



بررسی نیمه تحلیلی نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته با استفاده از اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح

عباس افشاری، علی اکبر دهقان*، محمد فرمانی

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۵/۱۱/۱۶

بازنگری: ۱۳۹۶/۰۱/۰۳

پذیرش: ۱۳۹۶/۰۲/۲۷

ارائه آنلاین: ۱۳۹۶/۰۲/۲۷

کلمات کلیدی:

نویز لبه فرار

لایه مرزی آشفته

طیف فشار سطح

سرعت جابه‌جایی ساختارهای

گردابه‌ای

طول مشخصه در راستای دهانه

خلاصه: نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته یکی از منابع اصلی نویز آیرودینامیکی بوده و در دهه‌های گذشته مطالعات گسترده‌ای روی آن انجام گرفته است. در مطالعه حاضر جهت اندازه‌گیری پارامترهای تعیین کننده نویز لبه فرار شامل طیف فشار سطح، طول مشخصه نوسانات فشار سطح در راستای دهانه بال و سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه فرار، از یک صفحه تخت مجهز به حسگرهای فشار سطحی در دو راستای جریان و دهانه بال استفاده شده است. طول مشخصه در راستای دهانه مدل و سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای، به ترتیب از طریق داده برداری همزمان فشار ناپایای سطح در نقاط مختلف در راستای دهانه مدل و در راستای جریان محاسبه شده است. نتایج نشان می‌دهد که بهترین اجتماع داده‌های طیف فشار سطح در محدوده بسامدهای پایین و بسامدهای میانی و بالا به ترتیب به ازای استفاده از مقیاس‌های لایه مرزی خارجی و داخلی خواهد شد. همچنین توابع همدوسی طولی و عرضی، به ترتیب اطلاعات مناسبی از طول عمر ساختارهای گردابه‌ای و ابعاد فیزیکی آن‌ها ارائه می‌دهد. در نهایت، نویز لبه فرار دوردست ناشی از جریان عبوری از روی صفحه تخت با استفاده از مدل تحلیلی امیت-راجر پیش بینی شده که نتایج نشان دهنده کارایی مناسب این مدل در پیش بینی نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته است.

۱- مقدمه

افزایش آلودگی صوتی بواسطه توسعه روزافزون صنعت حمل و نقل هوایی باعث ایجاد اثرات نامطلوب زیادی در محدوده اطراف فرودگاه‌ها شده است. در دهه‌های اخیر توسعه موتورهای دارای نسبت کنارگذر بالا، منجر به کاهش نویز موتور (به عنوان مهمترین نویز آیرودینامیکی هواپیما) شده به طوری که در هواپیماهای مدرن در فاز پروازی نشست، نویز ناشی از بدنه هواپیما هم مرتبه با نویز موتور است [۱ و ۲]. منابع اصلی نویز بدنه در فاز نشست عبارتند از نویز ارابه فرود، نویز سطوح برآزا و نویز ناشی از ایرفویل^۱. نویز ناشی از ایرفویل علاوه بر هواپیما در محدوده وسیعی از کاربردها همچون زیردریایی‌ها،

توربین‌های بادی و فن‌ها دارای اهمیت است [۳-۶].

نویز ناشی از ایرفویل بواسطه تداخل یک جریان ناپایا با سطح یک ایرفویل ایجاد می‌گردد. بروکس در سال ۱۹۸۹ سازوکارهای نویز ناشی از ایرفویل را به ۵ گروه تقسیم‌بندی نمود [۷]. ۱- نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته ۲- نویز ریزش گردابه لایه مرزی آرام ۳- نویز جدایش (واماندگی) ۴- نویز ریزش گردابه لبه فرار پخ ۵- نویز گردابه نوک بال. برخی از این سازوکارهای انتشار نویز مانند نویز ریزش گردابه امواج ناپایدار لایه مرزی آرام و نویز ریزش گردابه لبه فرار پخ به صورت نازک‌باند^۲ (تونال^۳) بوده و برخی مانند نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته به صورت بسامد پهن‌باند^۴ هستند. نویز پهن‌باند لبه فرار لایه

2 Narrowband

3 Tonal

4 Broadband

1 Airfoil self-noise

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



توسط وانگ و موین [۱۰] به کار برده شد. با این حال تعیین صحیح منابع توربولانس از معادله لایتهیل به صورت تجربی مشکل است چرا که نیازمند اندازه‌گیری میدان سرعت به صورت تابعی از زمان و مکان در محدوده لبه فرار است. در عوض اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح در نزدیکی لبه‌فرار ایرفویل به راحتی با استفاده از حسگرهای اندازه‌گیری فشار ناپایای نصب شده روی سطح ایرفویل قابل انجام می‌باشد؛ بنابراین اکثریت روش‌های پیش‌بینی نویز دوردست مانند مطالعه چاس [۱۵]، امیت [۱۶] و هاو [۱۷] بر اساس نوسانات فشار سطح فرمول‌بندی شده‌اند. باید دقت کرد که اگرچه در این رهیافت فشار سطح به عنوان یک منبع آکوستیکی معادل در نظر گرفته شده، اما منبع صدا در واقع در میدان سرعت است. با اندازه‌گیری همزمان نویز لبه‌فرار منتشر شده در دوردست و نوسانات فشار سطح در محدوده لبه‌فرار در تعدادی از مطالعات تجربی همچون مطالعه بروکس و هاجسون [۹] و مطالعه راجر و موربو [۳] دقت این رهیافت مورد تایید قرار گرفت. با توجه به فرمول‌بندی‌های امیت [۱۶] و هاو [۱۷] چگالی طیف فشار سطح، طول مشخصه نوسانات فشار سطح در راستای دهانه بال^۲ (تعریف کننده کارایی پخش صدا در لبه‌فرار ایرفویل) و سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای^۴ در محدوده لبه‌فرار کمیت‌های مهمی در تعیین نویز دوردست ناشی از لبه‌فرار هستند.

در مطالعه حاضر از مدل تحلیلی امیت توسعه داده شده بوسیله راجر [۱۸] برای پیش‌بینی نویز لبه فرار صفحه تخت در دوردست استفاده شده است. اهمیت بررسی مدل تحلیلی امیت - راجر بدان جهت است که این مدل تنها با استفاده از مشخصات میدان فشار سطح، نویز لبه فرار در دوردست را تخمین می‌زند. بنابراین در بسیاری از موارد بدون نیاز به تونل باد آیرودینامیکی، می‌توان با استفاده از آن، نویز دور دست را با دقت قابل قبولی پیش‌بینی نمود. در مطالعه حاضر طول مشخصه در راستای دهانه مدل و سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای به ترتیب با استفاده از داده‌برداری همزمان فشار ناپایای سطح در نقاط مختلف در راستای دهانه مدل و در راستای جریان محاسبه شده است. لازم به ذکر است که ایجاد سازوکار اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار سطح شامل طراحی و ساخت منبع تغذیه، طراحی و ساخت کالیبراتور حسگرها، حذف نویزهای الکترونیکی و نوشتن کدهای مربوط به کالیبراسیون و داده‌برداری از حسگرها برای

مرزی آشفته یکی از مهمترین سازوکارهای نویز ناشی از ایرفویل در جریان مادون صوت بوده که در اعداد رینولدز بالا هنگامی که لایه مرزی آشفته در بیشتر سطح ایرفویل توسعه یابد، رخ می‌دهد. علت وسیع بودن حوزه بسامدی نویز لبه‌فرار آشفته، حضور ساختارهای گردابه‌ای با سایزهای مختلف در لایه مرزی آشفته می‌باشد. هنگامی که اغتشاشات گردابه‌ای موجود در لایه مرزی آشفته از روی لبه‌فرار ایرفویل عبور می‌کنند به امواج آکوستیکی تبدیل می‌شوند. فرآیند فیزیکی نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته از نقطه نظر تعادل نیروهای وارد به ساختارهای گردابه‌ای توسط راجر و موربو توضیح داده شده است [۳]. در دهه های گذشته، مطالعات تحلیلی، عددی و تجربی زیادی روی نویز لبه فرار انجام گرفته است. پاول در سال ۱۹۵۹ اولین مطالعه تحلیلی و تجربی را روی نویز لبه‌فرار انجام داد [۸]. پس از او مطالعات تجربی و عددی زیادی توسط محققین مختلف همچون بروکس و هاجسون [۹] و وانگ و موین [۱۰] انجام شده است.

از طرفی انجام اندازه‌گیری‌های آکوستیکی نیازمند تجهیزات مدرن آکوستیکی به ویژه تونل‌های باد آیرودینامیکی است. هزینه‌های بالای ساخت تونل‌های باد آیرودینامیکی، مشکلات خاص آن‌ها در اندازه‌گیری‌های آیرودینامیکی و مهمتر از همه عدم وجود چنین تونل‌های بادی در کشور مانع از اندازه‌گیری نویز لبه فرار در دوردست می‌گردد. در عوض می‌توان به جای اندازه‌گیری میدان صدا در دوردست، به مطالعه رفتار منبع نویز یعنی نوسانات فشار سطح در یک تونل باد معمولی پرداخت [۱۱ و ۱۲]. بعلاوه با اندازه‌گیری مقادیر جریان در میدان نزدیک می‌توان نویز لبه فرار در دوردست را با دقت قابل قبولی پیش‌بینی نمود.

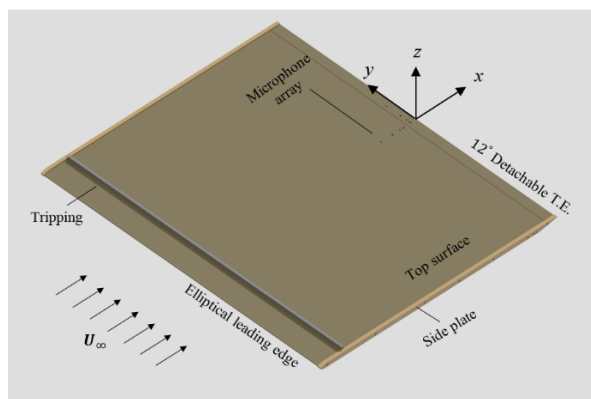
در طول دهه‌های گذشته مدل‌های تحلیلی زیادی برای پیش‌بینی نویز لبه‌فرار توسط محققین مختلف پیشنهاد شده و خلاصه‌ای از آن در مرجع [۳] ارائه شده است. دو رهیافت کلی جهت پیش‌بینی نویز لبه‌فرار ایرفویل وجود دارد: ۱- فرمول‌بندی بر اساس آنالوژی آکوستیک لایتهیل^۱ [۱۳] که نیازمند داشتن میدان هیدرودینامیکی سرعت اطراف لبه‌فرار ایرفویل است. ۲- فرمول‌بندی بر اساس روش‌های هیدرودینامیک خطی^۲ که نیازمند داشتن میدان فشار هیدرودینامیک القایی روی سطح ایرفویل در فاصله نزدیک به لبه‌فرار است. یک مثال از اولین رهیافت کار فاکس ویلیام و هال [۱۴] است که

3 Spanwise length scale of the Surface pressure fluctuations

4 Eddy convection velocity

1 Lighthill acoustic analogy

2 Linearized hydroacoustic



شکل ۱: نمای شماتیک مدل شامل بدنه اصلی به همراه لبه فرار قابل نصب، قسمت‌های کناری و موقعیت تریپ

Fig. 1. Flat plate model including main body with a detachable trailing edge, side plates and trip's position

علت این امر امکان جادهی میکروفون‌های لبه فرار به صورت افقی در بخش لبه فرار است. دو بخش اصلی بدنه و لبه فرار به وسیله دو قسمت کناری به یکدیگر متصل شده‌اند. برای اطمینان از دقت و استحکام لازم، همه اجزا مدل از آلومینیوم ساخته شده‌اند. ضخامت لبه فرار (t) برابر با 0.4 mm در نظر گرفته شده و بنابراین نوپز نازک‌باند ریزش گردابه لبه فرار پخ برای تمامی سرعت‌ها قابل نظر است $t / \delta^* < 0.3$ [۴] که δ^* ضخامت جابه‌جایی لایه مرزی است. نسبت انسداد تونل برای مدل صفحه تخت برای تمامی آزمایش‌ها کمتر از ۲٪ بوده و بنابراین اثرات دیواره‌های تونل روی مقادیر اندازه‌گیری شده ناچیز است [۲۰]. همچنین با توجه به محدودیت طول مدل، به منظور اطمینان از وجود لایه مرزی آشفته کاملاً توسعه یافته، ضخیم کردن لایه مرزی، دستیابی به اعداد رینولدز بر پایه ضخامت مومنتوم بالاتر و افزایش نسبت سیگنال به نوپز^۱ در بسامدهای پایین، از یک تریپ زیر (به صورت پله با ارتفاع ۵ میلی‌متر) در پایین دست لبه حمله روی سطح بالایی مدل در موقعیت ۱۰ درصد وتر، استفاده شده است. نمای شماتیک از مدل صفحه تخت در شکل ۱ نشان داده شده است.

۲-۳- نحوه نصب میکروفون‌ها داخل مدل

در مطالعه حاضر برای اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار سطح از میکروفون‌های کوچک FG-23329-P07 استفاده شده است. این میکروفون‌ها دارای قطر و ارتفاع $2/5 \text{ mm}$ بوده و قطر ناحیه حسگر^۲ صدا 0.8 mm است. کارایی عالی میکروفون‌های انتخاب شده برای

اولین بار در کشور با همکاری دانشگاه بریستول انگلیس انجام گرفته است. تجهیزات و نحوه انجام آزمایش‌ها در فصل ۲ و نتایج بدست آمده در فصل ۳ ارائه شده است.

۲- تجهیزات آزمایش

کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت دانشگاه یزد انجام شده است. آزمایش‌ها در زاویه حمله صفر درجه و در سه سرعت ۱۰، ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه (به ترتیب در اعداد رینولدز بر پایه ضخامت مومنتوم ۳۲۰۰، ۵۳۰۰ و ۷۶۰۰) انجام شده است. در این بخش، مشخصات تونل باد، مدل، نحوه نصب و آرایش میکروفون‌ها و مراحل انجام آزمایش‌ها و تحلیل داده‌ها ارائه شده است.

۲-۱- تونل باد

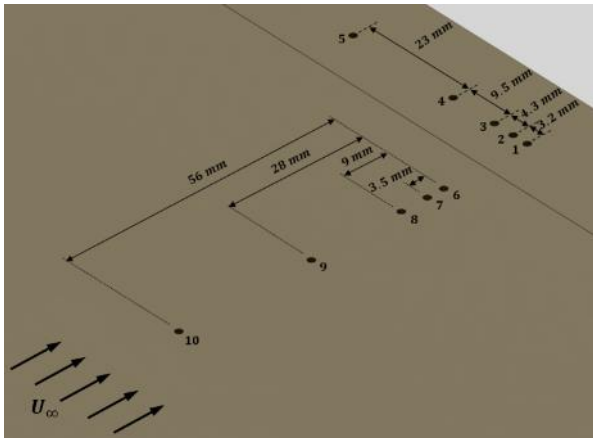
تونل باد استفاده شده از نوع مدار باز بوده که ابعاد سطح مقطع آزمون آن $46 \text{ cm} \times 46 \text{ cm}$ و طول آن 120 cm است. در بیشینه سرعت تونل، 25 m/s ، شدت توربولانس جریان آزاد کمتر از ۰/۳٪ است. فن تونل از نوع گریز از مرکز و دارای تیغه‌هایی با شیب رو به جلو بوده که نوپز بسامد پهن‌بند پایین تا متوسطی را ایجاد می‌نماید. با این وجود به علت آلوده شدن سیگنال‌های فشار سطحی با نوپز زمینه تونل، با جایگزین کردن دیواره‌های داخلی تونل با مواد متخلخل مناسب، نوپز زمینه تونل تا 15 dB کاهش یافته است. همچنین به منظور کاهش اثرات نامطلوب نوپز 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، نوپز زمینه تونل در این بخش کمتر است.

۲-۱- مدل

در مطالعه حاضر برای بررسی نوپز لبه فرار لایه مرزی آشفته، از یک صفحه تخت با طول وتر 580 mm ، دهانه مدل 460 mm و ضخامت 8 mm استفاده شده است. لبه حمله مدل به صورت نیم بیضی با نیم قطر بزرگ 12 mm و نیم قطر کوچک 4 mm ساخته شده است. همچنین برای چسبیده ماندن جریان روی سطح، زاویه لبه فرار مدل به صورت 12° درجه نامتقارن در نظر گرفته شده است [۱۹]. مدل از دو بخش اصلی تشکیل شده است، بخش بدنه و بخش لبه فرار.

1 Signal to noise ratio

2 Sensing area

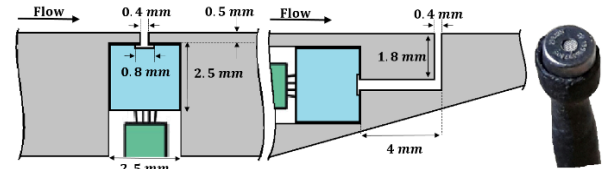


شکل ۴: آرایش L شکل میکروفون‌ها روی سطح مدل
Fig. 4. Map of L-shaped surface microphone array

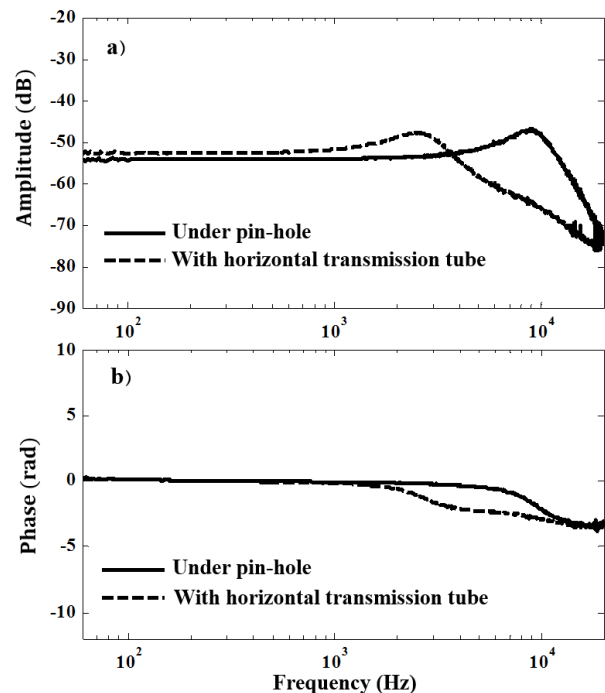
تخت به اندازه‌ای بزرگ بوده که بتوان میکروفون‌ها را به طور عمودی نصب نمود. شماتیکی از این روش نصب در شکل ۲ نشان داده شده است. در نزدیکی لبه فرار بواسطه زاویه ۱۲ درجه لبه فرار، ضخامت مدل کم بوده و بنابراین میکروفون‌ها به ناچار به صورت افقی در مدل قرار گرفته‌اند. با توجه به شکل ۲، در این روش هر میکروفون بواسطه یک لوله انتقال^۳ افقی به سوراخ موجود روی سطح متصل شده است. از طرف دیگر اگرچه نصب میکروفون‌ها در زیر نقاب سوراخ دار و یا استفاده از لوله انتقال باعث کاهش اثرات تضعیف در بسامدهای بالا می‌گردد؛ اما در عین حال ممکن است موجب رخ دادن پدیده نامطلوب تشدید^۴ در محدوده بسامدی مورد مطالعه شود. قطر سوراخ، طول آن و حجم فضای مابین ناحیه حسگر میکروفون و نقاب، پارامترهای تعیین کننده بسامد تشدید هستند. بنابراین برای اطمینان از رخ ندادن تشدید در محدوده بسامدی مورد مطالعه، 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 هر دو روش نصب 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 کیلو هرتز شده است.

۴-۴- 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



شکل ۲: نمایی از میکروفون مورد استفاده و نحوه نصب میکروفون‌ها به صورت عمودی زیر نقاب و به صورت افقی با استفاده از لوله انتقال
Fig. 2. Microphone used in this experiment and its schematic installation under pin-hole mask and horizontally with transmission tube



شکل ۳: پاسخ بسامدی میکروفون‌ها به ازای هر دو حالت نصب: (a) دامنه (b) فاز

Fig. 3. Frequency response of microphones for both installation type: a) Amplitude, b) Phase

اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح در مطالعات انجام شده قبلی به اثبات رسیده است [۱۱ و ۲۱ و ۲۲]. به منظور کاهش اثرات تضعیف^۱ در بسامدهای بالا ناشی از سایز ناحیه حسگر میکروفون، به جای نصب مستقیم میکروفون‌ها روی سطح مدل، آن‌ها در زیر یک نقاب با سوراخ ریز^۲ به قطر ۰/۴ mm نصب شده‌اند. این اثر در قسمت بعد به طور کامل توضیح داده شده است. برای نصب میکروفون‌ها داخل مدل از دو روش استفاده شده است. در نواحی دور از لبه فرار ضخامت صفحه

3 Transmission tube
4 Resonant frequency

1 Attenuation effects
2 Pin-hole mask

جدول ۱: موقعیت سوراخ‌های فشار روی سطح بالایی مدل
Table 1. Position of pressure pinholes on the upper surface of model

شماره میکروفون	فاصله تا لبه فرار ، mm	فاصله تا نیمه‌دهانه، mm
۱، ۲، ۳، ۴ و ۵	۱۴	۰/۰، ۳/۲، ۷/۵، ۱۷ و ۴۰
۶، ۷، ۸، ۹ و ۱۰	۳۱/۵، ۳۵، ۴۰/۵، ۵۹/۵ و ۸۷/۵	۰/۰

ارائه شده است. با توجه به شکل، در مجموع از تعداد ۱۰ میکروفون به صورت آرایه L شکل استفاده شده است. یکی از بازوها در نیمه دهانه مدل و در راستای جریان در موقعیت $x/c = 0/85 - 0/976$ بوده و اطلاعات مورد نیاز برای محاسبه سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای را فراهم می‌نماید. که c طول وتر صفحه تخت است. بازوی دیگر در راستای دهانه مدل در موقعیت $x/c = 0/976$ بوده و جهت محاسبه طول مشخصه در راستای دهانه ایجاد شده است. به منظور تعیین پارامترهای مهم این آرایه شامل قطر سوراخ نقاب، فاصله میکروفون‌های چیده شده در راستای دهانه مدل از لبه فرار صفحه تخت و فاصله بین میکروفون‌ها در راستای دهانه مدل بررسی‌های زیادی انجام گرفته [۹ و ۱۴، ۳۰-۲۴] که در ادامه ارائه خواهد شد. اندازه‌گیری دقیق نوسانات فشار در یک نقطه نیازمند یک حسگر فشار بی‌نهایت کوچک است. با این وجود تمامی حسگرهای فشار موجود دارای قطر ناحیه حسگر مشخصی هستند. در بسامدهای پایین (طول موج بالا)، طول موج بزرگتر از قطر ناحیه حسگر بوده و در نتیجه حسگر به صورت نقطه‌ای عمل می‌نماید. اما در بسامدهای بالا که طول موج خیلی کوچکتر از قطر ناحیه حسگر است، فشار اندازه‌گیری شده توسط حسگر، میانگین فشار وارد شده به ناحیه حسگر است. در واقع نوسانات فشار کوچکتر از قطر ناحیه حسگر، انتگرال‌گیری مکانی شده و تضعیف می‌گردند. 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 [۲۷-۲۴]. برای حل این مشکل معمولاً از یک نقاب با سوراخ بسیار ریز جهت کاهش ناحیه حسگر موثر استفاده می‌گردد. از طرف دیگر با توجه به مرجع [۲۸]، ناپیوستگی ایجاد شده روی سطح بواسطه حضور سوراخ، باعث برهم زدن جریان و ایجاد خطای قابل توجهی در چگالی طیف فشار دیوار در بسامدهای بالا خواهد شد. با این وجود خطای ناشی از حضور سوراخ، با کاهش قطر آن از بین خواهد رفت [۲۹ و ۳۰]. نسبت قطر سوراخ، d ، به

مقیاس دیوار، v/u_τ برابر با $d^+ = du_\tau / v$ بوده و تعیین کننده اهمیت اثر تضعیف است. در این رابطه، v ویسکوزیته سینماتیکی و u_τ بیانگر سرعت اصطکاکی است. نتایج اسکيو [۲۵] نشان داد که به ازای $d^+ < 19$ اثر تضعیف قابل نظر است. همچنین گروانتی [۲۶] نشان داد که به ازای $18 < d^+ < 12$ اثر تضعیف قابل صرف نظر بوده و به ازای $d^+ < 27$ کاهش در مقادیر مجذور میانگین مربعات فشار سطح کمتر مشاهده شده است. در مطالعه حاضر از یک نقاب با سوراخ به قطر $0/4$ mm جهت کاهش اثر تضعیف استفاده شده است. با توجه به قطر سوراخ، d^+ به ازای سرعت جریان آزاد از ۱۰ تا 20 m/s، در محدوده $23 \leq d^+ \leq 12$ قرار خواهد گرفت. بنابراین خطای ناشی از حضور سوراخ و اثر تضعیف قابل نظر خواهد بود. با این وجود، جهت تصحیح اثرات تضعیف، تصحیحات پیشنهاد شده توسط کُرس [۲۴] روی نتایج اعمال شده است. کُرس با ارائه یک جدول، مقادیر $\omega r / U_c$ را بر حسب تابعی از $\omega r / U_c$ ارائه نموده است. که بطنه τ از چگالی طیف فشار، ω بسامد زاویه‌ای، r شعاع سوراخ (و یا شعاع ناحیه حسگر فشار) و U_c سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای است. در ادامه، نتایج اسکيو [۲۵] نشان داد که تصحیحات پیشنهاد شده توسط کُرس [۲۴] تا محدوده بسامدهای $4 < \omega r / U_c$ از دقت بسیار مناسبی برخوردار است. در مطالعه حاضر این شرط برای تمامی حالت‌ها برقرار است.

به منظور انتخاب فاصله میکروفون‌های نصب شده در جهت دهانه مدل تا لبه حمله صفحه تخت، دقت زیادی صورت گرفته است. این فاصله از طرفی باید تا حد امکان کوچک باشد تا بتواند معرف مشخصات جریان توربولانسی عبور کننده از لبه فرار باشد. و از طرف دیگر این فاصله نباید به اندازه‌ای کوچک باشد که طول مشخصه در راستای دهانه، $l_y(\omega)$ و چگالی طیف فشار، $\phi(\omega)$ تحت تاثیر فرآیند پخش در لبه فرار قرار گیرد. با توجه به مراجع [۹ و ۱۴]، کمترین فاصله حسگر تا لبه فرار صفحه تخت که بتوان از اثرات پخش

ارائه شده است. با توجه به شکل، در مجموع از تعداد ۱۰ میکروفون به صورت آرایه L شکل استفاده شده است. یکی از بازوها در نیمه دهانه مدل و در راستای جریان در موقعیت $x/c = 0/85 - 0/976$ بوده و اطلاعات مورد نیاز برای محاسبه سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای را فراهم می‌نماید. که c طول وتر صفحه تخت است. بازوی دیگر در راستای دهانه مدل در موقعیت $x/c = 0/976$ بوده و جهت محاسبه طول مشخصه در راستای دهانه ایجاد شده است. به منظور تعیین پارامترهای مهم این آرایه شامل قطر سوراخ نقاب، فاصله میکروفون‌های چیده شده در راستای دهانه مدل از لبه فرار صفحه تخت و فاصله بین میکروفون‌ها در راستای دهانه مدل بررسی‌های زیادی انجام گرفته [۹ و ۱۴، ۳۰-۲۴] که در ادامه ارائه خواهد شد. اندازه‌گیری دقیق نوسانات فشار در یک نقطه نیازمند یک حسگر فشار بی‌نهایت کوچک است. با این وجود تمامی حسگرهای فشار موجود دارای قطر ناحیه حسگر مشخصی هستند. در بسامدهای پایین (طول موج بالا)، طول موج بزرگتر از قطر ناحیه حسگر بوده و در نتیجه حسگر به صورت نقطه‌ای عمل می‌نماید. اما در بسامدهای بالا که طول موج خیلی کوچکتر از قطر ناحیه حسگر است، فشار اندازه‌گیری شده توسط حسگر، میانگین فشار وارد شده به ناحیه حسگر است. در واقع نوسانات فشار کوچکتر از قطر ناحیه حسگر، انتگرال‌گیری مکانی شده و تضعیف می‌گردند. 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 [۲۷-۲۴]. برای حل این مشکل معمولاً از یک نقاب با سوراخ بسیار ریز جهت کاهش ناحیه حسگر موثر استفاده می‌گردد. از طرف دیگر با توجه به مرجع [۲۸]، ناپیوستگی ایجاد شده روی سطح بواسطه حضور سوراخ، باعث برهم زدن جریان و ایجاد خطای قابل توجهی در چگالی طیف فشار دیوار در بسامدهای بالا خواهد شد. با این وجود خطای ناشی از حضور سوراخ، با کاهش قطر آن از بین خواهد رفت [۲۹ و ۳۰]. نسبت قطر سوراخ، d ، به

سرعت صوت است. بنابراین با توجه به ابعاد لوله، کالیبراسیون انجام گرفته تا بسامد ۲۰ کیلوهرتز دارای اعتبار است.

برای بدست آوردن تابع انتقال میکروفون‌ها هنگامی که داخل مدل نصب شده‌اند، لوله کالیبراتور روی سوراخ فشار قرار گرفته و هر میکروفون در معرض نویز سفید صفحه‌ای قرار خواهد گرفت. فرآیند کامل فرآیند 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 افقی استفاده شده برای ارتباط دادن سوراخ فشار به میکروفون با اعمال تابع انتقال بر روی نتایج میکروفون‌ها تصحیح خواهد شد. لازم به ذکر است که استفاده از صوت فقط در مرحله کالیبراسیون میکروفون و تعیین دقیق پاسخ دینامیکی آن انجام می‌گیرد.

در مطالعه حاضر از یک میکروفون کندانسوری بسیار دقیق یک چهارم اینچ مدل G.R.A.S 40BP به عنوان میکروفون مرجع استفاده شده است. میکروفون‌های اف. جی با استفاده از یک منبع تغذیه ۱۰ کاناله (ساخت دانشگاه یزد) 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.

همچنین جهت مقیاس‌بندی^۱ نتایج چگالی طیف فشار سطح نیاز به اندازه‌گیری پارامترهای مختلف لایه مرزی آشفته بوده و برای این منظور 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 μm و طول ۱/۲۵ mm است. بعلاوه برای جابه‌جایی جریان‌سنج از یک سازوکار انتقال‌دهنده با دقت ۰/۰۱ mm در سه جهت x، y و z استفاده شده است. نمایی از مدل نصب شده در دهانه خروجی تونل باد به همراه سازوکار انتقال‌دهنده، جریان‌سنج سیم داغ و دستگاه مختصات استفاده شده در شکل ۵ نشان داده شده است.

قبل از استفاده از جریان‌سنج سیم داغ، 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 پایین‌گذر عبور داده شده است. کلیه داده‌ها با

لبه فرار صرف نظر کرد $\lambda_h / 2$ بوده که عبارت است از طول موج هیدرودینامیکی جابه‌جایی ($\lambda_h = U_c / f$). که U_c سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای و f بسامد است. بنابراین با توجه به این معیار و همچنین محدودیت کمترین ضخامت مورد نیاز جهت نصب میکروفون‌های لبه فرار در داخل مدل، موقعیت سوراخ‌های فشار در راستای دهانه مدل، ۱۴ میلی‌متر بالادست لبه فرار (یعنی $x/c = 0.976$) در نظر گرفته شد. بنابراین می‌توان اطمینان داشت که فشارهای سطح اندازه‌گیری شده، به ازای سرعت‌های ۱۰، ۱۵ و ۲۰ m/s به ترتیب در بسامدهای بالاتر از ۲۵۰، ۳۷۵ و ۵۰۰ هرتز، تاثیر اثرات پخش لبه فرار صفحه تخت قرار نگرفته‌اند. تحت توزیع سوراخ‌های فشار در راستای دهانه 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 ۵ سوراخ فشار در راستای دهانه، در مجموع تعداد ده تا η_y (فاصله بین دو نقطه فشار در راستای دهانه) یکتا به صورت $\eta_y = [3/2, 4/3, 7/5, 9/5, 13/8, 17, 23, 32/5, 36/8, 40/10]$ میلی‌متر وجود دارد. کمترین و بیشترین فاصله بین دو میکروفون ۳/۲ میلی‌متر و ۴۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. کمترین فاصله، محدود به ابعاد میکروفون استفاده شده بوده و بیشترین فاصله بر پایه تست‌های اولیه بدست آمده است.

۲-۵- مراحل انجام آزمایش و تحلیل داده‌ها

همانطور که در بخش قبل بیان شد اندازه‌گیری نوسانات فشار با استفاده از ۱۰ میکروفون FG-23329-P07 انجام شده است. قبل از انجام آزمایش‌ها باید ضریب حساسیت میکروفون‌های استفاده شده بوسیله فرآیند کالیبراسیون اندازه‌گیری شود. در حالت ایده‌آل بهتر است فرآیند کالیبراسیون در یک اطاق بدون پژواک انجام گیرد. با این حال در مطالعات مختلف از موج صفحه‌ای ایجاد شده در لوله برای این منظور استفاده شده است [۳۱ و ۳۲]. در مطالعه حاضر برای ایجاد نویز سفید صفحه‌ای در محدوده بسامد ۲۰۰۰-۱۰۰ هرتز از یک لوله با طول ۱۱۰ میلی‌متر و قطر ۱۰ میلی‌متر به همراه یک اسپیکر کیفیت بالا به عنوان کالیبراتور میکروفون استفاده شده است. با توجه به تئوری آکوستیک [۳۳]، انتشار امواج صوتی در داخل لوله‌ها تنها به ازای $kR \leq 1/84$ به صورت موج صفحه‌ای خواهد بود. که R شعاع لوله و $k = \omega / c_0$ عدد موج آکوستیکی است. در این رابطه c_0

در ادامه، قبل از بیان نتایج لازم است نحوه تحلیل داده‌ها و نحوه محاسبه پارامترهای اصلی مورد نیاز جهت پیش‌بینی نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته شامل چگالی طیف فشار سطح، سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار و طول مشخصه نوسانات فشار سطح در راستای دهانه مدل بیان گردد. با توجه به روابط بندات و پیرسول [۳۶]، چگالی طیفی خودکار^۱ و متقابل^۲ برای نوسانات فشار دو میکروفون i و j ($p_i(t)$ و $p_j(t)$) به ترتیب به صورت زیر تعریف می‌گردد.

$$\Phi_{p_i p_i}(\omega) = 2 \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} E [P_i^*(\omega, T) P_i(\omega, T)] \quad (2)$$

$$\Phi_{p_i p_j}(\omega) = 2 \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} E [P_i^*(\omega, T) P_j(\omega, T)]$$

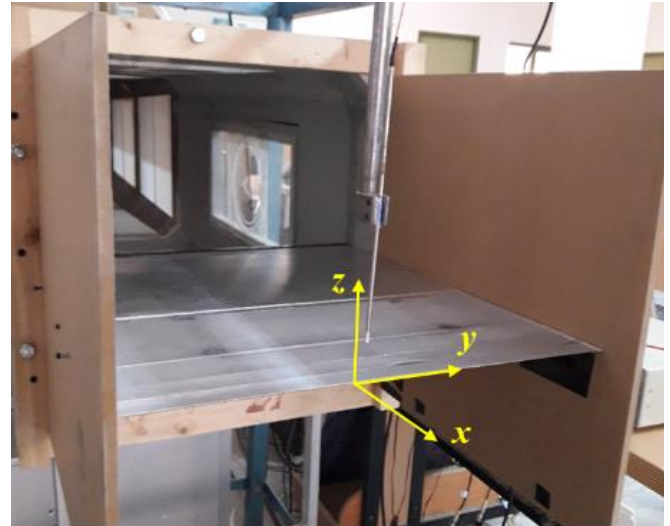
که E امید ریاضی یک متغیر تصادفی گسسته است. همچنین $P_i(\omega, T)$ تبدیل فوریه $p_i(t)$ بوده و با توجه به رابطه (۳) قابل محاسبه است. بعلاوه $P_i^*(\omega, T)$ مزدوج مختلط $P_i(\omega, T)$ است.

$$P_i(\omega, T) = \int_0^T p_i(t) e^{-j\omega t} dt \quad (3)$$

چنانچه پهنای باند بسامدی برابر با ۱ Hz در نظر گرفته شود، چگالی طیفی خودکار، $\Phi_{p_i p_i}(\omega)$ ، معادل چگالی طیف توان^۳ بوده و تنها دارای اندازه است. از سوی دیگر چگالی طیفی متقابل، $\Phi_{p_i p_j}(\omega)$ ، تابعی مختلط بوده و به صورت رابطه (۴) قابل نمایش است.

$$\Phi_{p_i p_j}(\omega) = |\Phi_{p_i p_j}(\omega)| \exp(i \varphi_{p_i p_j}(\omega)) \quad (4)$$

در بیشتر مواقع از مجذور تابع چگالی طیفی متقابل نرمال شده، $\gamma_{i,j}^2(\omega)$ ، به نام تابع همدوسی^۴ 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.



شکل ۵: نصب مدل صفحه تخت در جت خروجی تونل باد به همراه مکانیزم انتقال‌دهنده، جریان‌سنج سیم داغ و دستگاه مختصات استفاده شده
Fig. 5. Flat plate model installation in wind tunnel jet with traverse mechanism, hotwire anemometer and coordinate system

بسامد داده برداری ۳۰ کیلو هرتز در مدت ۱۰ s ذخیره شده است. در نقاط نزدیک به سطح مدل (در فواصل کمتر از ۱ mm)، با توجه به عدم امکان نزدیک نمودن جریان‌سنج سیم داغ به سطح مدل، سرعت متوسط و ضریب اصطکاک پوسته‌ای، C_f با استفاده از رابطه اسپالدینگ، رابطه (۱)، محاسبه شده است [۳۴].

$$z^+ = u^+ + e^{-\kappa B} \left[e^{\kappa u^+} - 1 - \kappa u^+ - (\kappa u^+)^2 / 2 - (\kappa u^+)^3 / 6 \right] \quad (1)$$

که در این رابطه، $\kappa = 0.41$ ، $B = 5$ ، $z^+ = z u_\tau / \nu$ ، $u^+ = u / u_\tau$ بوده و u_τ از طریق انطباق داده‌های تجربی، روی ناحیه لگاریتمی رابطه اسپالدینگ بدست می‌آید. رابطه اسپالدینگ شامل همه نواحی لایه مرزی از زیر لایه لزج تا ناحیه لگاریتمی بوده و رابطه‌ای عالی جهت انطباق نتایج تجربی محسوب می‌گردد [۳۵]. پارامترهای مختلف لایه مرزی در سرعت‌های مورد آزمایش در جدول ۲ ارائه شده است.

جدول ۲: پارامترهای مختلف لایه مرزی
Table 2. Various boundary layer parameters

Re_θ $U_0 \theta / \nu$	C_f $\times 10^3$	u_τ m/s	τ_w Pa	δ^* mm	δ mm	U_∞ m/s
۳۲۰۰	۳/۶۸	۰/۴۲	۰/۲۱	۶/۸۸	۵۴/۵	۱۰
۵۳۰۰	۳/۲۷	۰/۶۱	۰/۴۴	۷/۳۳	۵۱/۷	۱۵
۷۶۰۰	۲/۹۸	۰/۷۹	۰/۷۴	۷/۲۵	۵۰/۶	۲۰

- 1 Auto-spectral density
- 2 Cross-spectral density
- 3 Power spectral density
- 4 Coherence function

حاضر عدم قطعیت‌های ذکر شده بر اساس روند مطرح شده در مراجع [۳۸ و ۳۹] با یکدیگر ترکیب شده و عدم قطعیت کلی سامانه محاسبه شده است. بیشینه عدم قطعیت سرعت متوسط حدود ۴٪ 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 [۳۶] 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 (۸۰۰ $N_r =$ که با توجه به تعداد کل داده‌ها (۸۰۰ هزار داده)، هر قسمت دارای ۱۰۰۰ داده است. طیف 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 عددی و بحث

در این بخش ابتدا با تعیین محدوده بسامدی قابل اعتماد، نتایج چگالی طیف فشار سطح به ازای سرعت‌های مختلف ارائه شده است. سپس نتایج چگالی طیف فشار سطح در سرعت‌های مختلف با استفاده از مقیاس‌های مختلف لایه مرزی آشفتة نرمال شده و نحوه اجتماع داده‌ها در بسامدهای مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. در ادامه، با استفاده از سیگنال نوسانات فشار اندازه‌گیری شده به صورت هم‌زمان در راستای جریان و دهانه مدل، به ترتیب تغییرات همدوسی طولی و همدوسی عرضی مورد ارزیابی قرار گرفته و سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار و طول مشخصه در راستای دهانه مدل بدست آمده‌اند. در نهایت با داشتن پارامترهای فوق با استفاده از مدل تحلیلی امیت - راجر [۱۸]، نویز لبه فرار لایه مرزی آشفتة یک صفحه تخت در دوردست پیش‌بینی شده است. لازم به ذکر است که تکرارپذیری نتایج سرعت و فشار به ازای سرعت‌های مختلف و برای تمامی میکروفون‌ها بررسی شده است. برای نوشتن تمامی کدها از نرم افزار متلب نسخه R2014a استفاده شده است.

۳-۱- چگالی طیف فشار سطح

با توجه به نبود تونل باد آیروآکوستیکی در کشور و انجام

$$\gamma_{i,j}^2(\omega) = \frac{|\Phi_{p_i p_j}(\omega)|^2}{\Phi_{p_i p_i}(\omega)\Phi_{p_j p_j}(\omega)} \quad (5)$$

تابع همدوسی تنها دارای اندازه بوده و مقدار آن بین صفر و یک تغییر می‌نماید (صفر نمایان‌گر حالتی است که سیگنال‌ها کاملاً مستقل از یکدیگر بوده و یک برای حالتی است که دو متغیر کاملاً به هم وابسته‌اند). [۳۶].

سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار با اندازه‌گیری فاز تابع چگالی طیفی متقابل بین سیگنال فشار دو نقطه در راستای جریان و با استفاده از رابطه (۶) محاسبه می‌گردد [۹ و ۳۷].

$$U_c(\omega, \eta_x) = \frac{\omega \eta_x}{\varphi_{p_i p_j}(\omega)} \quad (6)$$

که η_x فاصله بین دو نقطه فشار در راستای جریان است. در نهایت به منظور محاسبه طول مشخصه در راستای دهانه مدل، از داده‌های مربوط به نوسانات فشار در نقاط واقع در راستای دهانه استفاده می‌گردد. با محاسبه توابع همدوسی $\gamma_{i,j}^2(\omega, \eta_y)$ بین تمامی نقاط واقع در راستای دهانه مدل، طول مشخصه در راستای دهانه با استفاده از رابطه (۷) بدست خواهد آمد [۱۲].

$$l_y(\omega) = \sum_{k=1}^{M-1} \frac{(\gamma_{k+1} + \gamma_k)(\eta_{y,k+1} - \eta_{y,k})}{2} \quad (7)$$

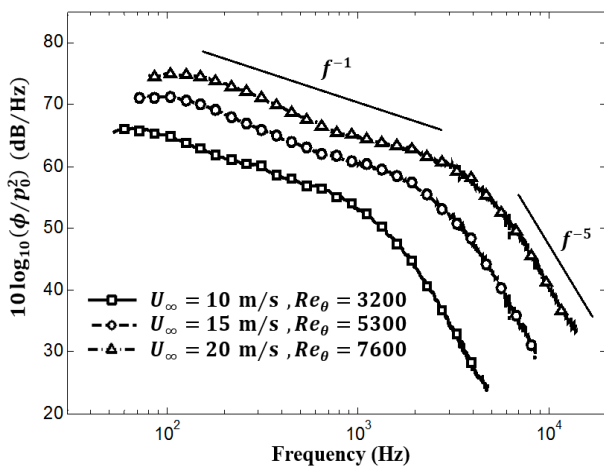
که η_y فاصله بین دو نقطه فشار در راستای دهانه مدل بوده و M تعداد کل η_y ‌های یکتا (در مطالعه حاضر ۱۰) است. آنالیز طیفی داده‌ها با استفاده از توابع چگالی طیفی خودکار و متقابل در نرم افزار متلب، با تابع پنجره همینگ، ۵۰٪ هم‌پوشانی و فشار مرجع ۲۰ میکرو پاسکال انجام گرفته است.

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 جریان سنج (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

در هنگامی که مدلی در تونل باد نصب نیست، اندازه‌گیری شده است. با توجه به شکل در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه در بسامدهای پایین‌تر از ۵۰ Hz و در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه در بسامدهای پایین‌تر از حدود ۷۰ Hz، اختلاف بین سطح نوپز زمینه تونل باد و طیف فشار سطح کمتر از ۱۰ دسی بل است. بنابراین نتایج طیف فشار سطح تنها در محدوده بسامدهای بالای ۵۰ هرتز (برای سرعت ۱۰ متر بر ثانیه) و ۷۰ هرتز (برای سرعت ۲۰ متر بر ثانیه) مورد قبول است. همچنین به ازای سرعت ۱۵ متر بر ثانیه، نتایج در محدوده بسامدهای بالای حدود ۶۰ Hz هرتز مورد قبول بوده که جهت رعایت اختصار نتایج مقایسه طیف فشار سطح و نوپز زمینه تونل باد در این سرعت در شکل ۶ ارائه نشده است.

در شکل ۷ طیف فشار سطح به ازای سرعت‌های جریان آزاد مختلف نشان داده شده است. همانطور که در بخش قبل توضیح داده شد جهت تصحیح اثرات تضعیف، تصحیح پیشنهاد شده توسط گُرس [۲۴] روی تمامی نتایج اعمال شده است. با توجه به شکل، افزایش سرعت منجر به افزایش طیف فشار سطح و انتقال آن به بسامدهای بالاتر شده است. همچنین نرخ کاهش طیف فشار سطح به ازای تمامی سرعت‌ها در بسامد میانی متناسب با f^{-1} و در بسامدهای بالا متناسب با f^{-5} بوده و همخوانی مناسب روند تغییرات با نتایج مطالعات گذشته [۴۰] بیانگر صحت اندازه‌گیری‌های انجام شده در مطالعه حاضر است.

بعلاوه همانطور که در شکل دیده می‌شود بیشینه طیف فشار

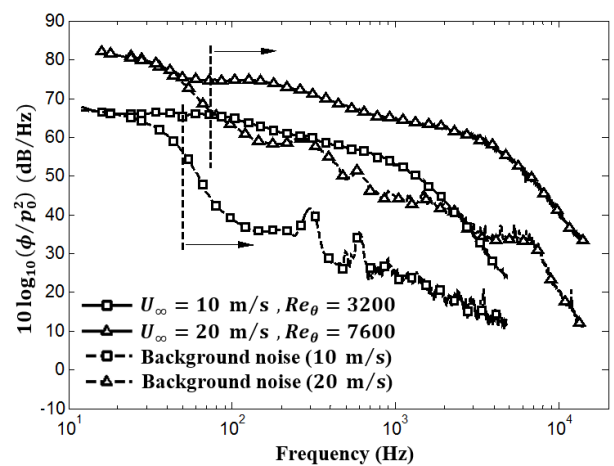


شکل ۷: طیف فشار سطح در موقعیت $x/c = 0.976$ به ازای سرعت‌های مختلف

Fig. 7. Surface pressure spectra at $x/c = 0.976$ at various free stream velocities

آزمایش‌ها در تونل باد آیرودینامیکی اصلاح شده دانشگاه یزد، لازم است قبل از ارائه نتایج طیف فشار سطح، به بررسی نسبت سیگنال به نویز و محدوده بسامدی قابل اعتماد پرداخت. آنچه یک میکروفون و یا هر حسگر اندازه‌گیری فشار ناپایای نصب شده روی سطح یک مدل در یک تونل باد اندازه می‌گیرد عبارتست از مجموع نوسانات فشار روی سطح مدل (القا شده بواسطه نوسانات سرعت در لایه مرزی آشفته) و نوپز زمینه تونل باد (نویز ناشی از جریان در تونل باد بدون حضور مدل). از طرف دیگر با توجه به استفاده از مقیاس دسی بل، چنانچه دو منبع ایجاد نوسانات فشار وجود داشته باشد (برای مثال نوسانات فشار ناشی از خود تونل باد و نوسانات فشار هیدرودینامیکی سیال)، اگر اندازه نوسانات فشار یک منبع بیش از ۱۰ دسی بل بزرگتر از منبع دیگر باشد، حضور منبع کوچکتر تأثیر بسیار ناچیزی روی نوسانات فشار اندازه‌گیری شده داشته و می‌توان گفت آنچه حسگر فشار ثبت می‌نماید برابر با مقدار نوسانات فشار منبع بزرگتر است. بنابراین تنها به نتایج محدوده بسامدی می‌توان اعتماد نمود که طیف فشار سطح مدل، حداقل ۱۰ دسی بل بیشتر از نوپز زمینه تونل باد باشد.

در شکل ۶ طیف فشار سطح اندازه‌گیری شده توسط میکروفون شماره ۱ (در موقعیت $x/c = 0.976$) به همراه نوپز زمینه تونل باد در سرعت‌های ۱۰ و ۲۰ متر بر ثانیه نشان داده شده است. نوپز زمینه 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 ۲۶۰ میلی‌متری از مرکز سطح مقطع آزمون (خارج از جت خروجی)



شکل ۶: طیف فشار سطح در موقعیت $x/c = 0.976$ به همراه نوپز زمینه تونل باد

Fig. 6. Surface pressure spectra at $x/c = 0.976$ and wind tunnel background noise

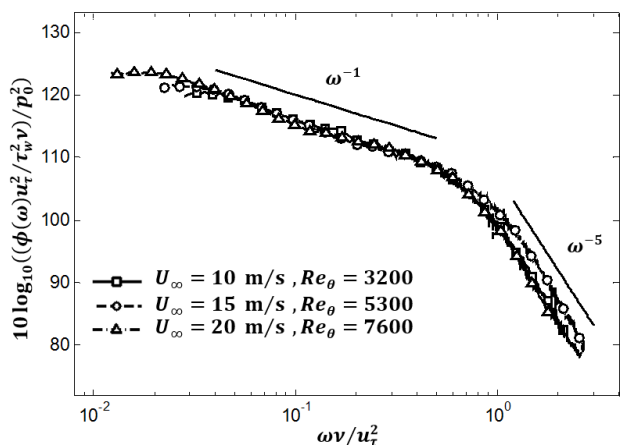
طیف فشار دیوار سه شیب مختلف دیده می‌شود. ۱. شیب مثبت در بسامدهای پایین (ω^2) ۲. شیب منفی ملایم در بسامدهای میانی ($\omega^{-0.7} - \omega^{-1.1}$) ۳. شیب منفی زیاد در بسامدهای بالا (ω^{-5}) [۴۰].

در ادامه به منظور بررسی نحوه اجتماع داده‌ها، نتایج طیف فشار در سرعت‌های مختلف با استفاده از مقیاس‌های مختلف لایه مرزی آشفته نرمال شده‌اند. در شکل ۸ طیف فشار سطح نرمال شده با مقیاس‌های خارجی شامل سرعت جریان آزاد (U_∞)، فشار دینامیکی جریان آزاد (q_∞) و ضخامت جابه‌جایی (δ^*) نشان داده شده است. چنانچه در شکل مشخص است، اجتماع داده‌ها در محدوده بسامدهای بدون بعد پایین و میانی (۵-۱) مناسب بوده و حداکثر اختلاف در این محدوده حدود ۴ dB است. با این وجود به دلیل استفاده از مقیاس‌های خارجی همانطور که انتظار می‌رفت داده‌ها در بسامدهای بالا پخش هستند.

در شکل ۹ از مقیاس‌های لایه مرزی داخلی شامل τ_w به عنوان مقیاس فشار و ν/u_τ^2 به عنوان مقیاس زمان جهت نرمال کردن طیف فشار سطح استفاده شده است. با توجه به شکل، اجتماع داده‌های طیف فشار سطح در بسامدهای میانی و بالا به مراتب بهتر از حالت قبل است. همچنین نرخ کاهش طیف فشار سطح در بسامدهای میانی متناسب با ω^{-1} و در بسامدهای بالا متناسب با ω^{-5} است. با این وجود استفاده از مقیاس‌های لایه مرزی داخلی منجر به پخش بودن داده‌ها در بسامدهای پایین شده است.

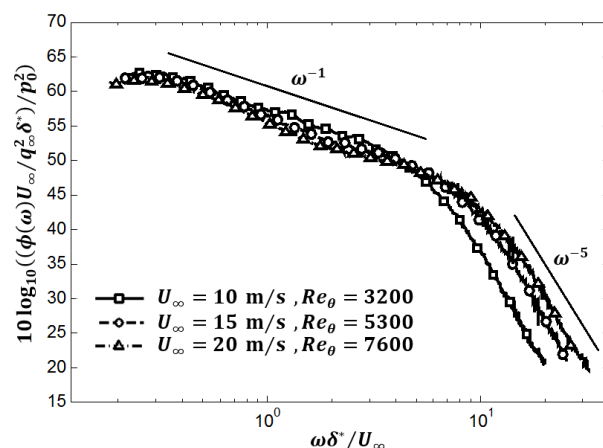
سطح در سرعت‌های ۱۰، ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه به ترتیب در بسامدهای ۶۱، ۹۳ و ۱۲۲ هرتز رخ داده که متناظر با $\omega\delta/u_\tau \approx 50$ بوده و همخوانی بسیار خوبی با مطالعات گذشته دارد [۴۰].

مطالعات گذشته [۲۲ و ۴۰] نشان داده که چنانچه داده‌های طیف فشار دیوار به ازای سرعت‌های مختلف با استفاده از پارامترهای نرمال کردن مناسب مقیاس‌بندی شوند، تمامی داده‌ها روی یک نمودار مجتمع می‌گردند. با این حال یک نرمال سازی کلی برای مجتمع نمودن طیف فشار دیوار در یک محدوده بالای بسامدی و اعداد رینولدز مختلف وجود ندارد. نتایج محققین زیادی همچون کیس [۴۱]، بلیک [۴] و اخیراً افشاری [۲۲] نشان داد که در محدوده بسامدهای بالای طیف فشار، هنگامی نتایج طیف فشار دیوار روی یک منحنی مجتمع می‌گردند که داده‌ها با مقیاس‌های لایه داخلی مانند τ_w (تنش برشی دیوار) به عنوان مقیاس فشار و ν/u_τ^2 به عنوان مقیاس زمان (ν ویسکوزیته سینماتیکی و u_τ سرعت اصطکاکی) نرمال شده باشند. با این وجود در محدوده بسامدهای میانی و پایین، یک مقیاس فشار و زمان یکسان برای نرمال کردن طیف فشار دیوار وجود ندارد. برخی از محققین [۴ و ۴۱] در محدوده بسامدهای پایین از τ_w (تنش برشی دیوار) یا q_e (فشار دینامیکی) به عنوان مقیاس فشار و δ^*/U_e به عنوان مقیاس زمان (U_e سرعت در لبه لایه مرزی) استفاده نموده‌اند در حالی که برخی دیگر [۲۷] از τ_w به عنوان مقیاس فشار و δ/U_e ، δ^*/U_e ، δ/u_τ و یا δ^*/u_τ به عنوان مقیاس زمان استفاده نموده‌اند. به طور کلی در داده‌های تجربی



شکل ۹: طیف فشار سطح نرمال شده با مقیاس‌های داخلی لایه مرزی آشفته در موقعیت $x/c = 0.976$

Fig. 9. Surface pressure spectra normalized with inner variables of turbulence boundary layer at $x/c = 0.976$



شکل ۸: طیف فشار سطح نرمال شده با مقیاس‌های خارجی لایه مرزی آشفته در موقعیت $x/c = 0.976$

Fig. 8. Surface pressure spectra normalized with outer variables of turbulence boundary layer at $x/c = 0.976$

عمر ساختارهای گردابه‌ای بزرگتر که مسئول ایجاد نوسانات فشار در بسامدهای پایین هستند بیشتر از طول عمر ساختارهای گردابه‌ای کوچک (مسئول ایجاد بسامدهای بالا) است. این نتیجه با مشاهدات مراجع [۳۷ و ۴۲] مطابقت دارد. همچنین بیشینه مقدار همدوسی طولی در بسامد حدود ۱۳۰ Hz رخ داده که برابر با بسامد بیشینه چگالی طیف فشار سطح در سرعت ۲۰ m/s (شکل ۷) است. بعلاوه با افزایش فاصله بین دو نقطه فشار در راستای جریان (η_x)، مقدار همدوسی طولی کاهش می‌یابد. دلیل این امر این است که با افزایش فاصله، ساختارهای جریان در هنگام طی نمودن فاصله بین دو حسگر زمان بیشتری برای تغییر حالت و یا به عبارتی تغییر هویت دارند.

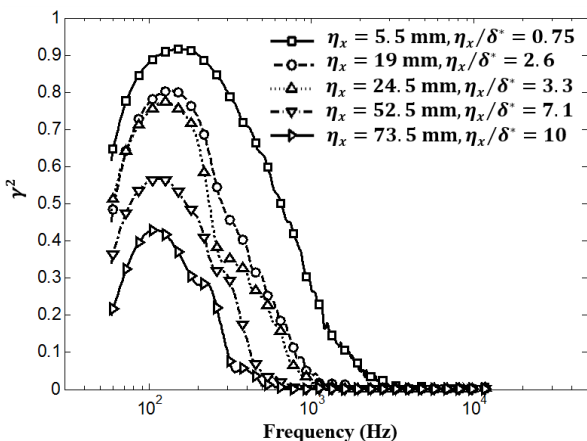
تغییرات تابع همدوسی عرضی به ازای فواصل مختلف در راستای دهانه (η_y) در شکل ۱۲ نشان داده شده است. با توجه به شکل با افزایش η_y ، مقدار همدوسی عرضی کاهش یافته که مشابه روند تغییرات همدوسی طولی با افزایش η_x است. با این وجود مقایسه شکل ۱۱ و شکل ۱۲ نشان می‌دهد که به ازای یک فاصله ثابت بین دو حسگر فشار، همدوسی طولی بزرگتر از همدوسی عرضی است. این رفتار نیز با مشاهدات مرجع [۳۷ و ۴۲] مطابقت داشته و نشان‌دهنده فروپاشی سریعتر ساختارهای آشفته در راستای دهانه مدل است. همچنین مقدار تابع همدوسی عرضی در بسامدهای پایین، بیشتر از بسامدهای بالا بوده و این بدان معناست که ابعاد فیزیکی ساختارهای گردابه‌ای که دارای بسامد پایین‌تری هستند، بزرگتر است. از طرف دیگر تشابه توابع همدوسی طولی و عرضی نشان‌دهنده ارتباط بین

در نهایت به منظور بررسی دو بعدی بودن جریان در لبه فرار مدل و همچنین کارایی میکروفون‌ها در اندازه‌گیری نوسانات فشار سطح، نتایج چگالی طیف فشار سطح میکروفون‌های قرار داده شده در راستای دهانه مدل (میکروفون شماره ۱ تا ۵) در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه با یکدیگر مقایسه شده است. همانطور که در شکل ۱۰ نشان داده شده است اختلاف نتایج کمتر از ۱ دسی بل بوده و بنابراین جریان در لبه فرار کاملاً دو بعدی است. در ادامه جهت رعایت اختصار، نتایج مربوط به همدوسی طولی و عرضی، سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای و طول مشخصه در راستای دهانه تنها در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه ارائه شده است.

۳-۲- بررسی تغییرات همدوسی طولی و عرضی

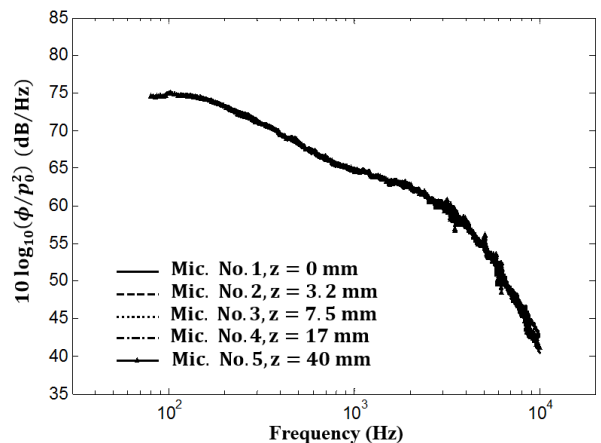
در این قسمت نحوه تغییرات توابع همدوسی طولی و عرضی به ازای سرعت جریان آزاد ۲۰ m/s مورد بررسی قرار گرفته است. تابع همدوسی طولی (در راستای جریان) بیانگر طول عمر (و یا برعکس آن، فروپاشی) ساختارهای گردابه‌ای بوده و تابع همدوسی عرضی (در راستای دهانه) مشخص کننده ابعاد فیزیکی ساختارهای گردابه‌ای است [۹].

شکل ۱۱ نشان‌دهنده تغییرات تابع همدوسی طولی به ازای فواصل مختلف بین هر دو حسگر فشار در راستای جریان (η_x) است. با توجه به شکل، مقدار تابع همدوسی طولی در بسامدهای پایین به مراتب بیشتر از بسامدهای بالا بوده و این بدان معناست که طول



شکل ۱۱: تغییرات همدوسی طولی به ازای فواصل مختلف در راستای جریان در سرعت ۲۰ m/s

Fig. 11. Longitudinal coherence variations for various streamwise distances at 20 m/s



شکل ۱۰: طیف فشار سطح در موقعیت ثابت در راستای جریان (976/0) و موقعیت‌های عرضی مختلف در سرعت ۲۰ m/s

Fig. 10. Surface pressure spectra at constant streamwise position ($x/c = 0.976$) and various spanwise positions at 20 m/s

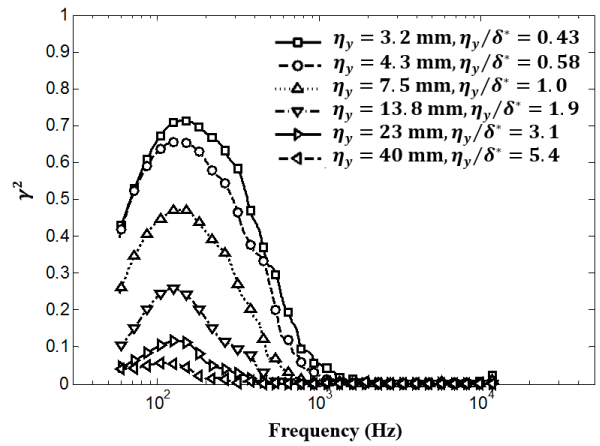
جریان‌ها با اعداد رینولدز بالاتر دارای α کوچکتری هستند. در مطالعه حاضر، با افزایش عدد رینولدز بر پایه ضخامت مومنتوم از ۳۲۰۰ به ۷۶۰۰، مقدار α از ۰/۱۷۵ به ۰/۱۳۵ کاهش یافته است. روند مشابهی در مرجع [۴۲] برای جریان روی صفحه تخت گزارش شده است به طوری که با افزایش عدد رینولدز بر پایه ضخامت مومنتوم از ۳۵۲۲ به ۸۶۸۵، مقدار α از ۰/۱۷ به ۰/۱۲۵ کاهش یافته است. تغییرات تابع چگالی طیفی متقابل نرمال شده عرضی بر حسب فاز به ازای فواصل مختلف بین هر دو حسگر فشار در راستای دهانه (η_y) در شکل ۱۴ نشان داده شده است. با توجه به شکل، در اینجا نیز داده‌های مربوط به فواصل عرضی مختلف روی یک نمودار با معادله $\gamma = \exp(-\beta\varphi)$ مجتمع شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که مقدار β وابسته به عدد رینولدز نبوده و در حدود ۰/۷۲ است. همچنین مقدار بدست آمده برای β در مطالعه حاضر با نتایج مراجع [۴۲] و [۴۳] همخوانی مناسبی دارد.

۳-۳- سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای

در این قسمت نحوه تغییرات سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای به ازای سرعت جریان آزاد ۲۰ m/s مورد بررسی قرار گرفته است. سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار با استفاده از فاز تابع چگالی طیفی متقابل بین سیگنال فشار دو نقطه در راستای جریان طبق رابطه (۶) تعیین شده است. نتایج تنها برای بسامدهایی ارائه شده که دو سیگنال دارای هم‌دوسی

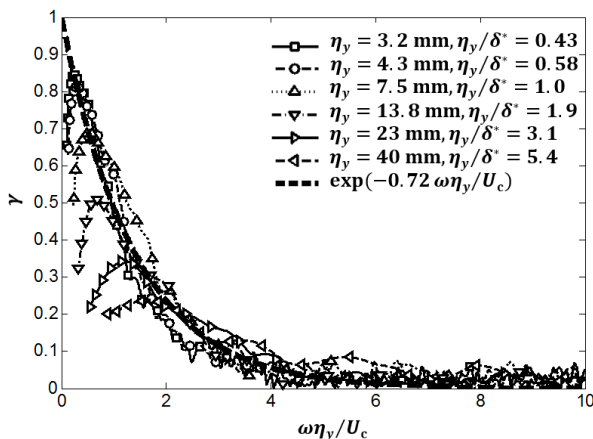
این دو بوده و به عبارت دیگر می‌توان نتیجه گرفت که ساختارهای گردابه‌ای با ابعاد بزرگتر دارای طول عمر بیشتری هستند.

در ادامه نحوه تغییرات تابع چگالی طیفی متقابل نرمال شده، $\gamma_{i,j}(\omega)$ بر حسب فاز، $\varphi_{p_i,p_j}(\omega)$ به ازای حسگرها با فواصل مختلف در هر دو راستای طولی و عرضی در سرعت ۲۰ m/s مورد بررسی قرار گرفته است. شکل ۱۳ نشان‌دهنده تابع چگالی طیفی متقابل نرمال شده طولی به ازای فواصل مختلف بین هر دو حسگر فشار در راستای جریان (η_x) است. با توجه به شکل، داده‌های مربوط به فواصل طولی مختلف روی یک نمودار با معادله $\gamma = \exp(-\alpha\varphi)$ مجتمع شده‌اند. مقدار α وابسته به عدد رینولدز است. به طور کلی،



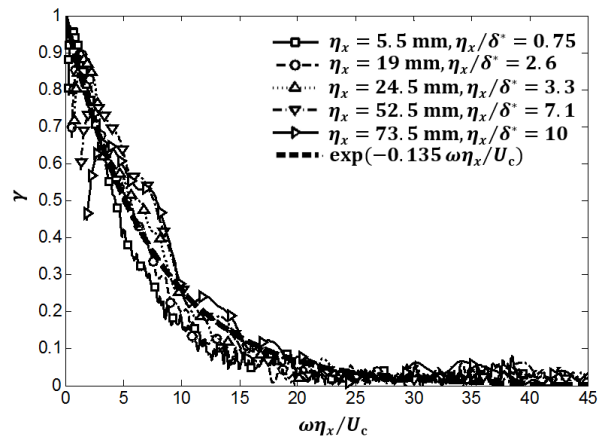
شکل ۱۲: تغییرات هم‌دوسی عرضی به ازای فواصل مختلف در راستای دهانه در سرعت ۲۰ m/s

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



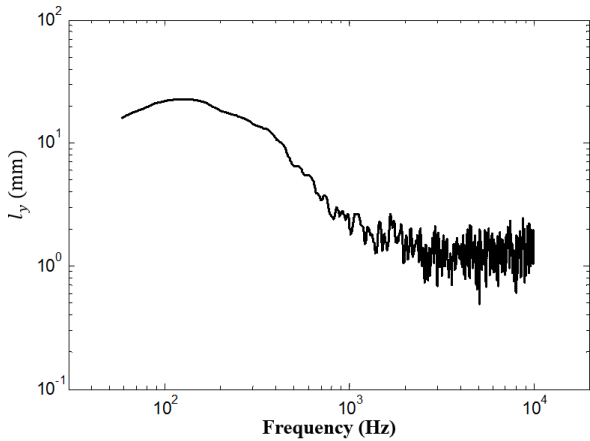
شکل ۱۴: چگالی طیفی متقابل عرضی نرمال شده به ازای فواصل مختلف در راستای دهانه در سرعت ۲۰ m/s

Fig. 14. Normalized lateral cross spectra for various spanwise distances at 20 m/s



شکل ۱۳: چگالی طیفی متقابل طولی نرمال شده به ازای فواصل مختلف در راستای جریان در سرعت ۲۰ m/s

Fig. 13. Normalized longitudinal cross spectra for various streamwise distances at 20 m/s



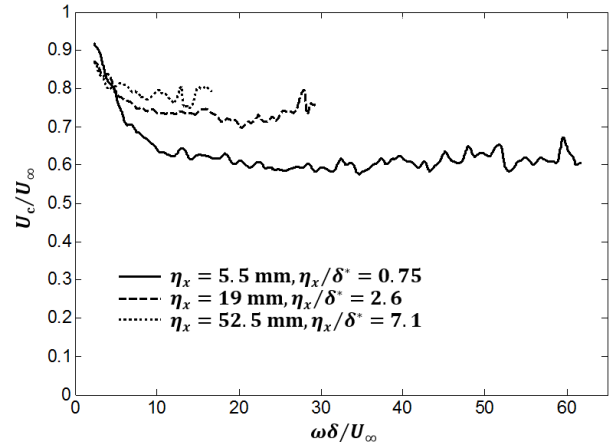
شکل ۱۶: طول مشخصه در راستای دهانه به صورت تابعی از بسامد در سرعت ۲۰ m/s
Fig.16. Spanwise length scale as a function of frequency at 20 m/s

۴-۳- طول مشخصه در راستای دهانه

طول مشخصه در راستای دهانه مدل با اندازه‌گیری هم‌زمان نوسانات فشار در نقاط واقع در راستای دهانه و با استفاده از رابطه (۷) محاسبه شده است شکل ۱۶ نشان‌دهنده نحوه تغییرات طول مشخصه در راستای دهانه مدل بر حسب بسامد است. با توجه به شکل، طول مشخصه در راستای دهانه، وابسته به بسامد بوده و بیشینه مقدار آن در سرعت ۲۰ m/s در بسامد حدود ۱۳۰ Hz رخ داده که برابر با بسامد بیشینه چگالی طیف فشار سطح، بیشینه مقدار همدوسی طولی و بیشینه مقدار همدوسی عرضی است. همچنین طول مشخصه در راستای دهانه (و یا به عبارتی ابعاد فیزیکی ساختارهای گردابه‌ای) در بسامدهای پایین به مراتب بیشتر از بسامدهای بالا است.

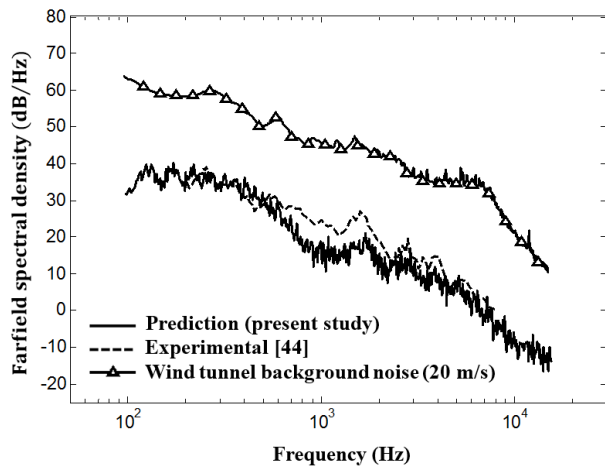
۵-۳- پیش‌بینی نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته

همانطور که در بخش مقدمه اشاره شد در طول دهه‌های گذشته، روش‌های مختلفی برای پیش‌بینی نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته توسعه داده شده است. در مطالعه حاضر جهت پیش‌بینی نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته یک صفحه تخت در دوردست از مدل تحلیلی امیت - راجر [۱۸] استفاده شده است. چنانچه طول وتر صفحه تخت برابر با c و طول دهانه مدل برابر با L در نظر گرفته شود، نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته در موقعیت z (فاصله عمودی از لبه فرار مدل) با استفاده از رابطه (۸) قابل پیش‌بینی خواهد بود [۱۸].



شکل ۱۵: تغییرات سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای بر حسب $\omega\delta/U_\infty$ و فاصله بین میکروفون‌های واقع در راستای جریان در سرعت ۲۰ m/s
Fig. 15. Variation of eddy convection velocity with $\omega\delta/U_\infty$ and with distance between streamwise microphones at 20 m/s

طول قابل توجهی بوده و یا به عبارتی هویت ساختارهای گردابه‌ای در اثر جابه‌جا شدن بین دو حسگر در راستای جریان تغییرات زیادی نکرده باشد. شکل ۱۵ بیانگر تغییرات نسبت سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای به سرعت جریان آزاد به صورت تابعی از بسامد بدون بعد ($\omega\delta/U_\infty$) و به ازای η_x های مختلف است. با توجه به شکل مشاهده می‌گردد که سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای با افزایش فاصله بین میکروفون‌ها در راستای جریان (η_x) افزایش یافته است. همچنین به طور برعکس، محدوده بسامدی که میدان فشار هویت خود را حفظ نموده با افزایش η_x کاهش یافته است. در واقع همانطور که در قسمت قبل مشاهده شد، ساختارهای گردابه‌ای با ابعاد بزرگتر دارای طول عمر بیشتری بوده و بنابراین هنگامی که فواصل بین حسگرها زیاد گردد، تنها ساختارهای گردابه‌ای با ابعاد بزرگ (بسامدهای پایین) همدوسی طولی 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 طول عمر کوتاه‌تر)، سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای، بیشتر متأثر از ساختارهای گردابه‌ای بزرگ بوده و در نتیجه سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای افزایش می‌یابد.



شکل ۱۷: مقایسه طیف فشار دور دست پیش بینی شده با استفاده از مدل تحلیلی امیت - راجر [۱۸] و نتایج اندازه گیری مستقیم مرجع [۴۴] در سرعت ۲۰ m/s در فاصله عمودی $z = 580$ mm

Fig. 17. Comparison of the far-field pressure spectral density predicted by analytical Amiet – Roger model [18] with direct measurement results of reference [44] at 20 m/s at $z = 580$ mm

۴- نتیجه گیری

در پژوهش حاضر پارامترهای اصلی تعیین کننده نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته (به عنوان یکی از منابع اصلی نویز آیرودینامیکی) مورد ارزیابی قرار گرفته است. مطالعات مختلف نشان داده که طیف فشار سطح، طول مشخصه نوسانات فشار سطح در راستای دهانه بال و سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه ای در محدوده لبه فرار مقادیر مهمی در تعیین نویز دور دست ناشی از لبه فرار هستند. در مطالعه حاضر برای اندازه گیری پارامترهای فوق از یک صفحه تخت مجهز به حسگرهای فشار سطحی در دو راستای جریان و دهانه بال استفاده شده است. نتایج نشان داد که بهترین اجتماع داده های طیف فشار سطح در بسامدهای میانی و بالا به ازای استفاده از مقیاس های لایه مرزی داخلی و در محدوده بسامدهای پایین به ازای استفاده از مقیاس های خارجی بدست خواهد آمد. همچنین نتایج نشان داد که توابع همدوسی طولی و عرضی، اطلاعات مناسبی از طول عمر (و یا برعکس آن، فروپاشی) ساختارهای گردابه ای و ابعاد فیزیکی آنها ارائه می دهد. بعلاوه با استفاده از مدل تحلیلی امیت-راجر، نویز لبه فرار صفحه تخت در دور دست پیش بینی شده که نتایج نشان دهنده کارایی مناسب این مدل در پیش بینی نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته است. در نهایت، اندازه گیری نوسانات فشار ناپایای سطح با استفاده از میکروفون های نسبتاً ارزان به عنوان حسگر فشار و در یک تونل باد

$$S_{pp}(x, y, z, \omega) = \left(\frac{\omega c z}{4\pi c_0 \sigma^2} \right)^2 2L |I|^2 I_y(\omega) \Phi_{pp}(\omega) \quad (8)$$

که $S_{pp}(x, y, z, \omega)$ ، $\Phi_{pp}(\omega)$ و $I_y(\omega)$ به ترتیب چگالی طیف فشار دور دست، چگالی طیف فشار سطح در نزدیکی لبه فرار (میکروفون شماره ۱ در موقعیت $x/c = 0.976$) و طول مشخصه در راستای دهانه مدل است. همچنین x ، y و z موقعیت شنونده در دور دست نسبت به دستگاه مختصات واقع در لبه فرار مدل است (شکل ۵). بعلاوه I و σ به ترتیب انتگرال تابش^۱ و فاصله تصحیح شده^۲ (بواسطه جابه جایی امواج آکوستیکی بوسیله جریان) بوده و با استفاده از روابط موجود در پیوست قابل محاسبه است. با توجه به روابط ارائه شده در پیوست واضح است که سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه ای در محدوده لبه فرار، در روابط مربوط به انتگرال تابش حضور داشته و نقش مهمی در تعیین این پارامتر دارد.

چگالی طیف فشار دور دست پیش بینی شده با استفاده از مدل تحلیلی امیت - راجر [۱۸] در سرعت ۲۰ m/s در فاصله عمودی $z = 580$ mm از لبه فرار مدل در شکل ۱۷ نشان داده شده است. روش متداول برای بررسی دقت پیش بینی انجام گرفته، اندازه گیری مستقیم نویز لبه فرار در موقعیت یاد شده در یک تونل باد آیروآکوستیکی است. با این وجود با توجه به شکل ۱۷، نویز زمینه تونل باد اصلاح شده دانشگاه یزد (و تمامی تونل های باد موجود در کشور) حداقل ۲۰ الی ۳۰ دسی بل بالاتر از چگالی طیف فشار دور دست پیش بینی شده بوده و بنابراین به خاطر عدم امکان اندازه گیری مستقیم نویز لبه فرار دور دست، نتایج مطالعه حاضر با نتایج تجربی مرجع [۴۴] (در سرعت و فاصله یکسان) مقایسه شده است. همانطور که در شکل ۱۷ دیده می شود اگرچه در بسامدهای میانی اختلافی تا حدود ۷ دسی بل بین نتایج پیش بینی شده در مطالعه حاضر و نتایج اندازه گیری مستقیم در مرجع مذکور وجود دارد، ولی روند تغییرات نویز لبه فرار به طور مناسبی پیش بینی شده است. شایان ذکر است که وجود چنین اختلاف ناچیزی با توجه به شرایط مختلف آزمایش (شامل تونل باد، شدت توربولانس تونل، ابعاد و مشخصات فیزیکی مدل و غیره) امری کاملاً طبیعی است.

1 Radiation integral
2 Corrected distance

آیرودینامیکی معمولی و محاسبه پارامترهای مهمی همچون طول مشخصه در راستای دهانه مدل و سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای، می‌تواند کمک شایانی به ایجاد بستری مناسب جهت شروع و یا تسریع مطالعات آیروآکوستیک تجربی در کشور نماید.

فهرست علائم

سرعت جریان آزاد، m/s	U_∞	طول وتر، m	c
سرعت اصطکاکی، m/s	u_τ	سرعت صوت، m/s	c_0
سرعت در راستای جریان، m/s	u	قطر سوراخ فشار، m	d
سرعت نرمال شده با مقیاس دیوار v/u_τ	u^+	قطر سوراخ فشار نرمال شده با مقیاس دیوار v/u_τ	d^+
فاصله در راستای جریان از لبه فرار، m	x	ضریب اصطکاک پوسته‌ای	c_f
فاصله در راستای جریان از لبه حمله، m	X	بسامد، Hz	f
فاصله در راستای دهانه از نیمه دهانه مدل، m	y	ضریب شکل	H
فاصله عمودی از سطح مدل، m	z	انتگرال تابش	I
فاصله عمودی نرمال شده با مقیاس دیوار v/u_τ	z^+	عدد موج آکوستیکی، 1/m	k
علائم یونانی		طول دهانه مدل، m	L
چگالی طیفی متقابل نرمال شده بین دو میکروفون i و j	$\gamma_{i,j}(\omega)$	طول مشخصه در راستای دهانه مدل، m	l_y
تابع هم‌دوسی بین دو میکروفون i و j	$\gamma_{i,j}^2(\omega)$	تعداد ثبت داده‌ها	N_r
ضخامت لایه مرزی، m	δ	نوسانات فشار در حوزه زمان، N/m ²	$p(t)$
ضخامت جابه‌جایی لایه مرزی، m	δ^*	نوسانات فشار در حوزه بسامد، N/m ²	$P(\omega)$
فاصله بین دو میکروفون i و j ، m	η	فشار دینامیکی در لبه لایه مرزی، N/m ²	q_e
ضخامت مومنتوم لایه مرزی، m	θ	فشار دینامیکی جریان آزاد، N/m ²	q_∞
طول موج هیدرو دینامیکی جابه‌جایی، m	λ_h	شعاع لوله، m	R
ویسکوزیته سینماتیکی، m ² s	ν	شعاع سوراخ فشار، m	r
فاصله تصحیح شده، m	σ	عدد رینولدز بر پایه x	Re_x
تنش برشی دیوار، N/m ²	τ_w	عدد رینولدز بر پایه θ	Re_θ
فاز چگالی طیفی متقابل نوسانات فشار بین دو میکروفون i و j ، rad	$\varphi_{p_i p_j}(\omega)$	چگالی طیف فشار دوردست، N ² /m ⁴ Hz	S_{pp}
چگالی طیفی خودکار نوسانات فشار میکروفون، N ² /m ⁴ Hz	$\Phi_{p_i p_i}(\omega)$	ضخامت لبه فرار مدل، m	t
چگالی طیفی متقابل نوسانات فشار بین دو میکروفون i و j ، N ² /m ⁴ Hz	$\Phi_{p_i p_j}(\omega)$	سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای، m/s	U_c
بسامد زاویه‌ای، rad Hz	ω	سرعت در لبه لایه مرزی، m/s	U_e

تقدیر و تشکر

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

پیوست

E^* با استفاده از رابطه زیر تعریف شده و به صورت ترکیبی از

انتگرال فرنل^۱ سینوسی و کسینوسی قابل محاسبه است.

$$E^*(x) = \int_0^x \frac{e^{-it}}{\sqrt{2\pi t}} dt$$

همچنین علامت $\{ \}^c$ در روابط فوق بدین معناست که قسمت موهومی عبارت داخل کروشه باید در \mathcal{E} ضرب گردد.

مراجع

- [1] R. Royce, The jet engine, 5th Edition ed., John Wiley & Sons, 2015.
- [2] N.E. Antoine, I.M. Kroo, Aircraft optimization for minimal environmental impact, Journal of aircraft, 41(4) (2004) 790-797.
- [3] M. Roger, S. Moreau, Trailing edge noise measurements and prediction for subsonic loaded fan blades, AIAA paper, 2460 (2002).
- [4] W.K. Blake, Mechanics of flow-induced sound and vibration V2: complex flow-structure interactions, 2nd edn ed., Academic Press., 2017.
- [5] D.P. Lockhard, G.M. Lilley, The airframe noise reduction challenge, Tech. Rep. NASA/TM-2004-213013, NASA Langley Research Center, (2004).
- [6] S. Oerlemans, M. Fisher, T. Maeder, K. Kögler, Reduction of wind turbine noise using optimized airfoils and trailing-edge serrations, AIAA Journal, 47(6) (2009) 1470-1481.
- [7] T.F. Brooks, D.S. Pope, M.A. Marcolini, Airfoil self-noise and prediction, National Aeronautics and Space Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Division, 1989.
- [8] A. Powell, On the aerodynamic noise of a rigid flat plate moving at zero incidence, The Journal of the Acoustical Society of America, 31(12) (1959) 1649-1653.
- [9] T.F. Brooks, T. Hodgson, Trailing edge noise prediction from measured surface pressures, Journal of sound and vibration, 78(1) (1981) 69-117.
- [10] M. Wang, P. Moin, Computation of trailing-edge

با توجه به مدل تحلیلی امیت - راجر، فاصله تصحیح شده، σ ، به صورت زیر تعریف می‌گردد.

$$\sigma = \sqrt{x^2 + \beta^2 z^2}, \quad \beta^2 = 1 - M^2 \quad M = U / c_0$$

همچنین انتگرال تابش، I ، به صورت $I = I_1 + I_2$ تعریف شده که I_1 و I_2 به ترتیب پخش امواج آکوستیکی حول لبه فرار و لبه حمله را مدلسازی می‌نمایند. در ادامه با تعریف پارامترهای زیر، انتگرال تابش قابل محاسبه است.

$$\bar{K} = \frac{\omega c}{2U}, \quad \bar{K}_x = \frac{\omega c}{2U_c}, \quad \bar{K}_y = 0, \quad \alpha = U / U_c,$$

$$\bar{\mu} = \bar{K}M / \beta^2, \quad \bar{\kappa} = \sqrt{\bar{\mu}^2 - \bar{K}_y^2 / \beta^2}$$

I_1 برابر است با:

$$I_1 = -\frac{e^{2ic}}{ic} \left\{ (1+i)e^{-2ic} \sqrt{\frac{B}{B-C}} E^*[2(B-C)] - (1+i)E^*[2B] \right\}$$

جایی که

$$B = \bar{K}_x + M\bar{\mu} + \bar{\kappa} \quad C = \bar{K}_x - \bar{\mu}(x/\sigma - M)$$

همچنین I_2 برابر است با:

$$I_2 = H \left(\left\{ e^{4i\bar{\kappa}} [1 - (1+i)E^*[4\bar{\kappa}]] \right\}^c - e^{2iD} + i[D + \bar{K} + M\bar{\mu} - \bar{\kappa}]G \right)$$

جایی که

$$G = (1+\varepsilon)e^{i(2\bar{\kappa}+D)} \frac{\sin(D-2\bar{\kappa})}{D-2\bar{\kappa}} + (1-\varepsilon)e^{i(-2\bar{\kappa}+D)} \frac{\sin(D+2\bar{\kappa})}{D+2\bar{\kappa}} + \frac{(1+\varepsilon)(1-i)}{2(D-2\bar{\kappa})} e^{4i\bar{\kappa}} E^*[4\bar{\kappa}] - \frac{(1-\varepsilon)(1+i)}{2(D+2\bar{\kappa})} e^{-4i\bar{\kappa}} E[4\bar{\kappa}] + \frac{e^{2iD}}{2} \sqrt{\frac{2\bar{\kappa}}{D}} E^*[2D] \left[\frac{(1+i)(1-\varepsilon)}{D+2\bar{\kappa}} - \frac{(1-i)(1+\varepsilon)}{D-2\bar{\kappa}} \right]$$

$$D = \bar{\kappa} - \bar{\mu}x/\sigma, \quad H = \frac{(1+i)(1-\Theta^2)e^{-4i\bar{\kappa}}}{2\sqrt{\pi}(\alpha-1)\bar{K}\sqrt{B}}$$

$$\varepsilon = \frac{1}{\sqrt{1+1/(4\bar{\kappa})}}, \quad \Theta = \sqrt{B/A}, \quad A = \bar{K} + M\bar{\mu} + \bar{\kappa}$$

1 Fresnel's integral

- [21] S. Moreau, P. Laffay, A. Idier, N. Atalla, Several noise control of the trailing-edge noise of a Controlled-Diffusion airfoil, in: 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2016, pp. 2816.
- [22] A. Afshari, A. 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. (in Persian)
- [23] 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. (in Persian)
- [24] G. Corcos, Resolution of pressure in turbulence, *The Journal of the Acoustical Society of America*, 35(2) (1963) 192-199.
- [25] G. Schewe, On the structure and resolution of wall-pressure fluctuations associated with turbulent boundary-layer flow, *Journal of Fluid Mechanics*, 134 (1983) 311-328.
- [26] 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.
- [27] M. Goody, Empirical Spectral Model of Surface Pressure Fluctuations, *AIAA Journal*, 42(9) (2004) 1788-1794.
- [28] M. Bull, A. Thomas, High frequency wall-pressure fluctuations in turbulent boundary layers, *Physics of Fluids* (1958-1988), 19(4) (1976) 597-599.
- [29] 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.
- [30] M. Goody, R.L. Simpson, An experimental investigation of pressure fluctuations in three-dimensional turbulent boundary layers, DTIC Document, 1999.
- [31] É. Salze, C. Bailly, O. Marsden, E. Jondeau, flow and noise using large-eddy simulation, *AIAA journal*, 38(12) (2000) 2201-2209.
- [11] A3 Garcia-Sagrado, T. Hynes, Wall pressure sources near an airfoil trailing edge under turbulent boundary layers, *Journal of Fluids and Structures*, 30 (2012) 3-34.
- [12] Herrig, M. Kamruzzaman, W. Würz, S. Wagner, Broadband airfoil trailing-edge noise prediction from measured surface pressures and spanwise length scales, *noise notes*, 12(4) (2013) 13-36.
- [13] M.J. Lighthill, On sound generated aerodynamically. I. General theory, in: *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, The Royal Society, 1952, pp. 564-587.
- [14] J.F. Williams, L. Hall, Aerodynamic sound generation by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane, *Journal of Fluid Mechanics*, 40(04) (1970) 657-670.
- [15] D.M. Chase, Noise radiated from an edge in turbulent flow, *AIAA journal*, 13(8) (1975) 1041-1047.
- [16] R. Amiet, Noise due to turbulent flow past a trailing edge, *Journal of Sound and Vibration*, 47(3) (1976) 387-393.
- [17] M. Howe, A review of the theory of trailing edge noise, *Journal of Sound and Vibration*, 61(3) (1978) 437-465.
- [18] M. Roger, S. Moreau, M. Wang, An analytical model for predicting airfoil self-noise using wall-pressure statistics, *Annual Research Brief, Center for Turbulence Research, Stanford University*, (2002) 405-414.
- [19] M. Mosallem, Numerical and experimental investigation of beveled trailing edge flow fields, *Journal of Hydrodynamics, Ser. B*, 20(3) (2008) 273-279.
- [20] J.B. Barlow, W. Rae, A. Pope, *Low-speed wind tunnel testing*, John Wiley & Sons, in, Wiley, New York, 1999.

- 9040U6151, Date 2002-02-01. Dantec Dynamics A/S, PO Box 121, Tonsbakken 16-18, DK-2740 ..., 2002.
- [39] S. Yavuzkurt, A guide to uncertainty analysis of hot-wire data, ASME, Transactions, Journal of Fluids Engineering, 106 (1984) 181-186.
- [40] Y.F. Hwang, W.K. Bonness, S.A. Hambric, Comparison of semi-empirical models for turbulent boundary layer wall pressure spectra, Journal of Sound and Vibration, 319(1-2) (2009) 199-217.
- [41] W.L. Keith, D. Hurdis, B. Abraham, A comparison of turbulent boundary layer wall-pressure spectra, Journal of Fluids Engineering, 114(3) (1992) 338-347.
- [42] N. Hu, M. Herr, Characteristics of wall pressure fluctuations for a flat plate turbulent boundary layer with pressure gradients, in: 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2016, pp. 2749.
- [43] M. Bull, Wall-pressure fluctuations associated with subsonic turbulent boundary layer flow, Journal of Fluid Mechanics, 28(04) (1967) 719-754.
- [44] D.J. Moreau, L. Brooks, C.J. Doolan, Experimental investigation of broadband trailing edge noise from sharp-edged struts, in: 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference Portland, Oregon, 2011.
- D. Juvé, An experimental characterization of wall pressure wavevector-frequency spectra in the presence of pressure gradients, in: 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA Paper, 2014, pp. 2014.
- [32] Q. Leclère, A. Pereira, A. Finez, P. Souchotte, Indirect calibration of a large microphone array for in-duct acoustic measurements, Journal of Sound and Vibration, 376 (2016) 48-59.
- [33] F.J. Fahy, P. Gardonio, Sound and structural vibration: radiation, transmission and response, Academic press, 2007.
- [34] D. Spalding, A single formula for the "law of the wall", Journal of Applied Mechanics, 28(3) (1961) 455-458.
- [35] F. White, Viscous fluid flow: 614, in, McGraw-Hill Book Company, New York, 1991.
- [36] J.S. Bendat, A.G. Piersol, Random data: analysis and measurement procedures, John Wiley & Sons, 2011.
- [37] G. Corcos, The structure of the turbulent pressure field in boundary-layer flows, Journal of Fluid Mechanics, 18(03) (1964) 353-378.
- [38] E. Finn, Jørgensen, How to measure turbulence with hot-wire anemometers, Publication no.: