



بررسی تجربی عملکرد فینلتهای کاهش دهنده نویز لبه فرار

عباس افشاری^{۱*}، علی اکبر دهقان^۲، علی نگهبان برون^۱، احمدرضا ایوبی^۱

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران
۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۹/۰۸/۰۴
بازنگری: ۱۳۹۹/۱۱/۲۲
پذیرش: ۱۴۰۰/۰۲/۲۳
ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۴/۲۳

کلمات کلیدی:

فینلته
نویز لبه فرار
لایه مرزی آشفته
طیف فشار سطح
ساختارهای گردابه‌ای

خلاصه: در مطالعه حاضر، کارایی فینلته به عنوان یک روش کنترل غیرفعال نویز لبه فرار به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. طیف فشار سطح، طول مشخصه نوسانات فشار سطح در راستای دهانه بال و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه فرار پارامترهای مهمی در تعیین نویز لبه فرار در دوردست هستند. در این مطالعه جهت اندازه گیری پارامترهای فوق، یک صفحه تخت مجهز به سنسورهای اندازه گیری فشار ناپایای سطح، طراحی و ساخته شده است. استفاده از فینلته‌ها با فواصل عرضی زیاد، منجر به کاهش طیف فشار سطح در فرکانس‌های میانی و بالا و افزایش طول مشخصه در راستای دهانه مدل در فرکانس‌های پایین و میانی شده است. از طرف دیگر، برای فینلته‌ها با فواصل عرضی کم، در حالی که طیف فشار سطح در فرکانس‌های بالا به مقدار بیشتری کاهش یافته، افزایش نامطلوبی در فرکانس‌های پایین تا میانی بوجود آمده است. فینلته‌های ریز می‌توانند منجر به کاهش همدوسی عرضی در فرکانس‌های میانی و بالایی گردند. سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای نیز در پایین دست همه فینلته‌ها کاهش یافته است. در نهایت با استفاده از مدل تحلیلی امیت-راجر، تغییرات نویز لبه فرار در دوردست ناشی از حضور فینلته‌های مختلف پیش بینی شده که نتایج نشان دهنده کارایی مناسب فینلته‌ها در محدوده فرکانس‌های میانی و بخصوص بالاست.

۱- مقدمه

در دهه‌های اخیر، افزایش آلودگی صوتی بواسطه توسعه روزافزون صنعت حمل و نقل (زمینی، ریلی و هوایی)، توربین‌های بادی، سیستم‌های سرمایه‌گذاری و گرمایش و ... باعث ایجاد اثرات نامطلوب زیادی شده است. طبق گزارش‌های سازمان‌های جهانی، نویز و آلودگی صوتی در مقایسه با سایر آلودگی‌های ساخته بشر، کمتر مورد توجه قرار گرفته‌اند. آلودگی صوتی می‌تواند ناشی از مکانیزم‌های متعددی از جمله نویز آیرودینامیکی باشد. نویز ناشی از ایرفویل از جمله نویزهای آیرودینامیکی بوده که به واسطه تداخل یک جریان ناپایا با سطح یک ایرفویل ایجاد می‌گردد. بروکس^۱ در سال ۱۹۸۹ مکانیزم‌های نویز ناشی از ایرفویل را به ۵ گروه تقسیم‌بندی نمود [۱].
۱- نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته ۲- نویز ریزش گردابه لایه مرزی آرام ۳- نویز جدایش (واماندگی)^۲ ۴- نویز ریزش گردابه لبه فرار پخ^۳ ۵- نویز گردابه

نوک بال. در میان نویزهای یادشده، نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته یکی از مهمترین منابع نویز آیرودینامیکی هواپیماها، زیردریایی‌ها، توربین‌های بادی و فن‌ها بوده و به همین سبب در دهه‌های گذشته مطالعات زیادی در غالب تحقیقات تحلیلی، عددی و تجربی روی آن انجام گرفته است [۲ و ۳]. مطالعه تحلیلی پاول^۴ [۴] از جمله اولین مطالعات انجام شده در زمینه نویز لبه فرار است که به بررسی ارتباط بین منابع دوقطبی و چهارقطبی با توان نویز لبه فرار پرداخته است. نرخ تغییر سطح نویز لبه فرار با سرعت جریان آزاد در مطالعه فینک^۵ [۵] و فیزیک مکانیزم تولید نویز لبه فرار در مطالعه تجربی یو و تام^۶ [۶] مورد بررسی قرار گرفته است. بر مبنای مطالعه یو و تام، منابع دوقطبی حاصل از برهمکنش ساختارهای گردابه‌ای بزرگ با سطح جسم عامل اصلی تولید نویز لبه فرار است.

جهت پیش‌بینی نویز لبه فرار در لایه مرزی آشفته، مدل‌های تحلیلی بیشماری توسط محققین مختلف پیشنهاد شده و خلاصه‌ای از آن در مرجع

- 1 Brooks
- 2 Stall
- 3 Blunt trailing edge

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: afshari@ssau.ac.ir



جغد الهام گرفته شده و در سال ۲۰۱۷ توسط کلارک و همکاران [۱۷] پیشنهاد شده است. آن‌ها برای بررسی کارایی روش نصب فینلت در لبه فرار ایرفویل در کاهش نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته، نویز دوردست ایرفویل DU۹۶-W۱۸۰ را در حضور فینلت‌ها با ابعاد مختلف اندازه‌گیری نمودند. فینلت‌ها دقیقاً در بالادست لبه فرار نصب شدند تا ساختارهای لایه مرزی را قبل از رسیدن به لبه فرار ایرفویل تصحیح نمایند. نتایج آن‌ها نشان داد که حضور فینلت‌ها منجر به کاهش نویز لبه فرار تا حدود ۱۰ دسی‌بل شده است. بر مبنای نتایج این مطالعه، هرچه فاصله بین فینلت‌ها کمتر باشد عملکرد فینلت‌ها بر کاهش نویز موثرتر است ولیکن در صورتیکه فاصله بین فینلت‌ها خیلی کم شود، یک افزایش نویز در فرکانس‌های پایین مشاهده می‌گردد. از طرفی نتایج آنالیز آیرودینامیکی کلارک و همکارانش نشان داد که حضور فینلت‌ها، باعث تغییرات جزئی در نیروهای آیرودینامیکی شده به طوری که نیروی برآ در بیشتر زوایای حمله بدون تغییر مانده و نیروی پسا به مقدار جزئی متناسب با میزان افزایش سطح خیس شده بال (به خاطر فینلت‌ها) افزایش می‌یابد [۱۷ و ۱۸].

در ادامه بررسی‌ها، کلارک و همکاران [۱۹] برای بررسی کارایی فینلت‌ها در کاهش نویز لبه فرار یک روتور دریایی^{۱۲}، آزمایشات متعددی روی یک روتور با قطر ۰/۴۶ متر در سرعت ۲۰-۱۰ متر بر ثانیه و با سرعت دورانی ۲۰۰۰ دور بر دقیقه انجام دادند. نویز دوردست با استفاده از یک آرایه میکروفون اندازه‌گیری شده و نتایج جریان با استفاده از یک جریان‌سنج سیم داغ در پایین دست روتور بدست آمد. نتایج آن‌ها نشان داد که فینلت‌ها اگرچه منجر به افزایش شدت آشفستگی در پایین دست روتور می‌شوند، اما همزمان قادر به کاهش نویز پهن‌بند لبه فرار تا حدود ۸ دسی‌بل شده‌اند.

به منظور درک فیزیک حاکم بر جریان در هنگام استفاده از فینلت، شی و لی^{۱۳} [۲۰]، به مطالعه عددی جریان اطراف ایرفویل NACA ۰۰۱۲ در اعداد رینولدز بالا و در زوایای حمله مختلف پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که حضور فینلت منجر به کاهش نویز دوردست در حدود ۱۰ دسی‌بل می‌گردد. آن‌ها دریافتند که فینلت‌های روی ایرفویل (سمت کم فشار) باعث کاهش نویز دوردست در فرکانس‌های پایین و میانی و فینلت‌های زیر ایرفویل (سمت پر فشار) منجر به کاهش نویز در فرکانس‌های بالا می‌گردد. بعلاوه شدت توربولانس و سرعت جریان در نزدیکی سطح ایرفویل کاهش یافت. بادلینگ و شارما^{۱۴} [۲۱ و ۲۲] نیز با استفاده از شبیه‌سازی عددی جریان

[۷] ارائه شده است. از مهمترین رهیافت‌های پیش بینی نویز لایه مرزی آشفته، فرمول‌بندی بر اساس روش‌های هیدروآکوستیک خطی^۱ است که نیازمند داشتن میدان فشار هیدرودینامیک القایی روی سطح ایرفویل در فاصله نزدیک به لبه فرار است. فرمول‌بندی‌های امیت^۲ [۸] و هاو^۳ [۹] از جمله معروف‌ترین فرمول‌بندی‌های انجام گرفته بر اساس روش‌های هیدروآکوستیک خطی است. بر طبق این روش‌ها، چگالی طیف فشار سطح^۴، طول مشخصه نوسانات فشار سطح در راستای دهانه بال^۵ (تعریف کننده کارایی پخش صدا در لبه فرار ایرفویل) و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه فرار، پارامترهای مهمی در تعیین نویز لبه فرار بوده و کاهش این سه پارامتر منجر به کاهش نویز لبه فرار خواهد شد.

به منظور کاهش نویز لبه فرار ایرفویل، روش‌های غیرفعال^۶ مختلفی مانند دندانه‌دار کردن لبه فرار ایرفویل^۷، برس‌های لبه فرار^۸، لبه فرار متخلخل^۹، بهینه سازی پروفیل ایرفویل^{۱۰} و اخیراً نصب فینلت^{۱۱} در لبه فرار ایرفویل پیشنهاد شده است. مطالعات تحلیلی و تجربی نشان دادند که حضور دندانه در لبه فرار ایرفویل می‌تواند منجر به کاهش قابل توجه نویز لبه فرار در فرکانس‌های پایین و همزمان مقداری افزایش در فرکانس‌های بالا گردد [۲ و ۱۰]. استفاده از برس‌های انعطاف پذیر لبه فرار بر روی ایرفویل و صفحه تخت نیز منجر به کاهش نویز لبه فرار در محدوده وسیعی از فرکانس‌ها شده است [۱۱ و ۱۲]. نتایج نشان داده که لبه‌های فرار متخلخل می‌توانند منجر به کاهش نویز زیادی در محدوده فرکانس‌های پایین تا میانی گردند. با این وجود، در هنگام استفاده از لبه فرار متخلخل، مقدار کمی افزایش نویز در فرکانس‌های بالا مشاهده شده که در ارتباط با نویز زبری سطح می‌باشد [۱۳ و ۱۴]. بهینه‌سازی پروفیل ایرفویل مانند تصحیح ضخامت و شیب انحنای ایرفویل نیز می‌تواند به میزان زیادی میدان جریان اطراف ایرفویل را تحت تأثیر قرار داده و منجر به بهبود عملکرد آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی آن گردد [۱۵ و ۱۶]. در میان روش‌های غیرفعال کاهش نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته، جدیدترین راهبرد، روش استفاده از فینلت بوده که از پیکربندی بال

- 1 Linearized hydroacoustic
- 2 Amiet
- 3 Howe
- 4 Surface pressure spectra
- 5 Spanwise length scale of the Surface pressure fluctuations
- 6 Passive
- 7 Trailing edge serrations
- 8 Trailing edge brushes
- 9 Porous trailing edge
- 10 Airfoil shape optimization
- 11 Finlet

12 Marine Rotor
13 Shi and Lee
14 Bodling and Sharma

مربوط به کالیبراسیون و داده‌برداری از سنسورها برای اولین بار در کشور با همکاری دانشگاه بریستول انگلیس انجام گرفته است. تجهیزات و نحوه انجام آزمایشات در بخش ۲ و نتایج بدست آمده در بخش ۳ ارائه شده است.

۲- تجهیزات آزمایش

تمامی آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت اصلاح شده دانشگاه یزد و در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه (معادل عدد رینولدز بر پایه وتر برابر با $Re_c = 7/73 \times 10^5$) انجام شده است. در این بخش، مشخصات تونل باد، مدل صفحه تخت، آرایش میکروفون‌ها روی مدل، مشخصات هندسی فینلت‌ها و مراحل انجام آزمایش‌ها ارائه شده است.

۲-۱- تونل باد

تونل باد استفاده شده از نوع مدار باز بوده که ابعاد سطح مقطع آزمون آن $46 \text{ cm} \times 46 \text{ cm}$ است. در ماکزیمم سرعت تونل، 25 m/s شدت توربولانس جریان آزاد کمتر از 3% است. بیشینه سرعت چرخش موتور، برابر با ۱۸۰۰ دور در دقیقه و تعداد پره‌های فن برابر با ۶۰ عدد است. فن تونل از نوع گریز از مرکز و دارای تیغه‌هایی با شیب رو به جلو بوده که نوپ فرکانس پهن‌بند پایین تا متوسطی را ایجاد می‌نماید. با این وجود به علت آلوده شدن سیگنال‌های فشار سطحی با نوپ زمینه تونل، با جایگزین کردن دیواره‌های داخلی تونل باد با مواد متخلخل، نوپ زمینه تونل در حدود 15 dB کاهش یافته است، شکل ۱. استفاده از مواد متخلخل در دیواره اتاق آزمون باعث شده تا بخش اعظم امواج صوتی وارد ناحیه متخلخل (مواد جاذب صوتی) شده و انرژی آن‌ها به صورت گرما اتلاف گردد. این امر از طرفی منجر به عدم تشکیل امواج ایستاده در اتاق آزمون تونل باد شده و از طرف دیگر، باعث کاهش قابل توجه نوپ ناشی از ارتعاشات دیواره تونل باد در محدوده فرکانس‌های بالا شده است.

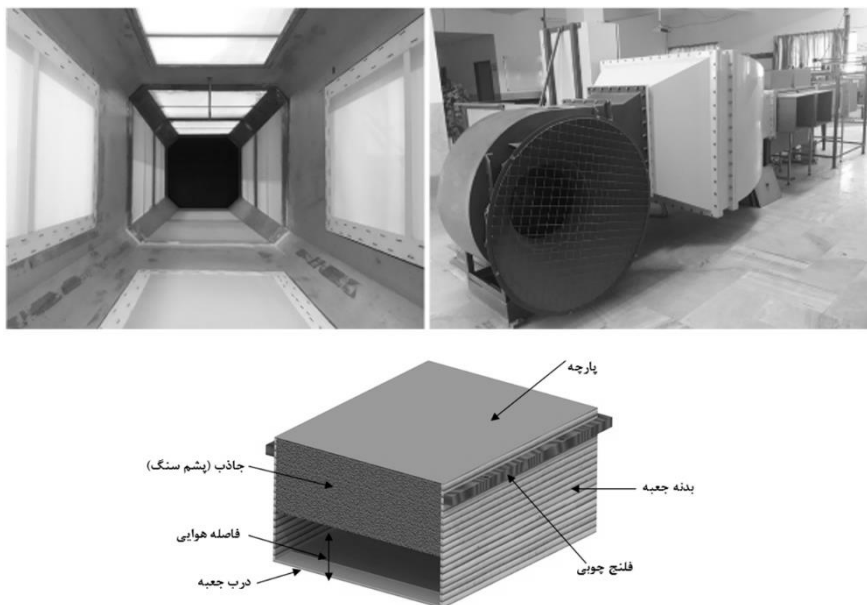
۲-۲- مدل صفحه تخت

در مطالعه حاضر برای بررسی نوپ لبه‌فرار آشفته، از یک صفحه تخت با طول وتر 580 mm ، دهانه مدل 460 mm و ضخامت 8 mm استفاده شده است، شکل ۲. 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 لبه‌فرار مدل به صورت 12° درجه نامتقارن در نظر گرفته شده است [۲۶]. ضخامت لبه‌فرار (t) برابر با 0.4 mm انتخاب شده و بنابراین نوپ نازک‌بند ریزش گردابه لبه‌فرار پخ قابل نظر است

اطراف ایرفویل NACA 0012، اثرات استفاده از فینلت در لبه‌فرار ایرفویل را مورد مطالعه قرار دادند. نتایج شبیه‌سازی آن‌ها نشان داد که فینلت‌ها می‌توانند منجر به کاهش قابل توجهی در فشار ناپایای سطح ایرفویل و نوپ منتشر شده در دوردست گردند. همچنین نتایج آن‌ها نشان داد که آنچه منجر به کاهش نوپ دوردست در هنگام حضور فینلت‌ها می‌گردد فاصله گرفتن ساختارهای توربولانسی جریان از سطح ایرفویل می‌باشد.

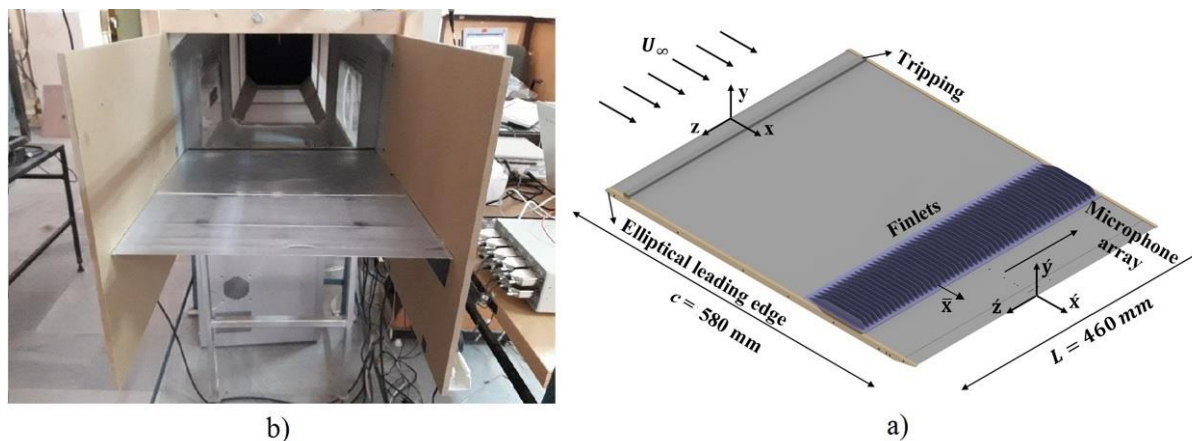
اخیراً افشاری و همکاران [۲۳ و ۲۴] با تجهیز یک مدل صفحه تخت به سنسورهای فشار سطحی، به مطالعه تأثیر فینلت‌ها روی پارامترهای اصلی نوپ لبه‌فرار در میدان نزدیک شامل طیف فشار سطح، طول مشخصه در راستای دهانه مدل و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای پرداختند. آن‌ها همچنین، جهت مطالعه ساختار جریان لایه مرزی در پایین دست فینلت‌ها، از جریان‌سنج سیم داغ یک بعدی استفاده نمودند. نتایج آن‌ها ضمن تأیید کردن جریان می‌گردند، رفتار جریان در پایین دست فینلت‌های ریز، شباهت زیادی به جریان در پایین دست پله رو به عقب دارد.

در نهایت مرور تحقیقات پیشین نشان می‌دهد که اگرچه کارایی عالی فینلت‌ها در کاهش نوپ لبه‌فرار توسط محققین مختلف در سال‌های اخیر به اثبات رسیده است، اما هنوز هم درک کاملی از مکانیزم کاهش نوپ این روش وجود ندارد. در تحقیق حاضر که ادامه مطالعات پیشین نویسندگان حاضر روی فینلت‌های کاهش‌دهنده نوپ لبه‌فرار است، به منظور بررسی اثر فاصله عرضی بین فینلت‌ها روی کارایی آن‌ها در کاهش نوپ لبه‌فرار در دوردست، مجموعه‌ای از فینلت‌ها با فواصل عرضی مختلف ساخته شده و با محاسبه اثرات حضور آن‌ها روی ضریب فشار استاتیک، چگالی طیف توان نوسانات فشار، طول مشخصه در راستای دهانه مدل و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار یک صفحه تخت، نحوه تغییرات نوپ لبه‌فرار لایه مرزی آشفته در دوردست مورد بررسی قرار خواهد گرفت. طول مشخصه در راستای دهانه مدل و سرعت جابجایی 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. همچنین جهت پیش بینی نوپ لبه‌فرار لایه مرزی آشفته در دوردست در محدوده فرکانس‌های مختلف در هنگام حضور فینلت‌ها، از مدل تحلیلی امیت-راجر [۲۵] استفاده شده است. لازم به ذکر است که ایجاد مکانیزم اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار سطح شامل طراحی و ساخت منبع تغذیه، طراحی و ساخت کالیبراتور سنسورها، حذف نویزهای الکترونیکی و نوشتن کدهای



شکل ۱. نمای خارجی و داخلی تونل باد اصلاح شده دانشگاه یزد به همراه جزئیات ساختاری دیواره‌های متخلخل

Fig. 1. Exterior and interior of the modified wind tunnel of Yazd University with structural details of porous walls



شکل ۲. نمای شماتیک مدل، موقعیت تریپ، آرایه میکروفون‌ها و فینلت‌های نصب شده روی مدل، (b) نصب مدل صفحه تخت در جت خروجی تونل باد [۲۴]

Fig. 2. a) Schematic view of the model, trip position, array of microphones and finlets installed on the model, b) Installation of the flat plate model in the wind tunnel output jet [24]

توسعه یافته، ضخیم کردن لایه مرزی، دستیابی به اعداد رینولدز بر پایه ضخامت مومنتوم بالاتر و افزایش نسبت سیگنال به نویز^۱ در فرکانس‌های پایین، از یک تریپ زیر در پایین دست لبه حمله‌روی سطح بالایی مدل در موقعیت ۱۰ درصد وتر، استفاده شده است. نمای شماتیک مدل صفحه تخت به همراه موقعیت نصب مدل در دهانه خروجی تونل در شکل ۲ نشان داده شده است.

($t / \delta^* < 0.3$) [۳] که δ^* ضخامت جابجایی 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 [۲۷]. همچنین برای اطمینان از وجود جریان دو بعدی در طول دهانه مدل از دو صفحه کناری در دو طرف مدل استفاده شده است. به علاوه با توجه به محدودیت طول مدل، به منظور اطمینان از وجود لایه مرزی آشفته کاملاً

۲-۳- اندازه‌گیری فشار استاتیک در محدوده لبه‌فرار

به منظور اطمینان از برقراری شرط گرادیان فشار صفر، اندازه‌گیری فشار استاتیک روی سطح مدل در محدوده لبه‌فرار صفحه تخت الزامی است. از طرف دیگر، تعیین توزیع ضریب فشار در پایین دست فینلت‌ها، کمک شایانی به درک فیزیک حاکم بر جریان در این ناحیه خواهد کرد. بدین منظور، در مجموع تعداد ۲۸ سوراخ فشار به قطر داخلی ۰/۸ میلی‌متر روی سطح بالایی صفحه تخت ایجاد گردید. سوراخ‌های فشار با فاصله ۷ میلی‌متر از یکدیگر در راستای جریان از موقعیت $x = 384 \text{ mm}$ ($x/c \approx 0/66$) تا موقعیت $x = 573 \text{ mm}$ ($x/c \approx 0/99$) قرار گرفته‌اند. این سوراخ‌ها توسط لوله‌های پلاستیکی به بیرون مدل منتقل شده و به دستگاه مبدل فشار متصل می‌گردند. در مطالعه حاضر به منظور اندازه‌گیری فشار استاتیک از یک دستگاه مبدل فشار ۱۶ کاناله استفاده شده است. سنسورهای این دستگاه از نوع هانی‌ول^۱ بوده و قادر به اندازه‌گیری حداقل فشار ۰/۱ پاسکال و حداکثر فشار ۱۲۵۰ پاسکال است. همچنین دقت این سنسورها ۰/۰۰۲۵ ولت و کل تغییرات ولتاژ آن ۴ ولت است. فشار حس شده توسط مبدل فشار به ولتاژ تبدیل شده و به وسیله یک سیستم پردازش سیگنال ۱۶ کاناله مدل NI PCI-۶۰۲۳E اندازه‌گیری و ثبت شده است. در این مطالعه، ماکزیمم عدم قطعیت ضریب فشار با توجه به رابطه ضریب فشار، $C_p = (P - P_\infty) / (0/5 \rho U_\infty^2)$ و با محاسبه عدم قطعیت چگالی جریان (ρ)، عدم قطعیت سرعت جریان بالادست (U_∞) و عدم قطعیت فشار استاتیکی جریان بالادست (P_∞)، در حدود ۵٪ تخمین زده شده است. جزئیات مربوط به نحوه محاسبه عدم قطعیت ضریب فشار در مرجع [۲۸] ارائه شده است.

۲-۴- آرایش میکروفون‌ها روی سطح مدل

در مطالعه حاضر برای اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار سطح از میکروفون‌های کوچک FG-۲۳۳۲۹-P۰۷ استفاده شده است. این میکروفون‌ها دارای قطر و ارتفاع ۲/۵ mm بوده و قطر ناحیه حسگر^۲ صدا ۰/۸ mm است. کارایی عالی میکروفون‌های انتخاب شده برای اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح در مطالعات انجام شده قبلی به اثبات رسیده است [۳۱-۲۹]. اندازه‌گیری دقیق نوسانات فشار در یک نقطه نیازمند یک سنسور فشار بی‌نهایت کوچک است. با این وجود تمامی سنسورهای فشار موجود دارای قطر ناحیه حسگر مشخصی هستند. در فرکانس‌های پایین (طول موج بالا)،

طول موج بزرگتر از قطر ناحیه حسگر سنسور بوده و در نتیجه سنسور به صورت نقطه‌ای عمل می‌نماید. اما در فرکانس‌های بالا که طول موج خیلی کوچکتر از قطر ناحیه حسگر سنسور است، فشار اندازه‌گیری شده توسط سنسور، میانگین فشار وارد شده به ناحیه حسگر سنسور است. در واقع نوسانات فشار کوچکتر از قطر ناحیه حسگر سنسور، 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 فرکانس‌های بالا خواهد شد [۳۲-۳۴]. برای حل این مشکل معمولاً از یک نقاب با سوراخ ریز^۳ جهت کاهش ناحیه حسگر مؤثر سنسور استفاده می‌گردد [۱۴ و ۳۵]. در مطالعه حاضر به منظور کاهش اثرات تضعیف^۴ در فرکانس‌های بالا ناشی از سایز ناحیه حسگر میکروفون، به جای نصب مستقیم میکروفون‌ها روی سطح مدل، آن‌ها در زیر یک نقاب با سوراخ ریز به قطر ۰/۴ mm نصب شده‌اند. همچنین، جهت تصحیح اثرات تضعیف، تصحیحات پیشنهاد شده توسط کُرکس [۳۲] روی نتایج اعمال شده است. کُرکس با ارائه یک جدول، مقادیر را بر حسب تابعی از $\omega r / U_c$ ارائه نموده که $\Phi(\omega)$ چگالی طیف فشار، ω فرکانس زاویه‌ای، r شعاع سوراخ (و یا شعاع ناحیه حسگر سنسور فشار) و U_c سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای است.

آرایش میکروفون‌ها روی سطح مدل در شکل ۳ نشان داده شده است. همچنین موقعیت آن‌ها روی سطح بالایی مدل در جدول ۱ ارائه شده است. با توجه به شکل ۳، در مجموع از تعداد ۹ میکروفون به صورت آرایه L شکل استفاده شده است. یکی از بازوها در نیمه دهانه مدل و در راستای جریان در موقعیت $x/c = 0/98 - 0/85$ بوده و اطلاعات مورد نیاز برای محاسبه سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای را فراهم می‌نماید. که C طول وتر صفحه تخت است. بازوی دیگر در راستای دهانه مدل در موقعیت $x/c = 0/98$ 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 لبه‌فرار صفحه تخت و فاصله بین میکروفون‌ها در راستای دهانه مدل بررسی‌های زیادی انجام گرفته که جزئیات آن در مراجع [۳۰ و ۳۶] ارائه شده است.

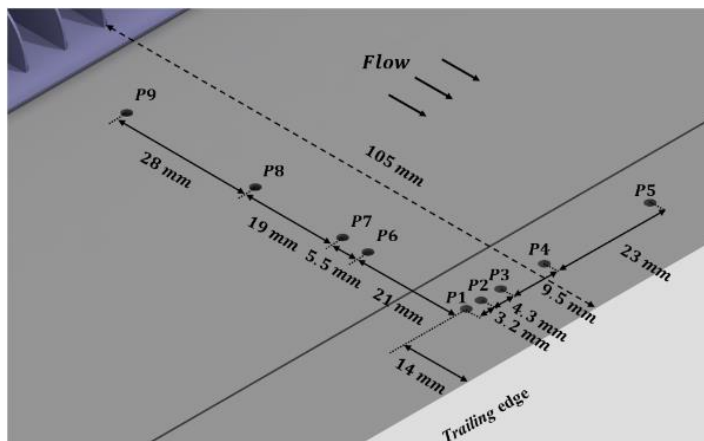
توزیع سوراخ‌های فشار در راستای دهانه مدل به صورت تابع $z/z_{\min} = (z_{\max}/z_{\min})^{(i-2)/(N-2)}$ ، $i = 2..N$ در نظر گرفته شده است. که z_{\max} و z_{\min} به ترتیب کمترین و بیشترین فاصله بین دو سوراخ

3 Pin-hole mask

4 Attenuation effects

1 Honeywell

2 Sensing area



شکل ۳. آرایش L شکل میکروفون‌ها روی سطح مدل [۲۴]

Fig. 3. L-shaped arrangement of microphones on the model surface [24]

جدول ۱. موقعیت سوراخ‌های فشار روی سطح بالایی مدل

Table 1. Position of pressure pinholes on the upper surface of the model

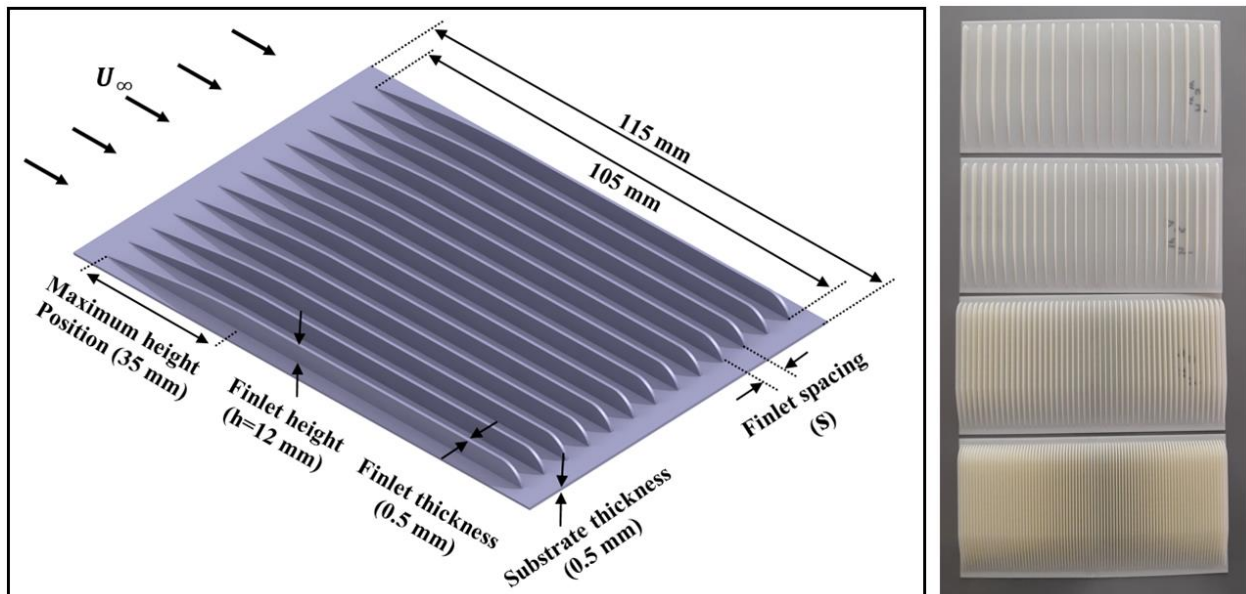
شماره میکروفون	فاصله تا لبه فرار (mm)	فاصله تا نیمه‌دهانه (mm)
۱، ۲، ۳، ۴ و ۵	۱۴	۰/۰، ۰/۳، ۰/۷، ۰/۱۷ و ۰/۴۰
۶، ۷، ۸ و ۹	۳۵، ۴۰/۵، ۵۹/۵ و ۸۷/۵	۰/۰

در شکل ۴ نشان داده شده است. فینلت‌ها روی یک صفحه نازک به ضخامت ۰/۵ میلی‌متر قرار گرفته‌اند. این صفحه نازک بوسیله چسب آلومینیومی به ضخامت ۰/۱ میلی‌متر به گونه‌ای روی مدل صفحه تخت چسبانده می‌شود که لبه حمله و فرار آن شکل آیرودینامیکی داشته و کمترین اغتشاش جریان ممکن را ایجاد نمایند. فینلت‌ها روی سطح بالایی مدل صفحه تخت در بالای لبه فرار مدل در موقعیت $x/c = 0/64 - 0/82$ نصب شده‌اند. ارتفاع فینلت‌ها (h) با توجه به ضخامت لایه مرزی و همچنین مقادیر استفاده شده در مرجع [۱۷] برابر با ۱۲ میلی‌متر ($h = 0/24\delta$) در نظر گرفته شده است. پروفیل لبه حمله فینلت‌ها، متناسب با پروفیل لایه مرزی آشفتگی یعنی $x^{5/8}$ (عبارتست از فاصله تا لبه حمله فینلت‌ها) طراحی شده که دلیل آن ایجاد تغییرات تدریجی در جریان عبوری از روی فینلت‌هاست. پروفیل لبه فرار فینلت‌ها نیز به صورت نیم دایره در نظر گرفته شده است. در مطالعه حاضر به منظور بررسی اثر فاصله بین فینلت‌ها روی کارایی آن‌ها در کاهش نویز لبه فرار، مجموعه‌ای از فینلت‌ها با فواصل عرضی (S) مختلف شامل ۲، ۴ و ۸ میلی‌متر ($S = 2, 4, 8 \text{ mm}$) ساخته شده است. همچنین به منظور

فشار بوده و N تعداد میکروفون‌ها در راستای دهانه مدل است. دلیل استفاده از چنین توزیعی، دستیابی به محدوده مناسبی از فواصل بین میکروفون‌ها در راستای دهانه است. با توجه به استفاده از ۵ میکروفون در راستای دهانه، در مجموع تعداد ده تا η_z (فاصله بین دو نقطه فشار در راستای دهانه) یکتا به صورت $\eta_z = [3/2, 4/3, 7/5, 9/5, 13/8, 17/23, 23/32, 32/5, 36/8, 40/0]$ 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. همچنین بررسی‌ها نشان داد که اثرات دیواره‌های جانبی تونل روی مقادیر متوسط و لحظه‌ای میدان جریان، حداکثر تا ۸۰ میلی‌متر از دیوار بوده و جریان روی مدل در فاصله ۳۰۰ میلی‌متری وسط مدل (در راستای دهانه مدل) تحت تأثیر اثرات دیواره‌های جانبی قرار نمی‌گیرد.

۲-۵- مشخصات هندسی فینلت‌ها

نمایی از فینلت‌های ساخته شده به همراه پارامترهای هندسی فینلت‌ها



شکل ۴. نمایی از فینل‌های ساخته شده و مشخصات هندسی فینل‌ها

Fig. 4. View of the built finlets and the geometric characteristics of the finlets

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. جهت رعایت اختصار، پروسه کامل فرآیند کالیبراسیون و نحوه بدست آوردن تابع انتقال در مرجع [۳۹] ارائه شده است. اثرات نامطلوب تضعیف و تشدید 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 ۴۰BP به عنوان میکروفون مرجع استفاده شده است. میکروفون‌های FG با استفاده از یک منبع تغذیه ۱۰ کاناله (ساخت دانشگاه یزد) راه اندازی شده و داده برداری با استفاده از یک سیستم پردازش سیگنال مدل ۲-۲-۹۸۴۷ DT انجام گرفته است. فرکانس داده برداری برابر با ۴۰ کیلوهرتز بوده و در مجموع تعداد ۸۰۰ هزار داده در مدت زمان ۲۰ ثانیه ذخیره شده است.

در ادامه، قبل از بیان نتایج لازم است نحوه تحلیل داده‌ها و نحوه محاسبه

درک و تحلیل بهتر رفتارهای مشاهده شده، فیزیک جریان در پایین دست پله رو به عقب با پروفیلی مشابه پروفیل فینل‌های مورد مطالعه ($S = 0$) مورد بررسی قرار خواهد گرفت. با توجه به دقت بالای مورد نیاز، ساخت فینل‌ها در دانشگاه بریستول و با استفاده از دستگاه پرینتر ۳ بعدی بسیار دقیق این دانشگاه انجام شده است.

۲-۶- مراحل انجام آزمایش و تحلیل داده فینل‌ها

همانطور که در بخش قبل بیان شد اندازه‌گیری نوسانات فشار فینل‌ها با استفاده از میکروفون‌های FG-۲۳۳۲۹-P۰۷ انجام شده است. قبل از انجام آزمایشات می‌بایست ضریب حساسیت میکروفون‌های استفاده شده بوسیله فرآیند کالیبراسیون اندازه‌گیری شود. در مطالعات مختلف از موج صفحه‌ای ایجاد شده در لوله برای این منظور استفاده شده است [۳۷]. در مطالعه حاضر برای ایجاد نویز سفید صفحه‌ای در محدوده فرکانس ۱۰۰-۲۰۰۰۰ هرتز از یک لوله با طول ۱۱۰ میلی‌متر و قطر ۱۰ میلی‌متر به همراه یک بلندگو با کیفیت بالا به عنوان کالیبراتور میکروفون استفاده شده است [۳۸]. برای

چگالی طیفی خودکار مربوط به هر کدام از سیگنال‌ها با توجه به رابطه (۵) بدست می‌آید.

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

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). [۴۰]. سرعت جابجایی 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 [۳۲ و ۴۱].

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

که η_x فاصله بین دو نقطه فشار در راستای جریان است. 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 $\gamma_{i,j}^2(\omega, \eta_z)$ بین تمامی نقاط واقع در راستای دهانه مدل، طول مشخصه در راستای دهانه با استفاده از رابطه (۷) بدست خواهد آمد [۴۲].

$$\Lambda_{p,3}(\omega) = \sum_{k=1}^{M-1} (\gamma_k + \gamma_{k+1}) (\eta_{z,k+1} - \eta_{z,k}) / 2 \quad (7)$$

که η_z فاصله بین دو نقطه فشار در راستای دهانه مدل بوده و M تعداد کل η_z 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^۴، ۵۰٪ هم‌پوشانی و فشار مرجع ۲۰ میکرو پاسکال انجام گرفته است.

در مطالعه حاضر جهت پیش بینی نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته یک صفحه تخت در دوردست از مدل تحلیلی امیت-راجر [۲۵] استفاده شده

پارامترهای اصلی مورد نیاز جهت پیش‌بینی نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته شامل چگالی طیف فشار سطح، سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار و طول مشخصه نوسانات فشار سطح در راستای دهانه مدل بیان گردد. با توجه به روابط بندات و پیرسول [۴۰]، چگالی طیفی خودکار^۱ و متقابل^۲ برای نوسانات فشار دو میکروفون $\hat{1}$ و $\hat{2}$ ($p_i(t)$ و $p_j(t)$) به ترتیب به صورت زیر تعریف می‌گردد.

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

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

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. به علاوه $P_i^*(\omega, T)$ مزدوج مختلط $P_i(\omega, T)$ است.

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

چنانچه پهنای باند فرکانسی برابر با ۱ Hz در نظر گرفته شود، چگالی طیفی خودکار، $\Phi_{p_i p_i}(\omega)$ ، معادل چگالی طیف توان 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.

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

که $\varphi_{p_i p_j}(\omega)$ فاز تابع چگالی طیفی متقابل نوسانات فشار بین دو میکروفون $\hat{1}$ و $\hat{2}$ است. در بیشتر مواقع از مجذور تابع چگالی طیفی متقابل نرمال شده، $\gamma_{i,j}^2(\omega)$ ، به نام تابع همدوسی^۳ 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

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

4 Hamming window

راستای دهانه مدل و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار بدست آمده‌اند. پس از آن با داشتن پارامترهای فوق با استفاده از مدل تحلیلی امیت-راجر [۲۵]، نوپز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته مدل در هنگام حضور و عدم حضور فینلت‌ها پیش‌بینی شده است. در نهایت، با استفاده از نتایج میدان سرعت لایه مرزی در پایین دست فینلت‌ها و با توجه به موازنه اندازه حرکت، تغییرات ضریب پسا ناشی از نصب فینلت‌ها محاسبه شده است. لازم به ذکر است که تکرارپذیری نتایج برای تمامی میکروفون‌ها بررسی شده است. برای نوشتن تمامی کدها نیز از نرم افزار متلب نسخه R2014a استفاده شده است.

۳-۱- توزیع ضریب فشار استاتیک

توزیع ضریب فشار استاتیک در نقاط پایین دست فینلت‌ها با فواصل عرضی مختلف در محدوده $2/2 \leq \bar{x}/h \leq 9/2$ در شکل ۵ نشان داده شده است. همانطوری که مشخص است توزیع ضریب فشار در محدوده لبه‌فرار صفحه تخت در هنگام عدم حضور فینلت تقریباً ثابت بوده و بنابراین می‌توان از حصول شرط گرادیان فشار صفر روی سطح بالایی صفحه تخت اطمینان حاصل نمود. از طرف دیگر، فینلت‌ها با فواصل عرضی زیاد ($S = 8$) منجر به القای گرادیان فشار معکوس اندکی در پایین دست جریان می‌گردند. با این وجود، کاهش فاصله عرضی بین فینلت‌ها منجر به افزایش گرادیان فشار معکوس در پایین دست فینلت‌ها شده است. همانطور که دیده می‌شود، با کاهش فاصله عرضی بین فینلت‌ها، جریان تمایل دارد که رفتاری مشابه جریان در پایین دست پله رو به عقب ($S = 0$) داشته باشد.

پروفیل توزیع فشار استاتیک در پایین دست نمونه‌ی $S = 0$ همخوانی مناسبی با مشاهدات مرجع [۴۳] دارد. همانطوری که به وضوح در شکل ۵ مشخص است برای نمونه‌ی $S = 0$ ، برخلاف شرایط گرادیان فشار صفر روی صفحه تخت، یک ناحیه با گرادیان فشار معکوس بلافاصله بعد از المان پرداخت سطح به وجود آمده است. همچنین ماکزیمم فشار مثبت در حدود $7 \approx \bar{x}/h$ رخ داده است. برابر مشاهدات مراجع مختلف از جمله مرجع [۴۳]، نقطه ماکزیمم فشار در نزدیکی ناحیه اتصال مجدد^۳ رخ می‌دهد (ناحیه اتصال مجدد ناحیه‌ای است که جریان جدا شده از روی پله در پایین دست پله به روی سطح باز می‌گردد). در واقع، اختلاف فشار بین جریان آزاد و نقاط نزدیک به سطح مدل (بلافاصله بعد از پله) منجر به وارد شدن یک نیروی عمودی رو به پایین به ناحیه لایه برشی و جابجایی خطوط جریان

است. چنانچه طول وتر صفحه تخت برابر با C و طول دهانه مدل برابر با L در نظر گرفته شود، نوپز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته در موقعیت y' (فاصله عمودی از لبه‌فرار مدل) با استفاده از رابطه زیرقابل پیش‌بینی خواهد بود [۲۵].

$$S_{pp}(x', y', z', \omega) = \left(\frac{\omega c y'}{4\pi c_0 \sigma^2} \right)^2 2L |I|^2 \Lambda_{p,3}(\omega) \Phi_{pp}(\omega) \quad (8)$$

که $S_{pp}(x', y', z', \omega)$ ، $\Phi_{pp}(\omega)$ و $\Lambda_{p,3}(\omega)$ به ترتیب چگالی طیف فشار در دوردست، چگالی طیف فشار روی سطح در نزدیکی لبه‌فرار (میکروفون شماره ۱ در موقعیت $x'/C = 0.98$) و طول مشخصه در راستای دهانه مدل است. همچنین x' ، y' و z' موقعیت شنونده در دوردست نسبت به دستگاه مختصات واقع در لبه‌فرار مدل است، شکل ۲. علاوه بر I و σ به ترتیب انتگرال تابش^۱ و فاصله تصحیح شده^۲ (بواسطه جابجایی امواج آکوستیکی بوسیله جریان) بوده و با استفاده از روابط موجود در پیوست قابل محاسبه است.

در نهایت، نتایج یک اندازه‌گیری، تنها زمانی کامل است که همراه با عدم قطعیت پارامترهای اندازه‌گیری شده ارائه گردد. عدم قطعیت چگالی طیفی خودکار و متقابل نوسانات فشار میکروفون‌ها عمدتاً ناشی از عدم قطعیت همگرایی آماری بوده و با توجه به روابط بنیاد و پیرسول [۴۰] 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 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.

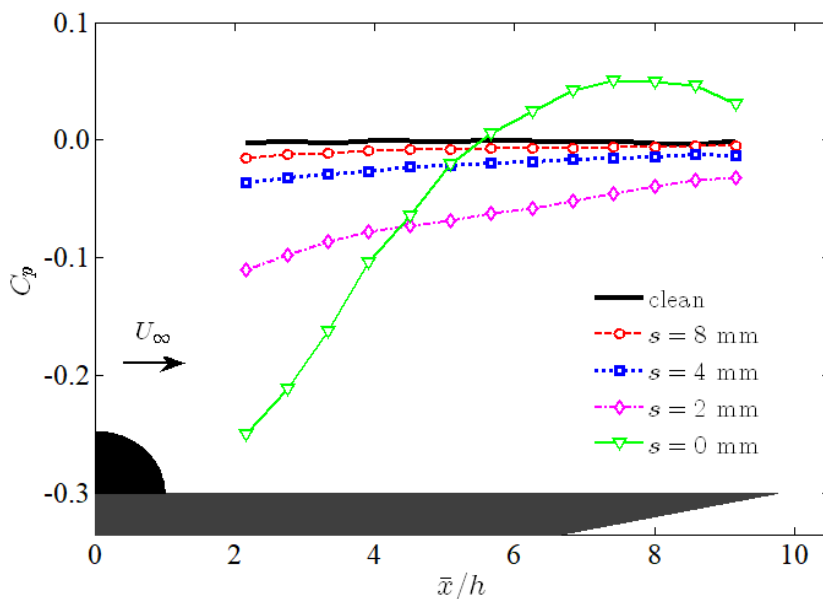
۳- نتایج و بحث

در این بخش ابتدا نتایج ضریب فشار استاتیک و چگالی طیف فشار سطح در محدوده لبه‌فرار مدل ارائه شده است. در ادامه، با استفاده از سیگنال نوسانات فشار اندازه‌گیری شده به صورت هم‌زمان در راستای دهانه مدل، تغییرات همدوسی عرضی مورد ارزیابی قرار گرفته و طول مشخصه در

1 Radiation integral

2 Corrected distance

3 Reattachment area



شکل ۵. توزیع ضریب فشار استاتیک در محدوده $2.2 \leq \bar{x}/h \leq 9.2$ برای صفحه تخت مجهز به فینلت‌ها با فواصل عرضی مختلف [۲۳]

Fig. 5. Distribution of static pressure coefficient in the range of $2.2 \leq \bar{x}/h \leq 9.2$ for a flat plate equipped with finlets with different lateral spacing [23]

تخت مجهز به فینلت‌ها در شکل ۶ ارائه شده است. لازم به ذکر است که پروسه ارائه شده جهت کالیبراسیون میکروفون‌ها و تصحیح پیشنهاد شده توسط کُرکس [۳۲] (ارائه شده در بخش ۴-۲) روی تمامی نتایج اعمال شده است.

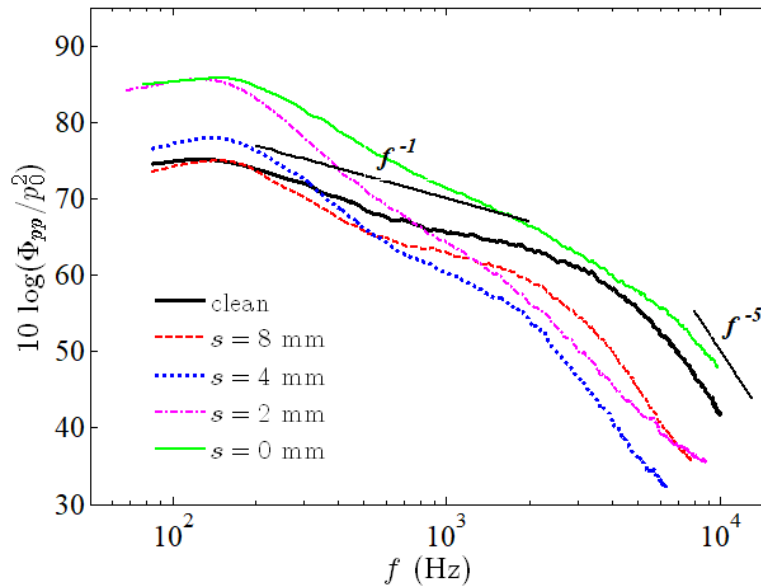
با توجه شکل ۶، نرخ کاهش طیف فشار سطح برای صفحه تخت در فرکانس‌های میانی متناسب با f^{-1} و در فرکانس‌های بالا متناسب با f^{-5} بوده و همخوانی مناسب روند تغییرات با نتایج مطالعات گذشته [۴۴] بیانگر صحت اندازه‌گیری‌های انجام شده در مطالعه حاضر است. بعلاوه ماکزیمم طیف فشار سطح در ۱۲۴ هرتز رخ داده که متناظر با فرکانس بدون بعد $\omega \delta / u_\tau \approx 50$ بوده و همخوانی بسیار خوبی با مطالعات گذشته دارد [۴۴].

با توجه شکل ۶، رفتار طیف فشار سطح به ازای استفاده از فینلت‌های درشت ($S = 8$) و ریز ($S = 2$) بسیار متفاوت است. برای فینلت‌ها با فواصل عرضی زیاد ($S = 8$)، حضور فینلت‌ها در بالادست لبه‌فرار مدل منجر به کاهش قابل توجه طیف فشار سطح در محدوده لبه‌فرار صفحه تخت ($x/c = 0/98$) در تمامی محدوده فرکانسی به استثنای فرکانس‌های نزدیک به ماکزیمم طیف فشار سطح شده است. از طرفی کاهش فاصله بین فینلت‌ها به ۴ میلی‌متر ($S = 4$)، باعث ایجاد تغییرات متفاوتی در محدوده

به سمت پایین (سطح مدل) می‌شود. این اثر را اثر کوندا^۱ گویند. در پایین دست ناحیه اتصال مجدد، گرادیان فشار مطلوب (منفی) بوده و مقادیر ضریب فشار به تدریج به مقادیر مربوط به صفحه تخت نزدیک می‌گردند. با توجه به شکل ۵، برای فینلت‌ها با فواصل عرضی ریز ($S = 2$)، شیب گرادیان فشار، کمتر از نمونه‌ی $S = 0$ بوده و ماکزیمم ضریب فشار در نواحی نزدیک به $\bar{x}/h \approx 9$ رخ داده است. این بدان معناست که برای نمونه‌ی $S = 2$ ، نقطه اتصال مجدد به نقاط پایین دست‌تری منتقل شده و به عبارتی، جریان در فاصله بیشتری از فینلت‌ها به سطح باز می‌گردد.

۳-۲- چگالی طیف فشار سطح

چنانچه در مقدمه اشاره شد، با توجه به مدل تحلیلی پیش بینی نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته امیت-راجر [۲۵]، سه پارامتر طیف فشار سطح، طول مشخصه نوسانات فشار سطح در راستای دهانه بال و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار کمیت‌های مهمی در تعیین نویز دوردست ناشی از لبه‌فرار بوده و بنابراین افزایش یا کاهش آن‌ها منجر به افزایش یا کاهش نویز لبه‌فرار در دوردست می‌گردد. نتایج طیف فشار سطح اندازه‌گیری شده توسط میکروفون p_1 ($x/c = 0/98$) برای صفحه



شکل ۶. تغییرات طیف فشار سطح اندازه‌گیری شده توسط میکروفون p1 در موقعی $x/c = 0.98$ به ازای استفاده از فینلت‌ها با فواصل عرضی مختلف [۲۳]

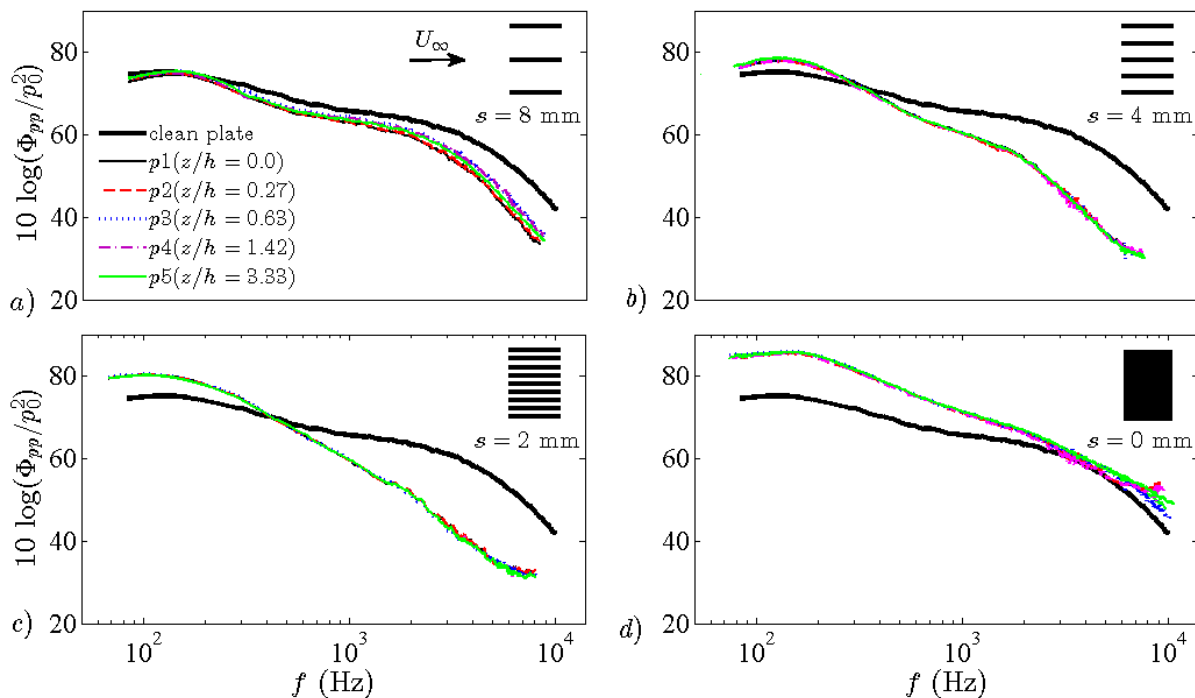
Fig. 6. Surface pressure spectra measured by microphone p1 at position $x/c = 0.98$ for finlets with different lateral spacing [23]

به صفحه تخت هستند. همچنین با کاهش فاصله بین فینلت‌ها، فرکانس بحرانی به فرکانس‌های بالاتر منتقل شده و منجر به افزایش ناحیه فرکانسی که عملکرد فینلت‌ها در کاهش طیف فشار سطح منفی است می‌گردد. جهت درک و تحلیل بهتر رفتارهای مشاهده شده، لازم است تا ابتدا فیزیک جریان در پایین دست پله رو به عقب مورد بررسی قرار گیرد. پله رو به عقب دوبعدی یکی از مهمترین هندسه‌های موجود برای مطالعه جریان‌های جدا شده است. از مهمترین مشخصه‌های میدان جریان در پایین دست پله رو به عقب، تشکیل و ریزش گردابه‌ها در پایین دست جریان است. با توجه به بررسی‌های انجام شده [۴۵ و ۴۶]، فرکانس بدون بعد ریزش گردابه‌ها، $St = fh/U_\infty$ ، تقریباً برابر با $St = 0.7$ بوده که فرکانس ریزش گردابه و h ارتفاع پله است. نتایج شکل ۶ نشان می‌دهد که برای نمونه $s = 0$ (پله رو به عقب) مانند دو نمونه $s = 2$ و $s = 4$ ، ماکزیمم طیف فشار سطح در فرکانس حدود ۱۳۰ هرتز (متناظر با عدد اشتروهل $fh/U_\infty = 0.78$) رخ داده که همخوانی مناسبی با نتایج مطالعات گذشته [۴۵ و ۴۶] روی پله رو به عقب دارد. بنابراین در رابطه با فینلت‌های ریز، می‌توان پیشنهاد داد که آنچه منجر به افزایش طیف فشار سطح در فرکانس‌های پایین شده، پدیده ریزش گردابه در پایین دست فینلت‌هاست. به عبارت دیگر می‌توان نتیجه گرفت که کاهش فاصله عرضی بین فینلت‌ها

فرکانس‌های بالا و پایین شده است. همانطوری که مشاهده می‌گردد کاهش فاصله بین فینلت‌ها از سویی منجر به افزایش عملکرد فینلت‌ها در فرکانس‌های بالا شده و از سوی دیگر منجر به کاهش کارایی آن‌ها و ایجاد یک افزایش نامطلوب در طیف فشار سطح در محدوده فرکانس‌های پایین (در فرکانس حدود ۱۳۰ هرتز) شده است. این نتایج با مشاهدات مرجع [۱۷] برای طیف فشار دورست همخوانی دارد. بر مبنای نتایج این مطالعه، هرچه فاصله بین فینلت‌ها کمتر باشد، عملکرد المان‌ها در کاهش نویز در فرکانس‌های بالا بهتر است ولیکن در صورتیکه فاصله بین فینلت‌ها خیلی کم شود، یک افزایش نویز در فرکانس‌های پایین مشاهده می‌گردد.

از طرفی با توجه شکل ۶ برای فینلت‌ها با فواصل عرضی کم ($s = 2$)، نتایج نشان می‌دهد که اگرچه حضور فینلت‌ها در بالادست لبه‌فرار مدل منجر به کاهش قابل توجه طیف فشار سطح در محدوده لبه‌فرار صفحه تخت ($x/c = 0.98$) در فرکانس‌های بالا شده است، اما همزمان باعث ایجاد یک افزایش بسیار نامطلوب در طیف فشار سطح در فرکانس‌های پایین و میانی شده است. به عبارت دیگر، برای فینلت‌ها با فواصل عرضی ریز، یک فرکانس بحرانی f_c وجود دارد که در فرکانس‌های کمتر از آن، مقادیر طیف فشار سطح در پایین دست فینلت‌ها، بالاتر از مقادیر مربوط

1 Critical frequency



شکل ۷. طیف فشار سطح اندازه‌گیری شده توسط میکروفون‌های واقع در راستای دهانه مدل (تا) به ازای استفاده از فینلت‌های مختلف (a) نمونه‌ی ۱، (b) نمونه‌ی ۲، (c) نمونه‌ی ۳، (d) نمونه‌ی ۴ (پله‌رو به عقب)

Fig. 7. Surface pressure spectra measured by spanwise microphones (p1-p5) for finlets with different lateral sapping a) sample $s = 8$, b) sample $s = 4$, c) sample $s = 2$, d) sample $s = 0$ (Backward-facing step)

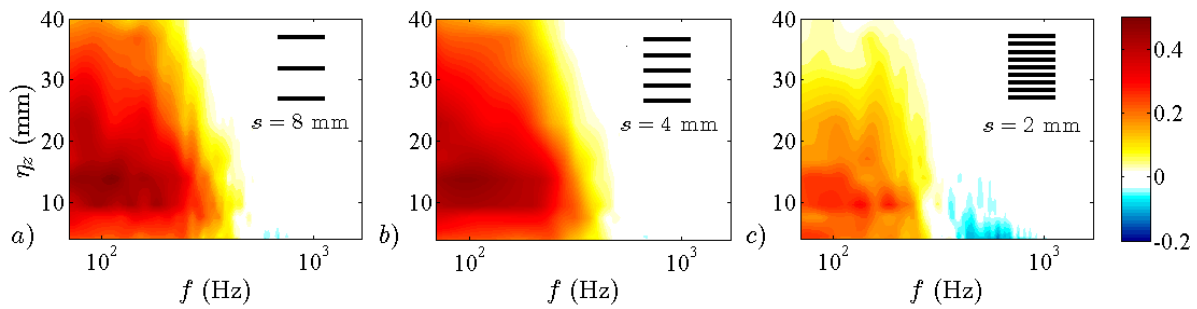
نتیجه گرفت که با وجود سه بعدی بودن جریان در پایین دست فینلت‌ها (نمونه‌های $S = 2$ ، $S = 4$ و $S = 8$)، طیف فشار سطح در تمامی نقاط عرضی ارائه شده رفتار تقریباً مشابه‌ای داشته است.

۳-۳- طول مشخصه در راستای دهانه و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای

نتایج تابع همدوسی عرضی می‌تواند بیانگر تأثیر فینلت‌ها روی ساختارهای میدان جریان قبل از رسیدن به لبه فرار مدل باشد. در شکل ۸، کانتور تغییرات تابع همدوسی عرضی به ازای فواصل مختلف در راستای دهانه (η_z) در موقعیت $x/c = 0.98$ برای فینلت‌ها با فواصل عرضی مختلف نشان داده شده است. در این شکل، اختلاف بین تابع همدوسی عرضی در هنگام حضور و عدم حضور فینلت یعنی ($\Delta\gamma^2 = \gamma_{finlet}^2 - \gamma_{clean}^2$) ارائه شده است. بنابراین نواحی مثبت نشان‌دهنده افزایش همدوسی عرضی و نواحی منفی نشانگر کاهش همدوسی عرضی در هنگام حضور فینلت‌هاست. مشابه نتایج مربوط به طیف فشار سطح، در اینجا نیز نتایج نشان می‌دهد که استفاده از فینلت‌ها با فواصل عرضی درشت و ریز، تأثیر متفاوتی روی تابع همدوسی

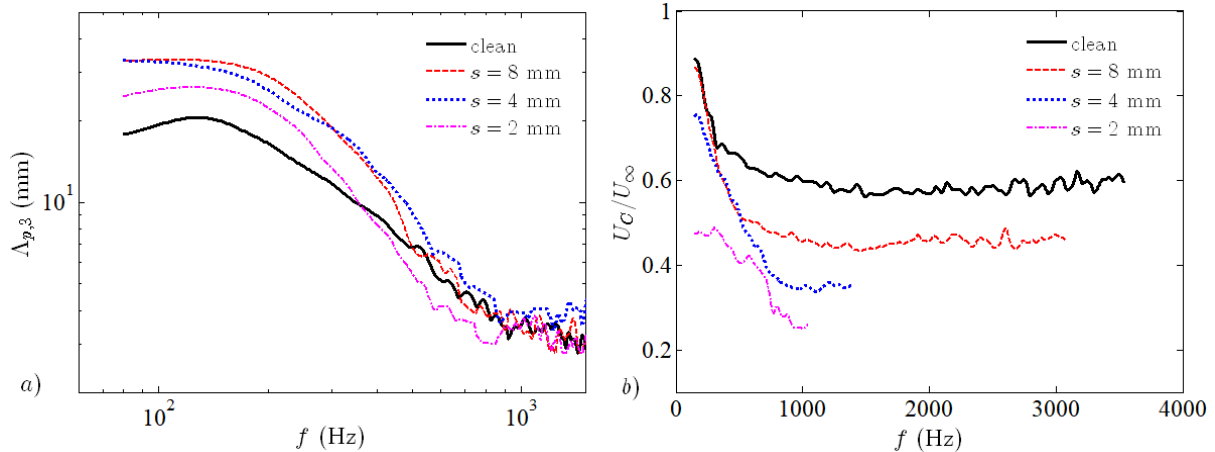
باعث می‌شود که فیزیک جریان در پایین دست فینلت‌ها در فرکانس‌های پایین تا حدود زیادی به فیزیک جریان پشت پله رو به عقب (نمونه $S = 0$) شبیه گردد. با این وجود، قبول چنین فرضیه‌ای نیاز به مشاهدات بیشتری دارد. در واقع نیاز است تا با بررسی میدان سرعت در پایین دست فینلت‌های ریز، پدیده‌های جدایش جریان از لبه انتهایی فینلت‌ها، تشکیل لایه برشی و در صورت امکان پدیده ادغام گردابه‌ها و تشکیل ساختارهای بزرگتر و در نهایت ریزش گردابه‌ها را بررسی نمود.

از سوی دیگر، حضور فینلت‌ها باعث سه بعدی شدن جریان در پایین دست فینلت‌ها می‌گردد. در این قسمت به منظور بررسی کارایی فینلت‌ها در کاهش طیف فشار سطح در موقعیت‌های عرضی مختلف، نتایج طیف فشار سطح در راستای دهانه مدل (میکروفون p1 تا p5) برای فینلت‌های مختلف در شکل ۷ ارائه شده است. همانطوری که مشاهده می‌گردد طیف فشار سطح در تمامی موقعیت‌های عرضی برای تمامی نمونه‌های بررسی شده در محدوده فرکانس‌های پایین و تا حدودی میانی تقریباً بدون تغییر مانده است. در فرکانس‌های بالا نیز حداکثر انحراف بین نتایج طیف فشار سطح به ازای موقعیت‌های عرضی مختلف در حدود ۵ دسی‌بل است. بنابراین می‌توان



شکل ۸. کانتور تغییرات تابع همدوسی عرضی در موقعیت $x/c = +0.98$ ناشی از حضور فینلت‌ها با فواصل عرضی مختلف (a) نمونه $s = 8$ ، (b) نمونه $s = 4$ ، (c) نمونه $s = 2$

Fig. 8. Changes in the lateral coherence at position $x / c = 0.98$ due to the presence of finlets with different lateral spacing a) sample $s = 8$, b) sample $s = 4$, c) sample $s = 2$



شکل ۹. طول مشخصه در راستای دهانه مدل (b) سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای به ازای $\eta x = 5.5 \text{ mm}$ [۲۳]

Fig. 9. a) spanwise length scale b) eddy convection velocity for $\eta x = 5.5 \text{ mm}$ [23]

نشان‌دهنده حذف بخشی از ساختارهای همبسته در پایین دست فینلت‌ها با فواصل عرضی ریز است. با این وجود، حضور فینلت‌ها با فواصل عرضی ریز، منجر به افزایش نامطلوب تابع همدوسی عرضی در فرکانس‌های پایین در پایین دست فینلت‌ها شده است.

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 ۹a نشان‌دهنده نحوه تغییرات طول مشخصه در راستای دهانه مدل بر حسب فرکانس به ازای استفاده از فینلت‌های مختلف است. با توجه به شکل ۹a، طول مشخصه در راستای دهانه، وابسته به فرکانس بوده

عرضی ساختارهای لایه مرزی در پایین دست فینلت‌ها دارد. برای فینلت‌ها با فواصل عرضی درشت (نمونه‌های $s = 4$ و $s = 8$)، حضور فینلت‌ها بدون اینکه تأثیر قابل توجهی روی تابع همدوسی عرضی در فرکانس‌های بالا داشته باشد، منجر به افزایش آن در فرکانس‌های پایین و تا حدودی میانی شده است. این افزایش، نشان‌دهنده تشکیل ساختارهای توربولانسی فرکانس پایین با همدوسی زیاد در پایین دست فینلت‌های درشت است. از سوی دیگر، نتایج ارائه شده در شکل ۸ نشان می‌دهد که به ازای استفاده از فینلت‌ها با فواصل عرضی ریز (نمونه $s = 2$)، تابع همدوسی عرضی به میزان قابل توجهی در فرکانس‌های میانی کاهش می‌یابد. این کاهش

گردابه‌ای، در پایین دست تمامی فینلت‌های درشت و ریز، کاهش یافته است. به علاوه کاهش فاصله عرضی بین فینلت‌ها منجر به کاهش بیشتر سرعت جابجایی در محدوده لبه‌فرار مدل شده است.

۳-۴- پیش بینی نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته

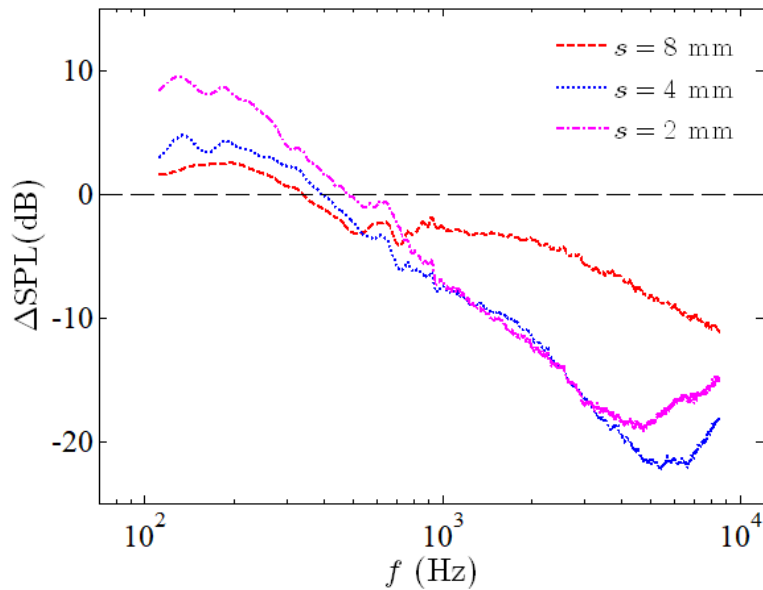
نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته پیش‌بینی شده با استفاده از مدل تحلیلی امیت-راجر [۲۵] در فاصله عمودی 1 m از لایه لبه‌فرار مدل به ازای استفاده از فینلت‌های مختلف در شکل ۱۰ نشان داده شده است. در این شکل، اختلاف بین نویز لبه‌فرار در هنگام حضور و عدم حضور فینلت‌ها ارائه شده است. بنابراین مقادیر مثبت نشان‌دهنده افزایش نویز لبه‌فرار و مقادیر منفی نشانگر کاهش نویز لبه‌فرار در هنگام حضور فینلت‌هاست. با توجه به شکل ۱۰، رفتار نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته در دوردست به ازای استفاده از فینلت‌های درشت ($S = 8$) و ریز ($S = 2$) بسیار متفاوت است. برای فینلت‌ها با فواصل عرضی زیاد ($S = 8$)، حضور فینلت‌ها در بالادست لبه‌فرار مدل، منجر به کاهش نویز لبه‌فرار دوردست در محدوده فرکانس‌های میانی و مخصوصاً بالا (بیش از ۱۰ دسی‌بل) شده است. با این حال حضور فینلت‌های درشت منجر به افزایش نویز دوردست (در حدود ۲ دسی‌بل) در فرکانس‌های پایین شده که با توجه به نتایج فوق ناشی از افزایش طول مشخصه در راستای دهانه (و یا به عبارتی افزایش ابعاد فیزیکی ساختارهای آشفته) است. از طرف دیگر، برای فینلت‌ها با فواصل عرضی کم ($S = 2$)، نتایج شکل ۱۰ نشان می‌دهد که کارایی آن‌ها در محدوده فرکانس‌های بالا به مراتب بهتر از فینلت‌های درشت بوده و منجر به کاهش نویز دوردست تا بیش از ۲۰ دسی‌بل شده است. با این حال، حضور فینلت‌های ریز منجر به افزایش بسیار نامطلوب نویز دوردست تا بیش از ۸ دسی‌بل در محدوده فرکانس‌های پایین شده است. بنابراین از مقایسه نتایج نویز دوردست فینلت‌های درشت ($S = 8$) و ریز ($S = 2$) می‌توان دریافت که کاهش فاصله عرضی بین فینلت‌ها، اگرچه باعث افزایش کارایی آن‌ها در فرکانس‌های بالا می‌گردد ولی همزمان منجر به افزایش اثرات نامطلوب فینلت‌ها در فرکانس‌های پایین خواهد شد. نتایج شکل ۱۰ همچنین نشان می‌دهد که فاصله عرضی ۴ میلی‌متر (در نمونه‌ی $S = 4$)، یک حالت بهینه بوده به طوری که با وجود عملکرد عالی در فرکانس‌های بالا، دارای اثرات نامطلوب قابل قبولی در محدوده فرکانس‌های پایین است.

۳-۵- محاسبه نیروی پسا

با استفاده از نتایج میدان سرعت لایه مرزی در پایین دست فینلت‌ها و با

و ماکزیمم مقدار آن برای صفحه تخت در فرکانس حدود 124 Hz رخ داده که برابر با فرکانس ماکزیمم چگالی طیف فشار سطح است. همچنین طول مشخصه در راستای دهانه (و یا به عبارتی ابعاد فیزیکی ساختارهای گردابه‌ای) در فرکانس‌های پایین به مراتب بیشتر از فرکانس‌های بالا است. با توجه به شکل ۹ a، استفاده از فینلت‌ها با فواصل عرضی درشت ($S = 8$)، اگرچه منجر به ایجاد تغییر چندانی در طول مشخصه در راستای دهانه مدل در فرکانس‌های بالا نشده، اما باعث افزایش آن (تا حدود $1/5$ برابر) در فرکانس‌های پایین و تا اندازه‌ای میانی شده است. این بدان معناست که برخورد جریان با فینلت‌های درشت نه تنها منجر به شکسته شدن ساختارهای همدوس بزرگ نشده بلکه عبور ساختارهای جریان از فضای بین فینلت‌های درشت و یا به عبارت دیگر کانالیزه شدن جریان، منجر به ایجاد ساختارهای همدوس فرکانس پایین با ابعاد بزرگتر شده است. همچنین کاهش فاصله بین فینلت‌ها از ۸ به ۴ میلی‌متر، تغییر قابل توجه بیشتری در میزان طول مشخصه در راستای دهانه مدل ایجاد نکرده است. نتایج همچنین نشان می‌دهد که استفاده از فینلت‌ها با فواصل عرضی ریز ($S = 2$)، اگرچه منجر به افزایش طول مشخصه در راستای دهانه مدل در فرکانس‌های پایین شده ولی هم زمان باعث کاهش قابل توجه طول مشخصه در راستای دهانه مدل (و یا به عبارتی کاهش ابعاد فیزیکی ساختارهای آشفته) در فرکانس‌های میانی می‌گردد. افزایش طول مشخصه در فرکانس‌های پایین در هنگام استفاده از فینلت‌ها با فواصل عرضی ریز که در فرکانس حدود 130 Hz (متناظر با فرکانس بدون بعد 0.078) رخ داده، می‌تواند ناشی از ریزش ساختارهای همبسته بزرگ در پایین دست فینلت‌ها باشد.

سرعت جابجایی 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 فرکانس‌هایی ارائه شده که دو سیگنال دارای همدوسی طولی قابل توجهی بوده و یا به عبارتی همدوسی ساختارهای گردابه‌ای در اثر جابجا شدن بین دو سنسور در راستای جریان تغییرات زیادی نکرده باشد. شکل ۹ b بیانگر تغییرات سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای به صورت تابعی از فرکانس به ازای $\eta_x = 5/5 \text{ mm}$ در هنگام حضور فینلت‌های مختلف است. با توجه به شکل ۹ b نتایج نشان می‌دهد که برای صفحه تخت، سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در فرکانس‌های پایین، با افزایش فرکانس، کاهش یافته و از فرکانس حدود 1000 Hz به مقدار تقریباً ثابت $U_c = 0.6U_\infty$ رسیده است. همچنین مشاهده می‌گردد که سرعت جابجایی ساختارهای



شکل ۱۰. تغییرات طیف فشار سطح اندازه‌گیری شده توسط میکروفون p_1 در موقعی $x/c = 0.98$ به ازای استفاده از فیلنت‌ها با فواصل عرضی مختلف [۲۳]

Fig. 10. Trailing edge noise predicted using the Amiet-Roger analytical model [25] in vertical distance of $y' = 1 m$

شده و بنابراین افزایش پسای اصطکاکی منجر به افزایش ضریب نیروی پسا خواهد شد.

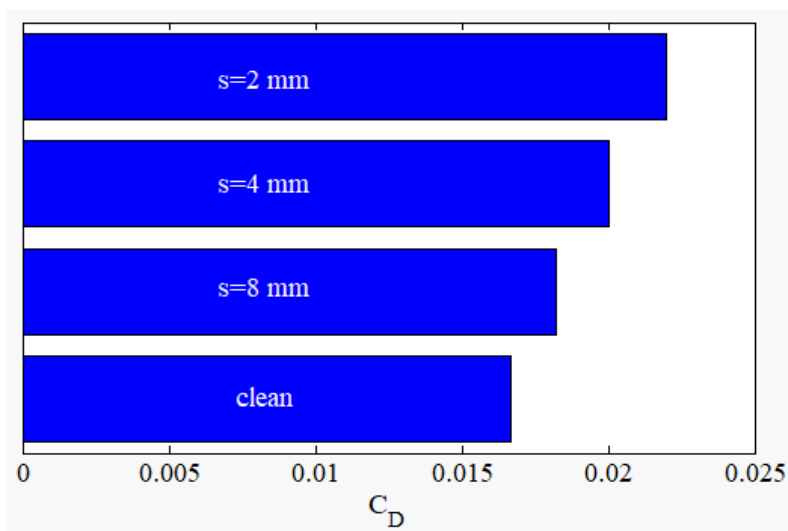
۴- نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر، تغییرات نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته یک صفحه تخت به ازای استفاده از روش غیرفعال فیلنت مورد بررسی قرار گرفت. مطالعات مختلف نشان داده که تغییرات سه پارامتر مؤثر بر نویز لبه‌فرار در دوردست یعنی چگالی طیف فشار سطح، طول مشخصه نوسانات فشار سطح در راستای دهانه مدل و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار، تعیین کننده چگونگی تغییرات نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته در دوردست بوده و افزایش یا کاهش هر کدام از سه پارامتر یادشده، مستقیماً منجر به افزایش یا کاهش نویز لبه‌فرار در دوردست می‌گردد. در تحقیق حاضر، اثرات حضور فیلنت‌ها در بالادست لبه‌فرار روی پارامترهای اصلی تعیین کننده نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته مورد بررسی قرار گرفت. بدین منظور از یک صفحه تخت با طول وتر 580 mm و دهانه بال 460 mm مجهز به سنسورهای فشار سطحی در دو راستای جریان و دهانه بال

توجه به موازنه اندازه حرکت، تغییرات ضریب پسا ناشی از نصب فیلنت‌ها با فواصل عرضی مختلف از رابطه (۹) بدست می‌آید [۴۷].

$$C_D = \frac{2}{c} \int \frac{u}{U_\infty} \left(1 - \frac{u}{U_\infty}\right) dy - \frac{2}{c} \int \left(\frac{u_{rms}}{U_\infty}\right)^2 dy \quad (9)$$

البته باید توجه داشت که به خاطر نصب فیلنت‌ها روی سطح بالایی مدل صفحه تخت، آنالیز تخمین پسا، تنها برای سطح بالایی صفحه تخت انجام گرفته است. با توجه به شکل ۱۱ همانطور که انتظار می‌رفت نصب فیلنت‌ها موجب افزایش ضریب نیروی پسا شده است. از طرفی با کاهش فاصله عرضی بین فیلنت‌ها، مقدار ضریب پسا، افزایش بیشتری یافته است. درصد افزایش ضریب نیروی پسا برای نمونه‌های $s = 2$ ، $s = 4$ و $s = 8$ به ترتیب برابر $8/99$ ، $19/76$ و $31/74$ درصد بوده که تا حدود زیادی متناسب با افزایش سطح خیس شده است. این نتایج با مشاهدات مراجع [۱۷ و ۱۸] همخوانی داشته و بیانگر این موضوع است که اگرچه نصب فیلنت‌ها منجر به کاهش نویز دوردست می‌گردد ولی همزمان به خاطر افزایش سطح خیس



شکل ۱۱. مقایسه ضریب پسا به ازای استفاده از فینلت‌ها با فواصل عرضی مختلف

Fig. 11. Comparison of drag coefficient for finlets with different lateral spacing

فینلت‌های ریز می‌توانند منجر به کاهش همدوسی عرضی در فرکانس‌های میانی و بالا گردند. سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای نیز در پایین دست همه فینلت‌ها کاهش یافته است. در نهایت با استفاده از مدل تحلیلی امیت-راجر، تغییرات نويز لبه‌فرار در دوردست ناشی از نصب فینلت‌های مختلف پیش بینی شده که نتایج نشان‌دهنده کارایی مناسب فینلت‌ها در محدوده فرکانس‌های میانی و مخصوصاً بالاست. بعلاوه فاصله عرضی بهینه‌ای بین فینلت‌ها وجود دارد که به ازای آن، با کمترین افزایش در نويز لبه‌فرار در دوردست در فرکانس‌های پایین، بیشترین کاهش در فرکانس‌های بالا حاصل می‌گردد.

۵- تقدیر و تشکر

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

پیوست

با توجه به مدل تحلیلی امیت-راجر، فاصله تصحیح شده، σ ، به صورت

استفاده شد. برای اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح برای اولین بار در کشور از میکروفون‌های کوچک استفاده شده و طول مشخصه در راستای دهانه مدل و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار به ترتیب با استفاده از داده‌برداری همزمان فشار ناپایای سطح در نقاط مختلف در راستای دهانه مدل و در راستای جریان محاسبه شد. در تحقیق حاضر از مجموعه‌ای از فینلت‌ها با فواصل عرضی مختلف شامل ۲، ۴ و ۸ میلی‌متر استفاده شد. نتایج نشان داد که رفتار جریان در پایین دست فینلت‌ها، به شدت وابسته به فاصله عرضی بین فینلت‌هاست. فینلت‌ها با فواصل عرضی زیاد، منجر به القای گرادیان فشار اندکی در پایین دست جریان می‌گردند. با این وجود، کاهش فاصله عرضی بین فینلت‌ها منجر به ایجاد یک ناحیه با گرادیان فشار معکوس در پایین دست فینلت‌ها شد. بعلاوه استفاده از فینلت‌ها با فواصل عرضی زیاد، منجر به کاهش طیف فشار سطح در فرکانس‌های میانی و بالا و افزایش طول مشخصه در راستای دهانه مدل در فرکانس‌های پایین و میانی شده است. از طرف دیگر، برای فینلت‌ها با فواصل عرضی کم، در حالی که طیف فشار سطح در فرکانس‌های بالا به مقدار بیشتری کاهش یافته، افزایش نامطلوبی در فرکانس‌های پایین تا میانی بوجود آمده است. همچنین،

زیر تعریف می‌گردد.

فرنل سینوسی و کسینوسی قابل محاسبه است.

$$E^*(x') = \int_0^{x'} \frac{e^{-it}}{\sqrt{2\pi t}} dt$$

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

همچنین علامت $\{\}^c$ در روابط فوق بدین معناست که قسمت موهومی

عبارت داخل کروشه باید در ε ضرب گردد.

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.

$$\bar{K} = \frac{\omega c}{2U}, \quad \bar{K}_{x'} = \frac{\omega c}{2U_c}, \quad \bar{K}_{z'} = 0, \quad \alpha = U / U_c,$$

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

I_1 برابر است با:

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

[1] 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.

[2] 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.

[3] W.K. Blake, Mechanics of flow-induced sound and vibration V2: complex flow-structure interactions, 2nd edn ed., Academic Press., 2017.

[4] 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.

[5] M.V.M. Fink, Experimental evaluation of theories for trailing edge and incidence fluctuation noise, AIAA Journal, 13(11) (1975) 1472-1477.

[6] J. Yu, C. W. Tam, Experimental investigation of the trailing edge noise mechanism, AIAA Journal, 16(10) (1978) 1046-1052.

[7] M. Roger, S. Moreau, Trailing edge noise measurements and prediction for subsonic loaded fan blades, AIAA paper, 2460 (2002).

[8] R. Amiet, Noise due to turbulent flow past a trailing edge,

$$G = (1+\varepsilon) e^{i(2\bar{\kappa}+D)} \frac{\sin(D-2\bar{\kappa})}{D-2\bar{\kappa}} + \text{جایی که}$$

$$(1-\varepsilon) e^{i(-2\bar{\kappa}+D)} \frac{\sin(D+2\bar{\kappa})}{D+2\bar{\kappa}} +$$

$$B = \frac{(\bar{K}_{x'} + \varepsilon) M \bar{\mu} + \bar{\kappa}}{2(D-2\bar{\kappa})} e^{4i\bar{\kappa}} E^* [4\bar{\kappa}] -$$

$$\frac{(1-\varepsilon)(1+i)}{2(D+2\bar{\kappa})} e^{-4i\bar{\kappa}} E [4\bar{\kappa}] + \text{همچنین } I_2 \text{ برابر است با:}$$

$$I_2 = H \left(\frac{e^{2iD}}{2} \sqrt{\frac{2\bar{\kappa}}{D}} \frac{E^* [2D]}{D} \left[\frac{(1+i)(1-\varepsilon)}{D+2\bar{\kappa}} \frac{(1-i)(1+\varepsilon)}{D-2\bar{\kappa}} \right] G \right)$$

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

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

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

- Edge Noise Control, in: 21th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Dallas, TX, 2015, pp. 2365.
- [19] I. Clark, W.N. Alexander, W.J. Devenport, Bio-inspired finlets for the reduction of marine rotor noise, in: 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2017, pp. 3867.
- [20] Y. Shi, S. Lee, Numerical Study of 2-D Finlets Using RANS CFD for Trailing Edge Noise Reduction, in: 2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2018, pp. 2812.
- [21] A. Bodling, A. Sharma, Numerical investigation of low-noise airfoils inspired by the down coat of owls, *Bioinspiration & Biomimetics*, 14(1) (2018) 016013.
- [22] A. Bodling, A. Sharma, Numerical investigation of noise reduction mechanisms in a bio-inspired airfoil, *Journal of Sound and Vibration*, (2019).
- [23] A. Afshari, M. Azarpeyvand, A.A. Dehghan, M. Szöke, R. Maryami, Trailing-edge flow manipulation using streamwise finlets, *Journal of Fluid Mechanics*, 870 (2019) 617-650.
- [24] A. Afshari, A.A. Dehghan, M. Dehghani Mohammadabadi, M. Dehghan Manshadi, Semi-empirical Investigation of the Effect of Finlet on the Turbulent Boundary Layer Trailing Edge Noise, *Modares Mechanical Engineering*, 20(8) (2020) 1951-1965.
- [25] 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.
- [26] M. Mosallem, Numerical and experimental investigation of beveled trailing edge flow fields, *Journal of Hydrodynamics, Ser. B*, 20(3) (2008) 273-279.
- [27] J.B. Barlow, W. Rae, A. Pope, Low-speed wind tunnel *Journal of Sound and Vibration*, 47(3) (1976) 387-393.
- [9] M. Howe, A review of the theory of trailing edge noise, *Journal of Sound and Vibration*, 61(3) (1978) 437-465.
- [10] B. Lyu, M. Azarpeyvand, S. Sinayoko, Prediction of noise from serrated trailing edges, *Journal of Fluid Mechanics*, 793 (2016) 556-588.
- [11] M. Herr, W. Dobrzynski, Experimental Investigations in Low-Noise Trailing Edge Design, *AIAA journal*, 43(6) (2005) 1167-1175.
- [12] A. Finez, E. Jondeau, M. Roger, M.C. Jacob, Broad-band noise reduction with trailing edge brushes, in: 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Stockholm, Sweden, 2010, pp. 3980.
- [13] T. Geyer, E. Sarradj, C. Fritzsche, Measurement of the noise generation at the trailing edge of porous airfoils, *Experiments in Fluids*, 48(2) (2009) 291-308.
- [14] S.A.S. Ali, M. Azarpeyvand, C.R.I. da Silva, Trailing-edge flow and noise control using porous treatments, *Journal of Fluid Mechanics*, 850 (2018) 83-119.
- [15] T. Göçmen, B. Özerdem, Airfoil optimization for noise emission problem and aerodynamic performance criterion on small scale wind turbines, *Energy*, 46(1) (2012) 62-71.
- [16] R. Jones, C. J. Doolan, M. Teubner, Minimization of trailing edge noise by parametric airfoil shape modifications, in: 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference), 2011, pp. 2782.
- [17] I.A. Clark, W.N. Alexander, W. Devenport, S. Glegg, J.W. Jaworski, C. Daly, N. Peake, Bioinspired trailing-edge noise control, *AIAA Journal*, 55(3) (2017) 740-754.
- [18] I.A. Clark, W.N. Alexander, W.J. Devenport, S. Glegg, J.W. Jaworski, C. Daly, P. Nigel, Bio-Inspired Trailing

- Sound and Vibration, ICSV, 2016.
- [37] 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.
- [38] R. Maryami, M. Azarpeyvand, A. Dehghan, A. Afshari, An Experimental Investigation of the Surface Pressure Fluctuations for Round Cylinders, *Journal of Fluids Engineering*, 141(6) (2019) 061203.
- [39] 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.
- [40] J.S. Bendat, A.G. Piersol, *Random data: analysis and measurement procedures*, John Wiley & Sons, 2011.
- [41] T.F. Brooks, T. Hodgson, Trailing edge noise prediction from measured surface pressures, *Journal of sound and vibration*, 78(1) (1981) 69-117.
- [42] A. 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.
- [43] T. FARABEE, M. CASARELLA, Measurements of fluctuating wall pressure for separated/reattached boundary layer flows, *Journal of vibration, acoustics, stress, and reliability in design*, 108(3) (1986) 301-307.
- [44] 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.
- [45] I. Lee, H. Sung, Characteristics of wall pressure fluctuations in separated and reattaching flows over a back-testing, John Wiley & Sons, in, Wiley, New York, 1999.
- [28] A. Saeidinezhad, A.a. Dehghan, M. Dehghan Manshadi, The nose shape effect on the flow field around a submersible model, phd Thesis, Yazd University, 2015.
- [29] 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.
- [30] A. Afshari, A.A. Dehghan, M. Farmani, Experimental investigation of trailing edge noise by measuring unsteady surface pressures, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 51(6) (2017) 61-70.
- [31] A. Afshari, A.A. Dehghan, M. Azarpeyvand, Novel three-dimensional surface treatments for trailing-edge noise reduction, *AIAA Journal*, 57(10) (2019) 4527-4535.
- [32] G. Corcos, Resolution of pressure in turbulence, *The Journal of the Acoustical Society of America*, 35(2) (1963) 192-199.
- [33] 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.
- [34] M. Goody, Empirical Spectral Model of Surface Pressure Fluctuations, *AIAA Journal*, 42(9) (2004) 1788-1794.
- [35] R. Maryami, S.A. Showkat Ali, M. Azarpeyvand, A. Afshari, Turbulent flow interaction with a circular cylinder, *Physics of Fluids*, 32(1) (2020) 015105.
- [36] A. Afshari, A.A. Dehghan, M. Azarpeyvand, M. Szöke, Three-dimensional surface treatments for trailing edge noise reduction, in: 23rd International Congress on

- Fluids, 38(4) (2005) 485-493.
- [47] A. Naghib-Lahouti, H. Hangan, P. Lavoie, Distributed forcing flow control in the wake of a blunt trailing edge profiled body using plasma actuators, *Physics of Fluids*, 27(3) (2015) 035110.
- ward-facing step: Part I. Time-mean statistics and cross-spectral analyses, *Experiments in Fluids*, 30(3) (2001) 262-272.
- [46] Y.Z. Liu, W. Kang, H.J. Sung, Assessment of the organization of a turbulent separated and reattaching flow by measuring wall pressure fluctuations, *Experiments in*

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

A. Afshari, A. A. Dehghan, A. Negahban Boron, A.R. Ayoobi, *Experimental Investigation of the Performance of Trailing Edge Noise-Reducing Finlets*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 53(9) (2021) 4827-4846.

DOI: [10.22060/mej.2021.19172.6968](https://doi.org/10.22060/mej.2021.19172.6968)

