسکوزیته سیال بوده، بطور متقارن پیرامون استوانه برقرار است. این در حالی است که در بازه $40 < Re < 4$ جریان پشت استوانه جدا شده و سبب شکل‌گیری دو گردابه پایدار ساکن می‌شود. برای مقادیر رینولدز بزرگتر از ۴۰ جریان پشت استوانه ناپایدار شده و گردابه‌ها در پایین دست استوانه بطور متناوب شروع به ریزش می‌کنند. چنین ریزشی از گردابه‌ها سبب ایجاد جفت گردابه‌های ون کارمن شده که با افزایش عدد رینولدز متلاطم می‌شوند. از طرفی دیگر طبق نتایج مرجع [۱] گذر از لایه مرزی آرام به آشفتگی دارای چهار مرحله مشخص است، یعنی مراحل

¹Bluff body

نویسنده عهده‌دار مکاتبات: adehghan@yazd.ac.ir

²Stokes

زیر بحرانی^۱، بحرانی^۲، فوق بحرانی^۳ و پسا بحرانی^۴. در رژیم زیر بحرانی ($0.5 < Re \leq 200$) لایه مرزی آرام باقی خواهد ماند و جدایش آرام رخ می‌دهد. این در حالی است که برای اعداد رینولدز فراتر از 10^5 تا 4 میلیون، جدایش لایه برشی متلاطم رخ خواهد داد. مشخصه نواحی جدایش شده حضور ناپایداری‌های قابل توجه در این نواحی می‌باشد.

ناپایداری‌ها در پایین‌دست استوانه به صورت نوسانات فشار روی سطح جسم و همچنین در ناحیه دنباله ظاهر شده که اغلب نوسانی هستند و منجر به ایجاد نویز باریک بانده^۵ در بسامد ریزش گردابه می‌شوند [۱]. چنین تن‌هایی از مشخصه‌های جریان ایجاد شده پیرامون اجسام جریان‌بند هستند. اولین اندازه‌گیری‌ها در این حوزه توسط استروهل [۲] گزارش شد و عنوان کرد که بسامد تن‌ها بطور تقریبی برحسب عدد استروهل قابل پیش‌بینی است. نتیجه‌گیری کلی استروهل توسط ریلی [۳] تأیید شد و مشاهده ریزش گردابه توسط برنارد [۴] و بررسی پایداری چنین ریزشی توسط ون کارمن [۵] سبب شد تا دیگر محققین نویز منتشر شده از استوانه‌ها را ناشی از ریزش گردابه بدانند [۸-۶]. این موضوع توسط رالف [۹] در تحقیق دیگری نشان داده شد. در این راستا ریچاردسون [۱۰] عنوان کرد که حداقل عدد رینولدز برای ریزش پریودیک گردابه ۳۳ است. با مشخص شدن ماهیت نویز منتشر شده، گروهی از محققین جهت انتشار، نویز را به صورت دو قطبی نشان دادند [۱۱]. علاوه بر این نتیجه گرفتند که شدت صدای القا شده توسط جریان نوسانی متناسب با طول مدل و سرعت جریان بالادست به توان $5/5$ است. این در حالی است که ون هول [۱۲] شدت صدا را متناسب با سرعت به توان $6/8$ گزارش کرد.

بررسی نوسانات فشار ناپایا روی سطح استوانه‌های دایره‌ای به عنوان اصلی‌ترین سازوکار ایجاد نویز، در طی سال‌ها ابزار بسیاری از محققین در مطالعات تجربی و عددی بوده است. در این حوزه فوجیتا و سوزوکی [۱۳] نشان دادند که با تغییر عدد رینولدز از 3×10^5 تا $7/5 \times 10^5$ ، عدد استروهل دارای افزایش ناگهانی از $0/2$ تا $0/45$ است و این عدد سپس برای اعداد رینولدز بزرگتر دوباره به مقدار $0/2$ می‌رسد. علاوه بر این فوجیتا و همکاران [۱۴] نتیجه گرفتند که در ناحیه زیر بحرانی همبستگی قوی بین نویز باریک بانده و نوسانات فشار سطح در راستای دهانه مدل وجود دارد. این در حالی است که در ناحیه فوق بحرانی چنین همبستگی فقط در بخشی از دهانه مدل رخ می‌دهد که ناشی از ریزش گردابه‌های سه بعدی ون کارمن است. کاسالینو و ژاکوب [۱۵] با بررسی نوسانات فشار سطحی در عدد رینولدز 2×10^4 نشان دادند که پیک استروهل و هارمونیک دوم تحت تأثیر نیروی برا ناپایا و اولین هارمونیک تحت تأثیر نیروی پسای ناپایا است.

نوسانات فشار ناپایای سطح نقش تعیین کننده‌ای در نویز دوردست

ناشی از جریان آشسته عبوری از روی مدل دارند. در واقع می‌توان به جای اندازه‌گیری میدان صدای ناشی از جریان در دوردست، که نیازمند تجهیزات مدرن آکوستیکی به ویژه تونل‌های باد آیرودینامیکی است، به مطالعه رفتار منبع نویز یعنی نوسانات فشار سطح در یک تونل باد آیرودینامیکی با نویز نسبتاً پایین پرداخت [۱۶]. در نهایت با داشتن نوسانات فشار سطح، نویز دوردست با استفاده از مدل‌هایی همچون مدل فاکس ویلیام و هال [۱۷] قابل تخمین است. اندازه‌گیری مستقیم نوسانات فشار داخل جریان پیرامون مدل امکان پذیر نیست. دلیل این امر تغییر میدان جریان بواسطه حضور حسگرهای فشار در جریان است. بنابراین اندازه‌گیری نوسانات فشار تنها روی سطح واقع در زیر لایه مرزی امکان پذیر است. برای تعیین میدان فشار ناپایای سطح، روش‌های تجربی مختلفی از جمله نصب مستقیم حسگر فشار روی سطح، نصب غشاء روی سطح و استفاده از لیزر، استفاده از رنگ حساس به فشار و غیره وجود دارد. متداول‌ترین راه اندازه‌گیری نوسانات فشار، استفاده از حسگرهایی است که به صورت همسطح با مدل نصب شده‌اند. البته این کار با مشکلات زیادی همراه است. به عنوان نمونه، حسگرهای فشار دارای سایز محدودی بوده و در بسامدهای بالا با اثر تضعیف^۶ مواجه می‌شوند. از دیگر مشکلات موجود، تأثیر نوسانات ناشی از سایر منابع همچون نویز زمینه تونل باد و حتی ارتعاشات خارجی خود حسگر روی نوسانات فشار ناشی از جریان آشسته است. در واقع هنگام اندازه‌گیری نوسانات فشار سطح یک مدل در تونل باد، آنچه یک حسگر اندازه‌گیری فشار ناپایا ثبت می‌کند، نوسانات فشار هیدرودینامیکی سیال روی مدل به اضافه نوسانات فشار ایجاد شده توسط خود تونل باد است. با این وجود، در اغلب موارد به دلیل بالا بودن سطح نوسانات فشار هیدرودینامیکی سیال روی سطح مدل نسبت به نویز زمینه تونل باد، امکان اندازه‌گیری نوسانات فشار سطح حتی در تونل‌های باد آیرودینامیکی نیز وجود دارد. علاوه بر موارد فوق، هزینه بالای حسگرهای فشار ناپایای دارای دقت بالا و محدوده بسامدی وسیع (مانند حسگر فشار کولایت^۷) استفاده از این روش را محدود می‌کند. این در حالی است که فشارسنج‌های تفاضلی دارای بسامد داده برداری پایینی بوده و معمولاً برای اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار سطح مناسب نیستند.

در مطالعه حاضر برای اولین بار در کشور جهت اندازه‌گیری نوسانات فشار روی سطح مدل استوانه‌ای با مقطع دایره‌ای به جای استفاده از حسگرهای فشار گران قیمت، از میکروفون‌های کوچک Pa-WM-61A به عنوان حسگر فشار استفاده شده است. پارامترهای حاصله از اندازه‌گیری نوسانات فشار سطحی، شامل چگالی طیف فشار سطح^۸، توابع همدموسی^۹ عرضی و محیطی، طول مشخصه در راستای دهانه مدل^{۱۰} و همچنین سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای مورد ارزیابی قرار گرفته است. علاوه بر این اجتماع

⁶Attenuation effects

⁷Kulite

⁸Power spectral sensity

⁹Cherence function

¹⁰Spanwise length scale

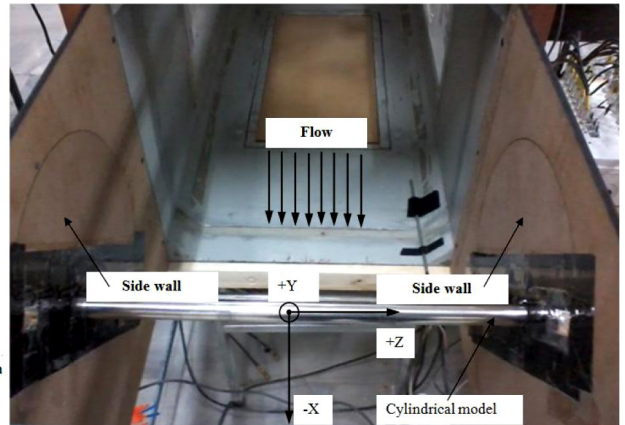
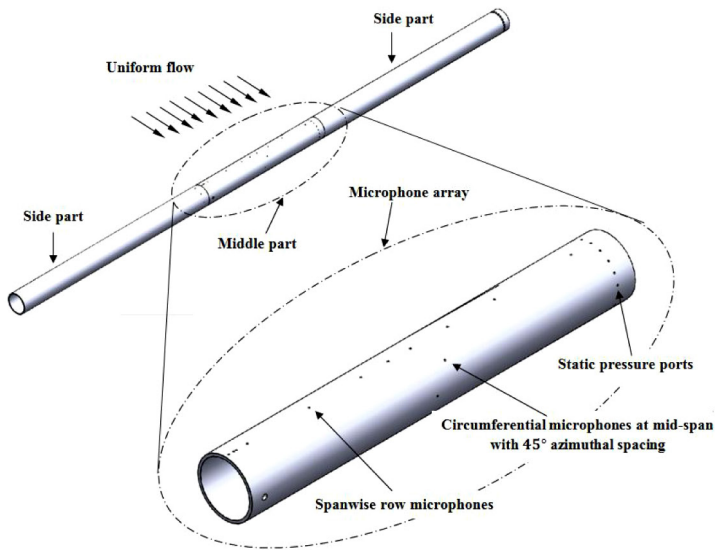
¹Subcritical

²Critical

³Supercritical

⁴Postcritical

⁵Aeolian tone



شکل ۱: نمایی از مدل استوانه‌ای در دهانه خروجی تونل باد به همراه طرحواره از قسمت‌های کناری و قسمت میانی

Fig. 1. The view of the circular cylinder model in the wind tunnel jet and the schematic of the middle section and two side extension parts

تونل، با جایگزین کردن دیواره‌های داخلی تونل با مواد متخلخل مناسب، نویز زمینه تونل تا ۱۵ دسی‌بل کاهش یافته است. همچنین به منظور کاهش اثرات نامطلوب نویز زمینه تونل، تمامی آزمایش‌ها در دهانه خروجی تونل انجام گرفته است. آزمایش‌های اولیه نشان داده که به دلیل فاصله بیشتر از فن تونل و همچنین عدم وجود دیواره‌های بالا و پایین، نویز زمینه تونل در این بخش کمتر است.

۲-۲- مدل

در مطالعه پیش رو از یک مدل استوانه‌ای با قطر خارجی ۲۲ میلی‌متر و طول ۵۰۰ میلی‌متر از جنس استیل با سطح کاملاً صیقلی استفاده شده است که کاملاً عرض مقطع تونل را در برمی‌گیرد. مدل مورد نظر از سه بخش ساخته شده است که شامل بخش میانی و دو بخش در طرفین می‌باشد. علت این امر سهولت در نصب میکروفون‌ها داخل بخش میانی مدل است. این سه بخش از طریق پوش‌هایی به یکدیگر متصل شده‌اند. نسبت انسداد تونل برای مدل استوانه‌ای برای تمامی آزمایش‌ها کمتر از ۵٪ بوده و بنابراین اثرات دیواره‌های تونل روی مقادیر اندازه‌گیری شده ناچیز است [۱۸]. نمایی از مدل استوانه‌ای در دهانه خروجی تونل باد در شکل ۱ نشان داده شده است.

۲-۳- نحوه نصب میکروفون‌ها داخل مدل

همانطور که در بخش مقدمه ذکر شد، در مطالعه حاضر برای اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار سطح از میکروفون‌های کوچک Pa-WM-61A استفاده شده است. این میکروفون‌ها دارای قطر ۶ میلی‌متر و ارتفاع ۳/۴

داده‌های طیف فشار سطح بر مبنای مقیاس‌های جریان بالادست و پایین‌دست پیشنهاد شده است. لازم به ذکر است که ایجاد سازوکار اندازه‌گیری نوسانات فشار ناپایای سطح با استفاده از چنین میکروفون‌های کوچکی که شامل طراحی و ساخت منبع تغذیه، طراحی و ساخت کالیبراتور میکروفون‌ها، حذف نویزهای الکترونیکی، تطابق دادن میکروفون‌ها با سامانه تحلیل و پردازش سیگنال موجود، نوشتن کدهای کالیبراسیون و داده‌برداری و آنالیز داده‌ها است برای اولین بار در کشور با همکاری دانشگاه بریستول انگلیس انجام گرفته است. معرفی تجهیزات و نحوه انجام آزمایش‌ها در بخش ۲ و نتایج بدست آمده در بخش ۳ ارائه شده است.

۲- تجهیزات آزمایش

در مطالعه حاضر کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون‌صوت دانشگاه یزد انجام شده است. در این بخش، مشخصات تونل باد، مدل، نحوه نصب و آرایش میکروفون‌ها، آرایش سوراخ‌های سنجش فشار استاتیکی، مراحل انجام آزمایش‌ها و تحلیل داده‌ها ارائه شده است.

۲-۱- تونل باد

تونل باد از نوع مدار باز است که ابعاد سطح مقطع آزمون $46 \text{ cm} \times 46 \text{ cm}$ و طول آن ۱۲۰ cm می‌باشد. بیشینه سرعت تونل ۲۵ متر برثانیه است و در این سرعت شدت اغتشاشات جریان آزاد کمتر از ۰/۳ درصد است. فن تونل از نوع گریز از مرکز است و تیغه‌های آن دارای شیبی رو به جلو بوده که نویز بسامد پهن باند^۱ پایین تا متوسطی را ایجاد می‌کند. با این وجود به علت آلوده شدن سیگنال‌های فشار سطحی با نویز زمینه

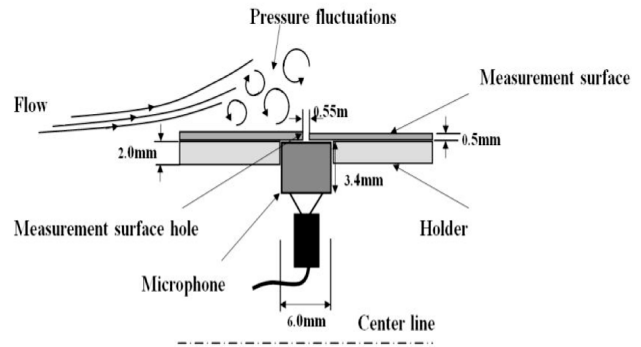
^۱Broadband

کوچکتر از قطر ناحیه حسگر است، فشار اندازه‌گیری شده توسط حسگر، میانگین فشار وارد شده به ناحیه حسگر است. در حقیقت نوسانات فشار کوچکتر از قطر ناحیه حسگر، انتگرال‌گیری مکانی شده و تضعیف می‌شوند. بنابراین چنانچه در مطالعات مختلف نشان داده شده است، قطر محدود ناحیه حسگر میکروفون منجر به کاهش نوسانات فشار اندازه‌گیری شده سطح در بسامدهای بالا خواهد شد [۲۰]. برای حل این مشکل معمولاً از یک نقاب با سوراخ بسیار ریز جهت کاهش ناحیه حسگر مؤثر استفاده می‌شود. از طرف دیگر ناپیوستگی ایجاد شده روی سطح به‌واسطه حضور سوراخ، باعث برهم زدن جریان و ایجاد خطا در طیف فشار دیوار در بسامدهای بالا خواهد شد [۲۱]. با این وجود خطای ناشی از حضور سوراخ، با کاهش قطر آن از بین خواهد رفت [۲۲]. توجه به این نکته ضروری است که گرچه اثرات تضعیف در بسامدهای بالا با نصب میکروفون‌ها در زیر نقاب سوراخ‌دار و یا استفاده از لوله انتقال کاهش می‌یابد، اما در عین حال ممکن است این کار منجر به رخ دادن پدیده نامطلوب تشدید^۳ در محدوده بسامدی مورد مطالعه شود.

بطور کلی قطر سوراخ، طول آن و حجم فضای مابین ناحیه حسگر میکروفون و نقاب، پارامترهای تعیین کننده بسامد تشدید هستند؛ بنابراین برای اطمینان از عدم وقوع تشدید در محدوده بسامدی مورد نظر، باید پارامترهای فوق به دقت انتخاب گردند. طراحی و انتخاب پارامترهای مذکور با استفاده از روابط ارائه شده در مرجع [۲۳] انجام گرفته است. پاسخ بسامدی (دامنه و فاز) مربوط به نصب میکروفون زیر نقاب سوراخ دار در شکل ۳ به تصویر کشیده شده است. با توجه به شکل، انتخاب مناسب پارامترهای مذکور منجر به عدم وقوع پدیده تشدید تا بسامد ۲۰ کیلوهرتز شده است.

۲-۴- آرایش میکروفون‌ها روی مدل

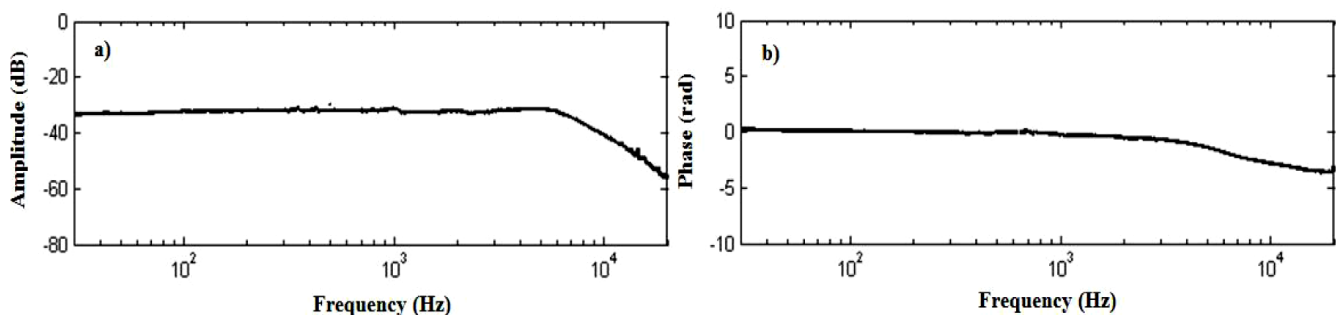
آرایش میکروفون‌ها روی سطح مدل در شکل ۴ نشان داده شده است. همچنین موقعیت آن‌ها روی سطح بالایی مدل در جدول ۱ ارائه شده است. با توجه به شکل، در مجموع از تعداد ۱۵ میکروفون استفاده شده است که



شکل ۲: نمایی از نحوه نصب میکروفون به صورت عمودی زیر نقاب
Fig. 2. Schematic of the microphone installation under pinhole mask

میلی‌متر بوده و قطر ناحیه حسگر^۱ صدا ۲ میلی‌متر است. کارایی عالی میکروفون‌های انتخاب شده برای اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح در مطالعات قبلی به اثبات رسیده است [۱۹]. این میکروفون‌ها از پاسخ بسامدی بسیار خوبی برخوردارند. به منظور کاهش اثرات تضعیف در بسامدهای بالا که ناشی از اندازه ناحیه حسگر میکروفون است، به جای نصب مستقیم میکروفون‌ها روی سطح مدل، آنها در زیر یک نقاب با سوراخ ریز^۲ به قطر ۰/۵۵ میلی‌متر نصب شده‌اند. طرحواره‌ای از این روش نصب در شکل ۲ نشان داده شده است.

در حقیقت اندازه‌گیری دقیق نوسانات فشار در یک نقطه روی سطح زمانی امکان پذیر است که از یک حسگر فشار بی‌نهایت کوچک استفاده شود. با توجه به اینکه تمامی حسگرهای فشار موجود دارای قطر ناحیه حسگر محدودی هستند، این کار در عمل در تمامی طول موج‌ها امکان پذیر نیست. در بسامدهای پایین که متناظر با طول موج‌های بالا هستند، قطر ناحیه حسگر کوچکتر از طول موج بوده و در نتیجه حسگر به صورت نقطه‌ای عمل می‌کند. این در حالی است که در بسامدهای بالا که طول موج خیلی



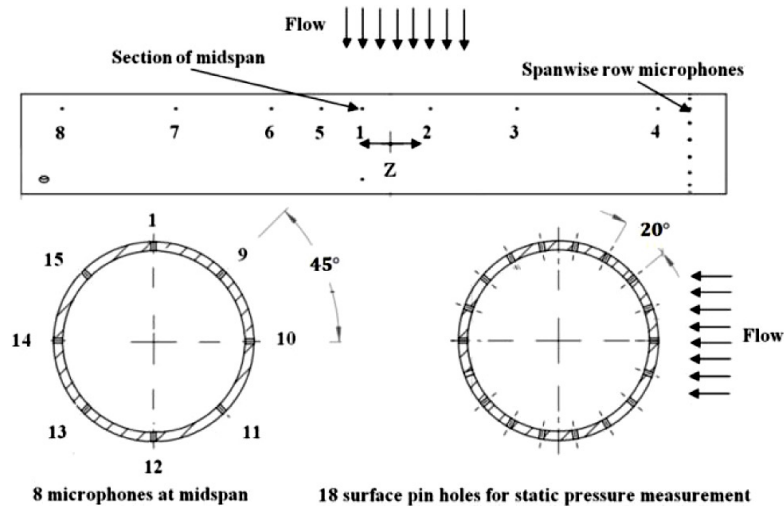
شکل ۳: پاسخ بسامدی میکروفون‌ها (a) دامنه (b) فاز

Fig. 3. Frequency response of microphones (a) Amplitude and (b) Phase

^۳Resonant frequency

^۱Sensing area

^۲Pin-hole mask



شکل ۴: آرایش میکروفون‌ها در راستای دهانه مدل و در راستای محیطی در مقطع میانی مدل به همراه توزیع سوراخ‌های فشار استاتیکی

Fig. 4. The sensing area on the middle part of the cylinder equipped with static pressure taps and spanwise and peripheral pressure transducers

مقطع تونل، فاصله آخرین میکروفون‌های نصب شده در راستای طول مدل از دیواره‌های جانبی ۱۶۴ میلی‌متر خواهد بود. بنابراین می‌توان اطمینان داشت که در مطالعه پیش رو نوسانات فشار سطحی اندازه‌گیری شده توسط میکروفون‌ها در سرعت‌های ۱۰ و ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه تحت تأثیر لایه مرزی ایجاد شده روی دیواره‌ها نیستند.

توزیع سوراخ‌های فشار در راستای طول مدل به صورت تابع نمایی بوده و دلیل استفاده از چنین توزیعی، دستیابی به محدوده مناسبی از فواصل بین میکروفون‌ها است. با توجه به استفاده از ۸ سوراخ فشار در راستای طول مدل، در مجموع تعداد $28 \eta_z$ (فاصله بین دو نقطه فشار در راستای طول مدل) یکتا وجود دارد. کمترین و بیشترین فاصله بین دو میکروفون ۹ و ۱۳۱ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. کمترین فاصله، محدود به ابعاد میکروفون استفاده شده بوده و بیشترین فاصله همان $6D$ است.

۲-۵- آرایش سوراخ‌های فشار استاتیکی

در این تحقیق قبل از هر گونه مطالعه آکوستیکی روی مدل استوانه‌ای مورد نظر، برخی از پارامترهای آیرودینامیکی نظیر فشار استاتیکی پیرامون مدل و همچنین تغییرات سرعت در ناحیه دنباله مدل مورد ارزیابی قرار می‌گیرند و نتایج بدست آمده با داده‌های موجود در این حوزه مقایسه می‌شوند. دلیل انجام چنین کاری اطمینان از نوع جریان برقرار شده روی مدل و در حالت کلی صحت عملکرد مدل در تونل است. در همین راستا برای اندازه‌گیری فشار استاتیکی روی مدل استوانه‌ای ۱۸ سوراخ با قطر 0.16 میلی‌متر و با فواصل زاویه‌ای 20° درجه‌ای در مقطعی از قسمت میانی مدل که نسبت به مقطع وسط آن ۷۲ میلی‌متر فاصله دارد، تعبیه شده است (شکل ۴).

۸ میکروفون در راستای دهانه مدل با فواصل مشخص نسبت به یکدیگر و ۸ میکروفون با فواصل زاویه‌ای 45° درجه‌ای نسبت به یکدیگر در میانه مدل در جهت محیطی قرار گرفته‌اند. همانطور که در شکل ۴ مشهود است، میکروفون شماره ۱ بین آرایش میکروفون‌ها در راستای دهانه مدل و آرایش آنها در مقطع میانی مشترک است. قرارگیری میکروفون‌ها در دهانه مدل اطلاعات لازم جهت محاسبه طول مشخصه ساختارهای گردابه‌ای عبوری از روی مدل را در این راستا مشخص می‌سازد. این در حالی است که میکروفون‌های تعبیه شده در جهت محیطی اطلاعات مورد نیاز برای محاسبه سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای آشفته و همچنین تغییرات بسامد ریزش گردابه در پیک استرومال و هارمونیک‌های آن را در نواحی مختلف پیرامون مدل مشخص می‌سازند.

به منظور انتخاب فاصله کلی میکروفون‌های نصب شده در جهت دهانه مدل، دقت زیادی صورت گرفته است. این فاصله از طرفی باید تا حد امکان کوچک باشد تا تحت تأثیر لایه مرزی ایجاد شده روی دیواره‌های جانبی تونل قرار نگیرد. از طرف دیگر این فاصله نباید به اندازه‌ای کوچک باشد که تخمین طول مشخصه ساختارهای گردابه‌ای در راستای دهانه، $I_z(\omega)$ را با خطا همراه سازد. در مراجع [۱۴ و ۱۹ و ۲۵-۲۴]، مناسب‌ترین فاصله برای چینش میکروفون‌ها در راستای دهانه مدل $5D-7D$ مشخص شده است. بنابراین با توجه به این معیار و همچنین محدودیت فضا در داخل مدل جهت دسترسی به بخش میانی مدل و نصب میکروفون در این قسمت، حداکثر فاصله میکروفون‌ها در راستای دهانه مدل $6D$ در نظر گرفته شد. توجه به این نکته ضروری است که در سرعت‌های مورد مطالعه، حداکثر ضخامت لایه مرزی ایجاد شده روی دیواره‌های جانبی تونل در محل نصب مدل تقریباً 80 میلی‌متر است. با در نظر گرفتن فاصله $6D$ و همچنین عرض

جدول ۱: موقعیت سوراخ‌های فشار روی سطح مدل

Table 1. Locations of pressure pinholes on the surface of the model.

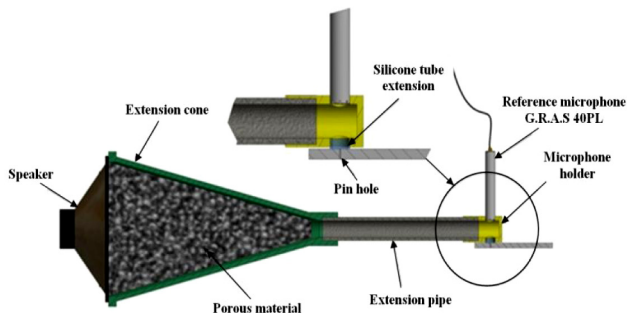
شماره میکروفون	z/D	θ (deg)
۱	۰/۰	۹۰
۲	۰/۶۸۲	۹۰
۳	۱/۵۴۵	۹۰
۴	۲/۹۵۵	۹۰
۵	-۰/۴۱	۹۰
۶	-۰/۹۱	۹۰
۷	-۰/۸۶۴	۹۰
۸	-۰/۳	۹۰
۹	۰/۲۸۲	۴۵
۱۰	۰/۰	۰/۰
۱۱	۰/۲۸۲	-۴۵
۱۲	۰/۰	-۹۰
۱۳	۰/۲۸۲	-۱۳۵
۱۴	۰/۰	-۱۸۰
۱۵	۰/۲۸۲	۱۳۵
۱۶	-	-

شده در مطالعه پیش‌رو را نشان می‌دهد. کالیبراتور شامل یک اسپیکر کیفیت بالا است که از طریق یک مخروط به لوله‌ای استیل با طول ۱۱۰ میلی‌متر و قطر ۱۰ میلی‌متر متصل شده است. با توجه به تئوری آکوستیک [۲۷]، انتشار امواج صوتی در داخل لوله‌ها تنها به ازای $kR \leq 1/84$ به صورت موج صفحه‌ای خواهد بود که شعاع لوله و $k = \omega/c_0$ عدد موج آکوستیکی است؛ بنابراین با توجه به ابعاد لوله، کالیبراسیون انجام گرفته تا بسامد ۲۰ کیلوهرتز دارای اعتبار است. از طرفی دیگر می‌توان اطمینان داشت که طول لوله به قدری کوچک است که هیچ گونه تغییر فاز صورت نمی‌پذیرد. در مطالعه حاضر از یک میکروفون کندانسوری بسیار دقیق یک چهارم اینچ مدل G.R.A.S.40BP عنوان میکروفون مرجع استفاده شده است. این نوع میکروفون می‌باشد (در طی مطالعه پیش رو طراحی و ساخته شده است) راه اندازی شده و داده برداری با استفاده از یک سامانه پردازش سیگنال ۱۶ کاناله مدل NI PCI-6023E انجام گرفته است. بسامد داده برداری برابر با ۴۰ کیلوهرتز بوده و در مجموع تعداد ۸۰۰ هزار داده در مدت زمان ۲۰ ثانیه ذخیره شده است. فرآیند کامل کالیبراسیون و نحوه بدست آوردن تابع انتقال در مرجع [۲۳] ارائه شده است. اثرات نامطلوب تضعیف و تشدید (ایجاد شده بواسطه سوراخ فشار و لوله انتقال عمودی استفاده شده برای ارتباط دادن سوراخ فشار به میکروفون) با اعمال تابع انتقال بر روی نتایج میکروفون‌ها تصحیح شده است. لازم به ذکر است که استفاده از صوت فقط در مرحله کالیبراسیون میکروفون و تعیین دقیق پاسخ دینامیکی آن انجام پذیرفته است.

همانطور که قبلاً عنوان شد برای بررسی توزیع فشار استاتیکی پیرامون مدل مورد نظر از دستگاه مبدل فشار ۱۶ کاناله استفاده می‌شود. این دستگاه مجهز به حسگرهای فشار Honey well با بازه فشاری بین $1250 - 1250$ Pa تا 1250 Pa می‌باشد. خروجی این حسگرها صفر تا ۵ ولت بوده که متناسب با فشار خروجی به صورت خطی تغییر می‌کند. جهت اندازه‌گیری تغییرات سرعت در ناحیه دنباله و مشخص کردن ابعاد این ناحیه از جریان‌سنج سیم داغ یک بعدی با مدار دما ثابت (ساخت شرکت فراسنجش صبا) استفاده شده است. حسگر این جریان‌سنج، سیمی از جنس تنگستن به ضخامت ۵

۲-۶- مراحل انجام آزمایش و تحلیل داده

قبل از انجام آزمایش‌ها باید طی فرآیند کالیبراسیون ضریب حساسیت میکروفون‌های استفاده شده اندازه‌گیری شود. در حالت ایده‌آل بهتر است فرآیند کالیبراسیون در یک اتاق بدون پژواک انجام گیرد. با این حال در مطالعات مختلف از موج صفحه‌ای ایجاد شده در لوله برای این منظور استفاده شده است [۲۶]. در مطالعه حاضر برای ایجاد نویز سفید صفحه‌ای در محدوده بسامد ۱۰۰ تا ۲۰۰۰۰ هرتز و بدست آوردن تابع انتقال از یک کالیبراتور با طراحی خاص استفاده شده است. شکل ۵ شماتیکی از کالیبراتور استفاده



شکل ۵: طرح‌های از کالیبراتور استفاده شده برای کالیبراسیون
Fig. 5. Schematic of the calibrator system used for the calibration

(۶) محاسبه می‌گردد [۲۹].

$$U_c = \frac{2\pi \Delta f \eta_\theta}{\Delta \theta} \quad (۶)$$

که η_θ فاصله بین دو نقطه فشار در جهت محیطی، Δf اختلاف بسامد و $\Delta \theta$ اختلاف فاز است.

به منظور محاسبه طول مشخصه در راستای طول مدل، از داده‌های مربوط به نوسانات فشار در نقاط واقع در راستای طول استفاده می‌گردد. با محاسبه توابع هم‌دوسی $\gamma_{ij}^2(f, \eta_z)$ بین تمامی نقاط واقع در راستای دهانه مدل، طول مشخصه در راستای دهانه با استفاده از رابطه (۷) بدست خواهد آمد. [۳۰].

$$l_z(f) = \sum_{k=1}^{M-1} (\gamma_k(f) + \gamma_{k+1}(f)) (\eta_{z,k+1} - \eta_{z,k}) / 2 \quad (۷)$$

که η_z فاصله بین دو نقطه فشار در راستای دهانه مدل بوده و M تعداد کل η_z های یکتا (در مطالعه حاضر ۲۸) است.

آنالیز طیفی داده‌ها با استفاده از توابع چگالی طیفی خودکار و متقابل در نرم افزار متلب R2014a، با تابع پنجره همینگ^۴، ۵۰ درصد هم‌پوشانی و فشار مرجع $20 \mu\text{Pa}$ انجام گرفته است.

در مطالعه حاضر علاوه بر پارامترهای آکوستیکی که به آنها نیز اشاره شد، با پارامتر تحت عنوان عدد استروهل سرو کار خواهیم داشت که در ادامه بطور مختصر به معرفی آن خواهیم پرداخت. عدد استروهل پارامتری بدون بعد است که نسبت طول مشخصه به فاصله طی شده در طی یک سیکل نوسانی را نشان می‌دهد. از این عدد بدون بعد برای تحلیل مسائل جریان غیردائم و نوسانی استفاده می‌شود و بصورت زیر تعریف می‌گردد:

$$St_D = \frac{fD}{U_\infty} \quad (۸)$$

در نهایت، نتایج یک اندازه‌گیری، تنها زمانی کامل است که همراه با عدم قطعیت پارامترهای اندازه‌گیری شده ارائه گردد. عدم قطعیت سرعت لحظه‌ای به عوامل مختلفی همچون عدم قطعیت جریان‌سنج (نویزها، تکرارپذیری، پاسخ بسامدی و غیره)، عدم قطعیت کالیبراسیون، عدم قطعیت مربوط به موقعیت قرارگیری پراب و عدم قطعیت ناشی از تغییرات دما، فشار و رطوبت بستگی دارد. در مطالعه حاضر عدم قطعیت‌های ذکر شده براساس روند مطرح شده در مراجع [۳۱] با یکدیگر ترکیب شده و عدم قطعیت کلی سامانه محاسبه شده است. بیشینه عدم قطعیت سرعت و فشار متوسط به ترتیب حدود ۴٪ و ۲۸٪ تخمین زده شده است. از طرف دیگر عدم قطعیت چگالی طیفی خودکار و متقابل نوسانات فشار میکروفون‌ها عمدتاً ناشی از عدم قطعیت همگرایی آماری بوده و با توجه به روابط بندات و پیرسول [۲۸] به صورت $\varepsilon = 1/\sqrt{N_r}$ محاسبه می‌گردد که N_r برابر با تعداد ثبت داده‌ها است. در مطالعه حاضر جهت کاهش عدم قطعیت همگرایی آماری، کل زمان داده برداری به ۸۰۰ قسمت مجزا تقسیم شده ($N_r=800$) که با توجه به تعداد کل داده‌ها (۸۰۰ هزار داده)، هر قسمت دارای ۱۰۰۰ داده است. طیف

میکرومتر و طول ۱/۲۵ میلی‌متر است. قبل از استفاده از جریان‌سنج، پراب آن به صورت دقیق از نظر استاتیکی و دینامیکی با استفاده از لوله پیتوت و فرآیند تست موج مربعی کالیبره شده و همه نتایج با توجه به بسامد قطع ۱۵ کیلوهرتز از فیلتر پایین گذر عبور داده شده است. کلیه داده‌ها با بسامد داده برداری ۳۰ کیلوهرتز در مدت ۱۰ ثانیه ذخیره شده است. برای جابه‌جایی پراب از یک سازوکار انتقال‌دهنده با دقت ۰/۰۱ میلی‌متر در سه جهت x ، y و z استفاده شده است. نمایی از مدل نصب شده در دهانه خروجی تونل باد به همراه دستگاه مختصات استفاده شده در شکل ۱ نشان داده شده است.

قبل از بیان نتایج لازم است نحوه تحلیل داده‌ها و محاسبه پارامترهای اصلی مورد نیاز جهت بررسی فیزیک جریان پیرامون مدل مشخص شود. بطور کلی پارامترهای مورد نظر شامل چگالی طیف فشار سطح، سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای در راستای جریان و طول مشخصه نوسانات فشار در طول مدل است. با توجه به روابط بندات و پیرسول [۲۸]، چگالی طیفی خودکار^۱ و متقابل^۲ بین سیگنال‌های فشار دو میکروفون i و j ($P_i(t)$ و $P_j(t)$) به ترتیب به صورت زیر تعریف می‌گردد.

$$\phi_{P_i P_i}(f) = 2 \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} E [P_i^*(f, T) P_i(f, T)] \quad (۱)$$

$$\phi_{P_i P_j}(f) = 2 \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} E [P_i^*(f, T) P_j(f, T)] \quad (۲)$$

که E امید ریاضی یک متغیر تصادفی گسسته است. همچنین $P_i(f, T)$ تبدیل فوریه $P_i(t)$ بوده و با توجه به رابطه (۳) قابل محاسبه است. بعلاوه $P_i^*(f, T)$ مزدوج مختلط $P_i(f, T)$ است.

$$P_i(f, T) = \int_0^T P_i(t) e^{-j2\pi ft} dt \quad (۳)$$

چنانچه پهنای باند بسامدی برابر با ۱ هرتز در نظر گرفته شود، چگالی طیفی خودکار، $\phi_{P_i P_i}(f)$ معادل چگالی طیف توان^۳ بوده و تنها دارای اندازه است. در بیشتر مواقع از مجذور تابع چگالی طیفی متقابل نرمال شده، $\gamma_{ij}^2(f)$ ، به نام تابع هم‌دوسی استفاده می‌گردد. این تابع اطلاعات زیادی در رابطه با ساختار فشار لایه مرزی آشفته فراهم می‌نماید. تابع هم‌دوسی با استفاده از چگالی طیفی متقابل بین دو سیگنال فشار و چگالی طیفی خودکار مربوط به هر کدام از سیگنال‌ها با توجه به رابطه (۵) بدست می‌آید.

$$\gamma_{i,j}^2(f) = \frac{|\phi_{P_i P_i}(f)|^2}{\phi_{P_i P_i}(f) \phi_{P_j P_j}(f)} \quad (۵)$$

تابع هم‌دوسی تنها دارای اندازه بوده و مقدار آن بین صفر و یک تغییر می‌نماید (صفر نمایان گر حالتی است که سیگنال‌ها کاملاً مستقل از یکدیگر بوده و یک برای حالتی است که دو متغیر کاملاً وابسته به یکدیگرند). [۲۸]. سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای با استفاده از فاز تابع چگالی طیفی متقابل بین سیگنال فشار دو نقطه در راستای جریان با استفاده از رابطه

^۱Auto-spectral density

^۲Cross-spectral density

^۳Power spectral density

^۴Hamming window

$29/4 \times 10^2$ هستند، نشان داده شده است. این اعداد رینولدز در محدوده رژیم زیر بحرانی قرار دارند [۱]. با توجه به شکل، توزیع فشار برای هر سه عدد رینولدز ضریب فشار در کلیه نواحی اطراف مدل یکسان است. این روند کاملاً منطقی است؛ چرا که در ناحیه زیر بحرانی ضریب فشار وابستگی ناچیزی به تغییرات عدد رینولدز دارد [۱]. از طرفی دیگر وست و اپلت [۳۲] عنوان می‌کنند که ضریب فشار بطور قابل توجهی وابسته به نسبت انسداد و نسبت منطقی^۱ مدل است. در شکل ۶ نتایج تجربی ضریب فشار با نتایج سان و همکاران [۳۳]، گو و همکاران [۳۴]، ویدمن [۳۵]، سده و شارون [۳۶] و همچنین فک و فالکنر [۳۷] برای نسبت انسداد یکسان مقایسه شده و تطابق قابل قبولی بین نتایج مشاهده شده است.

البته حداکثر اختلاف ۳۲٪ بین نتایج تحقیق پیش‌رو با نتایج مراجع [۳۷] و [۳۴] در محدوده $70 \leq \theta \leq 180$ درجه مشاهده می‌شود. اختلاف در مقدار نوسان مدل ضمن عبور جریان، اختلاف در محل قرارگیری مدل در تونل (در مطالعه پیش رو مدل در دهانه خروجی تونل نصب شده است) و اختلاف در زبری سطح مدل که کمترین ضریب فشار (C_{pm}) و همچنین فشار پایه را تحت تاثیر قرار می‌دهد، می‌تواند دلیل این انحراف باشد.

در مطالعه حاضر و در نیمه بالایی مدل کمترین ضریب فشار در زاویه $\theta_m = 70$ درجه اتفاق افتاده است که محدود به بازه تغییرات $65 \leq \theta_m \leq 70$ درجه در مراجع [۳۳-۳۷] است. این در حالی است که ناحیه پایه^۲ که تقریباً از فشار ثابتی برخوردار است، از زاویه ۸۰ درجه شروع شده است. در ناحیه پایه مقدار انحراف ضریب فشار (C_{pb}) در $\theta = 180$ درجه نسبت به مقدار متناظر با شروع این ناحیه در $\theta = 180$ تقریباً ۴/۶ درصد است که این مقدار انحراف منطبق بر نتایج مراجع [۳۶ و ۳۵] است. با توجه به عدم اندازه‌گیری اصطکاک پوسته‌ای در تحقیق حاضر (در ناحیه زیر بحرانی سهم پسا پوسته‌ای از پسا کل ۲٪ است و این مقدار قابل صرفه نظر کردن است [۳۷])، موقعیت جدایش جریان از سطح مدل (θ_s) با استفاده از توزیع فشار روی سطح مشخص شده است. این موقعیت که متناظر با اصطکاک پوسته‌ای صفر است، در حقیقت همان موقعیت شروع ناحیه پایه بوده [۳۷] که در شکل ۶ برای نیمه بالایی مدل زاویه ۸۰ درجه است. در مراجع [۳۳-۳۷] بازه تغییرات θ_s برای نیمه بالایی مدل ۸۰ تا ۹۰ درجه گزارش شده که با توجه به مقادیر نشان داده در شکل ۶ برای این زوایا می‌توان به صحت نتایج اندازه‌گیری شده پی‌برد. در حالت کلی مقایسه نتایج تحقیق پیش رو با نتایج مراجع [۳۳-۳۷] در جدول ۲ نشان داده شده است.

به منظور درک ساختار جریان در ناحیه دنباله، منحنی سرعت متوسط در راستای جریان که از طریق جریان سنج سیم داغ روی خط مرکزی ($v/D=0$) و در مقطع وسط مدل ($z/D=0$) اندازه‌گیری شده در شکل ۷ (الف) نشان داده شده است. نتایج مرجع [۳۸] نشان می‌دهند که سرعت روی خط مرکزی ناحیه دنباله و در موقعیتی کاملاً مماس بر سطح مدل صفر است

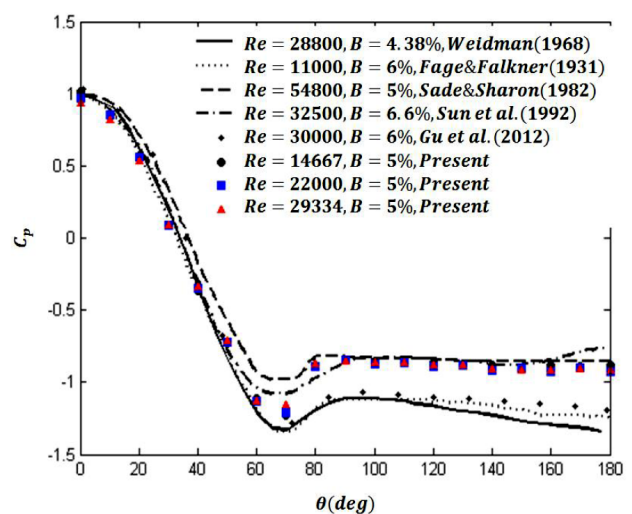
فشار سطح با میانگین‌گیری از طیف فشار حاصل از تمامی قسمت‌ها بدست آمده است. بنابراین با توجه به رابطه ذکر شده، عدم قطعیت همگرایی آماری چگالی طیفی خودکار و متقابل نوسانات فشار برابر با ۳/۵٪ است.

۳- نتایج و بحث

در این بخش ابتدا به بررسی پارامترهای آیرودینامیکی نظیر تغییرات فشار استاتیکی پیرامون مدل و همچنین منحنی سرعت در ناحیه دنباله پرداخته می‌شود. سپس نتایج چگالی طیف فشار سطح به ازای سرعت‌های مختلف پس از تعیین محدوده بسامدی قابل اعتماد، مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در ادامه نتایج چگالی طیف فشار سطح در سرعت‌های مختلف با استفاده از مقیاس‌هایی نظیر فشار دینامیکی برحسب سرعت جریان آزاد و سرعت در محدوده شکل‌گیری گردابه‌ها در پایین‌دست مدل نرمال شده و نحوه اجتماع داده‌ها در بسامدهای مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. پس از تحلیل نتایج چگالی طیف فشار سطح، با استفاده از سیگنال‌های نوسانات فشار که بطور هم‌زمان در راستای جریان و دهانه مدل اندازه‌گیری شده‌اند، به ترتیب تغییرات همدوسی محیطی و عرضی مورد ارزیابی قرار گرفته و سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای در جهت جریان و طول مشخصه در راستای دهانه مدل بدست آمده‌اند.

۳-۱- پارامترهای آیرودینامیکی

در این قسمت به منظور اعتبارسنجی عملکرد مدل استوانه‌ای در تونل باد، توزیع فشار استاتیکی پیرامون مدل و همچنین تغییرات منحنی سرعت در ناحیه دنباله مورد ارزیابی قرار می‌گیرد و با نتایج مراجع مقایسه می‌شود. در شکل ۶ توزیع فشار استاتیکی پیرامون مدل در سه سرعت ۱۰ و ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه که به ترتیب متناظر با اعداد رینولدز $14/7 \times 10^3$ و 22×10^3 و



شکل ۶: تغییرات ضریب فشار استاتیکی پیرامون مدل استوانه‌ای

Fig. 6. Pressure coefficient at different peripheral locations

¹Aspect ratio

²Base region

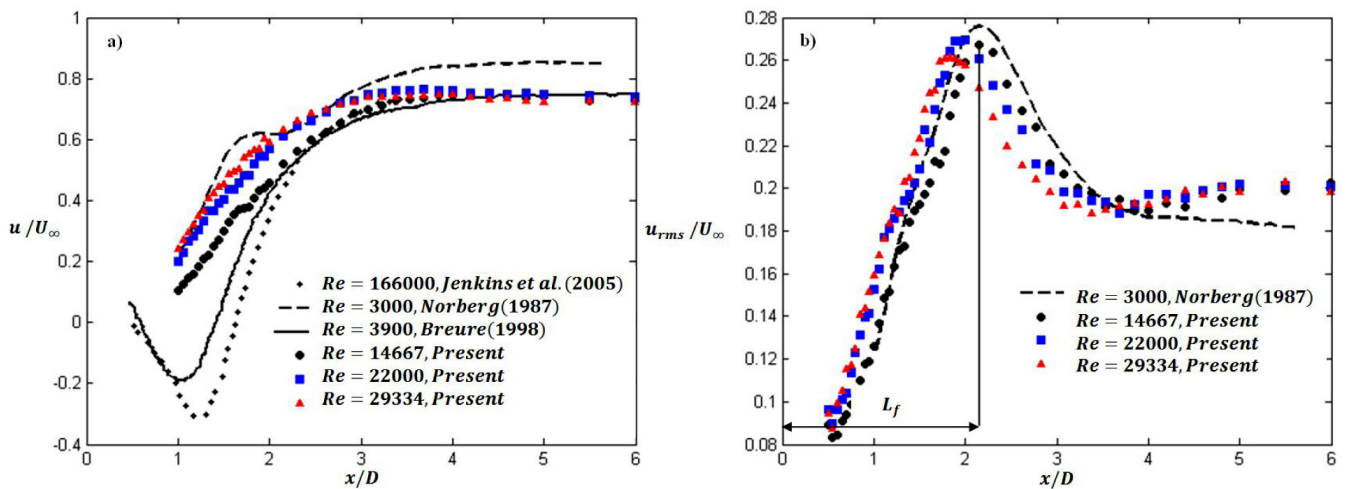
جدول ۲: مقایسه نتایج ضریب فشار استاتیکی در تحقیق حاضر با نتایج تجربی مراجع [۳۳-۳۷]

Table 2. Comparison of pressure coefficient results in the present study with the experimental results of Refs. [33-37]

	θ_m	C_{pm}	θ_s	C_{ps}	C_{pb}
پژوهش حاضر	70°	-۱/۲۱	80°	-۰/۸۷۴	-۰/۹۱۶
ویدمن (۱۹۶۸)	$70/7^\circ$	-۱/۳۳	$90/33^\circ$	-۱/۱۵	-۱/۳۵
فیچ و فاکنر (۱۹۳۱)	69°	-۱/۳۳	$86/5^\circ$	-۱/۱۱	-۱/۲۳
سید و شارون (۱۹۸۲)	$70/12^\circ$	-۱/۱۵	$80/37^\circ$	-۰/۹۵	-۰/۹۷۸
سان و همکاران (۲۰۱۲)	$69/7^\circ$	-۱/۱	95°	-۰/۸۳	-۰/۷۴

ناحیه دنباله نزدیک، تغییرات مجذور میانگین مربعات سرعت (U_{rms}) روی خط مرکزی ناحیه دنباله در شکل ۷ (ب) نشان داده شده است. طبق این شکل موقعیت در پایین دست مدل که متناظر با بیشینه مقدار U_{rms} است، نقطه شکل گیری گردابه خواهد بود و فاصله از مدل تا این نقطه طول شکل گیری گردابه (L_f) گفته می شود [۳۹]. طبق مرجع [۳۹] طول شکل گیری گردابه با افزایش عدد رینولدز و همچنین شدت آشفتگی کاهش می یابد که این در شکل ۷ (ب) و همچنین جدول ۳ مشهود است. این در حالی است که تغییرات نسبت انسداد و نسبت منطری تأثیر ناچیزی روی طول شکل گیری گردابه دارد. توجه به این نکته ضروری است که با تعیین محل شکل گیری گردابه، محدوده دنباله نزدیک که در آن برهم کنش بین جریان جدا شده با مدل قابل توجه بوده به ساده گی قابل تشخیص است. در حالت کلی محدوده دنباله نزدیک از مدل تا $1/5D$ پس از محل شکل گیری گردابه است [۳۹]. با توجه

که این به خاطر اصل عدم لغزش است. این سرعت با افزایش فاصله از مدل در ناحیه دنباله نزدیک که متناظر با باز چرخش جریان است به حداقل مقدار منفی (U_{min}) خواهد رسید. با فاصله گیری هر چه بیشتر از مدل و گذر از ناحیه دنباله نزدیک به دنباله دور سرعت متوسط بطور یکنواخت تا سرعت جریان آزاد (U_∞) افزایش می یابد. با توجه به شکل ۷ (الف) نتایج سرعت متوسط با نتایج تجربی مراجع [۳۸-۴۰] مقایسه شده و در خارج از ناحیه متناظر با باز چرخش جریان تطابق قابل قبولی بین نتایج مشاهده می شود. همانطور که مشهود است، شکل ۷ (الف) در برگرنده مقادیر منفی سرعت متوسط در محدوده باز چرخش جریان نیست. این کار به این دلیل است که در مطالعه حاضر اندازه گیری سرعت در ناحیه دنباله با استفاده از جریان سنج یک بعدی صورت پذیرفته است که قادر به ثبت سرعت های منفی نمی باشد. به منظور تعیین محل شکل گیری گردابه پشت مدل و همچنین ابعاد



شکل ۷: (ا) تغییرات سرعت متوسط و (ب) تغییرات مجذور میانگین مربعات سرعت در امتداد خط مرکزی در ناحیه دنباله ($y/D=0$)

Fig. 7. (a) Mean streamwise velocity and (b) root mean square velocity along centerline in the wake region ($y/D=0$)

جدول ۳: مقایسه نتایج طول شکل‌گیری گردابه در تحقیق حاضر با نتایج تجربی مرجع [۳۹]

Table 3. Comparison of the vortex formation length in the present study with the experimental results of Ref. [39]

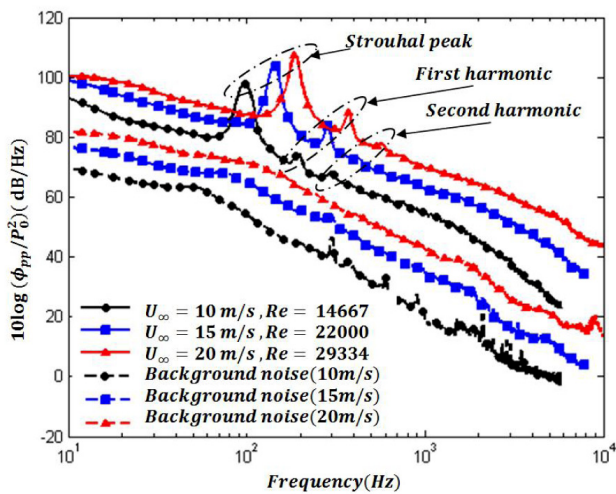
	L_f			
	Re=۳۰۰۰	Re=۱۴۶۶۷	Re=۲۲۰۰۰	Re=۲۹۳۳۴
پژوهش حاضر	—	۲/۱۵	۱/۹۴	۱/۸۳
نوربرگ (۱۹۸۷)	۲/۱۷	—	—	—

اختلاف بین نويز زمينه تونل باد و طيف فشار سطح بيشتر از ۱۰ دسی‌بل است. بنابراین برای کلیه سرعت‌ها نتایج طیف فشار سطح در $f \leq 10$ Hz قابل قبول است. با توجه به شکل ۸، طیف فشار سطح در هر سرعتی شامل نويزهای باریک باند و پهن باند است و افزایش سرعت منجر به افزایش دامنه طیف فشار سطح و انتقال آن به بسامدهای بالاتر می‌گردد. در هر سرعتی بزرگترین قله طیف فشار سطح که مربوط به قوی‌ترین نويز باریک باند است، پیک استروهاال گفته می‌شود. این قله به ترتیب برای سرعت‌های ۱۰ و ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه در بسامدهای ریزش گردابه ۹۸ و ۱۴۲ و ۱۸۶ هرتز رخ می‌دهد که تقریباً متناظر با عدد استروهاال ۰/۲ هستند. همانطور که در شکل نشان داده شده، قله‌های دوم و سوم طیف فشار سطح در هر سرعتی که به هارمونیک‌های اول و دوم پیک استروهاال مشهور هستند و به ترتیب در بسامدهایی دو و سه برابر بسامد متناظر با پیک استروهاال رخ می‌دهند، از دامنه کوچک‌تری در مقایسه با پیک استروهاال برخوردار می‌باشند. این روندی منطبق بر نتایج مرجع [۱۵] است و نشان می‌دهد که چنین نويزهایی در مقایسه با نويز باریک باند اول از سطح انرژی کمتری برخوردارند. بطور

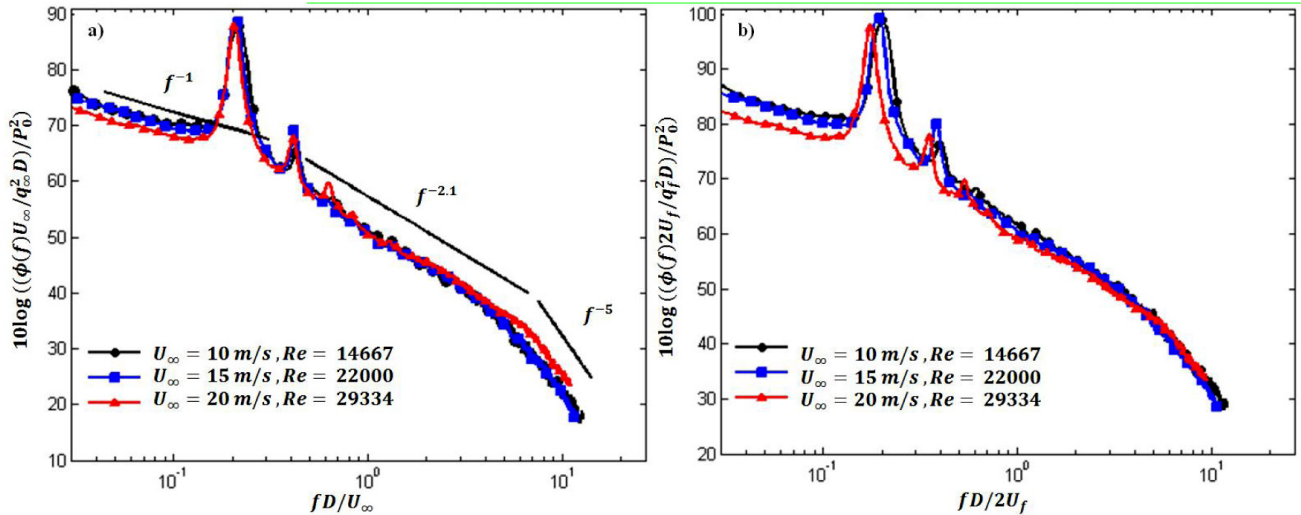
به شکل ۷ (ب) روی هر منحنی در بالادست محل شکل‌گیری گردابه یک فرورفتگی مشاهده می‌شود که مربوط به تغییرات اساسی در فرآیند ریزش گردابه است [۳۹]. این فرورفتگی در منحنی‌های مربوط به سرعت متوسط در شکل ۷ (الف) نیز قابل رؤیت است و در اعداد رینولدز پایین نمایان‌تر است.

۳-۲- چگالی طیف فشار سطح

قبل از ارائه نتایج طیف فشار سطح لازم است، نسبت سیگنال به نويز و محدوده بسامدی قابل اعتماد در محدوده سرعت‌های مد نظر مورد بررسی قرار گیرد. چنین کاری به دلیل عدم وجود تونل باد آیرودینامیکی در کشور و انجام آزمایش‌ها در تونل باد آیرودینامیکی اصلاح شده دانشگاه یزد صورت می‌پذیرد. در حالت کلی نوسانات فشار ناپایای اندازه‌گیری شده در تونل باد توسط میکروفون یا هر حسگر دیگری که روی سطح مدل نصب شده عبارتست از مجموع نوسانات فشار روی سطح مدل (القا شده از طریق نوسانات سرعت در ناحیه دنباله) و نويز زمينه تونل باد (ناشی از جریان در تونل باد بدون حضور مدل). از طرف دیگر با توجه به استفاده از مقیاس دسی‌بل، چنانچه اندازه نوسانات فشار یکی از دو منبع اشاره شده در بالا بیش از ۱۰ دسی‌بل بزرگتر از منبع دیگر باشد، حضور منبع کوچکتر تأثیر بسیار ناچیزی روی نوسانات فشار اندازه‌گیری شده داشته و می‌توان گفت آنچه حسگر فشار ثبت می‌کند برابر با مقدار نوسانات فشار القا شده توسط منبع بزرگتر است. بنابراین نتایج بدست آمده در این حوزه فقط در محدوده‌ای از بسامدها قابل اعتماد است که طیف فشار سطح (نوسانات فشار هیدرودینامیکی)، حداقل ۱۰ دسی‌بل بزرگتر از نويز زمينه تونل باد باشد. با توجه به چنین معیاری تغییرات طیف فشار سطح اندازه‌گیری شده توسط میکروفون شماره ۱ (در موقعیت $z/D=0$ و $\theta=90^\circ$) به همراه نويز زمينه تونل باد در سه سرعت ۱۰ و ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه در شکل ۸ نشان داده شده است. در هر سرعت هنگامی که مدلی در تونل باد نصب نیست، نويز زمينه تونل باد با استفاده از یک میکروفون کندانسوری یک چهارم اینچ مدل G.R.A.S.40BP واقع در بالای دهانه خروجی تونل (در فاصله عمودی ۲۵۰ میلی‌متر از مرکز سطح مقطع آزمون) اندازه‌گیری شده است. با توجه به شکل برای بسامدهای بالاتر از ۱۰ هرتز، در هر سه سرعت



شکل ۸: طیف فشار سطح در موقعیت $z/D=0$ به همراه نويز زمينه تونل
Fig. 8. Surface pressure spectra at $z/D=0$ along with the wind tunnel background noise



شکل ۹: طیف فشار سطح نرمال شده با مقیاس های (a) جریان بالادست و (b) جریان پایین دست در محل شکل گیری گردابه در موقعیت $z/D=0$
 Fig. 9. Surface pressure PSD normalized with scales of (a) upstream flow and (b) downstream flow in the vortex formation region at $z/D=0$

کلی، پیک استروهاال و هارمونیک دوم آن تحت تاثیر نوسانات نیروی برآ روی سطح مدل و هارمونیک اول تحت تاثیر نوسانات نیروی پسا می باشند. در شکل ۸ طیف فشار سطح در بسامدهای پایین بیشتر از بسامدهای بالا است و این نشان می دهد که سطح انرژی گردابه های متناظر با بسامدهای پایین بیشتر از سطح انرژی گردابه های متناظر با بسامدهای بالا است. شکل ۹ نحوه مقیاس بندی داده های طیف فشار سطح را نشان می دهد. بطور کلی، اگر داده های طیف فشار سطح در سرعت های مختلف با استفاده از پارامترهای نرمال ساز مناسب مقیاس بندی شوند، ممکن است بتوان تمامی داده های طیف فشار را روی یک نمودار مجتمع کرد. کاربرد چنین نرمال سازی در ایجاد مدل های نیمه تجربی برای پیش بینی طیف فشار سطح با استفاده از پارامترهای مهمی مانند سرعت جریان، فشار دینامیکی، قطر سیلندر و غیره است. با این حال یک مقیاس بندی کلی برای مجتمع نمودن داده های طیف فشار سطح در بازه گسترده ای از بسامدها و اعداد رینولدز وجود ندارد. بیلکا [۴۱] نشان داد که با استفاده از پارامترهای جریان بالادست مانند q_∞ (فشار دینامیکی بر حسب سرعت جریان آزاد) به عنوان مقیاس فشار و D/U_∞ به عنوان مقیاس زمان می توان تا حد زیادی به مجتمع سازی داده ها پرداخت. در شکل ۹ (الف) طیف فشار سطح در سرعت های مختلف بر حسب پارامترهای پیشنهادی مرجع [۴۱] نرمال شده است. چنانچه در شکل مشخص است، داده ها در محدوده بسامدهای بدون بعد میانی (۵-۱۷/۰) کاملاً منطبق بر یکدیگر بوده و حداکثر اختلاف در این محدوده کمتر از ۱ دسی بل است. این در حالی است که در محدوده بسامدهای بدون بعد پایین (۰/۱۷-۰/۰۳) و بالا (۵-۱۴) اختلاف داده های طیف فشار سطح به ترتیب ۳ و ۵ دسی بل بوده که در مقایسه با بسامدهای میانی کمی افزایش یافته است. وجود اختلاف کم در محدوده بسامدهای پایین و میانی در مقایسه با سایر بسامدها گویای این مطلب است که پارامترهای نرمال ساز

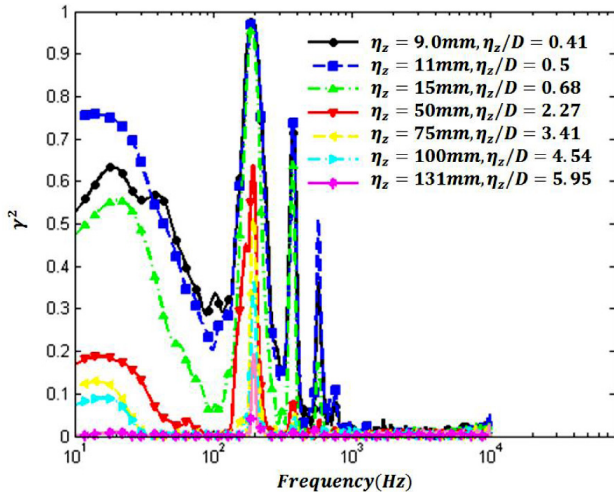
استفاده شده بیشتر مرتبط با پدیده های خارج از لایه مرزی و بطور خاص ساختارهای گردابه ای بزرگ هستند. در شکل ۹ (الف) نرخ کاهش طیف فشار سطح در بسامدهای پایین متناسب با f^1 و در بسامدهای میانی و بالا به ترتیب متناسب با $f^{2.1}$ و $f^{2.5}$ است. علاوه بر این عدد استروهاال متناظر با پیک های استروهاال طیف فشار سطح در هر سه سرعت ۱۰ و ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه ۰/۲ است. در تحقیق حاضر از q_f (فشار دینامیکی بر حسب سرعت در موقعیت شکل گیری گردابه) به عنوان مقیاس فشار و از D/U_f ؛ U_f سرعت در موقعیت تشکیل گردابه) به عنوان مقیاس زمان برای نرمال سازی در بسامدهای بالا استفاده شده است. نتایج در شکل ۹ (ب) نشان می دهند که استفاده از چنین پارامترهایی بطور چشم گیری منجر به افزایش اجتماع داده های طیف فشار سطح در محدوده بسامدهای بالا در مقایسه با نتایج شکل ۹ (الف) شده است. هر چند چنین پارامترهایی بطور عکس اختلاف بین داده ها در بسامدهای میانی و پایین را افزایش داده اند. افزایش اجتماع داده ها در محدوده بسامدهای بالا بیانگر این است که پارامترهای نرمال ساز در این حالت مرتبط با ساختارهای گردابه ای کوچک هستند.

به منظور بررسی دو بعدی بودن جریان در راستای دهانه مدل، نتایج طیف فشار سطح میکروفون های تعبیه شده در راستای دهانه مدل (میکروفون شماره ۱ تا ۸) در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه با یکدیگر مقایسه شده است. همانطور که در شکل ۱۰ نشان داده شده است، اختلاف نتایج در تمامی محدوده بسامدی کمتر از ۳ دسی بل بوده و بنابراین جریان در دهانه مدل بطور مناسب دو بعدی است.

در ادامه جهت رعایت اختصار، نتایج مربوط به طیف فشار سطحی پیرامون مدل، همدوسی عرضی و محیطی، سرعت جابجایی ساختارهای گردابه ای و طول مشخصه در راستای دهانه مدل تنها در سرعت ۲۰ متر بر

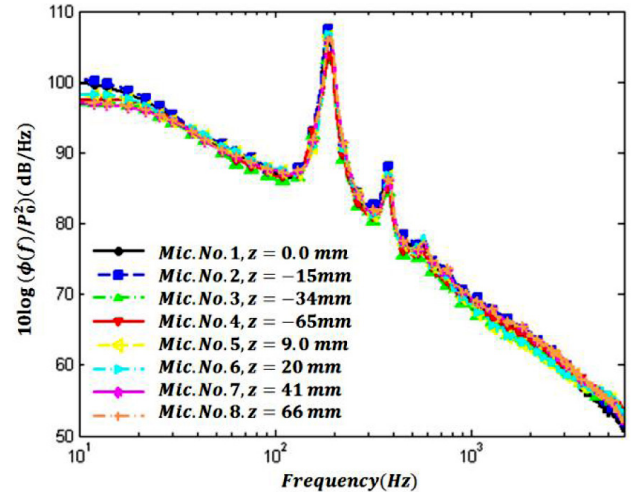
ثانیه ۰/۲ است. در تحقیق حاضر از q_f (فشار دینامیکی بر حسب سرعت در موقعیت شکل گیری گردابه) به عنوان مقیاس فشار و از D/U_f ؛ U_f سرعت در موقعیت تشکیل گردابه) به عنوان مقیاس زمان برای نرمال سازی در بسامدهای بالا استفاده شده است. نتایج در شکل ۹ (ب) نشان می دهند که استفاده از چنین پارامترهایی بطور چشم گیری منجر به افزایش اجتماع داده های طیف فشار سطح در محدوده بسامدهای بالا در مقایسه با نتایج شکل ۹ (الف) شده است. هر چند چنین پارامترهایی بطور عکس اختلاف بین داده ها در بسامدهای میانی و پایین را افزایش داده اند. افزایش اجتماع داده ها در محدوده بسامدهای بالا بیانگر این است که پارامترهای نرمال ساز در این حالت مرتبط با ساختارهای گردابه ای کوچک هستند.

به منظور بررسی دو بعدی بودن جریان در راستای دهانه مدل، نتایج طیف فشار سطح میکروفون های تعبیه شده در راستای دهانه مدل (میکروفون شماره ۱ تا ۸) در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه با یکدیگر مقایسه شده است. همانطور که در شکل ۱۰ نشان داده شده است، اختلاف نتایج در تمامی محدوده بسامدی کمتر از ۳ دسی بل بوده و بنابراین جریان در دهانه مدل بطور مناسب دو بعدی است. در ادامه جهت رعایت اختصار، نتایج مربوط به طیف فشار سطحی پیرامون مدل، همدوسی عرضی و محیطی، سرعت جابجایی ساختارهای گردابه ای و طول مشخصه در راستای دهانه مدل تنها در سرعت ۲۰ متر بر



شکل ۱۲: تغییرات هم‌دوسی عرضی به ازای فواصل مختلف در راستای دهانه مدل در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه

Fig. 12. Lateral coherence variations for various spanwise distances at 20m/s



شکل ۱۰: طیف فشار سطح در موقعیت‌های عرضی مختلف در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه

Fig. 10. Surface pressure PSD at different spanwise locations at 20m/s

و همچنین هارمونیک‌های اول و دوم در تمامی زاویا به جزء زاویه صفر درجه مشاهده می‌شوند. البته باید به این نکته اشاره نمود که در $\theta=180^\circ$ درجه فقط هارمونیک اول مشاهده می‌شود.

۳-۳- بررسی تغییرات هم‌دوسی عرضی و محیطی

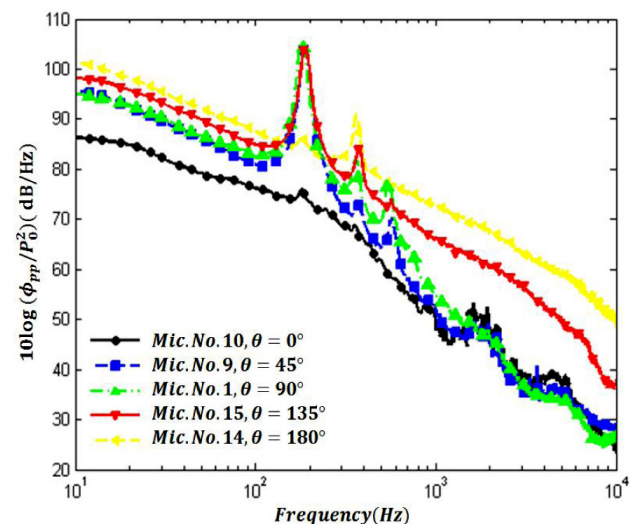
به منظور بررسی ابعاد فیزیکی ساختارهای گردابه‌ای و همچنین طول عمر آنها از تغییرات تابع هم‌دوسی که ارتباط سیگنال‌های فشار را در موقعیت‌های مختلف مورد ارزیابی قرار می‌دهد، استفاده می‌شود. در حالت کلی تابع هم‌دوسی عرضی (در راستای دهانه مدل) مشخص کننده ابعاد فیزیکی ساختارهای گردابه‌ای [۴۲] و تابع هم‌دوسی محیطی بیانگر طول عمر (زمان فروپاشی) و همچنین سطح انرژی ساختارهای گردابه‌ای است. در این قسمت نحوه تغییرات توابع هم‌دوسی عرضی و محیطی به ازای سرعت جریان آزاد ۲۰ متر بر ثانیه مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل ۱۲ تغییرات تابع هم‌دوسی عرضی به ازای فواصل مختلف در راستای دهانه نشان داده شده است.

با توجه به شکل مقدار تابع هم‌دوسی عرضی در بسامدهای پایین به مراتب بزرگتر از بسامدهای بالا بوده و این بدان معناست که ابعاد فیزیکی گردابه‌هایی که مسئول ایجاد نوسانات فشار در بسامدهای پایین هستند، بزرگتر است. علاوه بر این با افزایش η_z در تمام محدوده بسامدی، مقدار تابع هم‌دوسی عرضی کاهش می‌یابد. همانطور که در شکل ۱۲ مشهود است، بیشینه مقدار تابع هم‌دوسی در بسامد ریزش گردابه (بسامد ۱۸۶ Hz) در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه که متناظر با پیک استروهاال است و همچنین هارمونیک‌های آن رخ داده است.

شکل ۱۳ نشان‌دهنده تابع هم‌دوسی عرضی نرمال شده به ازای فواصل

ثابته ارائه شده است.

شکل ۱۱ تغییرات طیف فشار سطح در زوایای مختلفی پیرامون مدل در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه نشان می‌دهد. در این شکل به دلیل تقارن جریان پیرامون مدل، فقط تغییرات طیف فشار سطح در نیمه بالایی مدل نشان داده شده است. با توجه به شکل طیف فشار سطح از زاویه صفر تا $\theta=180^\circ$ درجه افزایش می‌یابد. این تغییرات نشان می‌دهند که سطح انرژی نوسانات فشار در نواحی بالادست مدل ($0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$ درجه)، کمتر از نواحی پایین‌دست آن ($90^\circ \leq \theta \leq 180^\circ$ درجه) است. علاوه بر این مشاهده می‌شود که پیک استروهاال



شکل ۱۱: طیف فشار سطح به در زوایای مختلف در موقعیت $z/D=0$ و در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه

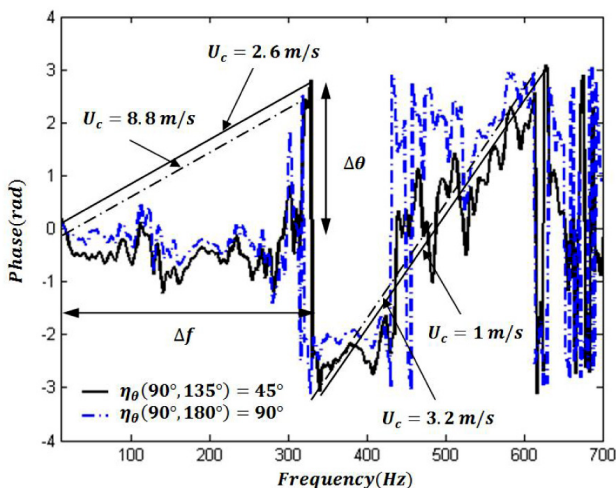
Fig. 11. Surface pressure PSD at different angular positions at $z/D=0$ and 20m/s

شکل ۱۴ نشان دهنده تغییرات تابع همدموسی محیطی به ازای فواصل زاویه‌ای مختلف (η_θ) است. با توجه به شکل، مقدار تابع همدموسی محیطی در بسامدهای پایین به مراتب بیشتر از بسامدهای بالا بوده و این بدان معناست که طول عمر ساختارهای گردابه‌ای بزرگتر (مسئول ایجاد نوسانات فشار در بسامدهای پایین) بیشتر از طول عمر ساختارهای گردابه‌ای کوچکتر (مسئول ایجاد نوسانات فشار در بسامدهای بالا) است.

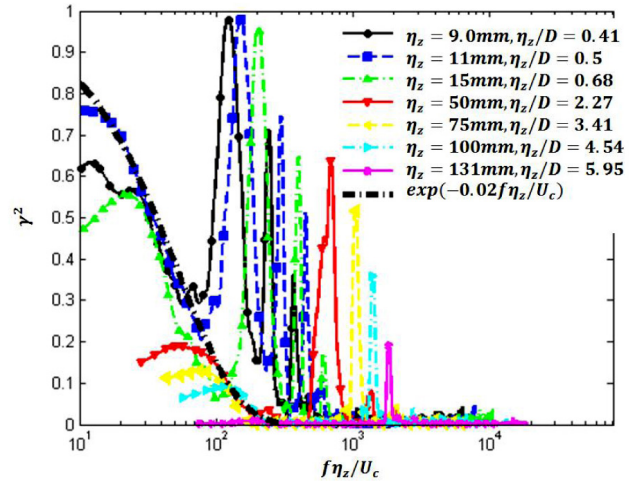
همچنین بیشینه مقدار همدموسی محیطی در بسامد ۱۸۶ هرتز رخ داده که برابر با بسامد بیشینه چگالی طیف فشار سطح در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه است. در شکل ۱۴ با افزایش فاصله زاویه‌ای (η_θ)، مقدار تابع همدموسی محیطی تغییر چندانی نمی‌کند که این برخلاف روند تغییرات تابع همدموسی عرضی با افزایش η_z است. در حقیقت تابع همدموسی محیطی فقط تحت تاثیر موقعیت حسگرها پیرامون مدل است. طبق شکل تابع همدموسی بین میکروفون تعبیه شده در موقعیت $\theta=45^\circ$ درجه با میکروفون‌های تعبیه شده در زوایای ۹۰ و ۱۳۵ درجه در تمام بازه بسامدی و مخصوصا در بسامد ریزش گردابه بیشترین مقدار ممکن را از خود نشان می‌دهد. شاید این به دلیل گذر از لایه مرزی آرام به آشسته در $\theta=45^\circ$ درجه باشد. مقایسه شکل‌های ۱۲ و ۱۴ نشان می‌دهد که همدموسی محیطی کوچک‌تر از همدموسی عرضی است و نشان‌دهنده تغییر هویت هر چه سریعتر ساختارهای گردابه‌ای پیرامون مدل است.

۳-۴- سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای

شکل ۱۵ نحوه تغییرات فاز تابع چگالی طیفی متقابل بین میکروفون‌های تعبیه شده پیرامون مدل (η_θ های مختلف) در $z/D=0$ و همچنین سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای به ازای سرعت جریان آزاد ۲۰ متر بر ثانیه را نشان می‌دهد. سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای طبق رابطه (۶) و با

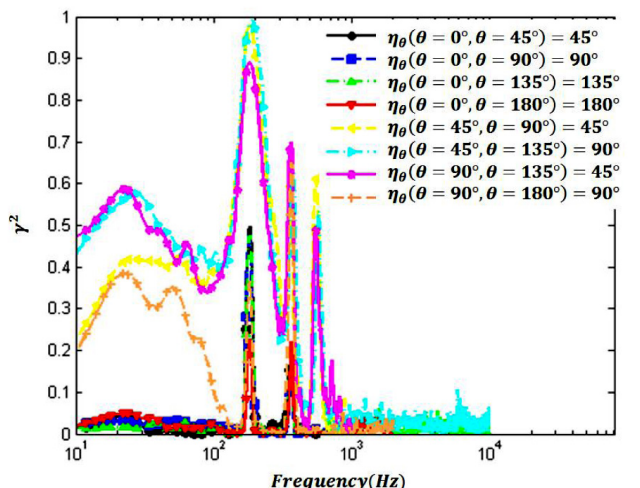


شکل ۱۵: تخمین سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای از تغییرات فاز تابع چگالی طیفی متقابل در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه
Fig. 15. Estimate of Convection velocity of the vortex structures from variation of the cross-spectra density phase at 20m/s



شکل ۱۳: تابع همدموسی عرضی نرمال شده به ازای فواصل مختلف در راستای دهانه در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه
Fig. 13. Normalized lateral coherence at different spanwise locations at 20m/s

مختلف بین هر دو سنسور حسگر فشار در دهانه مدل (η_z) است. با توجه به شکل، داده‌های مربوط به فواصل عرضی مختلف روی یک نمودار با معادله $(\gamma = \exp(-\alpha\phi))$ مجتمع شده‌اند. البته این مجتمع سازی فقط مربوط به محدوده فرکانس بسامدی پهن باند (هم فرکانس بسامدهای کوچک و هم فرکانس بسامدهای بزرگ) است و شامل فرکانس بسامدهای باریک باند (پیک استرومال و هارمونیک‌های آن) نمی‌شود. مقدار α وابسته به عدد رینولدز است. به طور کلی، جریان‌ها با اعداد رینولدز بالاتر دارای α کوچکتری هستند. در مطالعه حاضر، با افزایش عدد رینولدز بر پایه قطر از ۱۴۶۶۷ به ۲۹۳۳۴، مقدار α از ۰/۰۲۷ به ۰/۰۲ کاهش یافته است.



شکل ۱۴: تغییرات همدموسی محیطی به ازای فواصل زاویه‌ای مختلف در موقعیت $z/D=0$ و در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه
Fig. 14. The variation of the peripheral coherence at different angular positions at $z/D=0$ and for 20m/s

به بسامد بوده و مقدار آن در بسامدهای پایین بزرگتر از بسامدهای بالا است. با توجه به اینکه طول مشخصه نمادی از اندازه ساختارهای گردابه‌ای است، می‌توان از تغییرات طول مشخصه برحسب بسامد به این نتیجه رسید که ساختارهای گردابه‌ای بزرگ و کوچک به ترتیب سبب ایجاد نوسانات فشار در بسامدهای پایین و بالا می‌شوند. علاوه بر این مشاهده می‌شود که بیشینه مقدار طول مشخصه در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه در بسامد ریزش گردابه یعنی ۱۸۶ هرتز رخ داده که برابر با بسامد بیشینه چگالی طیف فشار سطح، بیشینه مقدار همدوسی عرضی و بیشینه مقدار همدوسی محیطی است.

۴- نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر به منظور فهم فیزیک جریان پیرامون یک مدل استوانه‌ای با مقطع دایره‌ای و همچنین ارزیابی نویز باریک باند به عنوان اصلی‌ترین منبع انتشار نویز از جریان پیرامون مدل، پارامترهایی نظیر چگالی طیف فشار سطح، تابع همدوسی عرضی و محیطی، طول مشخصه در راستای دهانه مدل و همچنین سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای با استفاده از نوسانات فشار ناپایای سطح محاسبه شده است. در این راستا نوسانات فشار سطحی ناپایا در دو جهت عرضی و محیطی با استفاده از میکروفون‌های کندانسوری کوچک اندازه‌گیری شده است. کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون‌صوت دانشگاه یزد و در سه سرعت ۱۰ و ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه انجام گرفته است. نتایج نشان دادند که برای کلیه سرعت‌ها نویز باریک باند در بسامد ریزش گردابه متناظر با عدد استروهال ۰/۲ است و هارمونیک‌های اول و دوم آن به ترتیب در بسامدهایی دو و سه برابر بسامد ریزش رخ می‌دهند. علاوه بر این بهترین اجتماع داده‌های طیف فشار سطح در بسامدهای پایین و میانی به ازای استفاده از مقیاس‌های جریان بالادست و در محدوده بسامدهای بالا به ازای استفاده از مقیاس‌های جریان پایین‌دست در محل شکل‌گیری گردابه بدست آمده است. تغییرات توابع همدوسی عرضی و محیطی نشان دادند که ساختارهای گردابه‌ای بزرگتر که مسئول ایجاد نوسانات فشار در بسامدهای پایین هستند، از طول عمر و همچنین سطح انرژی بیشتری در مقایسه با ساختارهای گردابه‌ای کوچک که متناظر با بسامدهای بالا هستند، برخوردار می‌باشند. همچنین مرکز ساختارهای گردابه‌ای بزرگ از سطح فاصله بیشتری داشته و در نتیجه نسبت به ساختارهای گردابه‌ای کوچک نزدیک به سطح با سرعت بیشتری حرکت می‌کنند.

۵- فهرست علائم

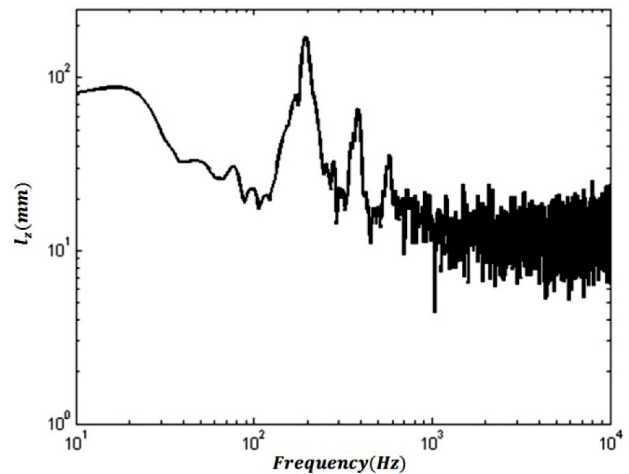
B	نسبت انسداد
C_0	سرعت صوت ($m.s^{-1}$)

مشخص کردن Δf و $\Delta \theta$ تعیین شده است. نتایج تنها برای بسامدهایی ارائه شده که سیگنال‌های دریافتی توسط میکروفون‌ها دارای همدوسی محیطی قابل توجهی بوده و یا به عبارتی ساختارهای گردابه‌ای از سطح انرژی بالایی برخوردار باشند و هویت آنها در اثر جابه‌جا شدن بین دو حسگر تغییرات زیادی نکرده باشد.

طبق شکل سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای با افزایش فاصله زاویه‌ای بین میکروفون‌ها (η_θ) افزایش یافته است. البته محدوده بسامدی که میدان فشار هویت خود را حفظ نموده با افزایش η_θ کاهش یافته است. در واقع همانطور که در قسمت قبل مشاهده شد، ساختارهای گردابه‌ای با ابعاد بزرگتر دارای سطح انرژی بیشتری بوده و بنابراین هنگامی که فواصل بین حسگرها زیاد گردد، تنها گردابه‌های با ابعاد بزرگ همدوسی محیطی قابل توجهی داشته (هویت خود را حفظ نموده) و در نتیجه محدوده بسامدی قابل ارائه کاهش می‌یابد. همچنین مرکز ساختارهای گردابه‌ای بزرگ از سطح فاصله بیشتری داشته و در نتیجه نسبت به ساختارهای گردابه‌ای کوچک نزدیک به سطح با سرعت بیشتری حرکت می‌نمایند. بنابراین هنگامی که فواصل بین حسگرها زیاد گردد، با توجه به فروپاشی ساختارهای گردابه‌ای کوچک (دارای انرژی کمتر)، سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای بیشتر متأثر از ساختارهای گردابه‌ای بزرگ بوده و در نتیجه سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای افزایش می‌یابد.

۳-۵ طول مشخصه در راستای دهانه

شکل ۱۶ نشان‌دهنده نحوه تغییرات طول مشخصه در راستای دهانه مدل بر حسب بسامد است. این پارامتر با اندازه‌گیری هم‌زمان نوسانات فشار توسط میکروفون‌های تعبیه شده در دهانه مدل و با استفاده از رابطه (۷) محاسبه شده است. با توجه به شکل، طول مشخصه در راستای دهانه، وابسته



شکل ۱۶: طول مشخصه در راستای دهانه به صورت تابعی از بسامد در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه

Fig. 16. Spanwise length scale as a function of the frequency at 20m/s

تقدیر و تشکر

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

مراجع

- [1] M. Zdravkovich, Flow around circular cylinders volume 1: fundamentals, Oxford University Press, Oxford, 19 (1997) 185.
- [2] V. Strouhal, Über eine besondere Art der Tonerregung, Annalen der Physik, 241(10) (1878) 216-251.
- [3] L. Rayleigh, XXVII. Acoustical observations. II, The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science, 7(42) (1879) 149-162.
- [4] H. Bénard, Formation de centres de giration a l'arrière d'un obstacle en mouvement, Comptes Rendus Academie des Sciences, 147 (1908) 842-839.
- [5] K. Von, H. Rubach, Ueber den mechanismus des flussigkeits-und luftwiderstandes, Physikalische Zeitschrift, 13 (1912) 49-59.
- [6] F. Krüger, A. Lauth, Theorie der Hiebtöne, Annalen der Physik, 349(13) (1914) 801-812.
- [7] Borne, As quoted in (E. Richardson, Aeolian tones, Proceedings of the Physical Society of London, 36(1) (1923) 153), Zeitschrift Hugtechnik 3, 30
- [8] L. Rayleigh, XLVIII. Aeolian tones, The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science, 29(172) (1915) 433-444.
- [9] E. Relf, XVII. On the sound emitted by wires of circular section when exposed to an air-current, The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science, 42(247) (1921) 173-176.
- [10] E. Richardson, Aeolian tones, Proceedings of the Physical Society of London, 36(1) (1923) 153.
- [11] E.Z. Stowell, A.F. Deming, Vortex noise from rotating cylindrical rods, The Journal of the Acoustical Society of America, 7(3) (1936) 190-198.
- [12] W. von Holle, Frequenz und schallstarkemessungen an hiebtonen, Akustische Zeitschrift, 3 (1938) 321-331.
- [13] H. Fujita, H. Suzuki, A. Sagawa, T. Takaishi, The aeolian tone characteristics of a circular cylinder in high Reynolds number flow, in: 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, 1999, pp. 1849.
- [14] H. Fujita, H. Suzuki, A. Sagawa, T. Takaishi, The Aeolian tone and the surface pressure in high Reynolds

D	قطر مدل (m)
f	بسامد (Hz)
k	عدد موج آکوستیکی (m^{-1})
L_f	طول شکل‌گیری گردابه مدل (m)
l_z	طول مشخصه در راستای دهانه مدل (m)
$p(t)$	نوسانات فشار در حوزه زمان ($N.m^{-2}$)
$p(f)$	نوسانات فشار در حوزه بسامد ($N.m^{-2}$)
q_f	فشار دینامیکی در محل شکل‌گیری گردابه ($N.m^{-2}$)
q_∞	فشار دینامیکی جریان آزاد ($N.m^{-2}$)
R	شعاع لوله (m)
Re	عدد رینولدز بر پایه قطر مدل
U_c	سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای ($m.s^{-1}$)
U_f	سرعت در محل شکل‌گیری گردابه ($m.s^{-1}$)
U_∞	سرعت جریان آزاد ($m.s^{-1}$)
	علایم یونانی
$\gamma_{ij}(f)$	چگالی طیفی متقابل نرمال شده بین دو میکروفون i و j
$\gamma_{ij}^2(f)$	تابع هم‌دوسی بین دو میکروفون i و j
η	فاصله بین دو میکروفون i و j (m)
θ	زاویه پیرامون مدل (deg)
$\varphi_{ppj}(f)$	فاز چگالی طیفی متقابل نوسانات فشار بین دو میکروفون i و j (rad)
$\varphi_{ppi}(f)$	چگالی طیفی خودکار نوسانات فشار میکروفون (N^2m^4Hz)
$\varphi_{ppj}(f)$	چگالی طیفی متقابل نوسانات فشار بین دو میکروفون i و j (N^2m^4Hz)

- [27] F.J. Fahy, P. Gardonio, Sound and structural vibration: radiation, transmission and response, Elsevier, 2007.
- [28] J.S. Bendat, A.G. Piersol, Random data: analysis and measurement procedures, John Wiley & Sons, 2011.
- [29] G. Corcos, The structure of the turbulent pressure field in boundary-layer flows, *Journal of Fluid Mechanics*, 18(3) (1964) 353-378.
- [30] A. Herrig, M. Kamruzzaman, W. Würz, S. Wagner, Broadband airfoil trailing-edge noise prediction from measured surface pressures and spanwise length scales, *International Journal of Aeroacoustics*, 12(1-2) (2013) 53-82.
- [31] E. Jørgensen Finn, How to measure turbulence with hot-wire anemometers, Dantec Dynamics (2002).
- [32] G. West, C. Apelt, The effects of tunnel blockage and aspect ratio on the mean flow past a circular cylinder with Reynolds numbers between 10⁴ and 10⁵, *Journal of Fluid Mechanics*, 114 (1982) 361-377.
- [33] T. Sun, Z. Gu, D. He, L. Zhang, Fluctuating pressure on two circular cylinders at high Reynolds numbers, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 41(1-3) (1992) 577-588.
- [34] F. Gu, J. Wang, X. Qiao, Z. Huang, Pressure distribution, fluctuating forces and vortex shedding behavior of circular cylinder with rotatable splitter plates, *Journal of fluids and structures*, 28 (2012) 263-278.
- [35] P.D. Weidman, Wake transition and blockage effects on cylinder base pressures, California Institute of Technology, 1968.
- [36] W.Z. Sadeh, D.B. Saharon, Turbulence effect on crossflow around a circular cylinder at subcritical Reynolds numbers (1882).
- [37] A. Fage, V. M. Falkner, Further experiments on the flow around a circular cylinder, *Aero. Res. Coun.* 1369 (1931) 186-198.
- [38] L. Jenkins, M. Khorrami, M. Choudhari, C. McGinley, Characterization of unsteady flow structures around tandem cylinders for component interaction studies in airframe noise, in: 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2005, pp. 2812.
- [39] C. Norberg, Effects of Reynolds number and a low-intensity freestream turbulence on the flow around a circular cylinder, Chalmers University, Goteborg, Sweden, Technological Publications, 87(2) (1987) 1-55.
- [40] M. Breuer, Large eddy simulation of the subcritical flow past a circular cylinder: numerical and modeling aspects, *International journal for numerical methods in* number flow, in: 6th Aeroacoustics Conference and Exhibit, 2000, pp. 2002.
- [15] D. Casalino, M. Jacob, Prediction of aerodynamic sound from circular rods via spanwise statistical modelling, *Journal of Sound and Vibration*, 262(4) (2003) 815-844.
- [16] A. Afshari, A. Dehghan, V. Kalantar, M. Farmani, Experimental investigation of surface pressure spectra beneath turbulent boundary layer over a flat plate with microphone, *Modares Mechanical Engineering*, 17(1) (2017) 263-272.
- [17] J.F. Williams, L. Hall, Aerodynamic sound generation by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane, *Journal of fluid mechanics*, 40(4) (1970) 657-670.
- [18] J.B. Barlow, W.H. Rae, A. Pope, Low-speed wind tunnel testing, (1999).
- [19] S.J. Wilkins, J.W. Hall, Experimental investigation of a tandem cylinder system with a yawed upstream cylinder, *Journal of Pressure Vessel Technology*, 136(1) (2014) 011302.
- [20] M. Goody, Empirical spectral model of surface pressure fluctuations, *AIAA journal*, 42(9) (2004) 1788-1794.
- [21] S. Gravante, A. Naguib, C. Wark, H. Nagib, Characterization of the pressure fluctuations under a fully developed turbulent boundary layer, *AIAA journal*, 36(10) (1998) 1808-1816.
- [22] M. Bull, Wall-pressure fluctuations beneath turbulent boundary layers: some reflections on forty years of research, *Journal of Sound and vibration*, 190(3) (1996) 299-315.
- [23] A. Afshari, A.A. Dehghan, V. Kalantar, M. Farmani, Analytical and Experimental investigation of remote microphone system response for prediction of surface pressure fluctuations, *Modares Mechanical Engineering*, 16(10) (2016) 155-162.
- [24] M. Bull, A. Thomas, High frequency wall-pressure fluctuations in turbulent boundary layers, *The Physics of Fluids*, 19(4) (1976) 597-599.
- [25] F.V. Hutheson, T.F. Brooks, D.P. Lockard, M.M. Choudhari, D.J. Stead, Acoustics and Surface Pressure Measurements from Tandem Cylinder Configurations, in: 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2014, pp. 2762.
- [26] É. Salze, C. Bailly, O. Marsden, E. Jondeau, D. Juvé, An experimental characterisation of wall pressure wavevector-frequency spectra in the presence of pressure gradients, in: 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2014, pp. 2909.

511-532.

[42] T.F. Brooks, T. Hodgson, Trailing edge noise prediction from measured surface pressures, *Journal of sound and vibration*, 78(1) (1981) 69-117.

fluids, 28(9) (1998) 1281-1302.

[41] M.J. Bilka, P. Kerrian, M.H. Ross, S.C. Morris, Radiated sound from a circular cylinder in a turbulent shear layer, *International Journal of Aeroacoustics*, 13(7-8) (2014)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

R. Maryami, A. A. Dehghan, A. Afshari, Experimental Investigation of Flow Induced Noise Around Circular Cylinder by Measuring Unsteady Surface Pressures, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 51(2) (2019) 329-345.
DOI: 10.22060/mej.2017.12994.5495

