



## بررسی تجربی طیف فشار سطح لایه مرزی آشفته روی صفحه تخت با استفاده از میکروفون

عباس افساری<sup>۱</sup>، علی اکبر دهقان<sup>۲\*</sup>، ولی کلانتر<sup>۲</sup>، محمد فرمانی<sup>۱</sup>

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد  
 2- دانشجو، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد  
 \* بزد، صندوق پستی ۸۹۱۹۵-۷۴۱، a dehghan@yazd.ac.ir

### چکیده

نوسانات فشار روی سطح ناشی از لایه مرزی آشفته دارای رفتار فیزیکی پیچیده‌ای بوده و با توجه به کاربردهای وسیع آن در حوزه‌های مختلف، تاکنون مطالعات گسترده‌ای روی آن انجام گرفته است. در مطالعه حاضر برای بررسی نوسانات فشار جریان آشفته روی سطح تخت شرایط گردیان فشار صفر از یک صفحه تخت با طول وتر 580 mm استفاده شده است. کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت دانشگاه یزد و در سه سرعت 10، 15 و 20 متر بر ثانیه انجام گرفته است. در این مطالعه برای اندازه‌گیری نوسانات فشار ناپایای سطح از یک میکروفون کوچک کنداسوری دقیق به عنوان سنسور فشار استفاده شده است. همچنین جهت اندازه‌گیری پارامترهای مختلف لایه مرزی آشفته و فراهم نمودن متغیرهای موردنیاز مدل‌های نیمه تجربی پیش‌بینی طیف فشار دیوار، از جریان سنجیم داغ یک بعدی با مدار دما ثابت استفاده شده است. طیف فشار سطح در سرعت‌های مختلف اندازه‌گیری شده و نحوه اجتماع آن‌ها روی یک منحنی در نتیجه نرمال کردن با استفاده از مقیاس‌های مختلف لایه مرزی آشفته مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که بهترین اجتماع داده‌ها در فرکانس‌های پایین و میانی به ازای استفاده از مقیاس‌های ترکیبی بدست خواهد آمد. با این وجود در محدوده فرکانس‌های بالا، مقیاس‌های لایه مرزی داخلی مناسب‌تر هستند. در نهایت پس از اطمینان از صحت نتایج طیف فشار سطح، کارایی مدل‌های مختلف نیمه تجربی طیف فشار دیوار موردنیزیابی قرار گرفته است. نتایج نشان دهنده کارایی مناسب مدل نیمه تجربی گویی در پیش‌بینی طیف فشار سطح با استفاده از پارامترهای لایه مرزی آشفته است.

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: ۰۵ آبان ۱۳۹۵

پذیرش: ۰۴ دی ۱۳۹۵

ارائه در سایت: ۲۶ دی ۱۳۹۵

کلید واژگان:

نوسانات فشار سطح

لایه مرزی آشفته

طیف فشار

مدل‌های نیمه تجربی

## Experimental investigation of surface pressure spectra beneath turbulent boundary layer over a flat plate with microphone

Abbas Afshari, Ali Akbar Dehghan\*, Vali Kalantar, Mohammad Farmani

Department of Mechanical Engineering, Yazd University, Yazd, Iran

\* P.O.B. 89195-741, Yazd, Iran, adehghan@yazd.ac.ir

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper

Received 26 October 2016

Accepted 24 December 2016

Available Online 15 January 2017

#### Keywords:

Surface pressure fluctuations

Turbulent boundary layer

Pressure spectra

Semi-empirical models

### ABSTRACT

Surface pressure fluctuations beneath turbulent boundary layer on a flat plate have complex physical behaviours and due to its importance in acoustic noise generation, extensive studies have been devoted to predicting or measuring the surface pressure behavior. In the present study to investigate the surface pressure fluctuations under zero pressure gradient, a flat plate with a chord length of 580 mm has been used. All experiments were carried out in a subsonic wind tunnel and at three free-stream velocities: 10, 15 and 20 m/s. In order to measure unsteady pressure fluctuations, a condenser microphone is used as a pressure transducer. Moreover, various parameters of turbulent boundary layer are measured to provide the input variables of semi-empirical models. A single constant temperature hot-wire anemometer has been used for boundary layer measurement. Surface pressure spectra has been measured at various velocities and their collapse on a single curve by normalizing with different variables of turbulence boundary layer is studied. The results show that the best collapses in low and middle frequencies can be obtained by using mixed variables. However, in high frequency range the pressure spectra collapses when it is normalized by inner layer scales. Finally, after ensuring the accuracy of surface pressure spectra results, the efficiency of semi-empirical models for predicting turbulent boundary layer wall pressure spectra is evaluated. The results show the effectiveness of the Goody's semi-empirical model for prediction of surface pressure spectra by using turbulent boundary layer parameters.

اگه‌ها با سایزه‌های مختلف در لایه مرزی آشفته به صورت فرکانس پهن‌باند<sup>۱</sup>

هستند، وسیع بودن حوزه فرکانسی پدیده توربولنس، محاسبه نوسانات فشار

با استفاده از شبیه‌سازی عددی مستقیم<sup>۲</sup> را به جریان‌های با رینولدز پایین

### - مقدمه

در هنگام عبور جریان آشفته از روی سطح جامد، نوسانات سرعت در لایه مرزی آشفته باعث القای نوسانات ناپایایی فشار روی سطح می‌گردد. این نوسانات فشار القایی دارای رفتار فیزیکی پیچیده‌ای بوده و به واسطه حضور

<sup>1</sup> Broadband

<sup>2</sup> Direct numerical simulation

### Please cite this article using:

A. Afshari, A. A. Dehghan, V. Kalantar, M. Farmani, Experimental investigation of surface pressure spectra beneath turbulent boundary layer over a flat plate with microphone, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 1, pp. 263-272, 2017 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:





میکروفون‌های اختیار شده برای اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح در مطالعات انجام شده قبلی به اثبات رسیده است [17,16,2]. میکروفون روی سطح بالایی صفحه تخت در نیمه دهانه آن و در فاصله 550 میلی‌متری از لبه حمله نصب شده است شماتیکی از نحوه نصب میکروفون به همراه شکل واقعی میکروفون در "شکل 2" نشان داده است.

همان‌طوری که در "شکل 2" مشخص است به جای نصب مستقیم میکروفون روی سطح مدل، میکروفون در زیر یک نقاب با سوراخ ریز<sup>2</sup> به قطر 0.4 mm (ایجاد شده توسط دستگاه سوپر دریل) نصب شده است. دلیل این امر کاهش اثرات تضعیف در فرکانس‌های بالا ناشی از سایز ناحیه حسگر میکروفون است. در واقع 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 محدودی 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 می‌گردد. بنابراین چنانچه در مطالعات مختلف نشان داده شده است، قطر محدود ناحیه حسگر میکروفون منجر به کاهش نوسانات فشار اندازه‌گیری شده سطح در فرکانس‌های بالا خواهد شد [20-18,9]. برای حل این مشکل معمولاً از یک نقاب با سوراخ بسیار ریز جهت کاهش ناحیه حسگر موثر سنسور استفاده می‌گردد. از طرف دیگر با توجه به مرجع [21]، ناپیوستگی ایجاد شده روی سطح بواسطه حضور سوراخ، باعث بر هم زدن جریان و ایجاد خطای طیف فشار دیوار در فرکانس‌های بالا خواهد شد. با این وجود خطای ناشی از حضور سوراخ، با کاهش قطر آن از بین خواهد رفت [22,6]. نسبت قطر سوراخ،  $d$ ، به مقیاس دیوار،  $u_{\tau}/v$  برابر با  $d/u_{\tau} = d^+$  بوده و تعیین کننده اهمیت اثر تضعیف است. نتایج اسکیو [19] نشان داد که به ازای  $19 < d^+ < 12$  اثر تضعیف قابل صرف نظر است. همچنین گروانتی [20] نشان داد که به ازای  $18 < d^+ < 12$  اثر تضعیف قابل صرف نظر بوده و به ازای  $27 < d^+ < 22$  کاهش در مقادیر مذکور میانگین مربعات فشار سطح کمتر مشاهده شده است. در مطالعه حاضر با توجه با سوراخ به قطر 0.4 mm جهت کاهش اثر تضعیف استفاده شده است. با توجه

کالیبراسیون میکروفون و نحوه اندازه‌گیری سرعت بیان شده است.

### 3-1- تونل باد

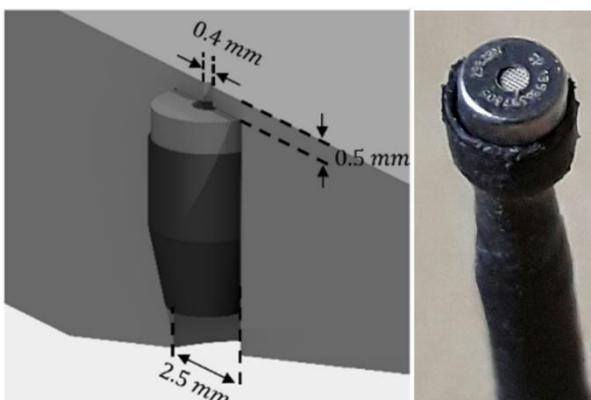
تونل باد استفاده شده از نوع مدار باز دمشی بوده که ابعاد سطح مقطع آزمون آن (cm)  $\times 46 \times 46$  (cm)  $\times 120$  است. در ماکریم سرعت تونل، 25 m/s، شدت توربولنس جریان آزاد کمتر از 0.3% است. فن تونل از نوع گریز از مرکز و دارای تیغه‌هایی با شیب رو به جلو بوده که نویز فرکانس پهن باند پایین تا متواتر را ایجاد می‌نماید. با این وجود به علت آلوده شدن سیگنال‌های فشار سطحی با نویز زمینه تونل، با جایگزین کردن دیوارهای داخلی تونل با مواد متخاصل، نویز زمینه تونل تا 15 dB کاهش یافته است. بعلاوه به منظور کاهش اثرات نامطلوب نویز زمینه تونل، تمامی آزمایشات در دهانه خروجی تونل انجام گرفته است. آزمایشات نشان داد که به دلیل فاصله بیشتر از فن تونل و عدم وجود دیوارهای بالا و پایین، نویز زمینه در این بخش کمتر است.

### 3-2- مدل

در مطالعه حاضر برای بررسی نوسانات فشار سطح از یک صفحه تخت با طول وتر 580 mm، دهانه بال 460 mm و ضخامت 8 mm استفاده شده است. لبه‌حمله مدل به صورت نیم بیضی با نیم قطر بزرگ 12 mm و نیم قطر کوچک 4 mm ساخته شده است. همچنین برای اطمینان از دقت و استحکام لازم، همه اجزا مدل از آلومینیوم ساخته شده است. نسبت انسداد تونل برای مدل صفحه تخت برای تمامی آزمایش‌ها کمتر از 2% بوده و بنابراین اثرات دیوارهای تونل روی مقادیر اندازه‌گیری شده ناچیز است [15]. همچنین با توجه به محدودیت طول مدل، به منظور اطمینان از وجود لایه مرزی آشفته کاملاً توسعه یافته، برای انتقال سریع تر جریان آرام به آشفته (به طور مصنوعی) از یک کاغذ سمباده به عنوان تریپ در پایین دست لبه حمله روی سطح بالایی مدل در فاصله بین 5 تا 10 درصد طول وتر، استفاده شده است. نمایی شماتیک از مدل در "شکل 1" نشان داده شده است.

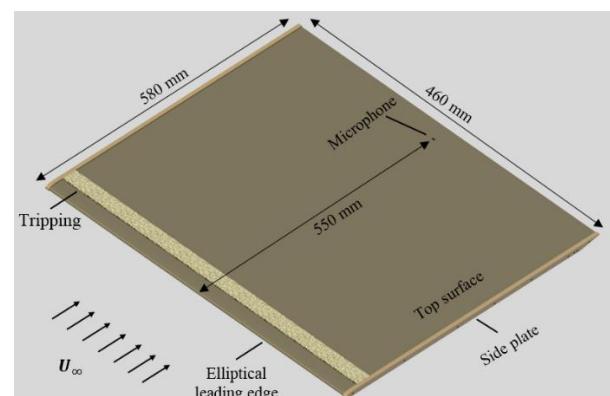
### 3-3- نحوه نصب میکروفون‌ها داخل مدل

در مطالعه حاضر برای اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار سطح از میکروفون‌های کوچک FG-23329-P07 استفاده شده است. این میکروفون‌ها دارای قطر و ارتفاع 2.5 mm بوده و قطر ناحیه حسگر<sup>1</sup> صدا 0.8 mm است. کارایی عالی



**شکل 2** نمایی از میکروفون مورد استفاده و نحوه نصب میکروفون در زیر نقاب.

<sup>2</sup> Pinhole mask



**شکل 1** نمایی شماتیک مدل شامل ابعاد مدل، موقعیت میکروفون و شکل تریپ

<sup>1</sup> Sensing area

روی نتایج میکروفون، خطای ناشی از اثرات تضعیف و تشیدد تصحیح گردد. در حالت ایده‌آل بهتر است فرآیند کالیبراسیون در یک اطاق بدون پژواک انجام گیرد. با این حال در مطالعات مختلف از موج صوتی صفحه‌ای ایجاد شده در لوله برای این منظور استفاده شده است [25,24]. در مطالعه حاضر برای ایجاد نویز سفید صفحه‌ای در محدوده فرکانس 100-20000 هرتز از یک لوله با طول 110 میلی‌متر و قطر 10 میلی‌متر به همراه یک اسپیکر کیفیت بالا به عنوان کالیبراتور میکروفون استفاده شده است. با توجه به تئوری آکوستیک [26]، انتشار امواج صوتی در داخل لوله‌ها تنها به ازای  $kR \leq 1.84$  به صورت موج صفحه‌ای خواهد بود. که  $R$  شعاع لوله و  $k = \omega/c_0$  عدد موج آکوستیکی است. بنابراین با توجه به ابعاد لوله، کالیبراسیون انجام گرفته تا فرکانس حدود 20 کیلو هرتز دارای اعتبار است. برای بدست آوردن تابع انتقال میکروفون هنگامی که داخل مدل نصب شده است، لوله کالیبراتور روی سوراخ فشار گرفته و میکروفون درعرض نویز سفید صفحه‌ای قرار خواهد گرفت. پروسه کامل فرآیند کالیبراسیون و نحوه به دست آوردن تابع انتقال در مرجع [23] ارائه شده است. اثرات نامطلوب تضعیف و تشیدد با اعمال تابع انتقال بر روی نتایج میکروفون‌ها تصحیح خواهد شد. لازم به ذکر است که استفاده از صوت فقط در مرحله کالیبراسیون میکروفون و تعیین دقیق پاسخ دینامیکی آن انجام می‌گیرد.

در مطالعه حاضر جهت کالیبراسیون میکروفون FG از یک میکروفون کنداسوری بسیار دقیق یک چهار مدل GR.A.S 40BP به عنوان میکروفون مرجع استفاده شده است. میکروفون FG با استفاده از یک منبع تغذیه 10 کاناله (ساخت دانشگاه یزد) راه اندازی شده و داده برداری با استفاده از یک سیستم پردازش سیگنال 2 کاناله مدل DT9847-2-2 انجام گرفته است. فرکانس داده برداری برابر با 40 کیلو هرتز (با توجه به معیار نایکوپست) بوده و در مجموع تعداد 800 هزار داده در مدت زمان 20 ثانیه ذخیره شده است. آنالیز طیفی داده‌ها با استفاده از تابع چگالی طیف تو ان<sup>2</sup> pwelch در نرم افزار متلب، با تابع پنجره همینگ<sup>3</sup>، 50% هم پوشانی و فشار  $2 \times 10^{-5}$  پاسکال انجام گرفته است.

### 3- اندازه‌گیری سرعت

به منظور اندازه‌گیری و محاسبه پارامترهای مختلف لایه مرزی آشفته، از جریان سنج سیم داغ یک بعدی با مدار دما ثابت (ساخت شرکت فرانسنس صبا) استفاده شده است. سنسور این جریان سنج، سیمی از جنس تنگستن به ضخامت ۵  $\mu\text{m}$  و طول ۱.25 mm است. همچنین برای جابجاوی پر از یک مکانیزم انتقال دهنده با دقت 0.01 mm در سه جهت x, y و z استفاده شده است. نمایی از مدل نصب شده در دهانه خروجی تولن به همراه جریان سنج سیم داغ و مکانیزم انتقال دهنده در "شکل 4" نشان داده شده است.

قبل از استفاده از جریان سنج سیم داغ، پر از آن به صورت دقیق از نظر استاتیکی و دینامیکی با استفاده از لوله پیتوت و فرآیند تست موج مربعی کالیبره شده و همه نتایج با توجه به فرکانس قطع 15 کیلو هرتز از فیلتر پایین گذر عبور داده است. کلیه داده‌ها با فرکانس داده برداری 40 کیلو هرتز در مدت ۱۰ s ذخیره شده است. در نقاط نزدیک به سطح مدل (در فواصل کمتر از ۱ mm)، با توجه به عدم امکان نزدیک نمودن جریان سنج سیم داغ به سطح مدل، سرعت متوسط و ضریب اصطکاک پوسته‌ای،  $c_f$  با استفاده از رابطه اسپالدینگ [27] محاسبه شده است.

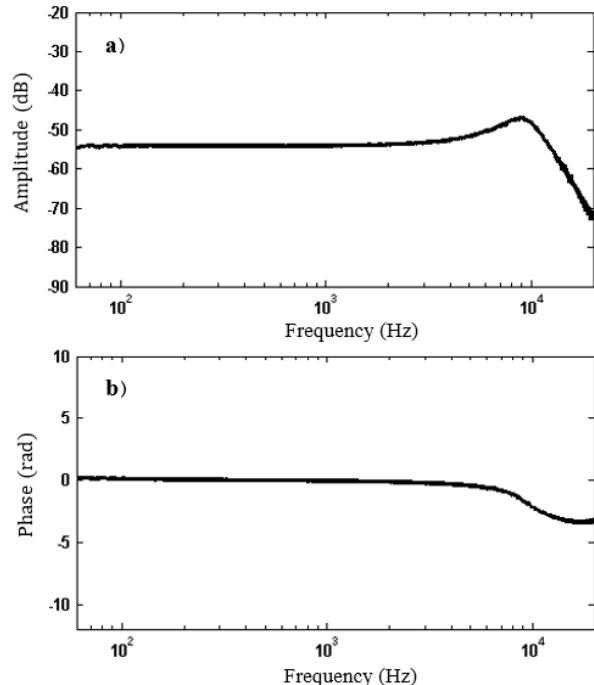
<sup>2</sup> Power Spectral Density  
<sup>3</sup> Hamming window

به قطر سوراخ،  $d^+$  به ازای سرعت جریان آزاد از 10 تا 20 m/s در محدوده  $d^+ \leq d^+ \leq 12$  قرار خواهد گرفت. (برای نمونه در سرعت 20 m/s 20 داریم:  $d^+ = du_\tau/v = (0.00004 \times 0.84)/(1.5 \times 0.00001) \approx 22$ ) بنابراین خطای ناشی از حضور سوراخ و اثر تضعیف قبل صرف نظر خواهد بود. با این وجود، جهت تصحیح اثرات تضعیف، تصحیحات پیشنهاد شده توسط کُرکس [18] بر روی نتایج اعمال شده است. کُرکس یکتابع تصحیح به صورت تابعی از  $\omega r/U_c$  پیشنهاد داد که  $\Gamma$  شاع ناحیه حسگر سنسور بوده و  $U_c$  سرعت جابجاوی ادیها است. در ادامه اسکیو [19] نشان داد که تابع تصحیح ارائه شده توسط کُرکس قادر به تصحیح طیف فشار سطح با دقت بسیار بالایی در محدوده  $\omega r/U_c < 4$  است.

از طرف دیگر اگرچه نصب میکروفون‌ها در زیر نقاب سوراخ دار باعث کاهش اثرات تضعیف در فرکانس‌های بالا می‌گردد اما در عین حال ممکن است موجب رخ دادن پدیده نامطلوب تشیدد<sup>1</sup> در محدوده فرکانسی مورد مطالعه شود. قطر سوراخ، طول آن و حجم فضای مابین ناحیه حسگر میکروفون و نقاب، پارامترهای تعیین کننده فرکانس تشیدد هستند. بنابراین برای اطمینان از رخ ندادن تشیدد در محدوده فرکانسی مورد مطالعه، می‌بایست پارامترهای فوق به دقت انتخاب گردند. طراحی و انتخاب پارامترهای مذکور با استفاده از روابط ارائه شده در مرجع [23] انجام گرفته است. با توجه به "شکل 3"، انتخاب مناسب پارامترهای مذکور در مطالعه حاضر منجر به عدم وقوع پدیده تشیدد تا فرکانس 20 کیلو هرتز شده است.

### 4- کالیبراسیون میکروفون

قبل از انجام آزمایشات باید ضریب حساسیت میکروفون استفاده شده بوسیله فرآیند کالیبراسیون اندازه‌گیری شود. همچنین با توجه به نصب میکروفون در زیر نقاب سوراخ دار می‌بایست با تعیین دقیق تابع انتقال سیستم و اعمال آن



شکل 3 (a) دامنه و (b) فاز پاسخ فرکانسی میکروفون نصب شده در زیر سوراخ

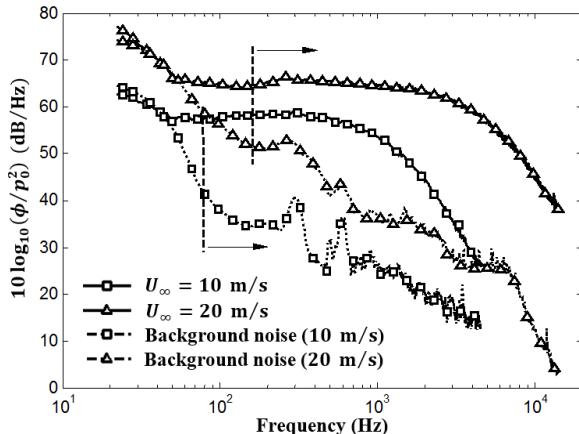
<sup>1</sup> Resonant frequency



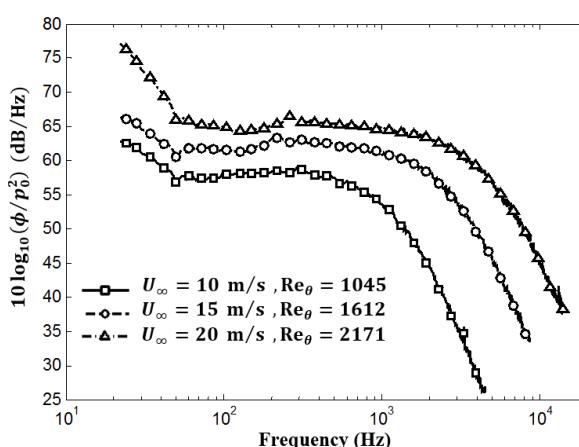
داده شده است. نویز زمینه تونل باد با استفاده از یک میکروفون کنداسوری یک چهارم اینچ مدل G.R.A.S 40BP واقع در بالای دهانه خروجی تونل در فاصله عمودی 250 میلی‌متری از مرکز سطح مقطع آزمون (خارج از جت خروجی) در هنگامی که مدلی در تونل باد نصب نیست، اندازه‌گیری شده است. با توجه به شکل در سرعت 10 متر بر ثانیه در فرکانس‌های پایین‌تر از 70 Hz و در سرعت 20 متر بر ثانیه در فرکانس‌های پایین‌تر از حدود 150 Hz اختلاف بین سطح نویز زمینه تونل باد و طیف فشار سطح کمتر از 10 دسی بل است. بنابراین نتایج طیف فشار سطح تنها در محدوده فرکانس‌های بالای 70 هرتز (برای سرعت 10 متر بر ثانیه) و 150 هرتز (برای سرعت 20 متر بر ثانیه) مورد قبول است. همچنین به ازای سرعت 15 متر بر ثانیه، نتایج در محدوده فرکانس‌های بالای 110 هرتز مورد قبول بوده که جهت رعایت اختصار نتایج مقایسه طیف فشار سطح و نویز زمینه تونل باد در این سرعت در "شکل 8" ارائه نشده است.

در "شکل 9" طیف فشار سطح به ازای سرعت‌های جریان آزاد مختلف نشان داده شده است. همانطوری که در بخش قبل توضیح داده شد جهت تصحیح اثرات تضعیف، تصحیح پیشنهاد شده توسط گُرکس [18] روی تمامی نتایج اعمال شده است. با توجه به شکل، افزایش سرعت منجر به افزایش طیف فشار سطح و انتقال آن به فرکانس‌های بالاتر شده است.

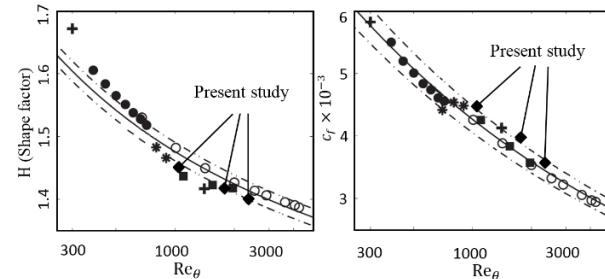
در ادامه به منظور بررسی نحوه اجتماع داده‌ها، نتایج طیف فشار در سرعت‌های مختلف با استفاده از مقیاس‌های مختلف لایه مرزی آشفته نرمال



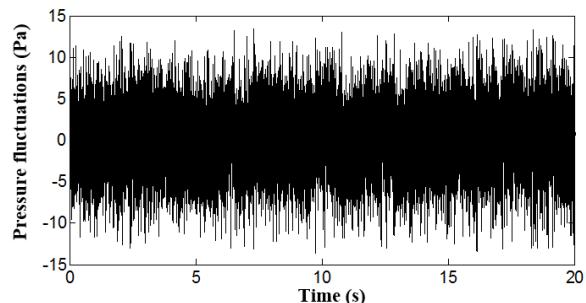
شکل 8 طیف فشار سطح مدل به همراه نویز زمینه تونل باد.



شکل 9 طیف فشار سطح روی صفحه تخت به ازای سرعت‌های مختلف



شکل 6 بررسی روند تغییرات ضریب شکل و ضریب اصطکاک پوسته‌ای در مقایسه با نتایج مطالعات تجربی مختلف، +: اسپالارت [29]. ●: کامیناهو و اسکوت [31]. ■: سیمنس و همکارانش [32]. ○: شلاتر و همکارانش [33]. \*: ویو و موین [34] و مطالعه حاضر



شکل 7 نوسانات فشار اندازه‌گیری شده توسط میکروفون در سرعت 20 m/s

نمودار نوسانات فشار در حوزه زمان نمی‌تواند اطلاعات جامعی در رابطه با ساختار جریان ارائه داده و بنابراین در ادامه این مطالعه، به جای بررسی نوسانات فشار در حوزه زمان، نتایج طیف فشار سطح در حوزه فرکانس مورد بررسی قرار گرفته است.

از طرف دیگر با توجه به انجام آزمایشات در تونل باد آبیودینامیکی اصلاح شده دانشگاه یزد، لازم است قبل از ارائه نتایج طیف فشار سطح به بررسی نسبت سیگنال به نویز<sup>1</sup> و محدوده فرکانسی قابل اعتماد پرداخت. آنچه یک میکروفون و یا هر سنسور اندازه‌گیری فشار ناپایا اندازه می‌گیرد عبارت است از مجموع نوسانات فشار روی سطح مدل (القا شده بواسطه نوسانات سرعت در لایه مرزی آشفته) و نویز زمینه تونل باد (نویز ناشی از جریان در تونل باد بدون حضور مدل). از طرف دیگر با توجه به استفاده از مقیاس دسی‌بل، چنانچه دو منبع ایجاد نوسانات فشار وجود داشته باشد (برای مثال نوسانات فشار ناشی از خود تونل باد و نوسانات فشار هیدرودینامیکی سیال)، اگر اندازه نوسانات فشار یک منبع بیش از 10 دسی بل بزرگتر از منبع دیگر باشد، حضور منبع کوچکتر تاثیر بسیار ناچیزی روی نوسانات فشار اندازه‌گیری شده داشته و می‌توان گفت آنچه سنسور فشار ثبت می‌نماید برابر با مقدار نوسانات فشار منبع بزرگتر است. بنابراین تنها به نتایج محدوده فرکانسی می‌توان اعتماد نمود که طیف فشار سطح، حداقل 10 دسی‌بل بیشتر از نویز زمینه تونل باد باشد.

در "شکل 8" طیف فشار سطح در موقعیت 550 میلی‌متری از لبه حمله مدل به همراه نویز زمینه تونل باد در دو سرعت 10 و 20 متر بر ثانیه نشان

<sup>1</sup> Signal to noise ratio

شده دارد. با این حال در فرکانس‌های میانی، مقادیر طیف فشار سطح در مطالعه حاضر در حدود 8 دسی بل بالاتر است. این افزایش می‌تواند ناشی از حضور تریبی باشد که به منظور ایجاد گذار غیرطبیعی استفاده شده است [37].

طیف فشار سطح نرمال شده با مقیاس‌های ترکیبی لایه مرزی آشفته در "شکل 12" ارائه شده است. با توجه به شکل، هنگامی که نتایج با استفاده از مقیاس‌های ترکیبی (پیشنهاد شده توسط گودی [9]) نرمال شده‌اند اجتماع نمودارها در اعداد استرووهال بر پایه ضخامت لایه مرزی میانی بسیار مناسب است. با این وجود داده‌ها در فرکانس‌های بالا همچنان پخش هستند. با توجه به مطالعات قبلی [38, 8]، بیشترین سهم در القا نوسانات فشار در اعداد استرووهال میانی ناشی از ساختارهای جریان در ناحیه لگاریتمی بوده و بنابراین یکسان بودن پروفیل سرعت لایه مرزی در ناحیه لگاریتمی به ازای سرعت‌های مختلف (شکل 5) ممکن است دلیل اصلی اجتماع داده‌های طیف فشار سطح در محدوده فرکانس‌های میانی باشد.

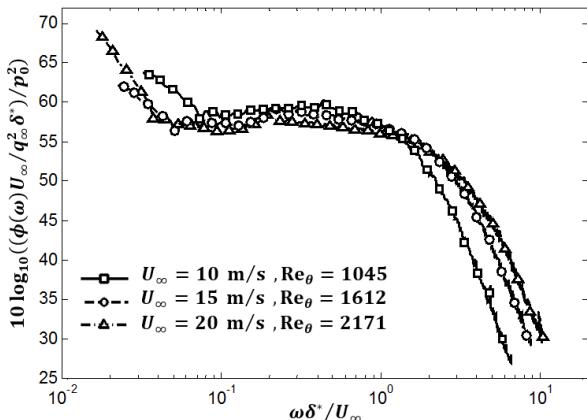
در ادامه کارایی و دقیقی مدل‌های نیمه تجربی طیف فشار سطح ارائه شده در بخش 2 مورد ارزیابی قرار گرفته است. چنانچه مطرح شد این مدل‌ها با استفاده از مشخصات جریان لایه مرزی آشفته، طیف فشار روی سطح را پیش‌بینی می‌نمایند. در "شکل 13" نتایج حاصل از این مدل‌ها با نتایج اندازه‌گیری مستقیم نوسانات فشار در سرعت  $20 \text{ m/s}$  در محدوده فرکانس‌های بالای  $150 \text{ Hz}$  مقایسه شده است. با توجه به شکل در محدوده فرکانس‌های میانی، سه مدل امیت [10]، اسمول‌باکو [14] و مخصوصاً گودی [9] پیش‌بینی نسبتاً مناسبی از روند تغییرات طیف فشار دارند. این در صورتی است که مدل چاس-هو [13] شب تغییرات طیف فشار سطح در محدوده فرکانس‌های میانی را بیش از حد پیش‌بینی نموده است. همچنین در این محدوده فرکانسی، مدل امیت [10] نسبت به مدل‌های دیگر مقدار کمتری را پیش‌بینی می‌نماید. در محدوده فرکانس‌های بالا تنها مدل گودی قادر به پیش‌بینی مناسب شب تغییرات طیف فشار سطح (عنی متناسب با  $\omega^{-5}$ ) بوده و سایر مدل‌ها مقدار کمتری را پیش‌بینی نموده‌اند. همچنین با توجه به عدم اعتبار داده‌های مطالعه حاضر در فرکانس‌های کمتر از  $150 \text{ Hz}$  (برای سرعت  $20 \text{ m/s}$  برابر  $20 \text{ s}$  است)، نمی‌توان در مورد دقت این روش‌ها در محدوده فرکانس‌های پایین نتیجه‌های گرفت. به علاوه لازم به ذکر است که به‌دلیل داشتن گذار غیرطبیعی، تمامی مدل‌ها مخصوصاً در محدوده فرکانس‌های میانی مقدار کمتری را پیش‌بینی نموده و می‌توان نتیجه گرفت که مدل‌های یاد شده در هنگام حضور تریپ مقداری کمتر از مقدار واقعی را پیش‌بینی می‌نمایند. در مجموع نتایج فوق نشان می‌دهد که بهترین مدل برای پیش‌بینی طیف فشار سطح روی صفحه تخت (بدون گرادیان فشار) مدل نیمه تجربی گودی بوده و با توجه به عدم وجود تونل‌های باد با نویز زمینه پایین در کشور، در بسیاری از کاربردهای مهندسی می‌توان بدون نیاز به اندازه‌گیری فشار سطح، طیف فشار روی سطح را با دقت قابل قبولی (خطای کمتر از 7 دسی بل در مطالعه حاضر) پیش‌بینی نمود.

## 5- نتیجه‌گیری

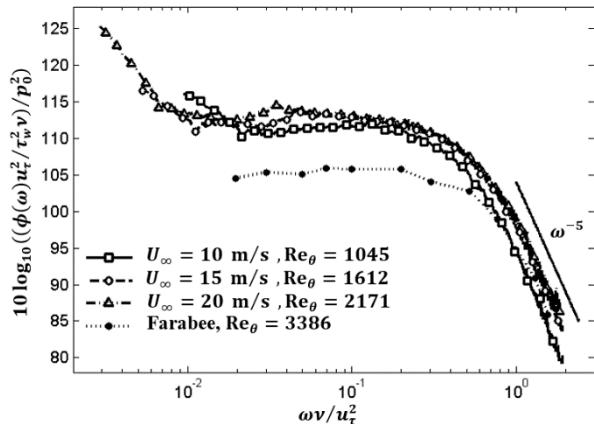
در پژوهش حاضر به منظور بررسی نوسانات فشار سطح تحت شرایط گرادیان فشار صفر از یک صفحه تخت مجهز به سنسور فشار با طول وتر  $580 \text{ mm}$  و دهانه بال  $456 \text{ mm}$  استفاده شده است. کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت دانشگاه یزد و در سه سرعت  $10, 15$  و  $20 \text{ m/s}$  بر ثانیه انجام گرفته است. پارامترهای مختلف لایه مرزی آشفته با استفاده از جریان‌سنج

شده‌اند. در "شکل 10" طیف فشار سطح نرمال شده با مقیاس‌های خارجی شامل سرعت جریان آزاد ( $U_\infty$ )، فشار دینامیکی جریان آزاد ( $q_\infty$ ) و ضخامت جابجایی ( $\delta^*$ ) نشان داده شده است. با توجه به شکل، داده‌ها دارای یک اجتماع مناسب در محدوده فرکانس‌های بدون بعد میانی 0.1 تا 1 بوده و حداقل اختلاف در این محدوده حدود  $4 \text{ dB}$  است. با این وجود به دلیل استفاده از مقیاس‌های خارجی همان‌طور که انتظار می‌رفت داده‌ها در فرکانس‌های بالا پخش هستند. بعلاوه در فرکانس‌های پایین، بالا بودن نویز زمینه تونل منجر به ایجاد خطأ و در نتیجه عدم اجتماع داده‌ها در هنگام نرمال کردن شده است.

در "شکل 11" از مقیاس‌های لایه مرزی داخلی شامل  $w$  به عنوان مقیاس فشار و  $u^2/u^2$  به عنوان مقیاس زمان جهت نرمال کردن طیف فشار سطح استفاده شده است. با توجه به شکل اجتماع داده‌های طیف فشار سطح در فرکانس‌های بالا به مراتب بهتر از حالت قبل بوده و نرخ کاهش آنها مناسب با  $\omega^{-5}$  است. همچنین به منظور ایجاد اطمینان از صحت نوسانات فشار سطح اندازه‌گیری شده، نتایج طیف فشار سطح در حالت نرمال شده با نتایج مرجع [36] مقایسه شده است. سنسور فشار استفاده شده در مطالعه مذکور از نوع سنسورهای بسیار دقیق و گران قیمت B&K است. با توجه به شکل، روند تغییرات طیف فشار سطح همخوانی مناسبی با نتایج مرجع ذکر



شکل 10 طیف فشار سطح نرمال شده با مقیاس‌های خارجی لایه مرزی آشفته



شکل 11 طیف فشار سطح نرمال شده با مقیاس‌های داخلی لایه مرزی آشفته و مقایسه با نتایج فارابی [36]

شکل 11 نتایج فشار سطح نرمال شده با مقیاس‌های داخلی لایه مرزی آشفته و مقایسه با نتایج فارابی [36]

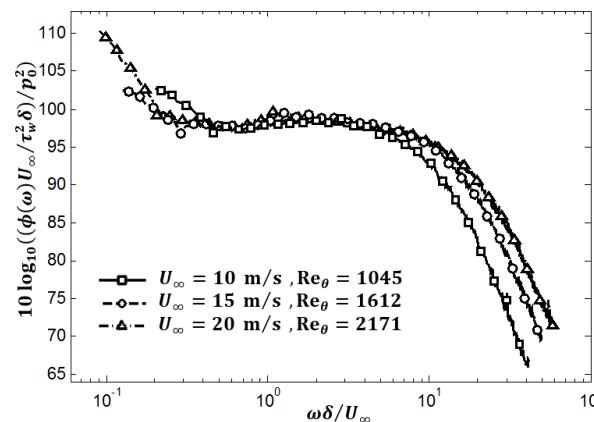
قطر سوراخ (m)	$d$
قطر سوراخ نرمال شده با مقیاس دیوار $\tau$	$d^+$
ضریب اصطکاک پوسته‌ای	$c_f$
(Hz)	$f$
فرکانس	$H$
ضریب شکل	$k$
عدد موج آکوستیکی ( $m^{-1}$ )	$p$
( $kgm^{-1}s^{-2}$ ) نوسانات فشار در حوزه زمان	$q_e$
( $kgm^{-1}s^{-2}$ ) فشار دینامیکی در لبه لایه مرزی	$q_\infty$
( $kgm^{-1}s^{-2}$ ) فشار دینامیکی جريان آزاد	$R$
(m) شعاع لوله	$r$
(m) شعاع ناحیه حسگر سنسور	$Re_x$
عدد رینولدز بر پایه $x$	$Re_\theta$
عدد رینولدز بر پایه $\theta$	$R_T$
نسبت مقیاس‌های زمانی فشار	$U_c$
( $ms^{-1}$ ) سرعت جابجایی ادی‌ها	$U_e$
( $ms^{-1}$ ) سرعت در لبه لایه مرزی	$U_\infty$
( $ms^{-1}$ ) سرعت جريان آزاد	$u$
( $ms^{-1}$ ) سرعت اصطکاکی	$u^+$
( $ms^{-1}$ ) سرعت در راستای جريان	$x$
سرعت نرمال شده با مقیاس دیوار $v/u_\tau$	$y$
فاصله در راستای جريان از لبه حمله (m)	$y^+$
فاصله عمودی از سطح (m)	علایم یونانی
فاصله عمودی نرمال شده با مقیاس دیوار $v/u_\tau$	
	$\delta$
	$\delta^*$
	$\theta$
( $m^2 s$ ) ویسکوژیته سینماتیکی	$\nu$
( $kgm^{-3}$ ) $\rho_0$	
( $kgm^{-1}s^{-2}$ ) $\tau_w$	
( $kg^2 m^{-2} s^{-4} Hz^{-1}$ ) $\Phi_{pp}(\omega)$	
(rad Hz) فرکانس زاویه‌ای	$\omega$

## 7- تقدیر و تشکر

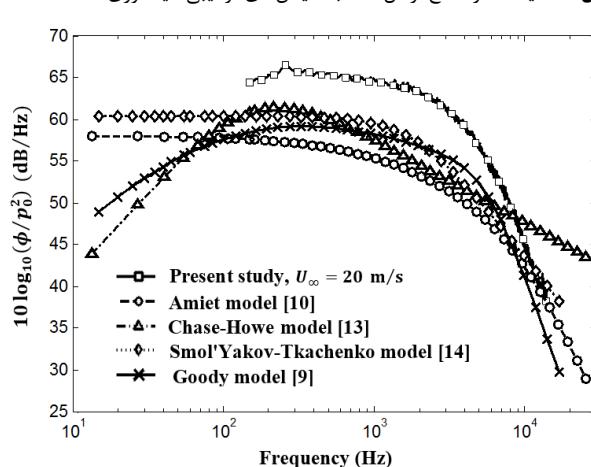
نویسنده‌گان از گروه آیروآکوستیک دانشگاه بریستول به‌واسطه پشتیبانی تجهیزاتی و علمی پژوهش حاضر، کمال تشکر و قدردانی را دارند.

## 8- مراجع

- S. Ghaemi, F. Scarano, Turbulent structure of high-amplitude pressure peaks within the turbulent boundary layer, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 735, No. 1, pp. 381-426, 2013.
- A. Garcia-Sagrado, T. Hynes, Wall pressure sources near an airfoil trailing edge under turbulent boundary layers, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 30, No. 1, pp. 3-34, 2012.
- A. Herrig, M. Kamruzzaman, W. Würz, S. Wagner, Broadband airfoil trailing-edge noise prediction from measured surface pressures and spanwise length scales, *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 12, No. 3, pp. 53-82, 2013.
- T. F. Brooks, T. Hodgson, Trailing edge noise prediction from measured surface pressures, *Journal of sound and vibration*, Vol. 78, No. 1, pp. 69-117, 1981.
- J. Mathieu, J. Scott, *An Introduction to Turbulent Flow*, First Edition, pp. 73-97, Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
- M. Bull, Wall-pressure fluctuations beneath turbulent boundary layers: some reflections on forty years of research, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 190, No. 3, pp. 299-315, 1996.



شکل 12 طیف فشار سطح نرمال شده با مقیاس‌های ترکیبی لایه مرزی آشفته



شکل 13 مقایسه طیف فشار سطح بین نتایج اندازه‌گیری مستقیم و نتایج مدل‌های نیمه تجربی در سرعت 20 m/s

سیم داغ یک بعدی با مدار دما ثابت اندازه‌گیری شده است. طیف فشار سطح در سرعت‌های مختلف با استفاده از مقیاس‌های مختلف لایه مرزی آشفته نرمال شده و نحوه اجتماع مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج نشان داد که بهترین اجتماع داده‌ها در فرکانس‌های پایین و میانی به ازای استفاده از مقیاس‌های ترکیبی و در محدوده فرکانس‌های بالا به ازای استفاده از مقیاس‌های لایه مرزی داخلی بست خواهد آمد. در ادامه پس از اطمینان از صحت نتایج طیف فشار سطح، کارایی مدل‌های مختلف نیمه تجربی طیف فشار دیوار مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج نشان‌دهنده کارایی مدل نیمه تجربی گودی در پیش‌بینی طیف فشار سطح تحت شرایط گرادیان فشار صفر با استفاده از پارامترهای لایه مرزی آشفته است. بنابراین در بسیاری از موارد، بدون نیاز به اندازه‌گیری فشار سطح می‌توان طیف فشار را با استفاده از این مدل با دقت مناسبی تخمین زد. در نهایت، اندازه‌گیری نوسانات فشار نایابی سطح با استفاده از یک میکروفون نسبتاً ارزان به عنوان سنسور فشار و در یک تونل باد آیرودينامیکی معمولی می‌تواند کمک شایانی به ایجاد بستری مناسب جهت شروع و یا تسريع مطالعات آیروآکوستیک تجربی در کشور نماید.

## 6- فهرست عالیم

سرعت صوت ( $ms^{-1}$ )  $c_0$

- Engineering*, Vol. 16, No. 10, pp. 155-162, 2016. (in Persian)
- [24] É. Salze, C. Bailly, O. Marsden, E. Jondeau, D. Juvé, An experimental characterization of wall pressure wavevector-frequency spectra in the presence of pressure gradients, *20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Atlanta, GA, 16-20 June 2014.
- [25] Q. Leclère, A. Pereira, A. Finez, P. Souchotte, Indirect calibration of a large microphone array for in-duct acoustic measurements, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 376, No. 01, pp. 48-59, 2016.
- [26] F. J. Fahy, P. Gardonio, *Sound and structural vibration: Radiation, Transmission and Response*, Second Edition, pp. 282-315, London: Academic press, 2007.
- [27] D. Spalding, A single formula for the "law of the wall", *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 28, No. 3, pp. 455-458, 1961.
- [28] F. White, *Viscous fluid flow*, Second Edition, pp. 415-419, New York: McGraw-Hill, 1991.
- [29] P. R. Spalart, Direct simulation of a turbulent boundary layer up to  $R = 1410$ , *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 187, No. 1, pp. 61-98, 1988.
- [30] W. M. Kays and M. E. Crawford, *Convective Heat and Mass Transfer*, 3rd edition, pp. 192-244, New York: McGraw-Hill, 1993.
- [31] J. Komminaho, M. Skote, Reynolds stress budgets in Couette and boundary layer flows, *Flow, Turbulence and Combustion*, Vol. 68, No. 2, pp. 167-192, 2002.
- [32] M. P. Simens, J. Jim'enez, S. Hoyas, Y. Mizuno, A high-resolution code for turbulent boundary layers. *Journal of Computational Physics*, Vol. 228, No. 11, pp. 4218-4231, 2009.
- [33] P. Schlatter, Q. Li, G. Brethouwer, A. V. Johansson, and D. S. Henningson, High-Reynolds number turbulent boundary layers studied by numerical simulation, *62nd Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics*, Minneapolis, Minnesota, 22-24 November, 2009.
- [34] X. Wu, P. Moin, Direct numerical simulation of turbulence in a nominally zero-pressure gradient flat-plate boundary layer, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 630, No. 1, pp. 5-41, 2009.
- [35] A. Rona, H. Soueid, Boundary layer trips for low Reynolds number wind tunnel tests, *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, 4-7 January, 2010.
- [36] T. M. Farabee, M. J. Casarella, Spectral features of wall pressure fluctuations beneath turbulent boundary layers, *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics (1989-1993)*, Vol. 3, No. 10, pp. 2410-2420, 1991.
- [37] M. R. Catlett, W. J. Davenport, R. L. Simpson, S. Glegg, *Flow induced noise from turbulent flow over steps and gaps*, MS thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2010.
- [38] N. Hu, M. Herr, Characteristics of wall pressure fluctuations for a flat plate turbulent boundary layer with pressure gradients, *22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Lyon, France, 30 May-1 June, 2016.
- [7] W. L. Keith, D. Hurdis, B. Abraham, A comparison of turbulent boundary layer wall-pressure spectra, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 114, No. 3, pp. 338-347, 1992.
- [8] W. Blake, *Mechanics of flow-induced sound and vibration, Volume 2:Complex flow-structure interactions*, First Edition, pp. 497-588, London: Academic press, 1986.
- [9] M. Goody, Empirical Spectral Model of Surface Pressure Fluctuations, *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 9, pp. 1788-1794, 2004.
- [10] R. Amiet, Noise due to turbulent flow past a trailing edge, *Journal of sound and vibration*, Vol. 47, No. 3, pp. 387-393, 1976.
- [11] W. Willmarth, F. Roos, Resolution and structure of the wall pressure field beneath a turbulent boundary layer, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 22, No. 01, pp. 81-94, 1965.
- [12] D. Chase, The character of the turbulent wall pressure spectrum at subconvective wavenumbers and a suggested comprehensive model, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 112, No. 1, pp. 125-147, 1987.
- [13] M. S. Howe, *Acoustics of fluid-structure interactions*, First Edition, pp. 207-210, Cambridge: Cambridge University Press, 1998.
- [14] A. Smol'yakov, V. Tkachenko, J. Wood, Model of a field of pseudosonic turbulent wall pressures and experimental data, *Soviet physics. Acoustics*, Vol. 37, No. 6, pp. 627-631, 1991.
- [15] J. B. Barlow, W. Rae, A. Pope, *Low-speed wind tunnel testing*, Third Edition, pp. 367-425, New York: John Wiley & Sons, Inc, 1999.
- [16] Y. Rozenberg, M. Roger, S. Moreau, Rotating blade trailing-edge noise: Experimental validation of analytical model, *AIAA Journal*, Vol. 48, No. 5, pp. 951-962, 2010.
- [17] A. Afshari, M. Azarpeyvand, A. A. Dehghan, M. Szöke, Trailing Edge Noise Reduction Using Novel Surface Treatments, *22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Lyon, France, 30 May-1 June, 2016.
- [18] G. Corcos, Resolution of pressure in turbulence, *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 35, No. 2, pp. 192-199, 1963.
- [19] G. Schewe, On the structure and resolution of wall-pressure fluctuations associated with turbulent boundary-layer flow, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 134, No. 1, pp. 311-328, 1983.
- [20] S. Gravante, A. Naguib, C. Wark, H. Nagib, Characterization of the pressure fluctuations under a fully developed turbulent boundary layer, *AIAA journal*, Vol. 36, No. 10, pp. 1808-1816, 1998.
- [21] M. Bull, A. Thomas, High frequency wall-pressure fluctuations in turbulent boundary layers, *Physics of Fluids (1958-1988)*, Vol. 19, No. 4, pp. 597-599, 1976.
- [22] M. C. Goody, R. L. Simpson, *An experimental investigation of pressure fluctuations in three-dimensional turbulent boundary layers*, PhD thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1999.
- [23] A. Afshari, A. A. Dehghan, V. Kalantar, M. Farmani, Analytical and experimental investigation of remote microphone system response for prediction of surface pressure fluctuations, *Modares Mechanical*