مجله مهندسی مکانیک مدرس، فروردین 1396، دوره 17، شماره 1، ص‌ص 263-272

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

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

عباس افشاری[1]، علی اکبر دهقان[2*]، ولی کلانتر[2]، محمد فرمانی[1]

1- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد

2 - دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک ، دانشگاه یزد، یزد

* یزد، صندوق پستی 741-89195، adehghan@yazd.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 05 آبان 1395
پذیرش: 04 دی 1395
ارائه در سایت: 26 دی 1395

کلید واژگان:
نوسانات فشار سطح
لایه مرزی آشفته
طیف فشار
مدل‌های نیمه تجربی

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 تحت شرایط گرادیان فشار صفر از یک صفحه تخت با طول وتر 580 mm استفاده شده است. کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون‌صوت 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 کندانسوری دقیق به عنوان سنسور فشار استفاده شده است. همچنین جهت اندازه‌گیری پارامترهای مختلف لایه مرزی آشفته و فراهم نمودن متغیرهای مورد نیاز مدل‌های نیمه تجربی پیش بینی طیف فشار دیوار، از جریان‌سنج سیم 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 مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج نشان‌دهنده کارایی مناسب مدل نیمه تجربی گودی در پیش‌بینی طیف فشار سطح با استفاده از پارامترهای لایه مرزی آشفته است.

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.

1- مقدمه

در هنگام عبور جریان آشفته از روی سطح جامد، نوسانات سرعت در لایه مرزی آشفته باعث القای نوسانات ناپایای فشار روی سطح می‌گردند. این نوسانات فشار القایی دارای رفتار فیزیکی پیچیده‌ای بوده و به‌واسطه حضور ادی‌ها با سایزهای مختلف در لایه مرزی آشفته به صورت فرکانس پهن‌باند[1] هستند. وسیع بودن حوزه فرکانسی پدیده توربولانس، محاسبه نوسانات فشار با استفاده از شبیه‌سازی عددی مستقیم[2] را به جریان‌های با رینولدز پایین

[1] Broadband
[2] Direct numerical simulation

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

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)

محدود می‌نماید. نوسانات ناپایای فشار سطحی ناشی از لایه مرزی آشفته، به طور وسیعی در طول دهه‌های گذشته در غالب مطالعات تحلیلی، تجربی و عددی مورد بررسی قرار گرفته است. خلاصه‌ای از مطالعات انجام شده در مرجع [1] ارائه شده است.

اندازه‌گیری نوسانات فشار ناپایا روی سطح دارای کاربردهای زیادی در حوزه‌های مختلف توربوماشین، آیرودینامیک، آیروآکوستیک و آیروالاستیک است. نوسانات فشار ناپایای سطح در محدوده لبه فرار ایرفویل نقش تعیین کننده‌ای در میزان نویز دوردست ناشی از جریان آشفته عبوری از لبه فرار دارد. در واقع می‌توان به جای اندازه‌گیری میدان صدای ناشی از جریان در دوردست، که نیازمند تجهیزات مدرن آکوستیکی به ویژه تونل‌های باد آیروآکوستیکی است به مطالعه رفتار منبع نویز یعنی نوسانات فشار سطح در یک تونل باد آیرودینامیکی با نویز نسبتاً پایین پرداخت [3,2]. در نهایت با داشتن نوسانات فشار سطح، نویز لبه فرار آشفته با استفاده از مدل‌های تجربی همچون مدل تجربی بروکس و هاجسون [4] قابل تخمین است. علاوه بر این، ارتعاشات دیواره ناشی از نوسانات فشار سطحی منجر به انتشار نویز داخل کابین هواپیما شده که پیش‌بینی و بررسی این نویز نیز نیازمند تعیین نوسانات ناپایای فشار سطح است.

اندازه‌گیری مستقیم نوسانات فشار داخل لایه مرزی امکان‌پذیر نمی‌باشد. دلیل این امر تغییر میدان جریان به‌واسطه حضور سنسور فشار در جریان است. بنابراین اندازه‌گیری نوسانات فشار تنها روی سطح واقع در زیر لایه مرزی امکان پذیر است. برای تعیین میدان فشار ناپایای سطح، روش‌های تجربی مختلفی از جمله نصب مستقیم سنسور فشار روی سطح، نصب غشاء روی سطح و استفاده از لیزر، استفاده از رنگ حساس به فشار و غیره وجود دارد. متداول‌ترین راه اندازه‌گیری نوسانات فشار، اندازه‌گیری آن‌ها با استفاده از سنسورهایی است که به صورت همسطح با مدل نصب شده‌اند. با این وجود به‌منظور اندازه‌گیری دقیق نوسانات فشار روی سطح ملزومات زیادی باید لحاظ گردد. به عنوان نمونه، سنسورهای فشار دارای سایز محدودی بوده و در فرکانس‌های بالا با اثر تضعیف[1] مواجه هستند. از دیگر مشکلات موجود، ایزوله کردن نوسانات فشار ناشی از لایه مرزی آشفته از نوسانات ناشی از سایر منابع همچون نویز زمینه تونل باد و حتی ارتعاشات خارجی خود سنسور است. در واقع در هنگام اندازه‌گیری نوسانات فشار سطح یک مدل در تونل باد، آنچه یک سنسور اندازه‌گیری فشار ناپایا اندازه می‌گیرد، نوسانات فشار هیدرودینامیکی سیال روی مدل به اضافه نوسانات فشار ایجاد شده توسط خود تونل باد می‌باشد. با این وجود، در اغلب موارد به دلیل بالا بودن سطح نوسانات فشار هیدرودینامیکی سیال روی سطح مدل نسبت به نویز زمینه تونل باد، امکان اندازه‌گیری نوسانات فشار سطح حتی در تونل‌های باد آیرودینامیکی نیز وجود دارد. همچنین به‌واسطه پهن‌باند بودن فرکانس نوسانات فشار سطح در زیر لایه مرزی آشفته، در اغلب موارد نیاز به کالیبراسیون دقیق سنسور فشار در محدوده وسیعی از فرکانس است.

علاوه بر موارد فوق، هزینه بالای سنسورهای فشار ناپایای دارای دقت بالا و محدوده فرکانسی وسیع (مانند سنسور فشار کولایت[2]) استفاده از این روش را محدود نموده است. در مطالعه حاضر برای اولین بار در کشور جهت اندازه‌گیری نوسانات فشار سطح به جای استفاده از سنسورهای فشار گران قیمت، از میکروفون‌های کوچک FG-23329-P07 به‌عنوان سنسور فشار استفاده شده است.

در ادامه پس از اطمینان از صحت اندازه‌گیری‌های فشار انجام شده، کارایی مدل‌های مختلف نیمه تجربی پیش‌بینی طیف فشار دیوار مورد بررسی قرار گرفته است. این مدل‌ها با استفاده از پارامترهای مهم جریان مانند ضخامت لایه مرزی، ضخامت جابجایی، سرعت اصطکاکی، عدد رینولدز و غیره، طیف فشار سطح را پیش‌بینی می‌نمایند. اهمیت بررسی کارایی این مدل‌ها در پیش‌بینی طیف فشار سطح بدان جهت است که این مدل‌ها تنها با استفاده از مشخصات سرعت در لایه مرزی، طیف فشار سطح را تخمین می‌زنند. بنابراین در بسیاری از موارد بدون نیاز به تونل باد با نویز زمینه کم و تجهیزات اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح و تنها با اندازه‌گیری مشخصات جریان داخل لایه مرزی، می‌توان با استفاده از این مدل‌ها، طیف فشار روی سطح را تخمین زده و یا حتی با داشتن طیف فشار سطح و استفاده از مدل‌های تجربی همچون مدل تجربی بروکس و هاجسون [4]، نویز دور دست را نیز با دقت قابل قبولی پیش‌بینی نمود.

لازم به ذکر است که ایجاد مکانیزم اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار سطح با استفاده از چنین میکروفون‌های کوچکی که شامل طراحی و ساخت منبع تغذیه، طراحی و ساخت کالیبراتور میکروفون‌ها، حذف نویزهای الکترونیکی، تطابق دادن میکروفون‌ها با سیستم تحلیل و پردازش سیگنال موجود، نوشتن کدهای کالیبراسیون و داده‌برداری و آنالیز داده‌ها است برای اولین بار در کشور انجام گرفته است. معرفی مدل‌های نیمه تجربی مختلف برای پیش‌بینی طیف فشار دیوار در بخش 2، تجهیزات و نحوه انجام آزمایشات در بخش 3 و نتایج بدست آمده در بخش 4 ارائه شده است.

2- مدل‌های نیمه تجربی طیف فشار دیوار

چنانچه از معادلات متوسط‌گیری شده رینولدز برای جریان آشفته دیورژانس گرفته شود معادله پواسون به‌دست خواهد آمد [5].

$$\frac{1}{\rho}\frac{\partial^2 p}{\partial x_i^2} = -2\frac{\partial \overline{U_i}}{\partial x_j}\frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{\partial^2\left(u_i u_j - \overline{u_i u_j}\right)}{\partial x_i \partial x_j} \quad (1)$$

همانطوری که مشخص است معادله پواسون نوسانات فشار، p را به نوسانات سرعت، u_i و متوسط سرعت، $\overline{U_i}$ ارتباط می‌دهد. حل انتگرالی این معادله نشان می‌دهد که تمامی مولفه‌های میدان سرعت در تعیین فشار ناپایای سطح سهیم هستند [6]. با این حال با توجه به عدم وجود قانون کلی برای توصیف میدان سرعت در لایه‌های مختلف لایه مرزی، اختلاف سرعت ادی‌های آشفته با توجه به فاصله آن‌ها از دیوار و سهیم بودن نوسانات سرعت لایه‌های مختلف لایه مرزی در تعیین فشار ناپایای سطح، تعیین دقیق میدان فشار روی سطح امر پیچیده‌ای است. پیش‌بینی دقیق چنین میدان فشاری با استفاده از شبیه‌سازی عددی مستقیم یا شبیه‌سازی ادی‌های بزرگ[3] امکان‌پذیر بوده اما در عمل، زمان و هزینه محاسباتی بالا استفاده از این روش‌ها را محدود نموده است.

ساده‌ترین روش برای پیش‌بینی طیف فشار دیوار، بدست آوردن یک رابطه تجربی براساس پارامترهای مهم جریان مانند ضخامت لایه مرزی، ضخامت جابجایی، سرعت اصطکاکی، عدد رینولدز و غیره است. برای بدست آوردن چنین رابطه‌ای می‌بایست داده‌های طیف فشار دیوار حاصل از آزمایشات تجربی مختلف با استفاده از پارامترهای نرمال کردن مناسب به گونه‌ای مقیاس‌بندی[4] شوند که تمامی داده‌ها روی یک نمودار مجتمع گردد. با این حال یک مقیاس کردن کلی برای مجتمع نمودن طیف فشار دیوار در یک

[1] Attenuation effects
[2] Kulite
[3] Large eddy simulation
[4] Scale

محدوده بالای فرکانسی و اعداد رینولدز مختلف وجود ندارد. در طول دهه‌های گذشته مدل‌های طیف فشار مختلفی برای جریان با گرادیان فشار صفر پیشنهاد شده است. مدل‌های پیشنهاد شده از پارامترهای متنوعی برای نرمال کردن استفاده نموده‌اند. دلیل این امر این است که لایه مرزی آشفته دارای محدوده وسیعی از مقیاس‌های طول، سرعت و فشار است. به منظور مقیاس کردن لایه مرزی آشفته معمولاً از یک مدل دو لایه‌ای استفاده می‌گردد. نزدیکترین جریان به دیوار، زیرلایه لزج بوده و دارای یک مجموعه مقیاس طول، سرعت و فشار است. دومین مجموعه مقیاس‌ها مربوط به لایه خارجی است. نتایج محققین زیادی همچون کیس [7]، بلیک [8] و گودی [9] نشان داد که در محدوده فرکانس‌های بالای طیف فشار، هنگامی نتایج طیف فشار دیوار روی یک منحنی مجتمع می‌گردند که داده‌ها با مقیاس‌های لایه داخلی مانند τ_w (تنش برشی دیوار) به‌عنوان مقیاس فشار و ν/u_τ^2 به عنوان مقیاس زمان (ν ویسکوزیته سینماتیکی و u_τ سرعت اصطکاکی) اسکیل شده باشند. همچنین طیف فشار دیوار در محدوده فرکانس‌های بالا متناسب با ω^{-5} است. با این وجود بررسی نتایج مطالعات گذشته نشان می‌دهد که در محدوده فرکانس‌های میانی و پایین، یک مقیاس فشار و زمان یکسان برای اسکیل کردن طیف فشار دیوار وجود ندارد. برخی از محققین [8,7] در محدوده فرکانس‌های پایین از τ_w یا q_e (فشار دینامیکی) به عنوان مقیاس فشار و δ^*/U_e به عنوان مقیاس زمان استفاده نموده‌اند در حالی که برخی دیگر [9] از τ_w به عنوان مقیاس فشار و δ^*/U_e، δ/U_e، δ^*/u_τ و یا δ/u_τ به‌عنوان مقیاس زمان استفاده نموده‌اند.

به‌طور کلی در داده‌های تجربی طیف فشار دیوار سه شیب مختلف دیده می‌شود. 1. شیب مثبت در فرکانس‌های پایین. 2. شیب منفی ملایم در ناحیه هم‌پوشانی (ناحیه هم‌پوشانی ناحیه‌ای است که برای اجتماع داده‌ها می‌توان از هر دو مقیاس لایه مرزی داخلی و خارجی استفاده نمود) 3. شیب منفی زیاد در فرکانس‌های بالا. در ادامه براساس توضیحات ارائه شده چندین مدل نیمه تجربی تخمین طیف فشار دیوار بررسی شده است.

2-1- مدل اَمیت

امیت [10] در سال 1976 بر پایه نتایج تجربی ویلمارس و روس [11] با استفاده از مقیاس‌های لایه خارجی مدل زیر را ارائه نمود.

$$\frac{\Phi_{pp}(\omega)}{\rho_0^2\delta^* U_e^3} = 10^{-5}(1+\tilde{\omega}+0.217\,\tilde{\omega}^2+0.00562\,\tilde{\omega}^4)^{-1}$$
$$\tilde{\omega} = \frac{\omega\delta^*}{U_e} \quad ,0.1<\tilde{\omega}<20 \tag{2}$$

مدل پیشنهاد شده اگرچه تقریب متوسط خوبی را ارائه می‌دهد ولی به دلیل استفاده از مقیاس‌های لایه خارجی، در فرکانس‌های بالا از دقت مناسبی برخوردار نیست.

2-2- مدل چاس و مدل چاس-هاو

در سال 1987، چاس [12] با استفاده از ترکیبی از متغییرهای لایه داخلی و لایه خارجی مدلی را برای پیش‌بینی طیف فشار دیوار ارائه نمود. در این مدل طیف فشار دیوار در فرکانس‌های پایین ثابت بوده و در فرکانس‌های بالا متناسب با ω^{-1} کاهش می‌یابد. هاو [13] با قرار دادن فرضیاتی مثل $\delta = 8\delta^*$ و $U_c = 0.65U_e$، یک تقریب برای مدل چاس به صورت رابطه زیر ایجاد نمود.

$$\frac{\Phi_{pp}(\omega)U_e}{\tau_w^2\delta^*} = \frac{2\,\tilde{\omega}^2}{[\tilde{\omega}^2+0.0144]^{3/2}} \tag{3}$$

شیب تغییرات طیف فشار دیوار در مدل چاس-هاو در فرکانس‌های پایین متناسب با ω^2 بوده و در فرکانس‌های بالا همچنان متناسب با ω^{-1} است. شیب ω^2 در این مدل بیانگر رفتار ناحیه اول یعنی شیب مثبت در فرکانس‌های پایین بوده و شیب ω^{-1} بیانگر رفتار ناحیه همپوشانی است. با این وجود این مدل قادر به پیش‌بینی رفتار ناحیه سوم طیف فشار دیوار نیست.

2-3- مدل اسمول‌یاکو-تیکاچنکو

اسمول‌یاکو و همکارش [14] مدل زیر را برای پیش‌بینی طیف فشار دیوار پیشنهاد نمودند. این مدل، طیف فشار سطح را در فرکانس‌های پایین ثابت و در فرکانس‌های بالا متناسب با $\omega^{-7/3}$ پیش‌بینی می‌کند.

$$\Phi_{pp}(\omega) = \frac{5.1\left(\frac{\tau_w^2\delta^*}{U_\infty}\right)}{1+0.44\left(\frac{\omega\delta^*}{U_\infty}\right)^{7/3}} \tag{4}$$

2-4- مدل گودی

مشکل اصلی مدل‌های امیت، چاس-هاو و غیره در عدم پیش‌بینی طیف فشار دیوار در محدوده فرکانس‌های بالا به خاطر در نظر نگرفتن اثرات عدد رینولدز است. مدل گودی [9] که براساس متغییرهای ترکیبی بنا شده، با استفاده از نسبت مقیاس زمانی R_T، سهم عدد رینولدز را در تعیین طیف فشار دیوار اعمال می‌نماید. طیف فشار دیوار در مدل گودی در فرکانس‌های پایین متناسب با ω^2، در فرکانس‌های میانی متناسب با $\omega^{-0.7}$ و در فرکانس‌های بالا متناسب با ω^{-5} است. گودی یک عبارت به مخرج معادله مدل چاس-هاو به گونه‌ای اضافه نمود که وقتی $\omega\to\infty$ میل نماید، طیف فشار سطح متناسب با ω^{-5} تغییر کند. همچنین توان مخرج کسر به گونه‌ای تغییر کرد که با رفتار طیف فشار دیوار اندازه‌گیری شده در ناحیه همپوشانی (فرکانس‌های میانی متناسب با $\omega^{-0.7}$) مطابقت بهتری داشته باشد. تنها اثر عدد رینولدز روی شکل طیف فشار نرمال شده دیوار، افزایش سایز محدوده همپوشانی است. در نهایت گودی جای δ^* در معادله چاس-هاو را با δ عوض نمود. علت این امر هم مرتبه بودن بزرگترین ساختارهای وابسته لایه مرزی با ضخامت لایه مرزی است. شکل نهایی مدل نیمه تجربی گودی به صورت رابطه (5) است.

$$\frac{\Phi_{pp}(\omega)U_e}{\tau_w^2\delta} = \frac{C_2\left(\frac{\omega\delta}{U_e}\right)^2}{\left[\left(\frac{\omega\delta}{U_e}\right)^{0.75}+C_1\right]^{3.7}+\left[C_3\mathrm{R}_T^{-0.57}\left(\frac{\omega\delta}{U_e}\right)\right]^7} \tag{5}$$

که C_1، C_2 و C_3 مقادیر تجربی بوده و به ترتیب برابرند با 0.5، 3 و 1.1. به‌علاوه R_T نسبت مقیاس زمانی لایه مرزی خارجی به مقیاس زمانی لایه مرزی داخلی بوده و از رابطه زیر قابل محاسبه است.

$$\mathrm{R}_T = \frac{\frac{\delta}{U_e}}{\frac{\nu}{u_\tau^2}} = \left(\frac{u_\tau\delta}{\nu}\right)\sqrt{\frac{C_f}{2}} \tag{6}$$

3- تجهیزات آزمایش

کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون‌صوت دانشگاه یزد انجام شده است. آزمایشات در سه سرعت 10، 15 و 20 متر بر ثانیه (به ترتیب در اعداد رینولدز بر پایه ضخامت مومنتوم 1045، 1610 و 2170) انجام شده است. پارامترهای مختلف جریان در سرعت‌های مورد آزمایش در جدول 1 ارائه شده است. در ادامه، مشخصات تونل باد، مشخصات مدل، نحوه نصب و

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) 46 × (cm) 46 و طول آن (cm) 120 است. در ماکزیمم سرعت تونل، 25 m/s، شدت توربولانس 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 متوسطی را ایجاد می‌نماید. با این وجود به علت آلوده شدن سیگنال‌های فشار سطحی با نویز زمینه تونل، با جایگزین کردن دیواره‌های داخلی تونل با مواد متخلخل، 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 دیواره‌های 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 دیواره‌های 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[1] صدا 0.8 mm است. کارایی عالی

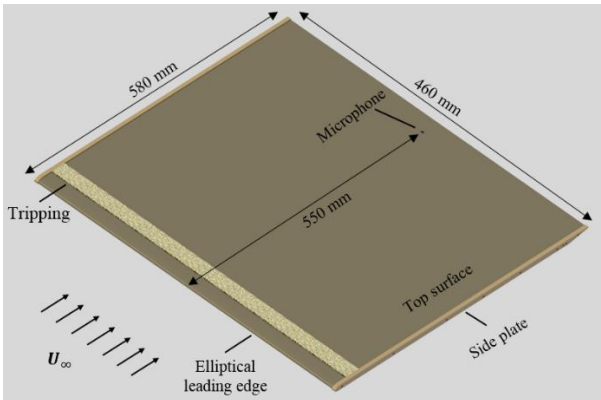

Fig. 1 Schematic view of model including its dimensions, microphone position and trip shape

شکل 1 نمای شماتیک مدل شامل ابعاد مدل، موقعیت میکروفن و شکل تریپ

[1] Sensing area

میکروفون‌های انتخاب 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 شده است.

همان‌طوری که در "شکل 2" مشخص است به جای نصب مستقیم میکروفون روی سطح مدل، میکروفون در زیر یک نقاب با سوراخ ریز[2] 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 می‌گردند. بنابراین چنانچه در مطالعات مختلف نشان داده شده است، قطر محدود ناحیه حسگر میکروفون منجر به کاهش نوسانات فشار اندازه‌گیری شده سطح در فرکانس‌های بالا خواهد شد [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 خطا در 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، v/u_τ برابر با $d^+ = du_\tau/v$ بوده و تعیین کننده اهمیت اثر تضعیف است. نتایج اسکیو [19] نشان داد که به ازای $d^+ < 19$ اثر تضعیف قابل صرف نظر است. همچنین گراوانتی [20] نشان داد که به ازای $12 < d^+ < 18$ اثر تضعیف قابل صرف نظر بوده و به ازای $d^+ < 27$ کاهش در مقادیر مجذور میانگین مربعات فشار سطح کمتر مشاهده شده است. در مطالعه حاضر از یک نقاب با سوراخ به قطر 0.4 mm جهت کاهش اثر تضعیف استفاده شده است. با توجه

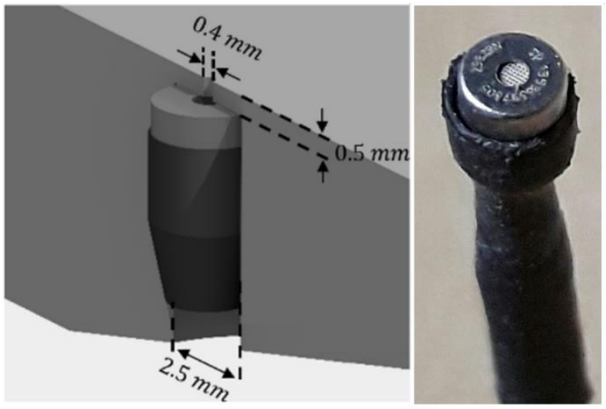

Fig. 2 Microphone used in this experiment and its schematic installation under pinhole mask.

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

[2] Pinhole mask

به قطر سوراخ، d^+ به ازای سرعت جریان آزاد از 10 تا 20 m/s، در محدوده $12 \le d^+ \le 22$ قرار خواهد گرفت. (برای نمونه در سرعت 20 m/s داریم: $(d^+ = du_\tau/\upsilon = (0.0004 \times 0.84)/(1.5 \times 0.00001) \approx 22$

بنابراین خطای ناشی از حضور سوراخ و اثر تضعیف قابل صرف نظر خواهد بود. با این وجود، جهت تصحیح اثرات تضعیف، تصحیحات پیشنهاد شده توسط کُرکِس [18] بر روی نتایج اعمال شده است. کرکس یک تابع تصحیح به صورت تابعی از $\omega r/U_c$ پیشنهاد داد که r شعاع ناحیه حسگر سنسور بوده و U_c سرعت جابجایی ادی‌ها است. در ادامه اسکیو [19] نشان داد که تابع تصحیح ارائه شده توسط کرکس 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 تشدید[1] در محدوده فرکانسی مورد مطالعه شود. قطر سوراخ، طول آن و حجم فضای مابین ناحیه حسگر میکروفون و نقاب، پارامترهای تعیین کننده فرکانس تشدید هستند. بنابراین برای اطمینان از رخ ندادن تشدید 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 تشدید تا فرکانس 20 کیلو هرتز شده است.

3-4- 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

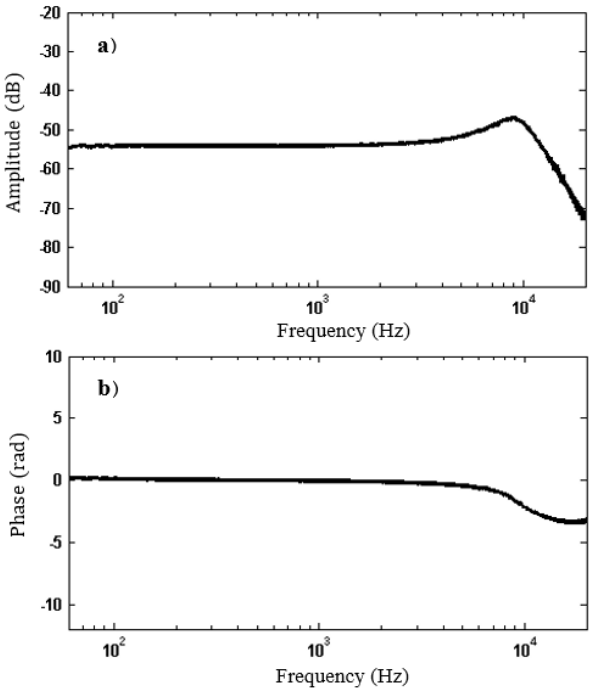

Fig. 3 (a) Amplitude and (b) Phase of frequency response of microphone installed under pinhole mask

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

روی نتایج میکروفون، خطای ناشی از اثرات تضعیف و تشدید 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 20000-100 هرتز از یک لوله با طول 110 میلی‌متر و قطر 10 میلی‌متر به همراه یک اسپیکر کیفیت بالا به‌عنوان کالیبراتور میکروفون استفاده شده است. با توجه به تئوری آکوستیک [26]، انتشار امواج صوتی در داخل لوله‌ها تنها به ازای $kR \le 1.84$ 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 قرار گرفته و میکروفون در معرض نویز سفید صفحه‌ای قرار خواهد گرفت. پروسه کامل فرآیند کالیبراسیون و نحوه به‌دست آوردن تابع انتقال در مرجع [23] ارائه شده است. اثرات نامطلوب تضعیف و تشدید با اعمال تابع انتقال بر روی نتایج میکروفون‌ها تصحیح خواهد شد. لازم به ذکر است که استفاده از صوت فقط در مرحله کالیبراسیون میکروفون و تعیین دقیق پاسخ دینامیکی آن انجام می‌گیرد.

در مطالعه حاضر جهت کالیبراسیون میکروفون FG از یک میکروفون کندانسوری بسیار دقیق یک چهارم اینچ مدل G.R.A.S 40BP به‌عنوان 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 کیلوهرتز (با توجه به معیار نایکویست) 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 توان[2] pwelch در نرم‌افزار متلب، با تابع پنجره همینگ[3]، 50% هم‌پوشانی و فشار مرجع 2×10^{-5} پاسکال انجام گرفته است.

3-5- اندازه‌گیری سرعت

به منظور اندازه‌گیری و محاسبه پارامترهای مختلف لایه مرزی آشفته، از جریان‌سنج سیم داغ یک بعدی با مدار دما ثابت (ساخت شرکت فراسنجش صبا) استفاده شده است. سنسور این جریان سنج، سیمی از جنس تنگستن به ضخامت 5 μm و طول 1.25 mm است. همچنین برای جابجایی پراب از یک مکانیزم انتقال‌دهنده با دقت 0.01 mm در سه جهت x، y و z استفاده شده است. نمایی از مدل نصب شده در دهانه خروجی تونل به همراه جریان‌سنج سیم داغ و مکانیزم انتقال‌دهنده در "شکل 4" نشان داده شده است.

قبل از استفاده از جریان سنج سیم داغ، پراب آن به صورت دقیق از نظر استاتیکی و دینامیکی با استفاده از لوله پیتوت و فرآیند تست موج مربعی کالیبره شده و همه نتایج با توجه به فرکانس قطع 15 کیلوهرتز از فیلتر پایین گذر عبور داده شده است. کلیه داده‌ها با فرکانس داده برداری 40 کیلو هرتز در مدت 10 s ذخیره شده است. در نقاط نزدیک به سطح مدل (در فواصل کمتر از 1 mm)، با توجه به عدم امکان نزدیک نمودن جریان‌سنج سیم داغ به سطح مدل، سرعت متوسط و ضریب اصطکاک پوسته‌ای، c_f با استفاده از رابطه اسپالدینگ [27] محاسبه شده است.

[1] Resonant frequency

[2] Power Spectral Density
[3] Hamming window

Fig. 4 Flat plate model installation in wind tunnel jet with hotwire anemometer and traverse mechanism

شکل 4 نصب مدل صفحه تخت در جت خروجی تونل به همراه جریان‌سنج سیم داغ و مکانیزم انتقال‌دهنده

$$y^+ = u^+ + e^{-\kappa B}\left[e^{\kappa u^+} - 1 - \kappa u^+ - \frac{(\kappa u^+)^2}{2} - \frac{(\kappa u^+)^3}{6}\right] \quad (7)$$

که $\kappa = 0.41$، $B = 5.0$، $y^+ = yu_\tau/\nu$ و $u^+ = u/u_\tau$ بوده و u_τ از طریق انطباق داده‌های تجربی، روی ناحیه لگاریتمی رابطه اسپالدینگ بدست می‌آید. رابطه اسپالدینگ شامل همه نواحی لایه مرزی از زیر لایه لزج تا ناحیه لگاریتمی بوده و رابطه‌ای عالی جهت انطباق نتایج تجربی محسوب می‌گردد [28].

4- نتایج

در این بخش ابتدا مشخصات اندازه‌گیری شده جریان در لایه مرزی آشفته شامل پروفیل لایه مرزی، ضخامت لایه مرزی، ضخامت جابجایی، ضخامت مومنتوم و غیره به ازای سرعت‌های جریان آزاد مختلف بررسی شده است. سپس، نتایج طیف فشار سطح اندازه‌گیری شده به ازای سرعت‌های مختلف ارائه شده و پس از اسکیل کردن نتایج با مقیاس‌های مختلف لایه مرزی شامل δ، δ^*، U_e و u_τ، نحوه اجتماع آن‌ها در فرکانس‌های مختلف ارزیابی شده است. همچنین به منظور صحت‌سنجی اندازه‌گیری‌های انجام گرفته، نتایج سرعت و طیف فشار سطح با نتایج مراجع مختلف مقایسه شده است. در نهایت جهت بررسی کارایی و دقت مدل‌های تجربی پیش‌بینی طیف فشار سطح، نتایج حاصل از آن‌ها با نتایج طیف فشار سطح اندازه‌گیری شده مقایسه شده است. لازم به ذکر است که برای نوشتن تمامی کدها از نرم‌افزار متلب نسخه R2014a استفاده شده است. همچنین تکرارپذیری تمامی آزمایش‌ها بررسی شده است.

تمامی اندازه‌گیری‌های سرعت لایه مرزی در موقعیت میکروفون یعنی در نیمه دهانه مدل و در فاصله 550 میلی‌متری از لبه حمله انجام گرفته است. در "شکل 5" پروفیل سرعت لایه مرزی به ازای سرعت‌های مختلف نشان داده شده است. با توجه به شکل همانطوری که انتظار می‌رفت در پروفیل سرعت نرمال شده با استفاده از مقیاس‌های لایه داخلی، با افزایش سرعت جریان آزاد، مقدار ماکزیمم u^+ و موقعیت y^+ مربوط به آن افزایش می‌یابد. همچنین مقایسه نتایج سرعت با نتایج مرجع [29] (به ازای عدد رینولدز بر پایه ضخامت مومنتوم 1410) نشان‌دهنده صحت اندازه‌گیری‌های انجام شده است.

ضخامت لایه مرزی با استفاده از پروفیل سرعت متوسط و با توجه به شرط $u(\delta) = 0.99\,U_\infty$ تعیین شده است. همچنین ضخامت جابجایی و ضخامت مومنتوم با انتگرال‌گیری از پروفیل سرعت متوسط به‌دست آمده و از حاصل تقسیم آن‌ها، ضریب شکل محاسبه شده است. در ادامه پارامترهای مختلف لایه مرزی آشفته در سرعت‌های مختلف در جدول 1 ارائه شده است.

به منظور بررسی میزان انحراف ضریب اصطکاک پوسته‌ای اندازه‌گیری شده در مطالعه حاضر با روابط نیمه تجربی موجود، از رابطه $c_f = 0.025\mathrm{Re}_\theta^{-0.25}$ استفاده شده است [30]. با توجه به نتایج جدول 1، میزان انحراف حداکثر 2.2 درصد (به ازای عدد رینولدز بر پایه ضخامت مومنتوم 1045) بوده که نشان‌دهنده دقت اندازه‌گیری‌های انجام شده است. بعلاوه روند تغییرات ضریب شکل، H و ضریب اصطکاک پوسته‌ای، c_f و مقایسه آن‌ها با نتایج سایر محققین [31-34،29] در "شکل 6" ارائه شده است. همان‌طور که مشخص است نتایج به‌دست آمده همخوانی مناسبی با مطالعات گذشته دارد. با این وجود روند تغییرات δ^* و θ برحسب سرعت با نتایج لایه مرزی آشفته کاملاً توسعه یافته مطابقت ندارد. علت این امر احتمالاً به خاطر استفاده از تریپ بوده و چنین رفتاری در برخی از مطالعات قبلی گزارش شده است [35].

سیگنال نوسانات فشار اندازه‌گیری شده توسط میکروفون (واقع در موقعیت 550 میلیمتری از لبه حمله مدل) نسبت به زمان در سرعت 20 متر بر ثانیه در "شکل 7" ارائه شده است. با توجه به شکل مشخص است که ارائه

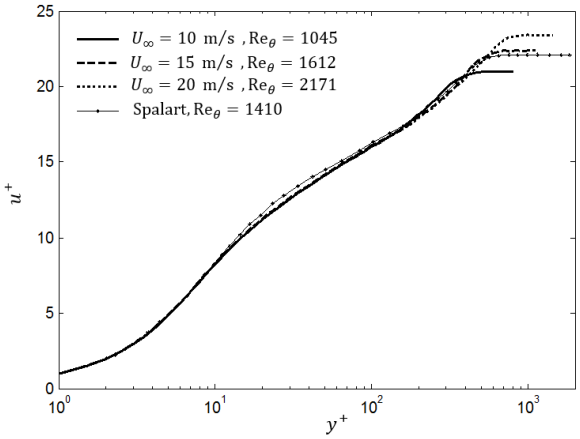

Fig. 5 Boundary layer mean velocity profiles at various velocities and comparison with Spalart results [29]

شکل 5 پروفیل سرعت متوسط به ازای سرعت‌های مختلف و مقایسه با نتایج اسپالارت [29]

جدول 1 پارامترهای مختلف لایه مرزی به همراه درصد انحراف ضریب اصطکاک پوسته‌ای از روابط نیمه تجربی [30]

Table 1 Various boundary layer parameters along with deviation of the measured skin friction coefficient from semi-empirical relations

$\Delta c_f / c_f$ Error (%)	Re_θ $U_0\theta/\nu$	Re_x $U_0 x/\nu$	$c_f \times 10^3$ (predicted [30])	$c_f \times 10^3$ (measured)	u_τ (m/s)	H	θ (mm)	δ^* (mm)	δ (mm)	U_∞ (m/s)
2.2	1045	3.6×10^5	4.40	4.50	0.47	1.45	1.59	2.30	14.36	10
1.0	1610	5.4×10^5	3.95	3.99	0.65	1.42	1.66	2.36	13.42	15
0.3	2170	7.2×10^5	3.66	3.65	0.84	1.40	1.65	2.33	13.01	20

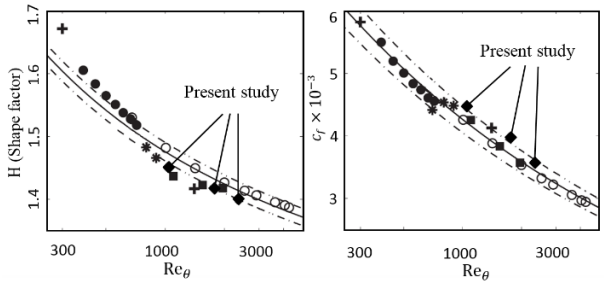

Fig. 6 Investigation of the trend of shape factor coefficient and skin friction coefficient compared with results of various experimental studies, +: Spalart [29], ●: Komminaho & Skote [31], ■: Simens et al. [32], O: Schlatter et al. [33], ✱: Wu & Moin [34] and ◆:present study

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]، O: شلاتر و همکارانش [33]، ✱: ویو و موین [34] و ◆: مطالعه حاضر

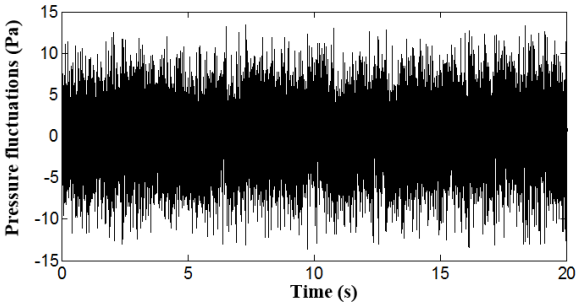

Fig. 7 Measured surface pressure fluctuations by microphone at 20 m/s

شکل 7 نوسانات فشار اندازه‌گیری شده توسط میکروفن 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 آیرودینامیکی اصلاح شده دانشگاه یزد، لازم است قبل از ارائه نتایج طیف فشار سطح به بررسی نسبت سیگنال به نویز[1] و محدوده فرکانسی قابل اعتماد پرداخت. آنچه یک میکروفون و یا هر سنسور اندازه‌گیری فشار ناپایا اندازه می‌گیرد عبارتست 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 داده شده است. نویز زمینه تونل باد با استفاده از یک میکروفون کندانسوری یک چهارم اینچ مدل G.R.A.S 40BP واقع در بالای دهانه خروجی تونل در فاصله عمودی 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 Hz 150، 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 Hz 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 کُرکِس [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

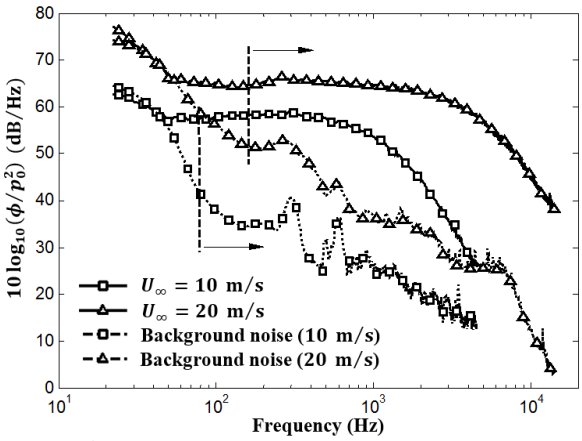

Fig. 8 Surface pressure spectra and wind tunnel background noise.

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

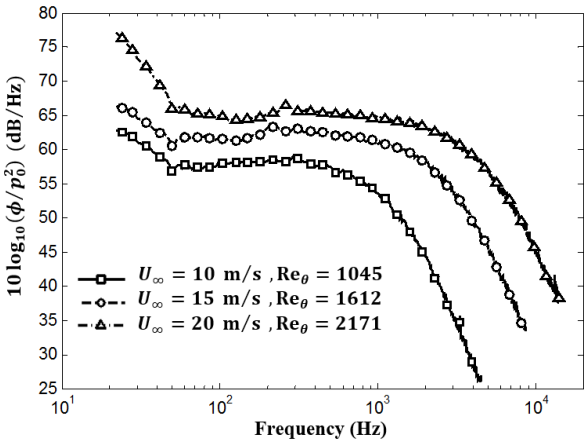

Fig. 9 Surface pressure spectra on the flat plate at various free stream velocities

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

[1] Signal to noise ratio

شده‌اند. در "شکل 10" طیف فشار سطح نرمال شده با مقیاس‌های خارجی شامل سرعت جریان آزاد (U_∞)، فشار دینامیکی جریان آزاد (q_∞) و ضخامت جابجایی(δ^*) 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 حداکثر اختلاف در این محدوده حدود 4 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 خطا و در نتیجه عدم اجتماع داده‌ها در هنگام نرمال کردن شده است.

در "شکل 11" از مقیاس‌های لایه مرزی داخلی شامل τ_w به عنوان مقیاس فشار و υ/u_τ^2 به عنوان مقیاس زمان جهت نرمال کردن طیف فشار سطح استفاده شده است. با توجه به شکل اجتماع داده‌های طیف فشار سطح در فرکانس‌های بالا به مراتب بهتر از حالت قبل بوده و نرخ کاهش آن‌ها متناسب با ω^{-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

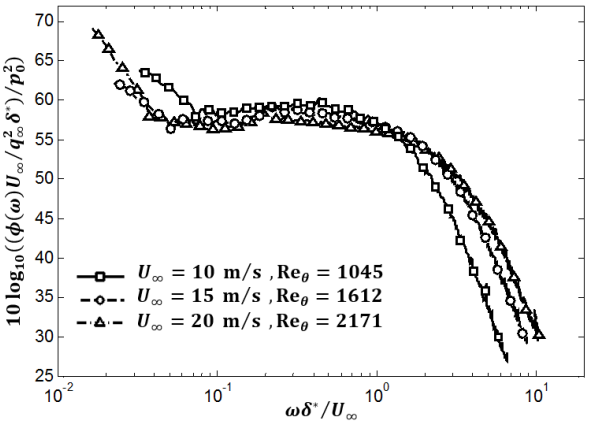

Fig. 10 Surface pressure spectra normalized with outer variables of turbulence boundary layer

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

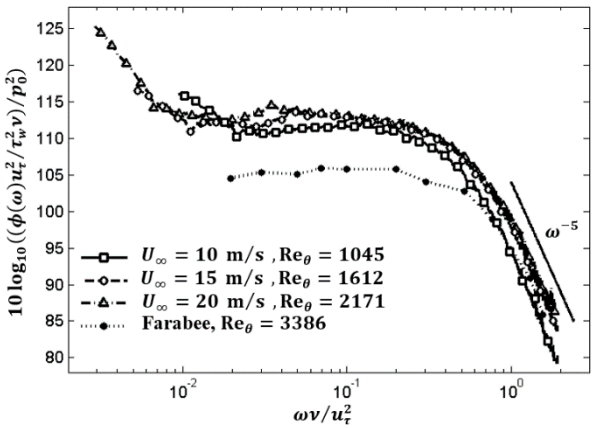

Fig. 11 Surface pressure spectra normalized with inner variables of turbulence boundary layer and comparison with Farabee results [36]

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

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 تریپی 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 استروهال 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 استروهال 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 دقت 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 m/s در محدوده فرکانس‌های بالای 150 Hz مقایسه شده است. با توجه به شکل در محدوده فرکانس‌های میانی، سه مدل امیت [10]، اسمول‌یاکو [14] و مخصوصاً گودی [9] پیش بینی نسبتاً مناسبی از روند تغییرات طیف فشار دارند. این در صورتی است که مدل چاس-هاو [13] شیب تغییرات طیف فشار در محدوده فرکانس‌های میانی را بیش از حد پیش بینی 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 شیب تغییرات طیف فشار سطح (یعنی متناسب با ω^{-5}) بوده و سایر مدل‌ها مقدار کمتری را پیش‌بینی نموده‌اند. همچنین با توجه به عدم اعتبار داده‌های مطالعه حاضر در فرکانس‌های کمتر از 150 Hz (برای سرعت 20 متر بر ثانیه)، نمی‌توان در مورد دقت این روش‌ها در محدوده فرکانس‌های پایین نتیجه‌ای گرفت. به‌علاوه 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 mm و دهانه بال 456 mm استفاده شده است. کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون‌صوت دانشگاه یزد و در سه سرعت 10، 15 و 20 متر بر ثانیه انجام گرفته است. پارامترهای مختلف لایه مرزی آشفته با استفاده از جریان‌سنج

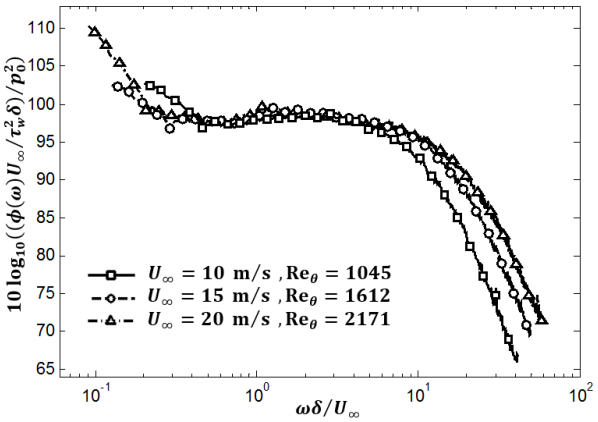

Fig. 12 Surface pressure spectra normalized with mix variables of turbulence boundary layer

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

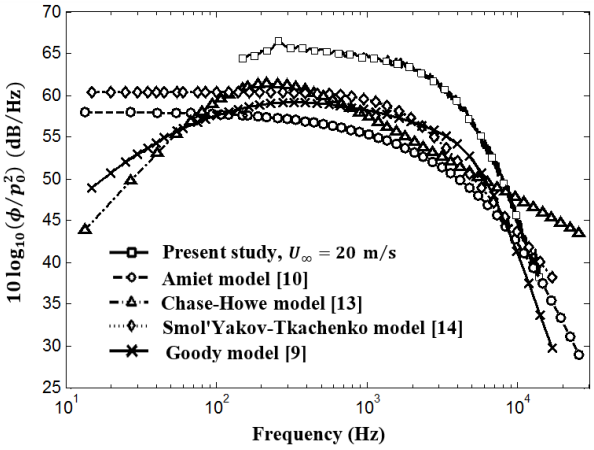

Fig. 13 comparison of surface pressure spectra between direct measurement results and semi-empirical models at 20 m/s

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 بدست 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 مناسب 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 سطح را با استفاده از این مدل با دقت مناسبی تخمین زد. در نهایت، اندازه‌گیری نوسانات فشار ناپایای سطح با استفاده از یک میکروفون نسبتاً ارزان به عنوان سنسور فشار و در یک تونل باد آیرودینامیکی معمولی می‌تواند کمک شایانی به ایجاد بستری مناسب جهت شروع و یا تسریع مطالعات آیروآکوستیک تجربی در کشور نماید.

6- فهرست علایم

c_0	سرعت صوت (ms^{-1})
d	قطر سوراخ (m)
d^+	قطر سوراخ نرمال شده با مقیاس دیوار υ/u_τ
c_f	ضریب اصطکاک پوسته‌ای
f	فرکانس (Hz)
H	ضریب شکل
k	عدد موج آکوستیکی (m^{-1})
p	نوسانات فشار در حوزه زمان ($kgm^{-1}s^{-2}$)
q_e	فشار دینامیکی در لبه لایه مرزی ($kgm^{-1}s^{-2}$)
q_∞	فشار دینامیکی جریان آزاد ($kgm^{-1}s^{-2}$)
R	شعاع لوله (m)
r	شعاع ناحیه حسگر سنسور (m)
Re_x	عدد رینولدز بر پایه x
Re_θ	عدد رینولدز بر پایه θ
R_T	نسبت مقیاس‌های زمانی فشار
U_c	سرعت جابجایی ادی‌ها (ms^{-1})
U_e	سرعت در لبه لایه مرزی (ms^{-1})
U_∞	سرعت جریان آزاد (ms^{-1})
u_τ	سرعت اصطکاکی (ms^{-1})
u	سرعت در راستای جریان (ms^{-1})
u^+	سرعت نرمال شده با مقیاس دیوار υ/u_τ
x	فاصله در راستای جریان از لبه حمله (m)
y	فاصله عمودی از سطح (m)
y^+	فاصله عمودی نرمال شده با مقیاس دیوار υ/u_τ

علایم یونانی

δ	ضخامت لایه مرزی (m)
δ^*	ضخامت اندازه حرکت لایه مرزی (m)
θ	ضخامت مومنتوم لایه مرزی (m)
ν	ویسکوزیته سینماتیکی (m^2s)
ρ_0	چگالی (kgm^{-3})
τ_w	تنش برشی دیوار ($kgm^{-1}s^{-2}$)
$\Phi_{pp}(\omega)$	چگالی طیف توانی نوسانات فشار ($kg^2m^{-2}s^{-4}\ Hz^{-1}$)
ω	فرکانس زاویه‌ای (rad Hz)

7- تقدیر و تشکر

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

8- مراجع

[1] 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.
[2] 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.
[3] 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.
[4] 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.
[5] J. Mathieu, J. Scott, *An Introduction to Turbulent Flow*, First Edittion, pp. 73-97, Cambridge: Cambridge University Press, 2000.
[6] 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.

Engineering, Vol. 16, No. 10, pp. 155-162, 2016. (in Persianفارسی)

[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 Edittion, 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 Edittion, pp. 415-419, New York: McGraw-Hill, 1991.

[29] P. R. Spalart, Direct simulation of a turbulent boundary layer up to R θ= 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 Junuary, 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 Edittion, 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 Edittion, 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 Edittion, pp. 367-425, New York: John Wiely & 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. Szőke, 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*