

Semi-Empirical Study of the Effect of Finlet on the Turbulent Boundary Layer Trailing Edge Noise

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Afshari A.^{*1} *PhD*,
Dehghan A.² *PhD*,
Dehghani Mohammad-abadi M.² *PhD*,
Dehghan Manshadi M.³ *PhD*

How to cite this article

Mamourian M, Naghedifar S.A, Mohammadi Neyshaburi M. Semi-Empirical Study of the Effect of Finlet on the Turbulent Boundary Layer Trailing Edge Noise. Modares Mechanical Engineering, 2020;20(8):1951-1965.

¹Aerospace Department, Aerospace Engineering Faculty, Shahid Sattari Aeronautical University of Science & Technology, Tehran, Iran

²Mechanical Department, Mechanical Engineering Faculty, Yazd University, Yazd, Iran

³Mechanical Department, Mechanical Engineering Faculty, Malek-Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

*Correspondence

Address: Shahid Sattari Aeronautical University of Science & Technology, Daneshgah Havaii Avenue, Ayatollah Saeidi Highway, Azadi Square, Tehran, Iran. Postal Code: 1384663113
Phone: +98 (21) 64032269
Fax: +98 (21) 66693442
afshari@ssau.ac.ir

Article History

Received: December 23, 2019

Accepted: May 5, 2020

ePublished: August 15, 2020

ABSTRACT

The study of turbulent boundary layer trailing edge noise as one of the most important aerodynamic sound generation mechanisms is a fundamental issue in design and production of equipment with minimum noise. In the present study, the utilization of finlets as a turbulent boundary layer trailing edge noise control technique is investigated. For this purpose, a flat-plate model, equipped with surface pressure transducers has been designed and built and the main parameters of trailing edge noise including the surface pressure spectra, the spanwise length scale, and eddy convection velocity in the trailing edge region have been measured. Moreover, in order to study the structure of the boundary layer flow downstream of the surface treatments, a single hot-wire anemometer has been used. The results showed that the presence of finlets leads to a significant reduction in the surface pressure spectra at all frequency ranges except for frequencies close to the maximum surface pressure spectrum. Furthermore, passing the flow structures through the finlets, although did not create significant changes to the spanwise length scale at high frequencies, however, they have led to an increase at low to mid frequencies. Finally, the Amiet-Roger model has been used to evaluate the changes in far field trailing edge noise due to the presence of the finlets and the results show the effectiveness of finlets in reducing trailing edge noise over a wide range of frequencies.

Keywords Finlet; Turbulent Boundary Layer Trailing Edge Noise; Parameters Affecting Trailing Edge Noise

CITATION LINKS

[1] Airfoil self-noise and ... [2] Trailing edge noise measurements and prediction for ... [3] On the aerodynamic noise of a rigid flat plate moving at ... [4] Experimental evaluation of theories for trailing edge and incidence ... [5] Experimental investigation of the trailing edge ... [6] Noise due to turbulent flow past a trailing ... [7] A review of the theory of trailing edge ... [8] Trailing edge noise prediction from measured surface ... [9] Reduction of wind turbine noise using optimized ... [10] Prediction of noise from serrated trailing ... [11] Experimental investigations in low-noise trailing ... [12] Broadband noise reduction with trailing edge ... [13] Measurement of the noise generation at the trailing edge of ... [14] Trailing-edge flow and noise control using ... [15] Airfoil optimization for noise emission ... [16] Minimization of trailing edge noise by ... [17] Bioinspired trailing-edge noise ... [18] Bio-inspired finlets for the reduction of ... [19] Numerical study of 2-D finlets using RANS CFD for ... [20] Numerical investigation of low-noise airfoils inspired by the ... [21] Numerical investigation of noise reduction mechanisms in a bio-inspired ... [22] Aerodynamic noise of a serrated trailing ... [23] Shark-skin surfaces for fluid-drag reduction in turbulent flow: a ... [24] Experiments on drag-reducing surfaces ... [25] Flow field analysis of a turbulent boundary layer ... [26] Pressure fluctuations in turbulent flow over a flat ... [27] An analytical model for predicting airfoil self-noise using ... [28] Numerical and experimental investigation of beveled trailing edge flow ... [29] Mechanics of flow-induced sound and vibration Volume 2, complex ... [30] Low-speed wind tunnel ... [31] Effects of streamwise surface treatments on ... [32] Three-dimensional surface treatments for trailing edge ... [33] Resolution of pressure in ... [34] On the structure and resolution of wall-pressure fluctuations associated with ... [35] Empirical spectral model of surface ... [36] Turbulent flow interaction with a circular ... [37] Analytical and experimental investigation of ... [38] Experimental investigation of trailing edge noise by ... [39] Indirect calibration of a large microphone array for ... [40] An experimental investigation of the ... [41] Random data: analysis and ... [42] The structure of the turbulent pressure field in ... [43] Broadband airfoil trailing-edge noise prediction ... [44] A guide to uncertainty analysis of ... [45] How to measure turbulence with hot-wire ... [46] Nose shape effect on the visualized flow field ... [47] Comparison of semi-empirical models for ...

مطالعه نیمه تجربی تاثیر فینلت روی نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته

عباس افشاری* PhD

گروه هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

علی اکبر دهقان PhD

گروه مکانیک، دانشکده مهندسی مکانیک، پردیس فنی و مهندسی، دانشگاه یزد، یزد، ایران

محسن دهقانی محمدآبادی PhD

گروه هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

مجتبی دهقان منشادی PhD

گروه مکانیک، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

چکیده

مطالعه نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته به عنوان یکی از مهم ترین مکانیزم های تولید نویز آیرودینامیکی، موضوعی بنیادی در طراحی و تولید تجهیزات با حداقل نویز است. در مطالعه حاضر، کارآیی فینلت به عنوان یک روش کنترل نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور یک مدل صفحه تخت، مجهز به سنسورهای فشار سطحی، طراحی و ساخته شده و پارامترهای اصلی نویز لبه فرار شامل طیف فشار سطح، طول مشخصه در راستای دهانه مدل و سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه ای در محدوده لبه فرار مدل اندازه گیری شده است. همچنین، برای مطالعه ساختار جریان لایه مرزی در پایین دست فینلت ها، از جریان سنج سیم داغ یک بعدی استفاده شده است. نتایج نشان داد، حضور فینلت ها در بالادست لبه فرار مدل منجر به کاهش قابل توجه طیف فشار سطح در محدوده لبه فرار صفحه تخت در تمامی محدوده فرکانسی به استثنای فرکانس های نزدیک به ماکزیمم طیف فشار سطح شده است. همچنین عبور ساختارهای جریان از فضای بین فینلت ها، اگر چه منجر به ایجاد تغییر چندانی در طول مشخصه در راستای دهانه مدل در فرکانس های بالا نشده، اما باعث افزایش آن در فرکانس های پایین و تا اندازه ای میانی شده است. در نهایت با استفاده از مدل تحلیلی امپت- راجر، تغییرات نویز لبه فرار در دوردست ناشی از نصب فینلت ها پیش بینی شده که نتایج نشان دهنده کارآیی مناسب فینلت ها در کاهش نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته در محدوده وسیعی از فرکانس ها است.

کلیدواژه ها: فینلت، نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته، پارامترهای موثر بر نویز لبه فرار

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۱۰/۰۲

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۲/۱۶

نویسنده مسئول: afshari@ssau.ac.ir

مقدمه

در سال های اخیر، بنا به دلایل نظامی، زیست محیطی و نظیر آنها، توجه زیادی به موضوع آلودگی صوتی معطوف شده است. آلودگی صوتی می تواند ناشی از مکانیزم های 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 می شود. بروکس و همکاران^[1]، مکانیزم های

نویز ناشی از ایرفویل را به ۵ گروه نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته (Turbulent Boundary Layer Trailing-Edge Noise)، نویز ریزش گردابه لایه مرزی آرام (Laminar Boundary Layer Vortex Shedding Noise)، نویز جدایش- واماندگی (Separation-Stall Noise)، نویز ریزش گردابه پخی لبه فرار (Trailing-Edge Bluntness Vortex Shedding Noise)، نویز گردابه نوک بال (Tip Vortex Noise)، تقسیم بندی نمودند. انتشار نویز می تواند به صورت نازک باند، مانند نویز ریزش گردابه لایه مرزی آرام و نویز ریزش گردابه پخی لبه فرار و یا به صورت پهن باند، مانند نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته باشد. علت وسیع بودن حوزه فرکانسی نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته، حضور ساختارهای گردابه ای با سایزهای مختلف در لایه مرزی آشفته است. هنگامی که اغتشاشات گردابه ای موجود در لایه مرزی آشفته، از روی لبه فرار ایرفویل عبور می کنند به امواج آکوستیکی تبدیل می شوند. پروسه فیزیکی نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته از نقطه نظر تعادل نیروهای وارد به ساختارهای گردابه ای، توسط راجر و موریو توضیح داده شده است^[2]. مطالعه تحلیلی پاول^[3] 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^[4] و فیزیک مکانیزم تولید نویز لبه فرار، در مطالعه تجربی یو و تام^[5] بررسی شده است. بر مبنای مطالعه یو و تام^[5]، منابع دوقطبی حاصل از برهم کنش ساختارهای گردابه ای بزرگ با سطح جسم، عامل اصلی تولید نویز لبه فرار است.

در طول دهه های گذشته، مدل های تحلیلی بی شماری برای پیش بینی نویز لبه فرار توسط محققین مختلف پیشنهاد شده و خلاصه ای از آن در پژوهش راجر و موریو^[2] ارائه شده است. یکی از مهم ترین رهیافت های پیش بینی نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته، فرمول بندی براساس روش های هیدروآکوستیک خطی است که نیازمند داشتن میدان فشار هیدرودینامیک القایی روی سطح ایرفویل در فاصله نزدیک به لبه فرار است. اکثر روش های پیش بینی نویز دوردست مانند روش /میت^[6] و هاو^[7] براساس نوسانات فشار سطح، فرمول بندی شده اند. با اندازه گیری همزمان نویز لبه فرار منتشر شده در دوردست و نوسانات فشار سطح در محدوده لبه فرار در تعدادی از مطالعات تجربی همچون پژوهش های راجر و موریو^[2] و بروکس و هادسن^[8]، دقت این رهیافت مورد تایید قرار گرفت. با توجه به فرمول بندی های امپت^[6] و هاو^[7]، چگالی 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 لبه فرار بوده و کاهش این سه پارامتر منجر به کاهش نویز لبه فرار خواهد شد.

جهت کاهش نویز لبه فرار ایرفویل، روش های غیرفعال مختلفی مانند دندان دار کردن لبه فرار ایرفویل^[9, 10]، برس های لبه فرار^[11, 12]، لبه فرار متخلخل^[13, 14]، بهینه سازی پروفیل ایرفویل^[15, 16] و اخیراً

حدود ۸ دسی بل هستند.

شی و لی^[19] به منظور درک فیزیک حاکم بر جریان در هنگام استفاده از فینلت، به مطالعه عددی جریان اطراف ایرفویل NACA 0012 در اعداد رینولدز بالا و در زوایای حمله مختلف پرداختند. فینلت‌ها در هر دو سطح بالا و زیر ایرفویل قرار گرفتند. نتایج آنها نشان داد که هر دو نوع فینلت منجر به کاهش نويز دوردست در حدود ۱۰ دسی بل می‌شود. آنها دریافتند که فینلت‌های روی ایرفویل (سمت کم فشار) باعث کاهش نويز دوردست در فرکانس‌های پایین و میانی و فینلت‌های زیر ایرفویل (سمت پرفشار) منجر به کاهش نويز در فرکانس‌های بالا می‌شود. به علاوه شدت توربولانس و سرعت جریان در نزدیکی سطح ایرفویل کاهش یافت.

اخیراً بادلینگ و شارما^[20, 21] نیز با استفاده از شبیه‌سازی عددی جریان اطراف ایرفویل NACA 0012، اثرات استفاده از فینلت در لبه فرار ایرفویل را مورد مطالعه قرار دادند. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که فینلت‌ها می‌توانند منجر به کاهش قابل توجهی در فشار ناپایای سطح ایرفویل و نويز منتشر شده در دوردست شوند. همچنین نتایج آنها نشان داد که آن‌چه منجر به کاهش نويز دوردست در هنگام حضور فینلت‌ها می‌شود فاصله گرفتن ساختارهای توربولانسی جریان از سطح ایرفویل است.

لازم به ذکر است که علی‌رغم شباهت‌های ظاهری بین فینلت‌های مورد مطالعه و ریبلت‌های ریزساختار، تفاوت‌های آشکاری بین این دو روش وجود دارد. ریبلت‌های ریزساختار در طول دهه‌های گذشته به صورت وسیعی مورد مطالعه قرار گرفته‌اند^[23-25] و نشان داده شده است که در جریان آشفته قادر به کاهش نیروی پسای اصطکاک پوسته‌ای تا ۱۰٪ به ازای $h/s \approx 5\%$ هستند که h بیانگر ارتفاع ریبلت‌ها و s فاصله عرضی بین آنها است^[24]. همچنین نتایج اثر فاصله عرضی بین ریبلت‌ها نشان داده که بیشترین کاهش نیروی پسا به ازای $15-17\%$ رخ می‌دهد که s^+ بیانگر فاصله عرضی نرمال شده با سرعت اصطکاک و چگالی سیال است. بنابراین ابعاد ریبلت‌ها از مرتبه زیر لایه لزج بوده و با تاثیر روی گردابه‌های در راستای جریان، پسای اصطکاک را کاهش می‌دهند. با این حال ابعاد فینلت‌های استفاده شده در مطالعه حاضر، به عنوان ابزاری جهت کنترل نويز لبه فرار، به مراتب بزرگ‌تر بوده و با افزایش سطح، خیس شده و در نتیجه پسای اصطکاک، انرژی سیال را در نزدیکی سطح مدل کاهش می‌دهند. کاهش انرژی سیال در نزدیکی لبه فرار بال منجر به کاهش نوسانات فشار سطح و در نتیجه کاهش نويز لبه فرار لایه مرزی آشفته خواهد شد^[26]. همچنین فینلت‌ها ممکن است بتوانند با شکستن ساختارهای هم‌بسته بزرگ مانند گردابه‌های سنجاوسی و یا بسته‌های بزرگ سنجاوسی، طول مشخصه نوسانات فشار سطح در راستای دهانه بال را کاهش دهند.

در نهایت مرور کارهای گذشته نشان می‌دهد که اگر چه کارایی عالی فینلت‌ها در کاهش نويز لبه فرار توسط مطالعات گذشته به اثبات رسیده است، اما اندازه‌گیری‌های آنها بیشتر منحصر به

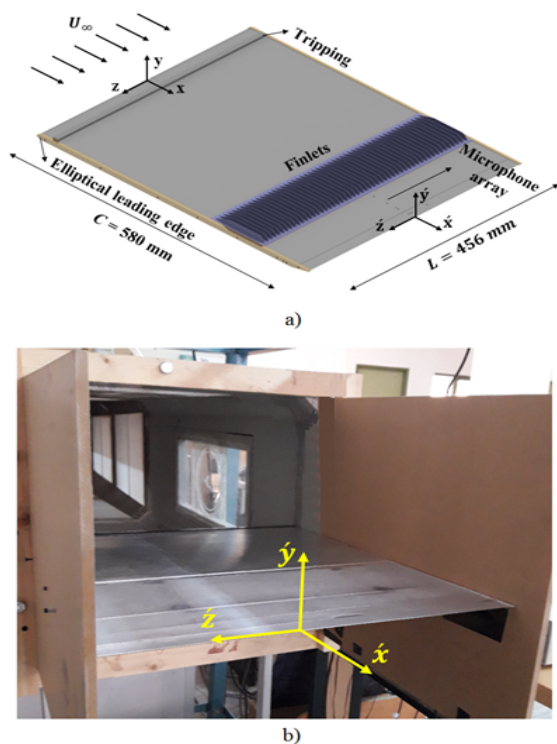
نصب فینلت (Finlet) در لبه فرار ایرفویل^[17-21] پیشنهاد شده است.

دندانه‌های مثلثی در ابتدا به عنوان روشی جهت کاهش نويز ناشی از جت خروجی موتورهای جت مطرح شد^[22]. در ادامه، مطالعات تحلیلی و تجربی نشان دادند که حضور دندانه در لبه فرار ایرفویل می‌تواند منجر به کاهش قابل توجه نويز لبه فرار در فرکانس‌های پایین و همزمان مقداری افزایش در فرکانس‌های بالا شود^[9, 10]. استفاده از برس‌های انعطاف‌پذیر لبه فرار بر روی ایرفویل و صفحه تخت نیز منجر به کاهش نويز لبه فرار در محدوده وسیعی از فرکانس‌ها شده است^[11, 12]. نتایج مطالعات مختلف نشان داده است که لبه‌های فرار متخلخل می‌توانند منجر به کاهش نويز زیادی در محدوده فرکانس‌های پایین تا میانی شوند. با این وجود، در هنگام استفاده از لبه فرار متخلخل، مقدار کمی افزایش نويز در فرکانس‌های بالا مشاهده شده که ناشی از افزایش زبری سطح است^[13, 14]. نکته‌ای که باید در نظر داشت این است که برس‌های لبه فرار و مواد متخلخل اگر چه دارای کارایی مناسبی هستند اما در عمل به مرور زمان، خلل و فرج آنها به علت کثیف شدن و یا حشرات، پر شده و در نتیجه کارایی آنها کاهش می‌یابد. در کنار این روش‌ها، بهینه‌سازی پروفیل ایرفویل مانند تصحیح ضخامت و شیب انحناي ایرفویل نیز می‌تواند به میزان زیادی میدان جریان اطراف ایرفویل را تحت تاثیر قرار داده و منجر به بهبود عملکرد آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی آن شود^[15, 16].

در میان روش‌های غیرفعال کاهش نويز لبه فرار لایه مرزی آشفته، جدیدترین راهبرد، روش استفاده از فینلت بوده که از پیکربندی بال جغد الهام گرفته شده و توسط کلارک و همکاران پیشنهاد شده است^[17, 18]. کلارک و همکاران^[17]، برای بررسی کارایی روش نصب فینلت در لبه فرار ایرفویل در کاهش نويز لبه فرار لایه مرزی آشفته، نويز دوردست ایرفویل DU96-W180 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 نويز لبه فرار تا حدود ۱۰ دسی بل شده است. بر مبنای نتایج این مطالعه، هر چه فاصله بین فینلت‌ها کمتر باشد عملکرد آنها بر کاهش نويز موثرتر است ولی در صورتی که فاصله بین فینلت‌ها خیلی کم شود، یک افزایش نويز در فرکانس‌های پایین مشاهده می‌شود. همچنین فینلت‌ها با ارتفاع و ضخامت بیشتر، نويز دوردست را به میزان بیشتری کاهش دادند. از طرفی نتایج آنها نشان داد که حضور فینلت‌ها، باعث تغییرات جزئی در نیروهای آیرودینامیکی خصوصاً نیروی برآ می‌شود.

در ادامه بررسی‌ها، کلارک و همکاران^[18] برای بررسی کارایی فینلت‌ها در کاهش نويز لبه فرار یک روتور دریایی، آزمایشات متعددی روی یک روتور با قطر ۴۶/۰ متر در سرعت ۱۰ تا ۲۰ متر بر ثانیه و با سرعت دورانی ۲۰۰۰ دور بر دقیقه انجام دادند. نتایج آنها نیز نشان داد که فینلت‌ها قادر به کاهش نويز پهن باند لبه فرار تا

۱۲ درجه نامتقارن در نظر گرفته شده است [28]. ضخامت لبه فرار (t) برابر با 0.4 میلی متر انتخاب شده و بنابراین طبق معیار بلیک [29] $t/\delta^* < 0.3$ ، نوپز نازک باند ریزش گردابه لبه فرار پخ قابل صرف نظر است. نسبت انسداد تونل برای مدل صفحه تخت برای تمامی آزمایش ها کمتر از 2% بوده و بنابراین اثرات دیواره های تونل روی مقادیر اندازه گیری شده ناچیز است [30]. همچنین برای اطمینان از وجود جریان دوبعدی در طول دهانه مدل، از دو صفحه کناری در دو طرف مدل استفاده شده است، که در شکل ۱-ب مشخص است. به علاوه با توجه به محدودیت طول مدل، به منظور اطمینان از وجود لایه مرزی آشسته کاملاً توسعه یافته، ضخیم کردن لایه مرزی، دستیابی به اعداد رینولدز بر پایه ضخامت مومنتوم بالاتر و افزایش نسبت سیگنال به نویز در فرکانس های پایین، از یک تریپ زیر در پایین دست لبه حمله روی سطح بالایی مدل در موقعیت 10% و تر، استفاده شده است. نمای شماتیک مدل صفحه تخت به همراه موقعیت نصب مدل در دهانه خروجی تونل در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱ (a) نمای شماتیک مدل، موقعیت تریپ، آرایه میکروفون ها و فینلت های نصب شده روی مدل، (b) نصب مدل صفحه تخت در جت خروجی تونل باد

نحوه نصب میکروفون ها داخل مدل

برای اندازه گیری نوسانات ناپایای فشار سطح از میکروفون های کوچک FG-23329-P07 استفاده شده است. این میکروفون ها دارای قطر و ارتفاع $2/5$ میلی متر بوده و قطر ناحیه سنسور صدا 0.8 میلی متر است. کارایی عالی میکروفون های انتخاب شده برای اندازه گیری فشار ناپایای سطح در مطالعات انجام شده قبلی به

اندازه گیری شدت صدا در دوردست [17, 18] و یا در برخی موارد [19-21] بررسی جزیی میدان سرعت بوده و با توجه به عدم اندازه گیری پارامترهای موثر بر نویز در میدان نزدیک شامل طیف فشار سطح، طول مشخصه در راستای دهانه بال و سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه ای در محدوده لبه فرار، درک صحیحی از مکانیزم کاهش نویز روش استفاده از فینلت وجود ندارد. در واقع با توجه به نتایج موجود نمی توان دریافت که علت کاهش نویز لبه فرار در هنگام استفاده از فینلت ها، کاهش طیف فشار سطح، کاهش طول مشخصه در راستای دهانه بال به واسطه شکسته شدن ساختارهای همبسته بزرگ و یا کاهش سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه ای در نتیجه عبور از بین فینلت ها است.

در تحقیق حاضر اثرات حضور فینلت های واقع در بالادست لبه فرار، روی چگالی طیف توان نوسانات فشار سطح، طول مشخصه در راستای دهانه مدل و سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه ای در محدوده لبه فرار یک صفحه تخت به صورت تجربی مورد بررسی قرار خواهد گرفت. طول مشخصه در راستای دهانه مدل و سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه ای به ترتیب با استفاده از داده برداری همزمان فشار ناپایای سطح در نقاط مختلف در راستای دهانه مدل و در راستای جریان محاسبه می شود. همچنین، ساختار جریان لایه مرزی در پایین دست فینلت ها، با استفاده از جریان سنج سیم داغ یک بعدی مورد مطالعه قرار خواهد گرفت. در نهایت، جهت پیش بینی نحوه تغییرات نویز لبه فرار لایه مرزی آشسته در محدوده فرکانس های مختلف در هنگام حضور فینلت ها، از مدل تحلیلی امیت-راجر [27] استفاده می شود. لازم به ذکر است که ایجاد مکانیزم اندازه گیری نوسانات ناپایای فشار سطح شامل طراحی و ساخت منبع تغذیه، طراحی و ساخت کالیبراتور سنسورها، حذف نویزهای الکترونیکی و نوشتن کدهای مربوط به واسنجی (Calibration) و داده برداری از سنسورها برای اولین بار در ایران با همکاری دانشگاه بریستول انگلیس انجام گرفته است.

تجهیزات آزمایشگاهی

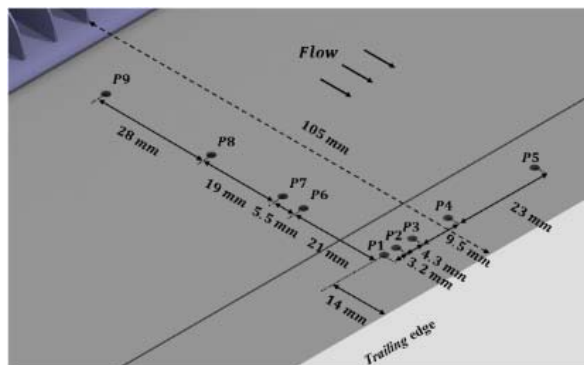
تونل باد

کلیه آزمایش ها در تونل باد مادون صوت دانشگاه یزد انجام شده است. آزمایشات در زاویه حمله صفر درجه و در سرعت 20 متر بر ثانیه (معادل عدد رینولدز بر پایه ضخامت مومنتوم برابر با 6840) انجام شده است. در این بخش، مشخصات تونل باد، مدل، نحوه نصب و آرایش میکروفون ها و مراحل انجام آزمایش ها و تحلیل داده ها ارائه شده است.

مدل

برای بررسی نویز لبه فرار آشسته، از یک صفحه تخت با طول وتر 580 ، دهانه مدل 460 و ضخامت 8 میلی متر استفاده شده است. شکل ۱-ا لبه حمله مدل به صورت نیم بیضی با نیم قطر بزرگ 12 و نیم قطر کوچک 4 میلی متر ساخته شده است. همچنین برای چسبیده ماندن جریان روی سطح، زاویه لبه فرار مدل به صورت

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 که جزئیات آن در مطالعه/فشاری و همکاران [38] آرایه شده است.



شکل ۲) آرایش لاشکل میکروفون‌ها روی سطح مدل

جدول ۱) موقعیت سوراخ‌های فشار روی سطح بالایی مدل

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

توزیع سوراخ‌های فشار در راستای دهانه مدل به صورت تابع $z/z_{min} = (z/z_{max})^{(i-2)/(N-2)}, i=2..N$ در نظر گرفته شده است. که z_{max} و z_{min} به ترتیب کمترین و بیشترین فاصله بین دو سوراخ 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 $\eta_z = [3.2, 4.3, 7.5, 9.5, 13.8, 17, 23, 32.5, 36.8, 40.0]$ میلی‌متر وجود دارد. کمترین و بیشترین فاصله بین دو میکروفون ۳/۲ و ۴۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. کمترین فاصله، محدود به ابعاد میکروفون استفاده شده بوده و بیشترین فاصله بر پایه آزمون‌های اولیه به دست 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 تاثیر اثرات دیواره‌های جانبی قرار نمی‌گیرد.

مشخصات هندسی فینلت‌ها

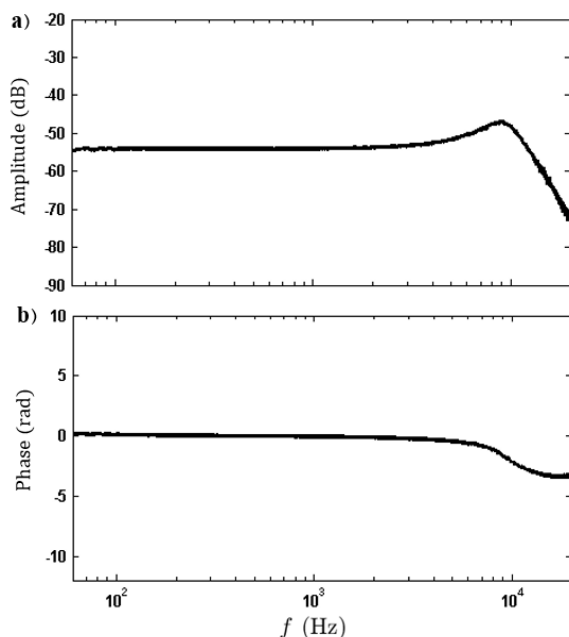
پارامترهای هندسی فینلت‌ها در شکل ۳ نشان داده شده است. ارتفاع و فواصل عرضی بین فینلت‌ها با توجه به ضخامت لایه مرزی و همچنین مقادیر استفاده شده در پژوهش کلارک و همکاران [17] به ترتیب برابر با ۱۲ و ۸ میلی‌متر (ارتفاع برابر با δ

اثبات رسیده است [31, 32]. 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 می‌شوند. بنابراین چنان چه 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 [33-35]. برای حل این مشکل معمولاً از یک نقاب با سوراخ ریز جهت کاهش ناحیه حس‌گر موثر سنسور استفاده می‌شود [14, 36]. در مطالعه حاضر به منظور کاهش اثرات تضعیف 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 میلی‌متر نصب شده‌اند. همچنین، جهت تصحیح اثرات تضعیف، تصحیحات پیشنهاد شده توسط کرکس [33] روی نتایج اعمال شده است. کرکس با آرایه یک جدول، مقادیر $\omega r/U_c$ measured / $\Phi(\omega)$ true را برحسب تابعی از ω فرکانس زاویه‌ای، r شعاع سوراخ (و یا شعاع ناحیه حس‌گر سنسور فشار) و U_c سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای است. از طرف دیگر اگر چه نصب میکروفون‌ها در زیر نقاب سوراخ‌دار باعث کاهش اثرات تضعیف در فرکانس‌های بالا می‌شود اما در عین حال ممکن است موجب رخ دادن پدیده نامطلوب تشدید در محدوده فرکانسی مورد مطالعه شود. قطر سوراخ، طول آن و حجم فضای مابین ناحیه حس‌گر میکروفون و نقاب، پارامترهای تعیین‌کننده فرکانس تشدید هستند. بنابراین برای اطمینان از رخ ندادن تشدید در محدوده فرکانسی، باید پارامترهای فوق به دقت انتخاب شوند. طراحی و انتخاب پارامترهای مذکور با استفاده از روابط آرایه شده در پژوهش /فشاری و همکاران [37] انجام گرفته که با توجه به طولانی بودن روابط و به منظور رعایت اختصار آرایه نشده است.

آرایش میکروفون‌ها روی سطح مدل

آرایش میکروفون‌ها روی سطح مدل در شکل ۲ نشان داده شده است. همچنین موقعیت آنها روی سطح بالایی مدل در جدول ۱ آرایه شده است. با توجه به شکل، 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 $x/c = 0/85$ و $0/98$ 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 $x/c = 0/98$ بوده و

میکروفون در معرض نویز سفید صفحه‌ای قرار خواهد گرفت. جهت رعایت اختصار، پروسه کامل فرآیند واسنجی و نحوه به‌دست‌آوردن تابع انتقال در پژوهش / افشاری و همکاران [37] ارایه شده است. پاسخ فرکانسی (دامنه و فاز) مربوط به میکروفون p1 در نمودار ۱ نشان داده شده است. با توجه به نمودار، انتخاب مناسب پارامترهای مذکور منجر به عدم وقوع پدیده تشدید تا فرکانس ۲۰ کیلوهرتز شده است.

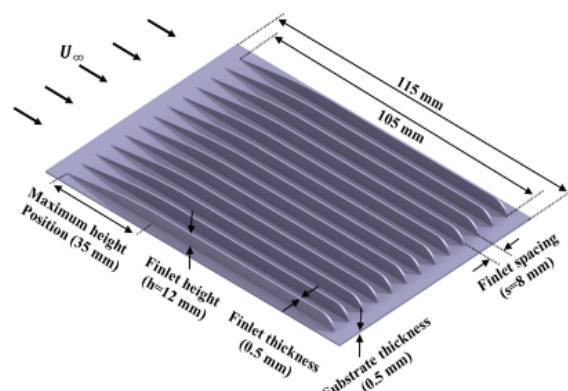


نمودار ۱ (a) دامنه، (b) فاز پاسخ فرکانسی میکروفون p1

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 واسنجی میکروفون و تعیین دقیق پاسخ دینامیکی آن انجام می‌گیرد. از یک میکروفون چگالنده (Condenser) 40BP S.A.R.G بسیار دقیق یک‌چهارم اینچ مدل FG به‌عنوان میکروفون مرجع استفاده شده است. میکروفون‌های FG با استفاده از یک منبع تغذیه ۱۰ کاناله (ساخت دانشگاه یزد) راه‌اندازی شده و داده‌برداری با استفاده از یک سیستم پردازش سیگنال مدل DT9847-2-2 انجام گرفته است. فرکانس داده‌برداری برابر با ۴۰ کیلوهرتز بوده و در مجموع تعداد ۸۰۰ هزار داده در مدت زمان ۲۰ ثانیه ذخیره شده است.

همچنین به‌منظور مطالعه ساختار جریان لایه مرزی در پایین‌دست فینلت‌ها، از جریان‌سنج سیم داغ یک‌بعدی با مدار دما ثابت استفاده شده است. سنسور این جریان‌سنج، سیمی از جنس تنگستن به ضخامت ۵ میکرومتر و طول ۱/۲۵ میلی‌متر است. قبل از استفاده از جریان‌سنج سیم داغ، پراب آن به‌صورت دقیق از نظر استاتیکی و دینامیکی با استفاده از لوله پیتوت و فرآیند آزمون موج مربعی کالیبره شده و همه نتایج با توجه به فرکانس قطع ۱۵ کیلوهرتز از فیلتر پایین‌گذر عبور داده شده است. کلیه داده‌ها

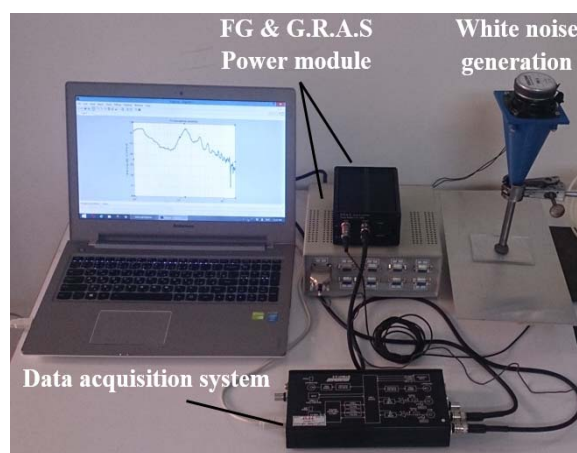
۲۴٪ و فواصل عرضی برابر با δ ۱۶٪) در نظر گرفته شده است. پروفیل لبه حمله فینلت‌ها نیز متناسب با پروفیل لایه مرزی آشفته یعنی $x^{4/5}$ (عبارت است از فاصله تا لبه حمله فینلت‌ها) طراحی شده که دلیل آن ایجاد تغییرات تدریجی در جریان عبوری از روی فینلت‌هاست.



شکل ۳ مشخصات هندسی فینلت‌ها

مراحل انجام آزمایش و تحلیل داده‌ها

قبل از انجام آزمایشات باید ضریب حساسیت میکروفون‌های استفاده‌شده به‌وسیله فرآیند واسنجی اندازه‌گیری شود. در مطالعات مختلف از موج صفحه‌ای ایجادشده در لوله برای این منظور استفاده شده است [39]. برای ایجاد نویز سفید صفحه‌ای در محدوده فرکانس ۱۰۰ تا ۲۰۰۰۰ هرتز از یک لوله با طول ۱۱۰ و قطر ۱۰ میلی‌متر به همراه یک بلندگو کیفیت بالا به‌عنوان کالیبراتور میکروفون استفاده شده است [31, 40]. نمایی از تجهیزات استفاده‌شده جهت واسنجی میکروفون‌ها در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۴ تجهیزات آزمایش شامل مکانیزم ایجاد نویز سفید، منبع تغذیه میکروفون‌ها و سیستم پردازش سیگنال

برای به‌دست‌آوردن تابع انتقال میکروفون‌ها هنگامی که داخل مدل نصب شده‌اند، لوله کالیبراتور روی سوراخ فشار قرار گرفته و هر

رابطه ۶ به‌دست خواهد آمد [43].

$$\Lambda_{p,3}(\omega) = \sum_{k=1}^{M-1} (\gamma_{k+1} + \gamma_k)(\eta_{z,k+1} - \eta_{z,k})/2 \quad (6)$$

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 نرم‌افزار متلب، با تابع پنجره همینگ (Hamming Window) ۵۰٪ هم‌پوشانی و فشار مرجع ۲۰ میکرو پاسکال انجام گرفته است. در نهایت، جهت پیش‌بینی نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته یک صفحه تخت در دوردست از مدل تحلیلی امیت-راجر استفاده شده است. چنان‌چه طول وتر صفحه تخت برابر با c و طول دهانه مدل برابر با L در نظر گرفته شود، نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته در موقعیت y (فاصله عمودی از لبه‌فرار مدل) با استفاده از رابطه ۷ قابل پیش‌بینی خواهد بود [27].

$$S_{pp}(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \omega) = \left(\frac{\omega c y}{4\pi c_0 \sigma^2} \right)^2 2L|I|^2 \Lambda_{p,3}(\omega) \Phi_{pp}(\omega) \quad (7)$$

که $S_{pp}(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \omega)$ ، $\Phi_{pp}(\omega)$ و $\Lambda_{p,3}(\omega)$ به‌ترتیب چگالی طیف فشار در دوردست، چگالی طیف فشار سطح در نزدیکی لبه‌فرار (میکروفون شماره ۱ در موقعیت $x/c = 0.98$) و طول مشخصه در راستای دهانه مدل است. همچنین $\dot{x}$ ، $\dot{y}$ و $\dot{z}$ موقعیت شنونده در دوردست نسبت به دستگاه مختصات واقع در لبه‌فرار مدل است (شکل ۱). به‌علاوه I و σ به‌ترتیب انتگرال تابش و فاصله تصحیح‌شده (به‌واسطه جابه‌جایی امواج آکوستیکی به‌وسیله جریان) بوده و با استفاده از روابط موجود در پیوست قابل محاسبه است. با توجه به روابط ارائه‌شده در پیوست واضح است که سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار، در روابط مربوط به انتگرال تابش حضور داشته و نقش مهمی در تعیین این پارامتر دارد.

در نهایت، نتایج یک اندازه‌گیری، تنها زمانی کامل است که همراه با عدم قطعیت پارامترهای اندازه‌گیری‌شده ارائه شود. عدم قطعیت چگالی طیفی خودکار و متقابل نوسانات فشار میکروفون‌ها عمدتاً ناشی از عدم قطعیت همگرایی آماری بوده و با توجه به روابط بندت و پیرسون [41] به‌صورت $\varepsilon = 1/\sqrt{N_r}$ محاسبه می‌شود. که N_r برابر با تعداد ثبت داده‌ها است. جهت کاهش عدم قطعیت همگرایی آماری، کل زمان داده‌برداری به ۸۰۰ قسمت مجزا تقسیم شده (N_r برابر با ۸۰۰) 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 به‌دست آمده است. بنابراین با توجه به رابطه ذکرشده، عدم قطعیت همگرایی آماری چگالی طیفی خودکار و متقابل نوسانات فشار برابر با ۳/۵٪ است. از طرف دیگر، عدم قطعیت سرعت لحظه‌ای به عوامل مختلفی همچون عدم قطعیت جریان‌سنج (نویزها، تکرارپذیری، پاسخ فرکانسی و غیره)، عدم قطعیت واسنجی، عدم قطعیت مربوط به موقعیت قرارگیری پراب و عدم قطعیت ناشی از تغییرات دما، فشار و رطوبت بستگی دارد. عدم قطعیت‌های ذکرشده براساس روند مطرح‌شده در مطالعات یاوزکورت [44] و

با فرکانس داده‌برداری ۳۰ کیلو هرتز در مدت ۱۰ ثانیه ذخیره شده است.

در ادامه، قبل از بیان نتایج لازم است نحوه تحلیل داده‌ها و نحوه محاسبه پارامترهای اصلی مورد نیاز جهت پیش‌بینی نویز لبه‌فرار 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 شود. با توجه به روابط بندت و پیرسون [41]، چگالی طیفی خودکار و متقابل برای نوسانات فشار دو میکروفون i و j ($p_i(t)$ و $p_j(t)$) به‌ترتیب به‌صورت زیر تعریف می‌شود.

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

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 ۲ قابل محاسبه است. به‌علاوه $P_i^*(\omega, T)$ مزدوج مختلط $P_i(\omega, T)$ است.

$$P_i(\omega, T) = \int_0^T p_i(t) \cdot e^{-j\omega t} dt \quad (2)$$

چنان‌چه پهنای باند فرکانسی برابر با Δf هرتز 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 به‌صورت رابطه ۳ قابل نمایش است.

$$\Phi_{p_i p_j}(\omega) = |\Phi_{p_i p_j}(\omega)| \exp(i \phi_{p_i p_j}(\omega)) \quad (3)$$

در بیشتر مواقع از مجذور تابع چگالی طیفی متقابل نرمال‌شده، $\gamma_{i,j}^2(\omega)$ به‌نام تابع همدوسی (Coherence Function) استفاده می‌شود. 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 ۴ به‌دست می‌آید.

$$\gamma_{i,j}^2(\omega) = \frac{|\Phi_{p_i p_j}(\omega)|^2}{\Phi_{p_i p_i}(\omega) \Phi_{p_j p_j}(\omega)} \quad (4)$$

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) [41]. 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 ۵ محاسبه می‌شود [42].

$$U_c(\omega, \eta_x) = \frac{\omega \eta_x}{\phi_{p_i p_j}(\omega)} \quad (5)$$

که η_x فاصله بین دو نقطه فشار در راستای جریان است. به‌منظور محاسبه طول مشخصه در راستای دهانه مدل، از داده‌های مربوط به نوسانات فشار در نقاط واقع در راستای دهانه استفاده می‌شود. 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

جورجنسون^[45] با یکدیگر ترکیب شده و عدم قطعیت کلی سرعت متوسط در حدود ۴٪ تخمین زده شده است. جزییات مربوط به نحوه محاسبه عدم قطعیت کلی سیستم در پژوهش سعیدنژاد و همکاران^[46] ارایه شده است.

نتایج و بحث

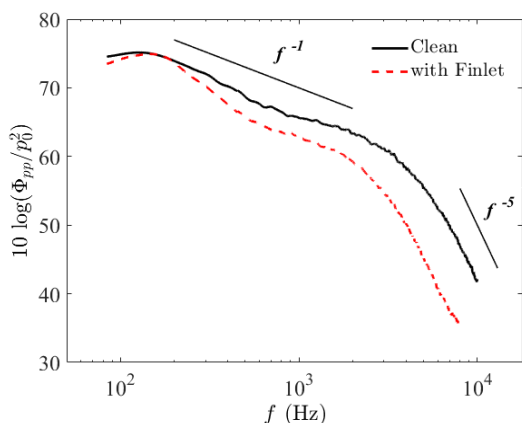
در این بخش ابتدا نتایج چگالی طیف فشار سطح در محدوده لبه‌فرار مدل در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه (معادل عدد رینولدز بر پایه ضخامت مومنوم برابر با ۶۸۴۰) ارایه شده است. در ادامه، با استفاده از سیگنال نوسانات فشار اندازه‌گیری‌شده به‌صورت همزمان در راستای دهانه مدل، تغییرات همدوسی عرضی مورد ارزیابی قرار گرفته و طول مشخصه در راستای دهانه مدل و سرعت جابه‌جایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار به‌دست آمده‌اند. همچنین به‌منظور شناخت میدان جریان، تاثیر حضور فینلت‌ها روی ساختار جریان لایه مرزی در پایین‌دست آنها شامل بررسی سرعت متوسط، شدت آشفتگی و چگالی طیف توان سرعت مورد ارزیابی قرار گرفته است. در نهایت با داشتن پارامترهای فوق با استفاده از مدل تحلیلی امیت-راجر، نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته مدل در هنگام حضور و عدم حضور فینلت‌ها پیش‌بینی شده است. لازم به ذکر است که تکرارپذیری نتایج برای تمامی داده‌ها بررسی شده است. برای نوشتن تمامی کدها نیز از نرم‌افزار متلب نسخه R2017a استفاده شده است.

چگالی طیف فشار سطح

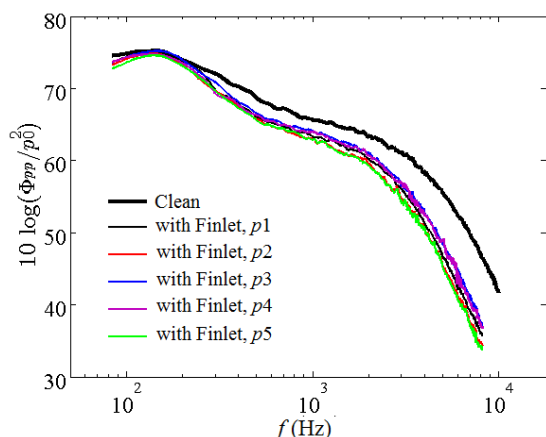
نتایج طیف فشار سطح اندازه‌گیری‌شده توسط میکروفون p1 ($x/c = 0.98$) برای صفحه تخت مجهز به فینلت‌ها در نمودار ۲ ارایه شده است. لازم به ذکر است که پروسه ارایه‌شده جهت واسنجی میکروفون‌ها و تصحیح پیشنهادشده توسط کرکس^[33] روی تمامی نتایج اعمال شده است. با توجه به نمودار ۲، نرخ کاهش طیف فشار سطح برای صفحه 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^[47] بیان‌گر صحت اندازه‌گیری‌های انجام‌شده است. به‌علاوه 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^[47]. با توجه به نمودار ۲، 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. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش فرکانس، میزان کاهش طیف فشار سطح افزایش یافته و در فرکانس‌های بالا، به مقدار ثابت حدود ۱۱ دسی‌بل می‌رسد.

از سوی دیگر، حضور فینلت‌ها باعث سه‌بعدی‌شدن جریان در پایین‌دست فینلت‌ها شده و بنابراین لازم است کارایی فینلت‌ها در کاهش طیف فشار سطح در محدوده لبه‌فرار مدل در موقعیت‌های

عرضی مختلف مورد ارزیابی قرار گیرد. با توجه به نمودار ۳، روند تغییرات طیف فشار سطح در موقعیت‌های عرضی مختلف در پایین‌دست فینلت‌ها یکسان بوده و حداکثر تغییرات مربوط به فرکانس‌های بالا و در حدود ۴ دسی‌بل است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که با وجود سه‌بعدی‌بودن جریان در پایین‌دست فینلت‌ها، طیف فشار سطح در تمامی نقاط عرضی کاهش قابل توجهی یافته است.



نمودار ۲) طیف فشار سطح اندازه‌گیری‌شده توسط میکروفون p1 در موقعیت $x/c = 0.98$

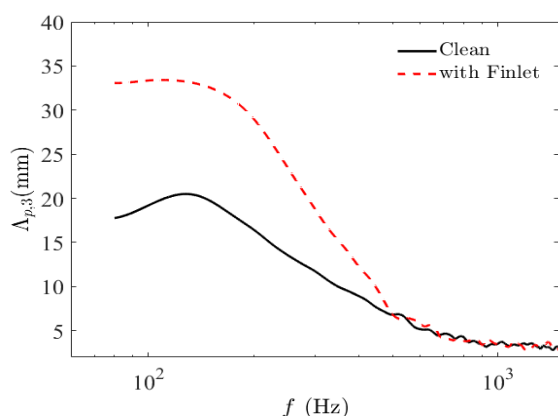


نمودار ۳) طیف فشار سطح اندازه‌گیری‌شده توسط میکروفون‌های واقع در راستای دهانه مدل (P1-P5)

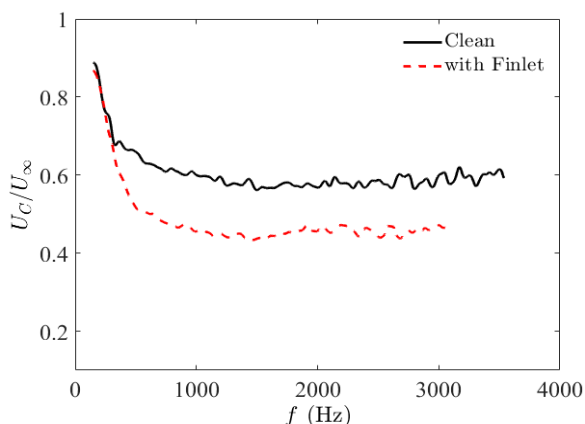
طول مشخصه در راستای دهانه

نتایج تابع همدوسی عرضی می‌تواند بیان‌گر چگونگی تاثیر حضور فینلت‌ها روی ساختارهای میدان جریان قبل از رسیدن به لبه‌فرار مدل باشد. کانتور تغییرات تابع همدوسی عرضی به‌ازای فواصل مختلف در راستای دهانه (η_z) در موقعیت $x/c = 0.98$ در نمودار ۴ نشان داده شده است. در این نمودار، اختلاف بین تابع همدوسی عرضی در هنگام حضور و عدم حضور فینلت یعنی $(\Delta \gamma^2 = \gamma_{finlet}^2 - \gamma_{clean}^2)$ ارایه شده و بنابراین نواحی مثبت نشان‌دهنده افزایش همدوسی عرضی و نواحی منفی نشان‌گر کاهش همدوسی عرضی در هنگام حضور فینلت‌ها است. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از فینلت‌ها بدون اینکه تاثیر قابل

نکرده باشد. نمودار ۶ بیانگر تغییرات سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه‌ای به صورت تابعی از فرکانس به ازای η_x برابر با ۵/۵ میلی متر است. با توجه به نمودار ۶، نتایج نشان می‌دهد که برای صفحه تخت، سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه‌ای در فرکانس‌های پایین، با افزایش فرکانس، کاهش یافته و از فرکانس حدود ۱۰۰۰ هرتز به مقدار تقریباً ثابت $U_c = 0.6 U_\infty$ رسیده است. همچنین مشاهده می‌شود که در هنگام حضور فینلت‌ها، سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه‌ای در نزدیکی لبه فرار مدل در فرکانس‌های میانی و بالا در حدود ۲۵٪ کاهش یافته و به مقدار تقریبی $U_c = 0.45 U_\infty$ رسیده است.



نمودار ۵) طول مشخصه در راستای دهانه مدل در موقعیت $x/c = 0.98$ برای صفحه تخت و در هنگام حضور فینلت‌ها

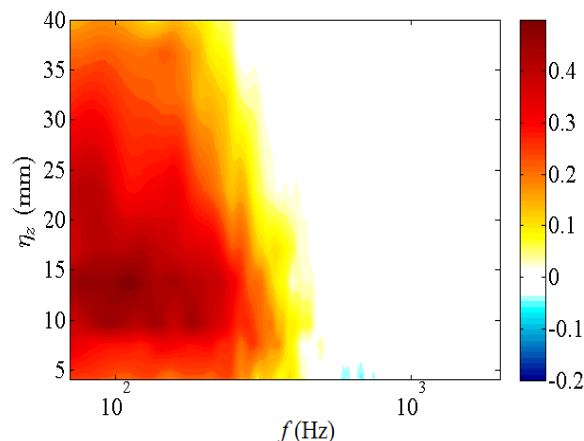


نمودار ۶) سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه‌ای به ازای η_x برابر با ۵/۵ میلی متر برای صفحه تخت و در هنگام حضور فینلت‌ها

بررسی میدان سرعت در لایه مرزی

به منظور ایجاد شناخت دقیق‌تر نسبت به مکانیزم کاهش نویز فینلت‌ها، تاثیر حضور آنها روی ساختار جریان لایه مرزی مورد ارزیابی قرار گرفته است. بدین منظور پروفیل سرعت متوسط، شدت آشفتگی و تغییرات چگالی طیف توان سرعت در پایین دست فینلت‌ها در نیمه دهانه مدل در مرکز امتداد خط بین دو فینلت مجاور (یعنی روی بازوی طولی نصب میکروفون‌ها، شکل ۲) مورد مطالعه قرار گرفته است.

توجهی روی تابع همدوسی عرضی در فرکانس‌های بالا داشته باشد، منجر به افزایش آن در فرکانس‌های پایین و تا حدودی میانی خواهد شد. افزایش تابع همدوسی عرضی در فرکانس‌های پایین، نشان‌دهنده حضور ساختارهای توربولانسی فرکانس پایین با همدوسی زیاد در پایین دست فینلت‌ها است.



نمودار ۷) خطوط هم‌تراز تغییرات تابع همدوسی عرضی در موقعیت $x/c = 0.98$ ناشی از حضور فینلت‌ها

طول مشخصه در راستای دهانه مدل با اندازه‌گیری هم‌زمان نوسانات فشار در نقاط واقع در راستای دهانه و با استفاده از رابطه ۶ محاسبه شده است. نمودار ۵ نشان‌دهنده نحوه تغییرات طول مشخصه در راستای دهانه مدل برحسب فرکانس است. با توجه به نمودار، طول مشخصه در راستای دهانه، وابسته به فرکانس بوده و ماکزیمم مقدار آن برای صفحه تخت در فرکانس حدود ۱۲۴ هرتز 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 نمودار ۵، حضور فینلت‌ها اگر چه منجر به ایجاد تغییر چندانی در طول مشخصه در راستای دهانه مدل در فرکانس‌های بالا نشده، اما باعث افزایش آن (تا حدود ۱/۵ برابر) در فرکانس‌های پایین و تا اندازه‌ای میانی شده است. این بدان معنا است که برخورد جریان با فینلت‌ها نه تنها منجر به شکسته شدن ساختارهای همدوس بزرگ نشده بلکه عبور ساختارهای جریان از فضای بین فینلت‌ها و یا به عبارت دیگر کانالیزه شدن جریان، منجر به ایجاد ساختارهای همدوس فرکانس پایین با ابعاد بزرگ‌تر شده است.

سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه‌ای

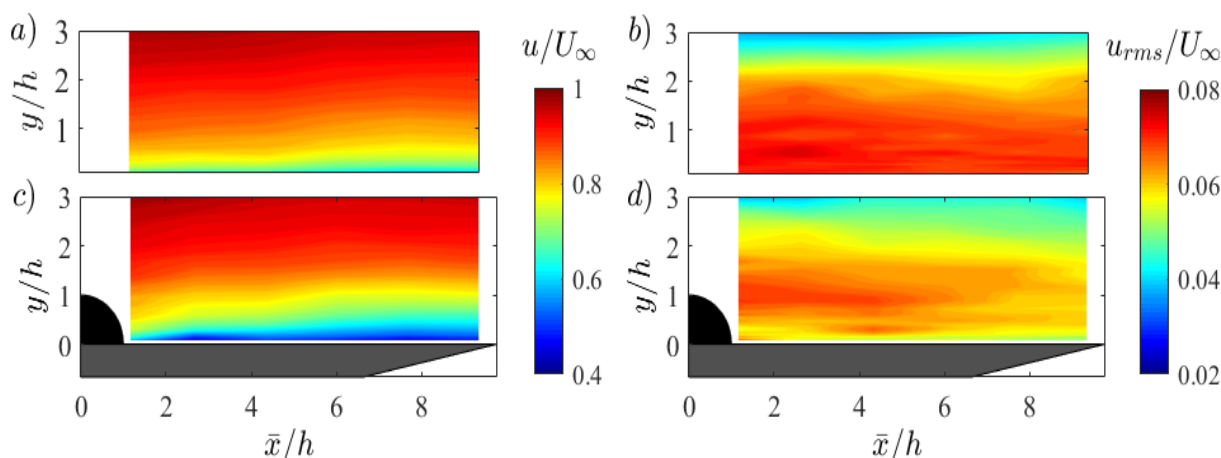
سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه فرار مدل با استفاده از فاز تابع چگالی طیفی متقابل بین سیگنال فشار دو نقطه در راستای جریان طبق رابطه ۵ تعیین شده است. نتایج تنها برای فرکانس‌های ارایه شده که دو سیگنال دارای همدوسی طولی قابل توجهی بوده و یا به عبارتی همدوسی ساختارهای گردابه‌ای در اثر جابجاشدن بین دو سنسور در راستای جریان تغییرات زیادی

جهت نصب فینلت‌ها بر روی مدل صفحه تخت، فینلت‌ها روی یک صفحه نازک به ضخامت ۰/۵ میلی‌متر قرار گرفته‌اند (شکل ۳). این صفحه به صورت یک پله رو به عقب رفتار کرده و لایه برشی ایجاد شده در پایین دست آن منجر به افزایش شدت آشفتگی در نواحی بسیار نزدیک به سطح مدل شده است.

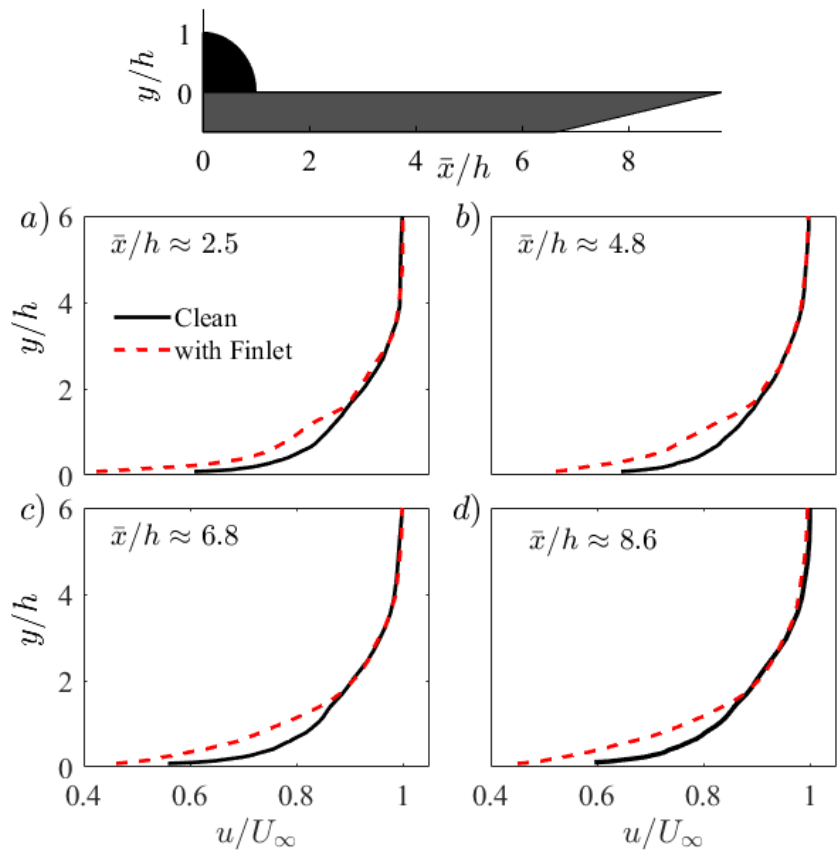
جهت بررسی تغییرات ایجاد شده در ساختارهای جریان لایه مرزی به واسطه حضور فینلت‌ها، محتویات انرژی ساختارهای آشسته لایه مرزی مورد مطالعه قرار گرفته است. بدین منظور، تغییرات چگالی طیف توان سرعت در چندین موقعیت طولی مختلف در پایین دست فینلت‌ها مورد بررسی قرار گرفته است. در نمودار ۱۰ به جای ارایه چگالی طیف توان سرعت، جهت مشاهده بهتر تغییرات ایجاد شده، اختلاف بین چگالی طیف توان سرعت در هنگام حضور فینلت‌ها و هنگام عدم حضور آنها ($\Delta\Phi_{uu} = 10\log_{10}(\Phi_{uu,treated}/\Phi_{uu,clean})$) بنا بر این نواحی مثبت نشان‌دهنده افزایش چگالی طیف توان سرعت و نواحی منفی نشان‌گر کاهش آن در هنگام حضور فینلت‌ها است. نتایج ارایه شده در نمودار ۱۰-ا تا ۱۰-د، به وضوح نشان می‌دهد که استفاده از فینلت‌ها، منجر به کاهش محتویات انرژی ساختارهای آشسته فرکانس پایین در فواصل عمودی نزدیک به سطح (تا حدود ۲ برابر ارتفاع فینلت‌ها) و در تمامی موقعیت‌های طولی ارایه شده در پایین دست فینلت‌ها شده است. به علاوه می‌توان مشاهده نمود که محتویات انرژی ساختارهای آشسته فرکانس بالا در نزدیکی سطح مدل در تمامی موقعیت‌های طولی به استثنای موقعیت ۲/۵ $\bar{x}/h =$ کاهش پیدا کرده است. افزایش محتویات انرژی جریان در فرکانس‌های بالا در موقعیت طولی ۲/۵ $\bar{x}/h =$ با پیک مشاهده شده در پروفیل شدت آشفتگی در نواحی بسیار نزدیک به سطح در همین موقعیت طولی (نمودار ۱۰-ب) هم‌خوانی داشته و ناشی از لایه برشی ایجاد شده توسط صفحه نازکی است که فینلت‌ها روی آن نصب شده‌اند (شکل ۳).

خطوط هم‌تراز سرعت متوسط و شدت آشفتگی در پایین دست فینلت‌ها در نمودار ۷ ارایه شده و با نتایج حالت مبنا (صفحه تخت بدون حضور فینلت) مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از فینلت‌ها منجر به کاهش سرعت متوسط و شدت آشفتگی در نقاط نزدیک به سطح مدل در پایین دست فینلت‌ها شده است. همان طور که در قسمت قبل مشخص شد حضور فینلت‌ها روی سطح مدل منجر به هدایت ساختارهای آشسته در بین فینلت‌ها و به عبارت دیگر کانالیزه شدن جریان در نزدیکی سطح مدل می‌شود. در نتیجه فینلت‌ها از طریق درگ اصطکاک پوسته‌ای نیرویی را به میدان جریان وارد نموده که با توجه به قانون دوم نیوتن از طریق کاهش مومنتوم جریان هوا جبران می‌شود. از طرف دیگر در یک جریان تراکم‌ناپذیر، کاهش مومنتوم یعنی کاهش سرعت و بنابراین نیروی درگ اصطکاک ناشی از فینلت‌ها منجر به کاهش سرعت جریان در پایین دست فینلت‌ها می‌شود.

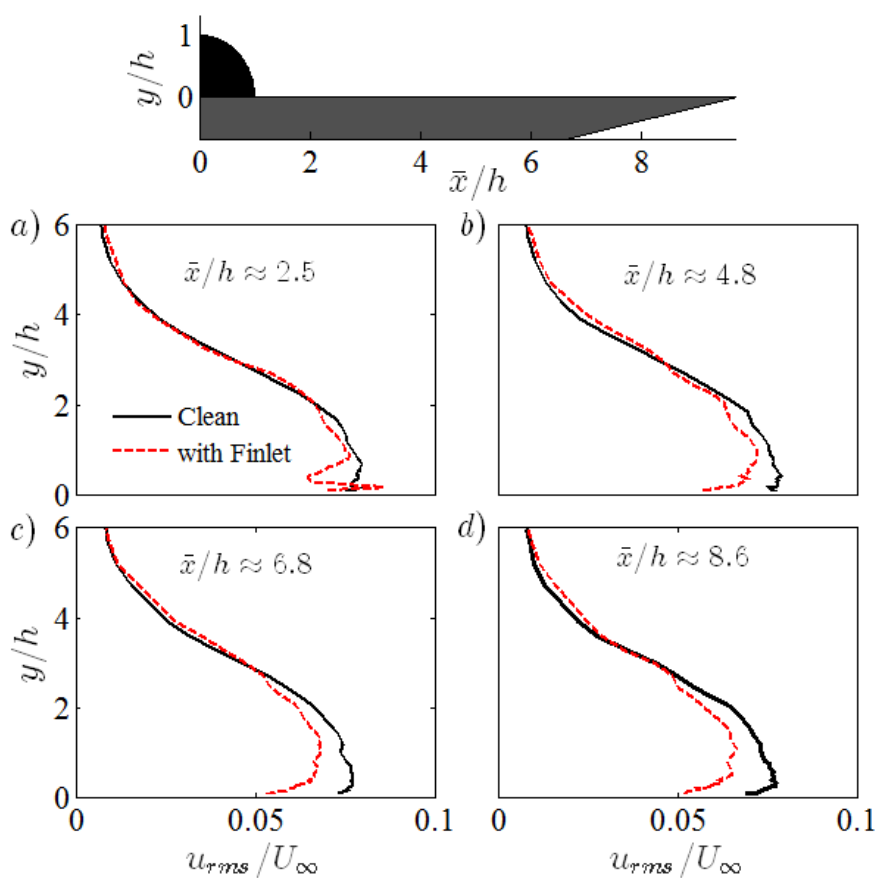
در ادامه، جهت درک بهتر رفتار جریان در پایین دست فینلت‌ها، پروفیل سرعت متوسط (u/U_∞) و پروفیل شدت آشفتگی (u_{rms}/U_∞) در چندین موقعیت طولی مختلف ($\bar{x}/h$) برابر با ۲/۵، ۴/۸، ۶/۸ و ۸/۶ به ترتیب در نمودارهای ۸ و ۹ ارایه شده و با نتایج حالت مبنا مقایسه شده است. همان طوری که دیده می‌شود در هنگام حضور فینلت‌ها، سرعت متوسط و شدت آشفتگی در نزدیکی سطح مدل (حداکثر تا ۲ برابر ارتفاع فینلت‌ها)، در تمامی موقعیت‌های طولی مطالعه شده در پایین دست فینلت‌ها کاهش یافته است. به علاوه، ساختار جریان لایه مرزی به استثنای موقعیت ۲/۵ $\bar{x}/h =$ (اولین موقعیت طولی بعد از خروج جریان از فضای بین فینلت‌ها)، در سایر نقاط در پایین دست فینلت‌ها تا حدودی بدون تغییر مانده است. نکته قابل توجه دیگر، افزایش شدت آشفتگی در نقاط بسیار نزدیک به سطح مدل در موقعیت ۲/۵ $\bar{x}/h =$ در پایین دست فینلت‌ها است. دلیل این افزایش، اغتشاشات جریان ناشی از نصب فینلت‌ها روی مدل است. در واقع



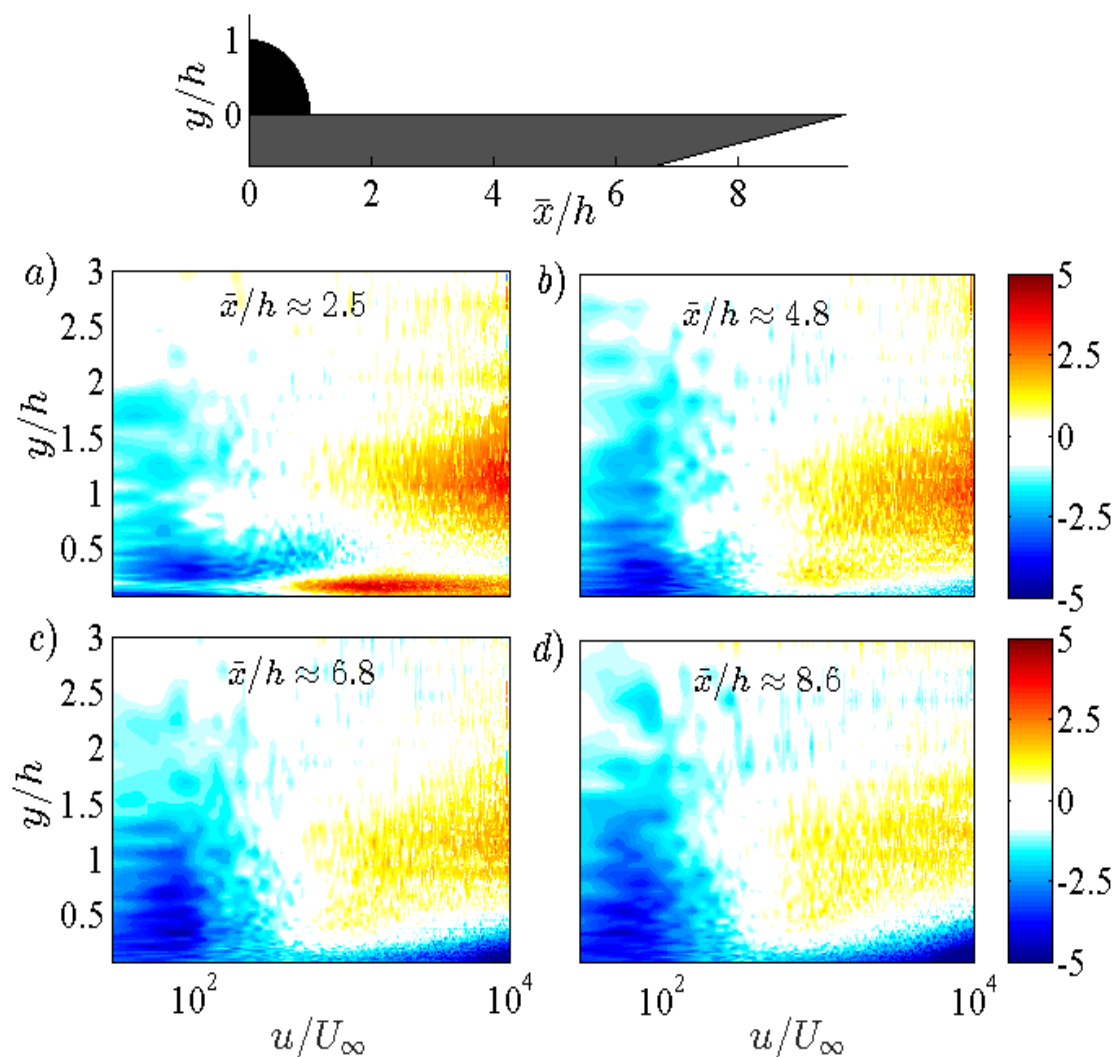
نمودار ۷) کانتر سرعت متوسط و شدت آشفتگی، (a و b) برای صفحه تخت، (c و d) در حضور فینلت



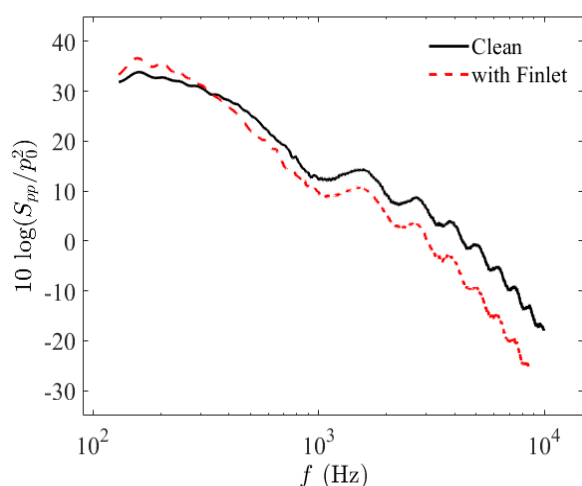
نمودار ۸) سرعت متوسط در موقعیت‌های طولی مختلف در پایین دست فینلت‌ها که $\bar{x}/h$ برابر است با: (a) ۲/۵، (b) ۴/۸، (c) ۶/۸، (d) ۸/۶



نمودار ۹) پروفیل شدت آشفتگی در موقعیت‌های طولی مختلف در پایین دست فینلت‌ها که $\bar{x}/h$ برابر است با: (a) ۲/۵، (b) ۴/۸، (c) ۶/۸، (d) ۸/۶



نمودار ۱۰ تغییرات چگالی طیف توان سرعت نسبت به حالت مبنا، $\Delta\Phi_{uu} = 10\log_{10}(\Phi_{uu,treated}/\Phi_{uu, clean})$ ، در موقعیت‌های طولی مختلف در پایین‌دست فینلت‌ها که $\bar{x}/h$ برابر است با: (a) ۲/۵، (b) ۴/۸، (c) ۶/۸، (d) ۸/۶



نمودار ۱۱ نویز لبه‌فرار پیش‌بینی‌شده با استفاده از مدل تحلیلی امیت-راجر در فاصله عمودی $\bar{y}$ برابر با ۱ متر

پیش‌بینی نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته

نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته پیش‌بینی‌شده با استفاده از مدل تحلیلی امیت-راجر در فاصله عمودی $\bar{y}$ برابر با ۱ متر از لبه‌فرار مدل در نمودار ۱۱ نشان داده شده است. با توجه به نمودار، حضور فینلت‌ها منجر به کاهش نویز لبه‌فرار لایه مرزی آشفته در فرکانس‌های میانی و بالا شده است. همچنین با افزایش فرکانس، میزان کاهش نویز لبه‌فرار افزایش یافته و در فرکانس‌های بالا، به مقدار حدود ۱۰ دسی‌بل می‌رسد. با این وجود، در فرکانس‌های پایین (کمتر از ۳۰۰ هرتز)، افزایشی در حدود ۲/۵ دسی‌بل در نویز لبه‌فرار مشاهده شده که ناشی از تشکیل ساختارهای همدوس بزرگ فرکانس پایین در اثر کانالیزه‌شدن جریان بین فینلت‌ها است. در نهایت، رفتار دیده‌شده با مشاهدات کلارک و همکاران^[۱۷] در رابطه با تغییرات نویز لبه‌فرار ایرفویل DU96-W180 در هنگام حضور فینلت‌ها هم‌خوانی مناسبی دارد.

نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته یکی از منابع اصلی نویز آیرودینامیکی بوده و در دهه های گذشته مطالعات گسترده ای روی آن انجام گرفته است. کارایی فینلت به عنوان یک روش کنترل غیرفعال نویز لبه فرار مورد بررسی قرار گرفت. 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 دوردست ناشی از لبه فرار هستند. برای اندازه گیری پارامترهای فوق از یک صفحه تخت مجهز به سنسورهای فشار سطحی در دو راستای جریان و دهانه مدل استفاده شده است. همچنین، جهت مطالعه ساختار جریان لایه مرزی در پایین دست فینلت ها، از جریان سنج سیم داغ یک بعدی استفاده شده است. نتایج نشان داد که استفاده از فینلت ها (فواصل عرضی برابر با $\delta \approx 1/6$) منجر به کاهش طیف فشار سطح در فرکانس های میانی و بالا و همزمان افزایش طول مشخصه در راستای دهانه مدل در فرکانس های پایین و میانی شده است. این بدان معنا است که برخورد جریان بالادست با فینلت ها نه تنها منجر به شکسته شدن ساختارهای همدوس بزرگ نشده بلکه عبور ساختارهای آشفته جریان از فضای بین فینلت ها و یا به عبارت دیگر کانالیزه شدن جریان، منجر به ایجاد ساختارهای همدوس فرکانس پایین با ابعاد بزرگ تر شده است. سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه ای، سرعت متوسط، شدت آشفتگی و چگالی طیف توان سرعت در پایین دست فینلت ها نیز کاهش یافته و می توان نتیجه گرفت که عبور جریان از بین فینلت ها، باعث کاهش انرژی ساختارهای جریان شده است. در نهایت، پیش بینی نویز لبه فرار با استفاده از مدل تحلیلی امیت- راجر، نشان دهنده کارایی مناسب فینلت ها در کاهش نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته در محدوده وسیعی از فرکانس ها است.

تشکر و قدردانی: نویسندگان از گروه آیرودینامیک دانشگاه بریستول به واسطه پشتیبانی تجهیزاتی و علمی، کمال تشکر و قدردانی را دارند.

تأییدیه اخلاقی: این مقاله در زمان ارسال برای این نشریه، در هیچ نشریه ایرانی و غیرایرانی در حال بررسی نبوده و تا تعیین تکلیف قطعی در این نشریه برای هیچ نشریه ایرانی و غیرایرانی دیگری ارسال نخواهد شد.

تعارض منافع: هیچ گونه تعارضی بین هر یک از عوامل مشارکت کننده وجود ندارد.

سهم نویسندگان: عباس افشاری (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/ پژوهشگر اصلی/ تحلیلگر آماری (۳۰٪)؛ علی اکبر دهقان (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی/ تحلیلگر آماری (۳۰٪)؛ محسن دهقانی محمدآبادی (نویسنده سوم)، پژوهشگر کمکی/ نگارنده بحث (۲۰٪)؛ مجتبی دهقان منشادی (نویسنده چهارم)، پژوهشگر کمکی/ تحلیلگر آماری (۲۰٪).

منابع مالی: تمام هزینه ها توسط دانشگاه یزد و بریستول تامین شده است.

فهرست علائم

c	طول وتر (m)
c_0	سرعت صوت (m/s)
f	فرکانس (Hz)
h	ارتفاع ریبلت یا فینلت (m)
I	انتگرال تابش
L	طول دهانه مدل (m)
N	تعداد میکروفون ها در راستای دهانه
N_r	تعداد ثبت داده ها
p	نوسانات فشار در حوزه زمان (N/m^2)
P	نوسانات فشار در حوزه فرکانس (N/m^2)
r	شعاع سوراخ فشار (m)
s	فاصله عرضی بین ریبلت ها یا فینلت ها (m)
s^+	فاصله عرضی بین ریبلت ها نرمال شده با مقیاس دیوار (v/u_τ)
S_{pp}	چگالی طیف فشار دوردست (N^2/m^4Hz)
t	ضخامت لبه فرار مدل (m)
U_c	سرعت جابه جایی ساختارهای گردابه ای (m/s)
U_∞	سرعت جریان آزاد (m/s)
u_τ	سرعت اصطکاکی (m/s)
u	سرعت در راستای جریان (m/s)
x	فاصله در راستای جریان از لبه حمله مدل (m)
$\hat{x}$	فاصله در راستای جریان از لبه فرار مدل (m)
y	فاصله عمودی از سطح مدل (m)
z	فاصله در راستای دهانه از نیمه دهانه مدل (m)
علائم یونانی	
γ_{ij}	چگالی طیفی متقابل نرمال شده بین دو سیگنال i و j
γ_{ij}^2	تابع همدوسی بین دو میکروفون i و j
$\Lambda_{p,3}$	طول مشخصه در راستای دهانه مدل (m)
δ	ضخامت لایه مرزی (m)
δ^*	ضخامت جابه جایی لایه مرزی (m)
η	فاصله بین دو میکروفون i و j (m)
σ	فاصله تصحیح شده (m)
$\phi_{p_i p_j}$	فاز چگالی طیفی متقابل نوسانات فشار بین دو سیگنال i و j (rad)
$\Phi_{p_i p_i}$	چگالی طیفی خودکار نوسانات فشار میکروفون i (N^2/m^4Hz)
$\Phi_{p_i p_j}$	چگالی طیفی متقابل نوسانات فشار بین دو میکروفون i و j (N^2/m^4Hz)
ω	فرکانس زاویه ای (rad Hz)

پیوست

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

$\sigma = \sqrt{\hat{x}^2 + \beta^2 \hat{y}^2}$, $\beta^2 = 1 - M^2$, $M = U/c_0$
 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 مدل سازی می نمایند. 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:

- 11- Herr M, Dobrzynski W. Experimental investigations in low-noise trailing edge design. AIAA Journal. 2005;43(6):1167-1175.
- 12- Finez A, Jondeau E, Roger M, Jacob MC. Broadband noise reduction with trailing edge brushes. In 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 7-9 June 2010, Stockholm, Sweden. Reston: AIAA; 2010.
- 13- Geyer T, Sarradj E, Fritzsche C. Measurement of the noise generation at the trailing edge of porous airfoils. Experiments in Fluids. 2009;48:291-308.
- 14- Ali SAS, Azarpeyvand M, da Silva CRI. Trailing-edge flow and noise control using porous treatments. Journal of Fluid Mechanics. 2018;850:83-119.
- 15- Göçmen T, Özerdem B. Airfoil optimization for noise emission problem and aerodynamic performance criterion on small scale wind turbines. Energy. 2012;46(1):62-71.
- 16- Jones R, Doolan CJ, Teubner M. Minimization of trailing edge noise by parametric airfoil shape modifications. In 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference), 5-8 June 2011, Portland, United States. Reston: AIAA; 2011.
- 17- Clark IA, Alexander WN, Devanport W, Glegg S, Jaworski JW, Daly C, et al. Bioinspired trailing-edge noise control. AIAA Journal. 2017;55(3):740-754.
- 18- Clark IA, Alexander WN, Devanport W. Bio-inspired finlets for the reduction of marine rotor noise. in 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 5-9 June 2017, Denver, United States. Reston: AIAA; 2017.
- 19- Shi Y, Lee S. Numerical study of 2-D finlets using RANS CFD for trailing edge noise reduction. In 2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 25-29 June 2018, Atlanta, United States. Reston: AIAA; 2017.
- 20- Bodling A, Sharma A. Numerical investigation of low-noise airfoils inspired by the down coat of owls. Bioinspiration & Biomimetics. 2018;14(1): 016013.
- 21- Bodling A, Sharma A. Numerical investigation of noise reduction mechanisms in a bio-inspired airfoil. Journal of Sound and Vibration. 2019;453:314-327.
- 22- Howe MS. Aerodynamic noise of a serrated trailing edge. Journal of Fluids and Structures. 1991;5(1):33-45.
- 23- Dean B, Bhushan B. Shark-skin surfaces for fluid-drag reduction in turbulent flow: a review. Philosophical Transactions of the Royal Society of London a: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. 2010;368(1929):4775-4806.
- 24- Bechert D, Bruse M, Hage W, Van der Hoeven JT, Hoppe G. Experiments on drag-reducing surfaces and their optimization with an adjustable geometry. Journal of Fluid Mechanics. 1997;338(1):59-87.
- 25- Lee SJ, Lee SH. Flow field analysis of a turbulent boundary layer over a riblet surface. Experiments in Fluids. 2001;30:153-166.
- 26- Kraichnan RH. Pressure fluctuations in turbulent flow over a flat plate. The Journal of the Acoustical Society of America. 1956;28(3):378-390.
- 27- Roger M, Moreau S, Wang M. An analytical model for predicting airfoil self-noise using wall-pressure statistics. Annual Research Brief, Center for Turbulence Research. 2002;Unknown Volume(Unknown Issue):405-414.
- 28- Mosallem MM. Numerical and experimental investigation of beveled trailing edge flow fields. Journal of Hydrodynamics, Ser. B. 2008;20(3):273-279.
- 29- Blake WK. Mechanics of flow-induced sound and vibration Volume 2, complex flow-structure interactions. 2nd Edition. London: Academic Press; 2017.

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

جایی که

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

همچنین I_2 برابر است با:

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

جایی که

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

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

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

E^* با استفاده از رابطه زیر تعریف شده و به صورت ترکیبی از انتگرال فرنل (Fresnel's Integral) سینوسی و کسینوسی قابل محاسبه است.

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

همچنین علامت $\{ \}^C$ در روابط فوق بدین معنا است که قسمت موهومی عبارت داخل کروشه باید در ε ضرب شود.

منابع

- 1- Brooks TF, Pope DS, Marcolini MA. Airfoil self-noise and prediction. Scientific Research, NASA Technical Report. 1989. Unknown Report number.
- 2- Roger M, Moreau S. Trailing edge noise measurements and prediction for subsonic loaded fan blades. 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 17-19 June 2002, Breckenridge, United States. Reston: AIAA; 2002.
- 3- Powell A. On the aerodynamic noise of a rigid flat plate moving at zero incidence. The Journal of the Acoustical Society of America. 1959;31:1649-1653.
- 4- Fink MVM. Experimental evaluation of theories for trailing edge and incidence fluctuation noise. AIAA Journal. 1975;13(11):1472-1477.
- 5- Yu J, Tam CW. Experimental investigation of the trailing edge noise mechanism. AIAA Journal. 1978;16(10):1046-1052.
- 6- Amiet RK. Noise due to turbulent flow past a trailing edge. Journal of Sound and Vibration. 1976;47(3):387-393.
- 7- Howe M. A review of the theory of trailing edge noise. Journal of Sound and Vibration. 1978;61(3):437-465.
- 8- Brooks TF, Hodgson TH. Trailing edge noise prediction from measured surface pressures. Journal of Sound and Vibration. 1981;78(1):69-117.
- 9- Oerlemans S, Fisher M, Maeder T, Kögler K. Reduction of wind turbine noise using optimized airfoils and trailing-edge serrations. AIAA Journal. 2009;47(6):1470-1481.
- 10- Lyu B, Azarpeyvand M, Sinayoko S. Prediction of noise from serrated trailing edges. Journal of Fluid Mechanics. 2016;793:556-588.

39- Leclère Q, Pereira A, Finez A, Souchotte P. Indirect calibration of a large microphone array for in-duct acoustic measurements. *Journal of Sound and Vibration*. 2016;376:48-59.

40- Maryami R, Azarpeyvand M, Dehghan A, Afshari A. An experimental investigation of the surface pressure fluctuations for round cylinders. *Journal of Fluids Engineering*. 2019;141(6):061203.

41- Bendat JS, Piersol AG. Random data: analysis and measurement procedures. New York: John Wiley & Sons; 2011.

42- Corcos G. The structure of the turbulent pressure field in boundary-layer flows. *Journal of Fluid Mechanics*. 1964;18(3):353-378.

43- Herrig A, Kamruzzaman M, Würz W, Wagner S. Broadband airfoil trailing-edge noise prediction from measured surface pressures and spanwise length scales. *Noise Notes*. 2013;12(1-2):13-36.

44- Yavuzkurt S. A guide to uncertainty analysis of hot-wire data. *Journal of Fluids Engineering*. 1984;106(2):181-186.

45- Jørgensen FE. How to measure turbulence with hot-wire anemometers: a practical guide. Skovlunde: Dantec Dynamics; 2001.

46- Saeidinezhad A, Dehghan AA. Nose shape effect on the visualized flow field around an axisymmetric body of revolution at incidence. *Journal of Visualization*. 2015;18(1):83-93.

47- Hwang YF, Bonness WK, Hambric SA. Comparison of semi-empirical models for turbulent boundary layer wall pressure spectra. *Journal of Sound and Vibration*. 2009;319(1-2):199-217.

30- Barlow JB, Rae W, Pope A. Low-speed wind tunnel testing. 3rd Edition. New York: John Wiley & Sons; 1999.

31- Afshari A, Azarpeyvand M, Dehghan AA, Szoke M. Effects of streamwise surface treatments on trailing edge noise reduction. In 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 5-9 June 2017, Denver, United States. Reston: AIAA; 2017.

32- Afshari A, Dehghan AA, Azarpeyvand M, Szóke M. Three-dimensional surface treatments for trailing edge noise reduction. In 23rd International Congress on Sound and Vibration, 10-14 July 2016, Athens, Greece. Athens: ICSV23; 2016.

33- Corcos G. Resolution of pressure in turbulence. *Journal of the Acoustical Society of America*. 1963;35:192-199.

34- Schewe G. On the structure and resolution of wall-pressure fluctuations associated with turbulent boundary-layer flow. *Journal of Fluid Mechanics*. 1983;134:311-328.

35- Goody M. Empirical spectral model of surface pressure fluctuations. *AIAA Journal*. 2004;42(9):1788-1794.

36- Maryami R, Showkat Ali SA, Azarpeyvand M, Afshari A. Turbulent flow interaction with a circular cylinder. *Physics of Fluids*. 2020;32(1):015105.

37- Afshari A, Dehghan AA, Kalantar V, Farmani M. Analytical and experimental investigation of remote microphone system response for prediction of surface pressure fluctuations. *Modares Mechanical Engineering*. 2016;16(10):155-162. [Persian]

38- Afshari A, Dehghan AA, Farmani M. Experimental investigation of trailing edge noise by measuring unsteady surface pressures. *Amirkabir Journal of*