

|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |                           |                                                                                     |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------|
| ISSN: 2821-157X                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                  |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           | https://www.jasd.khadu.ir |                                                                                     |
|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 | <b>Journal of Aerospace Defense</b><br>Volume 3, Issue 3<br>Autumn<br>P.P. 90-119                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |                           |  |
| Research Paper;                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |                           |                                                                                     |
| <b>Experimental investigation of the Effect of finlets height on Turbulent boundary layer Trailing-Edge Noise</b><br><b>Abbas Afshari<sup>1</sup>, Jaber Ragani Lamouki<sup>2,*</sup></b><br>1. Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, Iran. <b>E-mail:</b> afshar.abbas@gmail.com<br>2. Department of Mechanical and aerospace Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran. <b>E-mail:</b> j.raganilamooki@mail.um.ac.ir |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |                           |                                                                                     |
| Article Information                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           | Abstract                  |                                                                                     |
| <b>Accepted:</b><br>2024/08/17<br><br><b>Received:</b><br>2024/12/11                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                             | <p>This study experimentally investigates the effect of finlet height as a passive method for trailing edge noise control. The surface pressure spectra, spanwise length scale, and eddy convection velocity in the trailing edge region are key parameters governing far-field trailing edge noise. A flat plate instrumented with unsteady pressure sensors was employed to measure these parameters. Results indicated that a region with an inverse pressure gradient was created downstream of the finlets, and this effect intensified with an increase in height. It was also determined that the height of the finlet serves as an appropriate length scale for normalizing the longitudinal position. The presence of all coarse finlets significantly reduces the surface pressure spectra across the entire frequency range, and this reduction becomes more pronounced with increasing height. Fine finlets reduced high-frequency surface pressure spectra while increasing spectral levels at low-to-mid frequencies. The use of both types of finlets has led to an increase in the length scale at mid and particularly low frequencies. The eddy convection velocity has also decreased downstream of all the coarse and fine finlets, and an increase in the height of the finlets results in a further reduction in this velocity.</p> |                           |                                                                                     |
| <b>Keywords:</b>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |                           |                                                                                     |
| <i>Finlet, Trailing Edge Noise, length scale, Eddy Convection Velocity</i>                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |                           |                                                                                     |
| <b>Corresponding Author:</b><br>Jaber Ragani Lamouki<br><br><b>Email:</b><br>j.raganilamooki@mail.um.ac.ir                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |                           |                                                                                     |
| Afshari, Abbas; Ragani Lamouki, Jaber. Experimental investigation of the Effect of finlets height on Turbulent boundary layer Trailing-Edge Noise. <i>Journal of Aerospace Defense</i> , Vol 3 (Issue 3), Pages.90-115.                                                                                                                                                                                                                                                                                          |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |                           |                                                                                     |



## فصلنامه علمی دفاع هوافضایی

دوره ۳، شماره ۳

پاییز

صص ۹۰-۱۱۹



مقاله پژوهشی؛ doi

### بررسی تجربی اثر ارتفاع فینلت روی نوفه لبه فرار لایه مرزی آشفته

عباس افشاری<sup>۱</sup>، جابر رگنی لموکی<sup>۲\*</sup>

۱. استادیار، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، دانشکده مهندسی هوافضا، تهران، ایران. رایانامه: afshar.abbas@gmail.com

۲. دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، گروه مکانیک و هوافضا، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران. رایانامه: j.raganilamooki@mail.um.ac.ir

#### چکیده

#### اطلاعات مقاله

در پژوهش حاضر، تأثیر ارتفاع فینلت‌ها به عنوان یک روش کنترل غیرفعال نوفه لبه‌فرار به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. طیف فشار سطح، مقیاس طول نوسانات فشار سطح در راستای دهانه مدل و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار، پارامترهای مهمی در تعیین نوفه لبه‌فرار در دوردست هستند. به منظور اندازه‌گیری پارامترهای فوق، از یک صفحه تخت مجهز به حسگرهای اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح، استفاده شده است. نتایج نشان داد که یک ناحیه با گرادیان فشار معکوس در پایین دست فینلت‌ها ایجاد شده و با افزایش ارتفاع تشدید می‌گردد. همچنین مشخص شد که ارتفاع فینلت به عنوان مقیاس طول، مقیاس مناسبی جهت نرمال کردن موقعیت طولی است. حضور تمامی فینلت‌های درشت منجر به کاهش قابل توجه طیف فشار سطح در تمامی محدوده فرکانسی شده و با افزایش ارتفاع، به میزان بیشتری کاهش می‌یابد. فینلت‌های ریز منجر به کاهش طیف فشار سطح در فرکانس‌های بالا و همزمان افزایش آن در فرکانس‌های پایین و میانی می‌گردند. استفاده از هر دو نوع فینلت منجر به افزایش مقیاس طول در فرکانس‌های میانی و مخصوصاً پایین شده است. سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای نیز، در پایین‌دست تمامی فینلت‌های درشت و ریز، کاهش یافته و افزایش ارتفاع فینلت‌ها منجر به کاهش بیشتر آن می‌گردد.

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۵/۲۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۹/۲۱

#### کلیدواژه‌ها:

فینلت، نوفه لبه فرار، مقیاس طول و سرعت جابجایی گردابه.

نویسنده مسئول:

جابر رگنی لموکی

ایمیل:

j.raganilamooki@mail.um.ac.ir

## ۱- مقدمه

متداول ترین شکل آلودگی زیست محیطی ساخته دست بشر، نوفه (سر و صدا) است. رشد صنعت هوانوردی در سال های اخیر، باعث افزایش قابل توجهی در آلودگی صوتی شده است. بطوریکه نوفه ایجاد شده توسط وسایل پرنده به چالشی بزرگ برای جامعه علمی و صنعتی در دنیا تبدیل شده است [1-3]. بنابراین، بیشتر دولت ها، سیاست ها و مقرراتی را برای کاهش انتشار نوفه وضع کرده اند، مانند آنچه اتحادیه اروپا در سال ۲۰۱۱ آغاز کرد تا کاهش نوفه را تا ۶۵٪ نسبت به وضعیت سال ۲۰۰۰ مدیریت کند [4]. در میان تمام منابع نوفه، یکی از مهمترین انواع آن، نوفه آیرودینامیکی است که به عنوان مکانیسم های فیزیکی ناشی از تداخل جریان های ناپایا با سطوح اجسام شناخته می شود. این پدیده ناشی از نوسانات فشار و اغتشاشات در جریان سیال است که به صورت امواج صوتی در محیط منتشر می شوند [5]. نوفه خودایر فویل به عنوان منبع شایع نوفه آیرودینامیکی شناخته شده و زمانی ایجاد می شود که ساختارهای ناپایای لایه مرزی با سطح ایر فویل تداخل کرده و به صورت امواج آکوستیک با توان صوتی مقیاس شده بر اساس  $U_{\infty}^6$  در رژیم های جریان زیر صوتی پراکنده شوند [6]. مکانیسم های نوفه خودایر فویل توسط بروکس و همکاران دسته بندی شده اند [7]. در این دسته بندی، نوفه لبه فرار لایه مرزی آشفته به عنوان یکی از منابع غالب نوفه خودایر فویل در کاربردهای مهندسی (مانند نوفه توربین و بدنه هواپیما) شناخته می شود. در سال های اخیر، تحقیقات تجربی، تحلیلی و عددی متعددی برای شناسایی مکانیسم های نوفه لبه فرار لایه مرزی آشفته و معرفی روش های فعال و غیر فعال نوین برای کاهش این نوع انتشار نوفه انجام شده است که توسط برخی محققین خلاصه شده اند [8, 9].

بر اساس فرمول بندی های امیت [۱۰] و هاو [۱۱]، نوفه لبه فرار لایه مرزی آشفته در میدان دور برای یک صفحه تخت غوطه ور در جریان زیر صوتی، به سه پارامتر وابسته به فرکانس در میدان نزدیک بستگی دارد [12, 13]: چگالی طیفی توان فشار سطحی، مقیاس طول نوسانات فشار سطح در راستای دهانه<sup>۱</sup> مدل (تعریف کننده کارایی پخش صدا در لبه فرار ایر فویل) و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه ای<sup>۲</sup>. بنابراین، در دهه های گذشته، بیشتر تحقیقات انجام شده در زمینه کنترل نوفه لبه فرار، اثربخشی روش های فعال و غیر فعال کنترل نوفه بر این پارامترهای وابسته به فرکانس را بررسی کرده اند.

<sup>1</sup> Spanwise length scale

<sup>2</sup> Eddy convection velocity

هزینه انرژی در روشهای کنترل نوفه یک چالش است، که در آن روشهای فعال معمولاً پرهزینه‌تر هستند. روشهای غیرفعال شناخته‌شده برای کنترل نوفه لبه فرار شامل دنداندار کردن لبه، برس‌ها، مواد متخلخل، بهینه‌سازی شکل، تغییر شکل (مورفینگ) و یک تکنیک جدید الهام‌گرفته از زیست‌شناسی به نام فینلت‌های الهام‌گرفته از بال جغد می‌شود [8]. تکنیک دنداندار کردن لبه به صورت تحلیلی، تجربی و عددی بررسی شده است [14-16]. این روش نشان داد که با کاهش مقیاس طول نوسانات فشار سطح در راستای دهانه مدل در محدوده لبه فرار، نوفه لبه فرار را کاهش می‌دهد. با این حال، ناهمترای دنداندارها با جریان در حضور زاویه حمله می‌تواند نوفه میدان دور را افزایش دهد [17]. لبه‌های فرار متخلخل و برس‌دار می‌توانند نوفه لبه فرار را به‌ویژه در فرکانس‌های پایین به‌طور قابل توجهی کاهش دهند، اما مشکل گرفتگی ناشی از ذرات و حشرات در فضاهای بینابینی و ریز را داشتند [18، 19]. بهبود خواص آیرودینامیکی و آیرودینامیکی از ویژگی‌های منحصربه‌فرد تکنیک‌های مورفینگ و بهینه‌سازی شکل با تغییر ضخامت و شکل ایرفویل‌هاست [20-22].

در سال ۱۹۹۸، نشان داده شد که پوشش زیرین پره‌های نوع خاصی از جغد، به دلیل اتلاف گردابه‌های کوچک مقیاس در لایه مرزی، فرکانس قطع طبیعی را تغییر داده و نوسانات فشار فرکانس بالای ۲۰۰۰ هرتز را کاهش می‌دهد [23]. از سال ۲۰۱۶، این فرضیه به صورت تجربی و عددی بررسی شد و تأیید گردید که پوشش بخشی از سطح ایرفویل یا صفحه تخت با فینلت‌های الهام‌گرفته از ساختارهای پره‌های نرم، می‌تواند نوفه لبه فرار را تا ۱۰ دسی‌بل کاهش دهد [8, 9, 24-31].

کلارک و همکاران [19] آزمایش‌هایی روی پوشش‌های الهام‌گرفته از زیست‌شناسی که روی یک سطح زبر برای کاهش نوفه زبری اعمال شدند انجام دادند. نتایج آنها کاهش نوفه زبری برای همه پوشش‌ها به دلیل کاهش طیف فشار سطحی تا ۳۰ دسی‌بل را نشان داد. کلارک و همکاران [20, 21] «فینلت‌ها» را به عنوان یک روش سطحی نوین الهام‌گرفته از زیست‌شناسی برای کاهش نوفه لبه فرار معرفی کردند. اثبات این فرضیه با استفاده از فینلت‌های مختلف نصب‌شده روی ایرفویل DU96-W180 از بالادست تا فاصله‌ای فراتر از لبه فرار بررسی شد. نتایج کاهش تا ۱۰ دسی‌بل در فرکانس‌های بالا در نوفه لبه فرار را نشان داد. استنباط شد که برخلاف روش دنداندار کردن، کنترل نوفه توسط فینلت‌ها ناشی از دستکاری ساختارهای لایه مرزی در بالادست لبه فرار است، نه تغییر بازده پراکندگی لبه فرار. با این حال، به دلیل محدود بودن آزمایش‌ها به اندازه گیری‌های نوفه میدان دور، مکانیسم‌های فیزیکی کاهش نوفه به‌طور دقیق بررسی نشد.

برای درک بهتر پدیده فیزیکی فینلت‌ها، افشاری و همکاران [۳۲، ۸] مجموعه‌ای از آزمایش‌های بسیار جامع را روی فینلت‌هایی با اشکال و فواصل مختلف که ۱۰٪ سطح صفحه تخت

را در فاصله‌ای بالادست لبه فرار پوشش می‌دادند انجام دادند. نتایج آنها نشان داد که اثربخشی فینلت‌ها در فرکانس‌های مختلف به شدت به فاصله عرضی بین فینلت‌ها بستگی دارد. آن‌ها دریافتند که فینلت‌های با فاصله عرضی زیاد (فینلت‌های درشت)، طیف فشار سطحی را در فرکانس‌های میانی تا بالا کاهش می‌دهند، در حالی که فینلت‌ها با فواصل عرضی کم (فینلت‌های ریز) باعث کاهش طیف فشار سطح در فرکانس‌های بالا و افزایش آن در فرکانس‌های پایین می‌شوند. برای دستیابی به حداکثر کاهش نوفه، فاصله فینلت‌ها در حد ضخامت لایه داخلی لایه مرزی صفحه تخت پیشنهاد شد. بر اساس تئوری امیت [12] و اندازه‌گیری‌های تجربی، آنها همچنین نتیجه گرفتند که فینلت‌های با فاصله نامنظم در جهت دهانه بال کارآمدتر از فینلت‌های با توزیع یکنواخت هستند [32].

برای بررسی جزئیات بیشتر، مانند تغییرات ساختار لایه مرزی در فضای بین فینلت‌ها، شبیه‌سازی‌های دینامیک سیالات محاسباتی توسط بودلینگ و شارما [30, 33] و شی و لی [31] روی ایرفویل NACA0012 انجام شد. در این مطالعات عددی، هندسه فینلت‌ها بر اساس پیشنهاد کلارک و همکاران [25] انتخاب و از بالادست تا پایین‌دست لبه فرار ایرفویل گسترش یافت. تحقیقات بودلینگ و شارما [30, 33] توانایی فینلت‌ها در کنترل نوفه لبه فرار را نشان داد. در این مطالعات کاهش نوفه لبه فرار به دلیل دستکاری ساختارهای لایه مرزی آشفته با دور کردن آنها از لبه فرار و کاهش انسجام جانبی نوسانات فشار سطحی در فرکانس‌های پایین تفسیر شد. شی و لی [31] پیشنهاد کردند که فینلت‌های با فاصله کمتر باعث کاهش حداکثری نوفه در فرکانس‌های بالا می‌شوند، در حالی که فینلت‌های با فاصله بیشتر در فرکانس‌های پایین کارآمدترند.

تحقیقات پیشین تجربی و عددی، توانایی فینلت‌های الهام گرفته از زیست‌شناسی در کاهش نوفه لبه فرار را تأیید کردند. اکثر این مطالعات، تأثیر فاصله بین فینلت‌ها، پروفیل فینلت‌ها و محل نصب آنها را بررسی نموده‌اند و تأثیر ارتفاع فینلت‌ها مورد توجه قرار نگرفته است. در مطالعه حاضر اثر ارتفاع فینلت‌ها در میزان کارایی آن‌ها مورد مطالعه قرار گرفته است. بدین منظور با توجه به نتایج مطالعات پیشین [8]، فینلت‌های دوبعدی ریز (با فاصله عرضی ۲ میلی‌متر) و درشت (با فاصله عرضی ۸ میلی‌متر) با ارتفاع‌های مختلف ساخته خواهد شد. در ادامه، اثرات حضور فینلت‌ها، روی چگالی طیف توان نوسانات فشار سطح، مقیاس طول در راستای دهانه مدل و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار یک صفحه تخت به صورت تجربی مورد بررسی قرار خواهد گرفت. مقیاس طول 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 می‌گردد. 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 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- مواد و روش‌ها

در این بخش جزئیات مربوط به تونل باد، مدل آزمایش، چیدمان میکروفون‌ها و روش‌های انجام آزمایش و تجزیه و تحلیل داده‌ها شرح داده شده است.

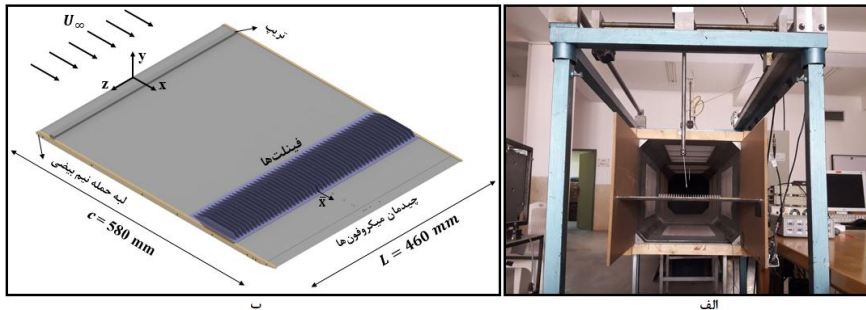
### ۲-۱ تونل باد

آزمایشات در تونل باد دانشگاه یزد با دقت بالایی انجام شد. 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،  $25\text{ m/s}$  شدت توربولانس جریان آزاد کمتر از  $0.3\%$  است. در این آزمایشات، زاویه حمله صفر درجه و سرعت جریان هوا  $20$  متر بر ثانیه تنظیم شد.

### ۲-۲ مدل صفحه تخت

جهت بررسی نوفه لبه‌فرار لایه مرزی آشفته، از یک صفحه تخت با ابعاد مشخص استفاده شده به طوری که طول وتر  $580$  میلی‌متر، دهانه  $460$  میلی‌متر و ضخامت  $8$  میلی‌متر می‌باشد. نمای شماتیک مدل صفحه تخت و موقعیت نصب آن در دهانه خروجی تونل در شکل ۱ ارائه شده است. در تمامی آزمایش‌ها، نسبت انسداد تونل برای مدل صفحه تخت کمتر از  $2\%$  درصد بوده که این امر تأثیر ناچیز دیواره‌های تونل بر نتایج اندازه‌گیری شده را تضمین می‌کند. همچنین برای بررسی وجود جریان دو بعدی در طول دهانه مدل، از دو صفحه کناری در طرفین مدل استفاده شده است، شکل ۱(الف). با توجه به شکل ۱(ب) لبه حمله مدل به صورت نیم بیضی طراحی شده و دارای نیم‌قطر بزرگ  $12$  میلی‌متر و نیم‌قطر کوچک  $4$  میلی‌متر است. به منظور حفظ جریان روی سطح مدل، زاویه لبه‌فرار به طور نامتقارن  $12$  درجه در نظر گرفته شده است [۳۴]. ضخامت لبه‌فرار ( $t$ ) برابر با  $0.4$  میلی‌متر انتخاب شده که طبق معیار بلیک ( $t/\delta^* < 0.3$ ) [۳۵]، امکان نادیده گرفتن نوفه نازک‌باند ناشی از ریزش گردابه لبه‌فرار وجود دارد. با توجه به محدودیت طول مدل و به منظور اطمینان از توسعه کامل لایه مرزی آشفته، از یک تریپ (آشفته‌ساز جریان) زیر در پایین‌دست لبه حمله و در موقعیت  $10$  درصد وتر استفاده شده است. این اقدام به ضخیم‌تر شدن لایه مرزی، افزایش اعداد رینولدز بر اساس ضخامت مومنتوم و همچنین بهبود نسبت سیگنال به

نویز در فرکانس‌های پایین کمک می‌کند.



شکل ۱: الف) نصب مدل صفحه تخت در جت خروجی تونل باد ب) نمای شماتیک مدل، موقعیت تریپ، چیدمان میکروفون‌ها و فینلت‌های نصب شده روی مدل

## 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. در اینجا،  $c$  به طول وتر صفحه تخت اشاره دارد. 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<sup>۱</sup> بوده و قادر به اندازه‌گیری حداقل فشار ۰/۱ پاسکال و حداکثر فشار ۱۲۵۰ پاسکال می‌باشند. 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-6023E اندازه‌گیری و ثبت شده است.

<sup>1</sup> Honeywell

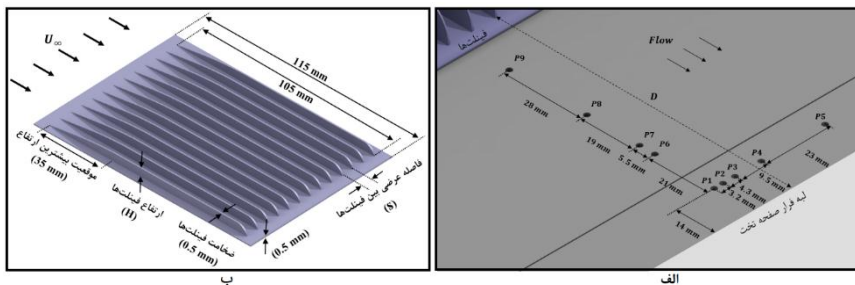
## ۲-۴ سنسور اندازه‌گیری نوسانات فشار سطح

در این تحقیق، برای اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار سطح، از میکروفون‌های کوچک مدل FG-23329-P07 استفاده شده است. این میکروفون‌ها دارای قطر و ارتفاعی معادل ۲.۵ میلی‌متر هستند و ناحیه حسگر آن‌ها ۰/۸ میلی‌متر قطر دارد. بررسی‌های پیشین نشان‌دهنده کارایی مناسب این میکروفون‌ها در اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح بوده است [۲۸، ۳۶، ۳۷]. برای دستیابی به دقت بالا در اندازه‌گیری نوسانات فشار در یک نقطه، نیاز به سنسوری با اندازه‌ای بسیار کوچک است. با این حال، تمامی سنسورهای موجود دارای ناحیه حسگر با قطر مشخصی هستند. در فرکانس‌های پایین، طول موج، بزرگتر از قطر ناحیه حسگر است و به همین دلیل سنسور با تقریب خوبی به عنوان یک نقطه عمل می‌کند. اما در فرکانس‌های بالا که طول موج به طور قابل توجهی کوچکتر از قطر ناحیه حسگر است، فشار اندازه‌گیری‌شده توسط سنسور، میانگین فشار وارده بر ناحیه حسگر خواهد بود. در این شرایط، نوسانات فشاری که کوچکتر از قطر ناحیه حسگر هستند، انتگرال‌گیری مکانی شده و تضعیف می‌شوند. مطالعات مختلف [۳۸-۴۰] نیز نشان داده‌اند که محدودیت اندازه ناحیه حسگر میکروفون‌ها می‌تواند منجر به کاهش نوسانات فشار در فرکانس‌های بالا گردد. برای حل این مشکل، معمولاً از نقاب‌هایی با سوراخ‌های ریز استفاده می‌شود تا ناحیه حسگر مؤثر سنسور کاهش یابد. در این تحقیق، به منظور کاهش اثرات تضعیف در فرکانس‌های بالا، میکروفون‌ها به جای نصب مستقیم روی سطح، در زیر یک نقاب با سوراخی به قطر ۰.۴ میلی‌متر قرار داده شده‌اند. همچنین، برای تصحیح تأثیرات تضعیف، تصحیحات ارائه‌شده توسط گُریس [۳۸] بر نتایج اعمال شده است. از سوی دیگر، نصب میکروفون‌ها در زیر نقاب سوراخ‌دار، اگرچه تأثیرات تضعیف را کاهش می‌دهد، ممکن است پدیده نامطلوب تشدید را در فرکانس‌های مورد مطالعه ایجاد کند. قطر و طول سوراخ و حجم فضای بین ناحیه حسگر میکروفون و نقاب، از جمله پارامترهای کلیدی هستند که تأثیر مستقیمی بر فرکانس تشدید دارند. برای جلوگیری از بروز تشدید در باند فرکانسی مورد نظر، انتخاب دقیق این پارامترها ضروری است. فرآیند طراحی و تعیین این ویژگی‌ها با تکیه بر روابط مطرح شده در مرجع [۴۱] صورت گرفته است. به دلیل طولانی بودن این روابط، در اینجا از ذکر جزئیات آن‌ها صرف‌نظر شده است.

## ۲-۵ چیدمان میکروفون‌ها روی سطح مدل

چیدمان میکروفون‌ها بر روی سطح مدل در شکل ۲ (الف) به وضوح نمایش داده شده و موقعیت دقیق آن‌ها در جدول ۱ ارائه گردیده است. در این طراحی، از مجموع ۹ میکروفون

به صورت آرایه‌ای به شکل  $L$  استفاده شده است. یکی از بازوها در نیمه دهانه مدل و در راستای جریان، در موقعیت  $x/c = 0.98 - 0.85$  قرار دارد که این اطلاعات برای محاسبه سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای به کار می‌رود. بازوی دیگر این آرایه در راستای دهانه مدل و در موقعیت  $x/c = 0.98$  واقع شده است که برای تعیین مقیاس طول در راستای دهانه به کار می‌رود. لازم به ذکر است که جهت تعیین پارامترهای کلیدی این آرایه، شامل قطر سوراخ نقاب، فاصله میکروفون‌ها از لبه فرار صفحه تخت و فاصله بین میکروفون‌ها در راستای دهانه، مطالعات گسترده‌ای صورت گرفته است. جزئیات این بررسی‌ها و نتایج حاصل از آن‌ها در مرجع [۴۲] ارائه شده است.



شکل ۲: الف) آرایش  $L$  شکل میکروفون‌ها روی سطح مدل ب) مشخصات هندسی فینلت‌ها

جدول ۱ موقعیت سوراخ‌های فشار روی سطح بالایی مدل

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

توزیع سوراخ‌های فشار در راستای دهانه مدل به صورت تابع  $z/z_{\min} = (z_{\max}/z_{\min})^{(i-2)/(N-2)}$ ،  $i = 2 \dots N$  در نظر گرفته شده است. جایی که  $z_{\max}$  و  $z_{\min}$  به ترتیب نمایانگر کمترین و بیشترین فاصله بین دو سوراخ فشار هستند و  $N$  نیز تعداد میکروفون‌ها در این راستا را مشخص می‌کند. هدف از انتخاب این توزیع، ایجاد فواصل مناسب بین میکروفون‌ها در راستای دهانه مدل می‌باشد. با استفاده از پنج میکروفون در این راستا، تعداد ده فاصله منحصر به فرد میان نقاط فشار به صورت  $\eta_z = [3.2, 4.3, 7.5, 9.5, 13.8, 17, 23, 32.5, 36.8, 40.0]$  میلی‌متر تعریف شده است. در راستای دهانه، کمترین و بیشترین فاصله بین دو میکروفون به ترتیب ۳.۲ و ۴۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. کمترین فاصله به ابعاد میکروفون‌های مورد استفاده وابسته بوده و

## ۲-۶ یارامترهای هندسی فینل‌ها

## ۲-۷ مراحل انجام آزمایش و تحلیل داده‌ها

در ابتدا لازم است که ضریب حساسیت میکروفون‌های مورد استفاده از طریق فرآیند کالیبراسیون اندازه‌گیری شود. در تحقیقات مختلف، معمولاً از موج صفحه‌ای که در یک لوله تولید می‌شود، برای این منظور بهره گرفته می‌شود [۴۳]. در مطالعه حاضر، برای تولید نویز سفید صفحه‌ای در بازه فرکانسی ۱۰۰ تا ۲۰۰۰۰ هرتز، از لوله‌ای به طول ۱۱۰ میلی‌متر و قطر ۱۰ میلی‌متر استفاده شده است. به علاوه، یک اسپیکر با کیفیت بالا به عنوان کالیبراتور میکروفون به کار گرفته شده است. برای به‌دست آوردن تابع انتقال میکروفون‌ها در شرایطی که در مدل نصب شده‌اند، لوله کالیبراتور روی سوراخ فشار قرار می‌گیرد و هر میکروفون در معرض یک نویز سفید صفحه‌ای قرار می‌گیرد. به منظور اختصار، جزئیات کامل فرآیند

کالیبراسیون و روش‌های استخراج تابع انتقال در مرجع [۴۱] به طور جامع توضیح داده شده است. در مطالعه حاضر از میکروفون کندانسوری یک چهارم اینچ مدل G.R.A.S 40BP به عنوان میکروفون مرجع استفاده شده است. داده برداری با استفاده از یک سیستم پردازش سیگنال مدل DT9847-2-2 انجام گرفته است. فرکانس داده برداری برابر با ۴۰ کیلوهرتز و مدت زمان آن ۲۰ ثانیه انتخاب شده است.

قبل از ارائه نتایج، ضروری است که روش تحلیل داده‌ها و محاسبه پارامترهای کلیدی انتشار نوبه بررسی شود. این پارامترها شامل چگالی طیف فشار سطح، سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در نواحی لبه فرار و مقیاس طول نوسانات فشار سطح در راستای دهانه مدل هستند. بر اساس روابط ارائه شده توسط بندات و پیرسول [۴۴]، چگالی طیفی خودکار و متقابل برای نوسانات فشار دو میکروفون با نشانه‌گذاری‌های  $p_i(t)$  و  $p_j(t)$  به ترتیب به صورت زیر تعریف می‌شوند:

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

$$\Phi_{p_i p_j}(\omega) = 2 \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} E[P_i^*(\omega, T) P_j(\omega, T)] \quad (۱)$$

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

$$P_i(\omega, T) = \int_0^T p_i(t) \cdot e^{-j\omega t} dt \quad (۲)$$

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 (۳) قابل نمایش است.

$$\Phi_{p_i p_j}(\omega) = \left| \Phi_{p_i p_j}(\omega) \right| \exp \left( i \varphi_{p_i p_j}(\omega) \right) \quad (۳)$$

در بسیاری از موارد، از مجذور تابع چگالی طیفی متقابل نرمال شده،  $\gamma_{i,j}^2(\omega)$  به نام تابع همدوسی (Coherence function) استفاده می‌شود. این تابع به ما اطلاعات ارزشمندی درباره ساختار فشار در لایه مرزی آشفته ارائه می‌دهد. تابع همدوسی، با توجه به رابطه (۴)، از طریق محاسبه چگالی طیفی متقابل میان دو سیگنال فشار و همچنین چگالی طیفی خودکار هر یک از این سیگنال‌ها به دست 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 به عنوان یک معیار اندازه‌گیری، تنها دارای مقدار عددی است که می‌تواند بین صفر و یک نوسان کند. مقدار صفر نشان‌دهنده این است که دو سیگنال به طور کامل مستقل از یکدیگر عمل می‌کنند، در حالی که مقدار یک به وابستگی کامل دو متغیر اشاره دارد [۴۴]. برای محاسبه سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در نواحی لبه‌فرار، از فاز تابع چگالی طیفی متقابل میان سیگنال‌های فشار در دو نقطه مختلف در راستای جریان بهره گرفته می‌شود، رابطه (۵) [۴۵].

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

که  $\eta_x$  فاصله بین دو نقطه فشار در راستای جریان است. به منظور محاسبه مقیاس طول 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، مقیاس طول در راستای دهانه با استفاده از رابطه (۶) بدست خواهد آمد [۴۶].

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

که  $\eta_z$  فاصله بین دو نقطه فشار در راستای دهانه مدل بوده و  $M$  تعداد کل  $\eta_z$  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 (Hamming window)، ۵۰٪ هم‌پوشانی و فشار مرجع ۲۰ میکرو پاسکال انجام گرفته است.

در این مطالعه، بیشینه عدم قطعیت ضریب فشار با توجه به رابطه

$C_p = (P - P_\infty) / (0.5 \rho U_\infty^2)$  و با محاسبه عدم قطعیت چگالی جریان ( $\rho$ )، عدم قطعیت سرعت جریان بالادست ( $U_\infty$ ) و عدم قطعیت فشار استاتیکی جریان بالادست ( $P_\infty$ )، در حدود ۵٪ تخمین زده شده است. جزئیات مربوط به نحوه محاسبه عدم قطعیت ضریب فشار در مرجع [۴۷] ارائه شده است. عدم قطعیت چگالی طیفی خودکار و متقابل نوسانات فشار میکروفون‌ها نیز عمدتاً ناشی از عدم قطعیت در همگرایی آماری است. بر اساس روابط بندات و پیرسول [۴۴] این عدم قطعیت به صورت  $\varepsilon = 1/\sqrt{N_r}$  محاسبه می‌شود که  $N_r$  نشان‌دهنده تعداد ثبت داده‌هاست. در این تحقیق، برای کاهش عدم قطعیت، زمان کلی داده‌برداری 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 میانگین-گیری 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.

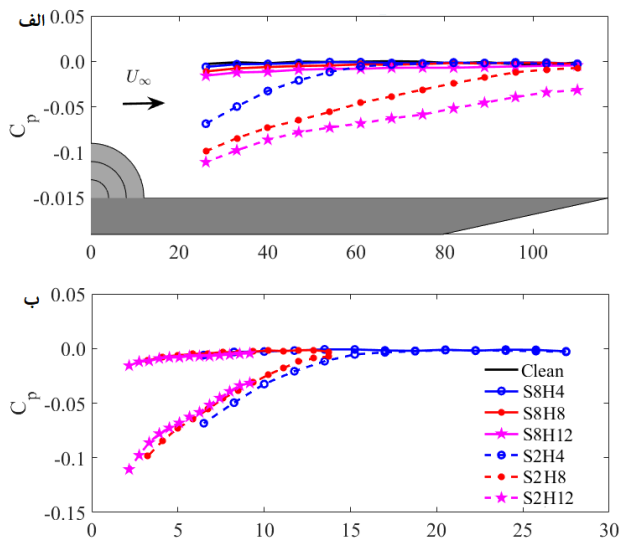
### ۳- نتایج آزمایشات و بحث

همان‌طور که در بخش مقدمه اشاره شد، نتایج مطالعات پیشین نشان داد که فیزیک جریان پایین‌دست فینلت‌ها به شدت به فاصله عرضی بین فینلت‌ها بستگی دارد [۸]. بنابراین در مطالعه حاضر، اثر تغییر ارتفاع فینلت‌های دوبعدی ریز (با فاصله عرضی ۲ میلی‌متر) و درشت (با فاصله عرضی ۸ میلی‌متر) در عملکرد آن مورد بررسی قرار گرفته است. بدین‌منظور، نتایج توزیع ضریب فشار استاتیک، چگالی طیف توان نوسانات فشار سطح، مقیاس طول در راستای دهانه مدل و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در پایین دست فینلت‌ها در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه (معادل عدد رینولدز بر پایه ضخامت مومنتوم برابر با ۶۸۴۰) ارائه و بررسی شده است. تکرارپذیری نتایج برای تمامی داده‌ها بررسی شده و صحت آن‌ها تأیید گردیده است. به منظور پیاده‌سازی محاسبات و تحلیل داده‌ها، از نرم‌افزار متلب نسخه R2017a استفاده شده است.

#### ۳-۱ توزیع ضریب فشار استاتیک

توزیع ضریب فشار استاتیک در نقاط پایین دست فینلت‌ها با ارتفاع و فواصل عرضی مختلف در محدوده  $384 \leq x \leq 573$  میلی‌متر ( $26 \leq \bar{x} \leq 110$  میلی‌متر) در شکل ۳ نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل ۳ (الف) مشخص است توزیع ضریب فشار در محدوده

لبه فرار 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. نتایج نشان می‌دهد نصب فینلت‌ها منجر به ایجاد یک ناحیه با گرادیان فشار معکوس در پایین دست فینلت‌ها شده و با کاهش فاصله عرضی بین فینلت‌ها، گرادیان فشار معکوس به شدت افزایش یافته است. از سوی دیگر، برای تمامی فینلت‌های درشت ( $s8H12$ ،  $s8H8$  و  $s8H4$ ) و ریز ( $s2H12$ ،  $s2H8$  و  $s2H4$ )، افزایش ارتفاع فینلت‌ها منجر به تشدید این اثر شده است. در شکل ۳ (ب) از مقیاس ارتفاع فینلت ( $H$ ) به عنوان مقیاس طول جهت نرمال کردن پارامتر طولی ( $\bar{x}$ ) استفاده شده است. با توجه به شکل مشخص است که اجتماع داده‌های ضریب فشار استاتیک برای هر دو نوع فینلت (درشت و ریز) بخوبی رخ داده و بنابراین ارتفاع فینلت‌ها مقیاس مناسبی جهت نرمال کردن ( $\bar{x}$ ) (موقعیت طولی) است.



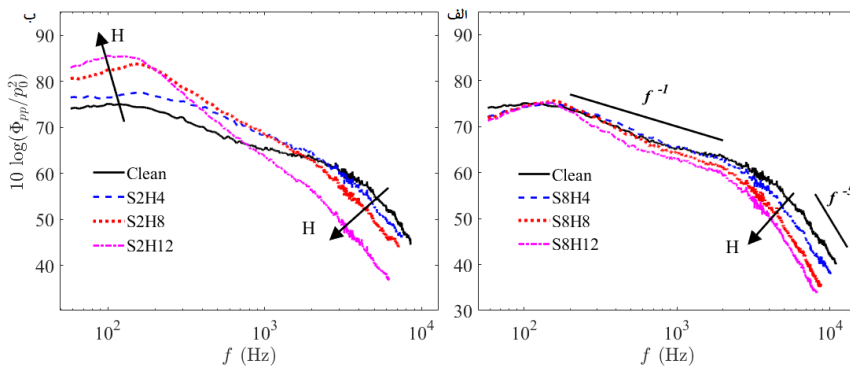
شکل ۳: الف) توزیع ضریب فشار استاتیک بر حسب فاصله طولی از فینلت‌ها (ب) توزیع ضریب فشار استاتیک بر حسب فاصله طولی نرمال شده با مقیاس ارتفاع فینلت ( $H$ )، برای صفحه تخت مجهز به فینلت‌ها با فواصل عرضی و ارتفاع مختلف

### ۳-۲ چکالی طیف فشار سطح

همانطور که در مقدمه اشاره شد، با توجه به مدل تحلیلی پیش بینی نوفه لبه فرار لایه مرزی آشفته امیت-راجر [۴۸]، سه پارامتر طیف فشار سطح، مقیاس طول نوسانات فشار سطح در راستای دهانه مدل و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه فرار کمیت‌های

مهمی در تعیین نوفه دوردست ناشی از لبه فرار بوده و بنابراین افزایش یا کاهش آن‌ها منجر به افزایش یا کاهش نوفه لبه فرار در دوردست می‌گردد. بدین منظور نتایج طیف فشار سطح اندازه‌گیری شده توسط میکروفون  $p1$  ( $x/c = 0.98$ ) برای صفحه تخت مجهز به فینلت‌ها با ارتفاع و فواصل عرضی مختلف در شکل ۳ ارائه شده است. لازم به ذکر است که پروسه ارائه شده جهت کالیبراسیون میکروفون‌ها و تصحیح پیشنهاد شده توسط گُریس [۳۸] روی تمامی نتایج اعمال شده است.

با بررسی شکل ۴ (الف) مشخص می‌شود که نرخ کاهش طیف فشار سطح برای صفحه تخت در فرکانس‌های میانی و بالا به ترتیب متناسب با  $f^{-1}$  و  $f^{-5}$  بوده و بیشینه طیف فشار سطح در ۱۲۴ هرتز (متناظر با فرکانس بدون بعد  $50 \approx \omega\delta/u_\tau$ ) رخ داده است. این نتایج همخوانی بسیار خوبی با مطالعات گذشته [۴۹] داشته و دقت اندازه‌گیری‌های این مطالعه را تأیید می‌کند. با توجه شکل ۴، رفتار طیف فشار سطح به ازای استفاده از فینلت‌های درشت و ریز متفاوت است. همانطوری که در شکل ۴ (الف) مشاهده می‌گردد، حضور تمامی فینلت‌های درشت در بالادست لبه فرار مدل منجر به کاهش قابل توجه طیف فشار سطح در محدوده لبه فرار صفحه تخت ( $x/c = 0.98$ ) در تمامی محدوده فرکانسی به استثنای فرکانس‌های نزدیک به بیشینه طیف فشار سطح شده است. بعلاوه مشاهده می‌گردد با افزایش ارتفاع فینلت‌ها، میزان کاهش طیف فشار سطح افزایش یافته است. با این وجود هیچ کدام از فینلت‌های درشت، موفق به کاهش طیف فشار سطح در فرکانس‌های نزدیک به بیشینه طیف فشار سطح (حدود ۱۲۴ هرتز) نشده‌اند. از سوی دیگر، برای فینلت‌های ریز، نتایج نشان می‌دهد که اگرچه حضور فینلت‌ها در بالادست لبه فرار مدل منجر به کاهش قابل توجه طیف فشار سطح در فرکانس‌های بالا شده است، اما همزمان باعث ایجاد یک افزایش بسیار نامطلوب در طیف فشار سطح در فرکانس‌های پایین و میانی شده است. این نتایج با مشاهدات مرجع [۲۵] برای طیف فشار دوردست همخوانی دارد. 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 به صفحه تخت هستند. همچنین با افزایش ارتفاع فینلت‌ها، فرکانس بحرانی به فرکانس‌های پایین‌تر منتقل شده و افزایش نامطلوب طیف فشار سطح در فرکانس‌های پایین تشدید شده است. بنابراین می‌توان دریافت که اگرچه برای فینلت‌های درشت، افزایش ارتفاع فینلت‌ها تأثیر بسیار مطلوبی روی عملکرد آن در کاهش طیف فشار سطح دارد، برای فینلت‌های ریز، تأثیر مثبت افزایش ارتفاع فینلت‌ها محدود به فرکانس‌های بالا بوده و مشکلات زیادی در محدوده فرکانس‌های پایین ایجاد می‌نماید.



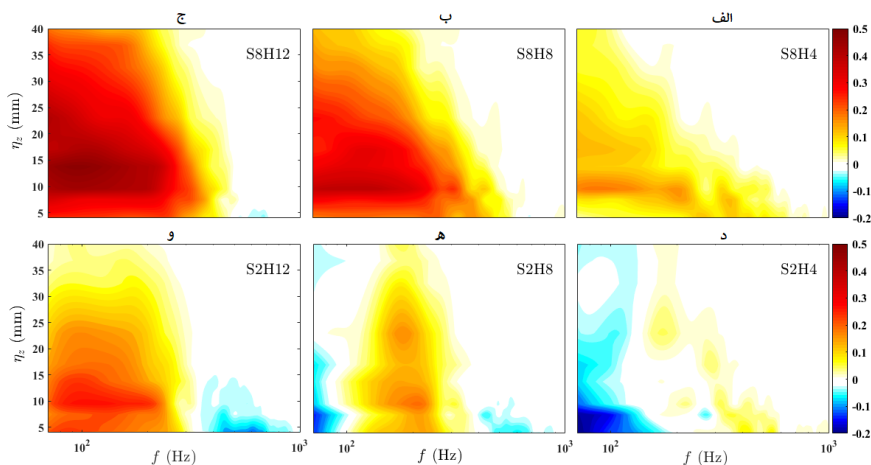
شکل ۴: بررسی اثر ارتفاع فینلت‌ها روی طیف فشار سطح اندازه‌گیری شده توسط میکروفون p1 در موقعیت  $x/c = 0.98$  برای الف) فینلت‌های درشت (S8H4، S8H8 و S8H12)، ب) فینلت‌های ریز (S2H4، S2H8 و S2H12)

### ۳-۳ تابع همدوسی و مقیاس طول در راستای دهانه

نحوه تغییرات تابع همدوسی عرضی، نشان‌دهنده چگونگی تأثیر حضور فینلت‌ها روی ساختارهای میدان جریان پیش از رسیدن به لبه‌فرار مدل است. در شکل ۵ خطوط هم‌تراز تغییرات تابع همدوسی عرضی در موقعیت  $x/c = 0.98$  به واسطه وجود فینلت‌ها با فواصل عرضی و ارتفاع‌های مختلف نمایش 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 و بنابراین نواحی مثبت نشان‌دهنده افزایش همدوسی عرضی و نواحی منفی نشانگر کاهش همدوسی عرضی در هنگام حضور فینلت‌هاست.

همانند رفتار طیف فشار سطح، در اینجا نیز نتایج نشان می‌دهد که استفاده از فینلت‌ها با فواصل عرضی درشت و ریز، تأثیر متفاوتی روی تابع همدوسی عرضی ساختارهای لایه مرزی در پایین دست فینلت‌ها دارد. برای تمامی فینلت‌های درشت (S8H8، S8H12 و S8H4)، حضور فینلت‌ها بدون اینکه تأثیر قابل توجهی روی تابع همدوسی عرضی در فرکانس‌های بالا داشته باشد، منجر به افزایش آن در فرکانس‌های میانی و مخصوصاً بالا شده است. این افزایش، نشان‌دهنده تشکیل ساختارهای توربولانسی فرکانس پایین با همدوسی زیاد در پایین دست فینلت‌های درشت است. علاوه بر این، به شکل ۵، افزایش ارتفاع در فینلت‌های درشت این شرایط را تشدید کرده است. به عبارت دیگر استفاده از فینلت‌های درشت با ارتفاع زیاد اگرچه اثرات مطلوبی روی رفتار طیف فشار سطح دارد اما همزمان منجر به افزایش تابع همدوسی عرضی در فرکانس‌های پایین شده است. از سوی دیگر، نتایج ارائه شده در شکل ۵ نشان می‌دهد که در هنگام استفاده از فینلت‌های ریز،

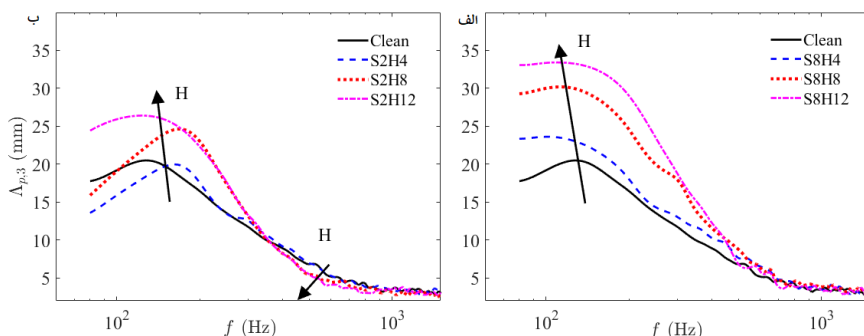
چنانچه ارتفاع فینلت کم باشد، کاهش قابل توجه تابع همدوسی عرضی در فرکانس‌های پایین (زیر ۱۵۰ هرتز) قابل مشاهده است. این کاهش نشان‌دهنده حذف بخشی از ساختارهای همبسته در پایین دست فینلت‌ها با فواصل عرضی ریز است. با این وجود، با افزایش ارتفاع فینلت‌ها، تابع همدوسی عرضی در فرکانس‌های پایین به تدریج افزایش یافته و در عوض مقداری کاهش جزئی در فرکانس‌های میانی مشاهده می‌گردد. به عبارت دیگر، حضور تمامی فینلت‌ها (درشت و ریز) با ارتفاع زیاد، منجر به افزایش نامطلوب تابع همدوسی عرضی در فرکانس‌های پایین در پایین دست فینلت‌ها شده است.



شکل ۵: خطوط هم‌تراز تغییرات تابع همدوسی عرضی در موقعیت  $x/c = 0.98$  ناشی از حضور فینلت‌ها با فواصل عرضی و ارتفاع مختلف (الف) S8H4، (ب) S8H8، (ج) S8H12، (د) S2H4، (ه) S2H8، و (و) S2H12

مقیاس طول در راستای دهانه مدل با اندازه‌گیری هم‌زمان نوسانات فشار در نقاط مختلف در این راستا تعیین شده است. در شکل ۶ تغییرات مقیاس طول بر حسب فرکانس در پایین دست فینلت‌ها با فواصل عرضی و ارتفاع‌های مختلف به تصویر کشیده شده است. با توجه به شکل، بیشینه مقدار مقیاس طول در راستای دهانه برای صفحه تخت در فرکانس حدود ۱۲۴ Hz رخ داده که با فرکانس بیشینه چگالی طیف فشار سطح همخوانی دارد. به‌طور کلی، مقیاس طول در راستای دهانه، که می‌توان آن را به‌عنوان نمادی از ابعاد فیزیکی ساختارهای گردابه‌ای در نظر گرفت، در فرکانس‌های پایین به‌طور قابل توجهی بیشتر از فرکانس‌های بالا است. با توجه به شکل ۶ (الف)، استفاده از فینلت‌های درشت (S8H12)، S8H8 و S8H4، اگرچه منجر به ایجاد تغییر چندانی در مقیاس طول در راستای دهانه مدل در فرکانس‌های بالا نشده، اما باعث افزایش آن در فرکانس‌های میانی و مخصوصاً پایین

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 افزایش ارتفاع فینلت‌ها از ۴ به ۱۲ میلی‌متر، منجر به افزایش بیشتر مقیاس طول در فرکانس‌های پایین شده است. نتایج از سوی دیگر، نشان می‌دهد که استفاده از فینلت‌های ریز با ارتفاع کم ( $s2H4$ )، تغییر چندانی در میزان مقیاس طول در فرکانس‌های میانی و بالا ایجاد نکرده و تنها منجر به کاهش آن در فرکانس‌های زیر ۱۵۰ هرتز شده است. همچنین، با توجه به شکل ۶ ب، اگرچه استفاده از فینلت‌های ریز با ارتفاع بیشتر، منجر به کاهش جزیی مقیاس طول در راستای دهانه مدل در فرکانس‌های بالا شده ولی هم زمان باعث افزایش قابل توجه آن (و یا به عبارتی افزایش ابعاد فیزیکی ساختارهای آشفته) در فرکانس‌های میانی می‌گردد.



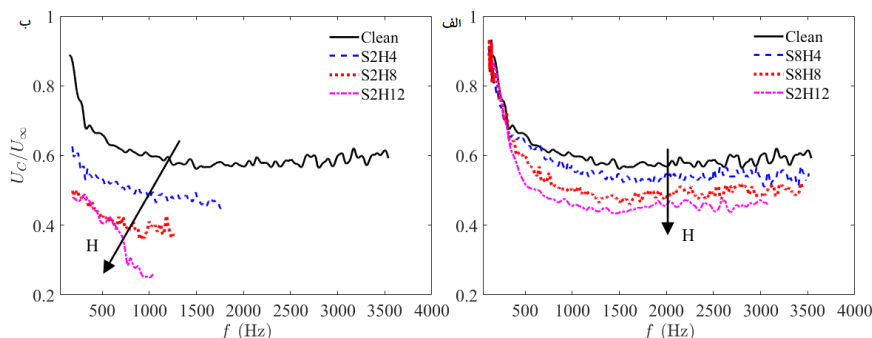
شکل ۶: بررسی اثر ارتفاع فینلت‌ها روی مقیاس طول در راستای دهانه مدل در موقعیت  $x/c = 0.98$  برای صفحه تخت و در هنگام حضور فینلت‌های (الف) درشت ( $S8H8$ ,  $S8H4$ ) و (ب) ریز ( $S2H12$ ,  $S2H8$ ,  $S2H4$ )

### ۳-۴ سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای

برای محاسبه سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه‌فرار مدل از فاز تابع چگالی طیفی متقابل بین سیگنال فشار دو نقطه در راستای جریان طبق رابطه (۵) استفاده شده است. لازم به ذکر است که نتایج تنها برای محدوده فرکانسی 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 ۷ بیانگر تغییرات سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای به صورت تابعی از فرکانس به ازای  $\eta_x = 5.5 \text{ mm}$  در پایین‌دست فینلت‌ها با فواصل عرضی و ارتفاع‌های مختلف است. نتایج

شکل ۷ نشان می‌دهد که برای صفحه تخت، سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در فرکانس‌های پایین، با افزایش فرکانس، کاهش یافته و از فرکانس حدود ۱۰۰۰ Hz به مقدار تقریباً ثابت  $U_c = 0.6 U_\infty$  رسیده است.

همچنین مشاهده می‌گردد که سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای، در پایین دست تمامی فینلت‌های درشت و ریز، کاهش یافته است. بعلاوه افزایش ارتفاع فینلت‌ها (در هر دو نوع فینلت درشت و ریز) منجر به کاهش بیشتر سرعت جابجایی در محدوده لبه‌فرار مدل شده است. این تغییرات مطلوب بوده و در نهایت بر اساس فرمولبندی‌های امیت [۱۰] و هاو [۱۱] منجر به کاهش نوفه دوردست خواهد شد.



شکل ۷: بررسی اثر ارتفاع فینلت‌ها روی سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای به ازای  $\eta_x = 5.5 \text{ mm}$  برای صفحه تخت و در هنگام حضور فینلت‌های الف) درشت (S8H4, S8H8 و (S2H12, S2H4, S2H8) ب) ریز

## ۴- بحث و نتیجه‌گیری

نوفه لبه‌فرار لایه مرزی آشفته یکی از منابع اصلی نوفه آیرودینامیکی بوده و در دهه‌های گذشته مطالعات گسترده‌ای روی آن انجام گرفته است. در پژوهش حاضر، تغییرات نوفه لبه‌فرار لایه مرزی آشفته یک صفحه تخت با استفاده از روش غیرفعال فینلت مورد بررسی قرار گرفت. در تحقیق حاضر، اثر تغییر ارتفاع فینلت‌های دوبعدی ریز (با فاصله عرضی ۲ میلی‌متر) و درشت (با فاصله عرضی ۸ میلی‌متر) روی پارامترهای اصلی تعیین کننده نوفه لبه‌فرار لایه مرزی آشفته مورد بررسی قرار گرفت. بدین منظور از یک صفحه تخت با طول وتر ۵۸۰ mm و دهانه مدل ۴۶۰ mm مجهز به سنسورهای فشار سطحی در دو راستای جریان و دهانه مدل استفاده شد. نتایج حاصل به صورت زیر جمع‌بندی و ارائه می‌گردد.

✓ نصب فینلت‌ها منجر به ایجاد یک ناحیه با گرادیان فشار معکوس در پایین دست فینلت‌ها شده و با کاهش فاصله عرضی بین فینلت‌ها، گرادیان فشار معکوس به شدت افزایش یافته است. برای تمامی فینلت‌های درشت و ریز، افزایش ارتفاع فینلت‌ها منجر به تشدید این اثر شده است. همچنین مشخص شد که ارتفاع فینلت (H) به عنوان مقیاس طول، مقیاس مناسبی جهت نرمال کردن  $\bar{C}_D$  (موقعیت طولی) است.

✓ حضور تمامی فینلت‌های درشت منجر به کاهش قابل توجه طیف فشار سطح در تمامی محدوده فرکانسی به استثنای فرکانس‌های نزدیک به ماکزیمم طیف فشار سطح شده است. بعلاوه با افزایش ارتفاع فینلت‌ها، میزان کاهش طیف فشار سطح افزایش یافته است. با این وجود، برای فینلت‌های ریز، آن‌ها منجر به کاهش طیف فشار سطح در فرکانس‌های بالا و همزمان افزایش بسیار نامطلوب در فرکانس‌های پایین و میانی شده‌اند.

✓ استفاده از فینلت‌های درشت و ریز، منجر به افزایش مقیاس طول در فرکانس‌های میانی و مخصوصاً پایین شده است. همچنین، استفاده از فینلت‌های ریز با ارتفاع بیشتر، منجر به کاهش جزئی مقیاس طول در فرکانس‌های بالا می‌گردد.

✓ سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای، در پایین دست تمامی فینلت‌های درشت و ریز، کاهش یافته و افزایش ارتفاع فینلت‌ها منجر به کاهش بیشتر سرعت جابجایی در محدوده لبه‌فرار مدل شده است.

## ۵- تشکر و قدردانی

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

## ۶- تعارض منافع

نویسندگان اعلام می‌دارند که در مورد انتشار این مقاله تضاد منافع وجود ندارد. علاوه بر این، موضوعات اخلاقی شامل سرقت ادبی، رضایت آگاهانه، سوء رفتار، جعل داده‌ها، انتشار و ارسال مجدد و مکرر توسط نویسندگان رعایت شده است.

## ۷- دسترسی آزاد

این نشریه دارای دسترسی باز است و اجازه اشتراک (تکثیر و بازآرایی محتوا به هر شکل) و انطباق (بازترکیب، تغییر شکل و بازسازی بر اساس محتوا) را می‌دهد.

## ۸- فهرست علائم

|                     |                                                                         |
|---------------------|-------------------------------------------------------------------------|
| $c$                 | طول وتر، m                                                              |
| $c_0$               | سرعت صوت، m/s                                                           |
| $f$                 | فرکانس، Hz                                                              |
| $H$                 | ارتفاع فینلت، m                                                         |
| $L$                 | طول دهانه مدل، m                                                        |
| $N$                 | تعداد میکروفون‌ها در راستای دهانه                                       |
| $N_r$               | تعداد ثبت داده‌ها                                                       |
| $p$                 | 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 فینلت‌ها، m                                              |
| $t$                 | ضخامت لبه‌فرار مدل، m                                                   |
| $U_c$               | سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای، m/s                                   |
| $U_\infty$          | سرعت جریان آزاد، m/s                                                    |
| $x$                 | فاصله در راستای جریان از لبه حمله مدل، m                                |
| علائم یونانی        |                                                                         |
| $\gamma_{i,j}$      | چگالی طیفی متقابل نرمال شده بین دو سیگنال $i$ و $j$                     |
| $\gamma_{i,j}^2$    | تابع همدوسی بین دو میکروفون $i$ و $j$                                   |
| $\Lambda_{p,3}$     | مقیاس طول در راستای دهانه مدل، m                                        |
| $\eta$              | فاصله بین دو میکروفون $i$ و $j$ ، m                                     |
| $\varphi_{p_i p_j}$ | فاز چگالی طیفی متقابل نوسانات فشار بین دو سیگنال $i$ و $j$ ، rad        |
| $\Phi_{p_i p_i}$    | چگالی طیفی خودکار نوسانات فشار میکروفون $i$ ، $N^2/m^4 Hz$              |
| $\Phi_{p_i p_j}$    | چگالی طیفی متقابل نوسانات فشار بین دو میکروفون $i$ و $j$ ، $N^2/m^4 Hz$ |
| $\omega$            | فرکانس زاویه‌ای، rad Hz                                                 |

## ۹- منابع

1. Eydi, F. and A. Mojra, *A numerical study on the benefits of passive-arc plates on drag and noise reductions of a cylinder in turbulent flow*. Physics of Fluids, 2023. 35(8).

2. Sadeghimalekabadi, M., A. Davari and M. Fadaei, *Noise reduction in small wind turbines with optimized serrated blades*. Physics of Fluids, 2024. **36**(5).
3. Wang, H., *Sound-vortex conversion on droplets: Kinematic model of sound activated vortices*. Physics of Fluids, 2025. **37**(1).
4. Darecki, M., C. Edelstenne, T. Enders, E. Fernandez, P. Hartman, J.-P. Herteman, M. Kerkloh, I. King, P. Ky, M. Mathieu, G. Orsi, G. Schotman, C. Smith, and J.-D. Wörner, *Flightpath 2050 Europes Vision for Aviation*. 2011, Publications Office of the European Union.
5. Vergne, S., J.-M. Auger, N. G'Styr and F. P'eri'e. *Simulation of cavity aero-elastic noise induced by an external turbulent flow perturbed by a small ruler*. in *Proceedings of the International Workshop on "LES for Acoustics"*. 2002. German Aerospace Center, DLR, Göttingen, Germany.
6. Curle, N., *The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound*. Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences, 1955. **231**(1187): p. 505-514.
7. Brooks, T.F., D.S. Pope and M.A. Marcolini, *Airfoil self-noise and prediction*. 1989.
8. Afshari, A., M. Azarpeyvand, A.A. Dehghan, M. Szöke and R. Maryami, *Trailing-edge flow manipulation using streamwise finlets*. Journal of Fluid Mechanics, 2019. **870**: p. 617-650.
9. Gstrein, F., Zang, B., & Azarpeyvand, M., *Trailing-edge noise reduction through finlet-induced turbulence*. Journal of Fluid Mechanics, 2023. **959**, **A24**.
10. Amiet, R., *Noise due to turbulent flow past a trailing edge*. Journal of Sound and Vibration, 1976. **47**(3): p. 387-393.
11. Howe, M., *A review of the theory of trailing edge noise*. Journal of Sound and Vibration, 1978. **61**(3): p. 437-465.
12. Amiet, R.K., *Noise due to turbulent flow past a trailing edge*. Journal of sound and vibration, 1976. **47**(3): p. 387-393.
13. Howe, M.S., *A review of the theory of trailing edge noise*. Journal of sound and vibration, 1978. **61**(3): p. 437-465.

14. Howe, M.S., *Noise produced by a sawtooth trailing edge*. The Journal of the Acoustical Society of America, 1991. **90**(1): p. 482-487.
15. Lyu, B., M. Azarpeyvand and S. Sinayoko, *Prediction of noise from serrated trailing edges*. Journal of Fluid Mechanics, 2016. **793**: p. 556-588.
16. Oerlemans, S., M. Fisher, T. Maeder and K. Kögler, *Reduction of wind turbine noise using optimized airfoils and trailing-edge serrations*. AIAA Journal, 2009. **47**(6): p. 1470-1481.
17. Dassen, T., R. Parchen, J. Bruggeman and F. Hagg. *Results of a Wind Tunnel Study on the Reduction of Airfoil Self-Noise by the Application of Serrated Blade Trailing Edges*. in *European Union Wind Energy Conference and Exhibition*. 1996. Goetenburg, Sweden.
18. Geyer, T., E. Sarraj and C. Fritzsche, *Measurement of the noise generation at the trailing edge of porous airfoils*. Experiments in Fluids, 2009. **48**(2): p. 291-308.
19. Finez, A., E. Jondeau and M. Roger, *Broadband Noise Reduction With Trailing Edge Brushes*, in *16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2010. p. 3980-3993.
20. Jones, B.R., W.A. Crossley and A.S. Lyrantzis, *Aerodynamic and Aeroacoustic Optimization of Rotorcraft Airfoils via a Parallel Genetic Algorithm*. Journal of Aircraft, 2000. **37**(6): p. 1088-1096.
21. Ai, Q., M. Azarpeyvand, X. Lachenal and P.M. Weaver, *Aerodynamic and aeroacoustic performance of airfoils with morphing structures*. Wind Energy, 2015. **19**(7): p. 1325-1339.
22. Kamliya Jawahar, H., Q. Ai and M. Azarpeyvand, *Experimental and numerical investigation of aerodynamic performance for airfoils with morphed trailing edges*. Renewable Energy, 2018. **127**: p. 355-367.
23. Lilley, G., *A study of the silent flight of the owl*, in *4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 1998, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
24. Clark, I.A., C.A. Daly, W. Devenport, W.N. Alexander, N. Peake, J.W. Jaworski and S. Glegg, *Bio-inspired canopies for the reduction of roughness noise*. Journal of Sound and Vibration, 2016. **385**: p. 33-54.

25. Clark, I.A., W.N. Alexander, W. Devenport, S. Glegg, J.W. Jaworski, C. Daly and N. Peake, *Bioinspired Trailing-Edge Noise Control*. AIAA Journal, 2017. 55(3): p. 740-754.
26. Clark, I., D. Baker, W.N. Alexander, W.J. Devenport, S.A. Glegg, J. Jaworski and N. Peake, *Experimental and Theoretical Analysis of Bio-Inspired Trailing Edge Noise Control Devices*, in *22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2016, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
27. Afshari, A., M. Azarpeyvand, A.A. Dehghan and M. Szoke. *Trailing edge noise reduction using novel surface treatments*. in *22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2016.
28. Afshari, A., M. Azarpeyvand, A.A. Dehghan and M. Szoke. *Effects of Streamwise Surface Treatments on Trailing Edge Noise Reduction*. in *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2017.
29. Bodling, A., B.R. Agrawal, A. Sharma, I. Clark, W.N. Alexander and W.J. Devenport, *Numerical Investigations of Bio-Inspired Blade Designs to Reduce Broadband Noise in Aircraft Engines and Wind Turbines*, in *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 2017, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
30. Bodling, A. and A. Sharma, *Numerical investigation of noise reduction mechanisms in a bio-inspired airfoil*. Journal of Sound and Vibration, 2019. 453: p. 314-327.
31. Shi, Y. and S. Lee, *Numerical study of 3-D finlets using Reynolds-averaged Navier–Stokes computational fluid dynamics for trailing edge noise reduction*. International Journal of Aeroacoustics, 2020. 19(1-2): p. 95-118.
32. Afshari, A., A.A. Dehghan and M. Azarpeyvand, *Novel three-dimensional surface treatments for trailing-edge noise reduction*. AIAA Journal, 2019. 57(10): p. 4527-4535.
33. Bodling, A. and A. Sharma, *Numerical investigation of low-noise airfoils inspired by the down coat of owls*. Bioinspiration & Biomimetics, 2018. 14(1): p. 016013.
34. Mosallem, M., *Numerical and experimental investigation of beveled trailing edge flow fields*. Journal of Hydrodynamics, Ser. B, 2008. 20(3): p. 273-279.

35. Blake, W.K., *Mechanics of flow-induced sound and vibration V2: complex flow-structure interactions*. 2nd edn ed. Vol. 2. 2017: Academic Press.
36. Afshari, A., A.A. Dehghan, M. Azarpeyvand and M. Szőke. *Three-dimentional surface treatments for trailing edge noise reduction*. in *23rd International Congress on Sound and Vibration, ICSV*. 2016.
37. Ragani Lamouki, J., A. Afshari and M. Pasandidehfard, *Experimental investigation of the surface pressure spectrum on a high-swept-back delta wing*. Journal of Acoustical Society of Iran, 2023. **11**(1): p. 48-58.
38. Corcos, G., *Resolution of pressure in turbulence*. The Journal of the Acoustical Society of America, 1963. **35**(2): p. 192-199.
39. Schewe, G., *On the structure and resolution of wall-pressure fluctuations associated with turbulent boundary-layer flow*. Journal of Fluid Mechanics, 1983. **134**: p. 311-328.
40. Goody, M., *Empirical Spectral Model of Surface Pressure Fluctuations*. AIAA Journal, 2004. **42**(9): p. 1788-1794.
41. A. Afshari, A. A. Dehghan, V. Kalantar and M. Farmani, *Analytical and Experimental investigation of remote microphone system response for prediction of surface pressure fluctuations*. Modares Mechanical Engineering, 2016. **16**(10): p. 155-162.
42. Afshari, A., A.A. Dehghan and M. Farmani, *Experimental investigation of trailing edge noise by measuring unsteady surface pressures*. Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 2017.
43. Leclère, Q., A. Pereira, A. Finez and P. Souchotte, *Indirect calibration of a large microphone array for in-duct acoustic measurements*. Journal of Sound and Vibration, 2016. **376**: p. 48-59.
44. Bendat, J.S. and A.G. Piersol, *Random data: analysis and measurement procedures*. Vol. 729. 2011: John Wiley & Sons.
45. Corcos, G., *The structure of the turbulent pressure field in boundary-layer flows*. Journal of Fluid Mechanics, 1964. **18**(03): p. 353-378.

46. Herrig, A., M. Kamruzzaman, W. Würz and S. Wagner, *Broadband airfoil trailing-edge noise prediction from measured surface pressures and spanwise length scales*. noise notes, 2013. **12**(4): p. 13-36.
47. Saeidinezhad, A., A.a. Dehghan and M. Dehghan Manshadi, *The nose shape effect on the flow field around a submersible model*. 2015, Yazd University.
48. Roger, M., S. Moreau and M. Wang, *An analytical model for predicting airfoil self-noise using wall-pressure statistics*. Annual Research Brief, Center for Turbulence Research, Stanford University, 2002: p. 405-414.
49. Hwang, Y.F., W.K. Bonness and S.A. Hambric, *Comparison of semi-empirical models for turbulent boundary layer wall pressure spectra*. Journal of Sound and Vibration, 2009. **319**(1-2): p. 199-217.