[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]

SID

فیلم های آموزشی
سامانه ویراستاری STES
بلاگ مرکز اطلاعات علمی
کارگاه های آموزشی
سرویس ترجمه تخصصی
سرویس های ویژه

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی جهاد دانشگاهی

کارگاه آنلاین آشنایی با پایگاه های اطلاعات علمی بین المللی و ترفند های جستجو

کارگاه آنلاین
پروپوزال نویسی و پایان نامه نویسی

کارگاه آنلاین
بررسی مقابله ای متون (مقدماتی)

مجله مهندسی مکانیک مدرس، خرداد 1397، دوره 18، شماره 03، ص‌ص 440-450

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

محاسبه عددی صدای حاصل از جریان باد حول سیلندر و تصحیح شدت صوت با افزایش طول

آرزو نجفیان[1]، حمید پرهیزکار[2*]، سجاد قاسملوی[2]، عباس طربی[2]

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
2- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
* تهران، صندوق پستی 15875-1774، hparhiz@mut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 01 دی 1396
پذیرش: 21 بهمن 1396
ارائه در سایت: 19 اسفند 1396

کلید واژگان:
شبیه‌سازی آیروآکوستیک
مدل فاکس ویلیام هاوکینگز
شبیه‌سازی گردابه بزرگ
سطح فشار صوت

چکیده

در تحقیق حاضر، از توانایی حل عددی نرم‌افزار انسیس فلوئنت استفاده شده است تا صدای تولید شده توسط جریان سرعت بالا بر روی یک استوانه با استفاده از قیاس آکوستیکی لایت‌هیل محاسبه شود. محاسبات بر روی یک استوانه (بخشی از ارابه فرود هواپیما) در سرعت 70 متر بر ثانیه (سرعت نشست و برخواست هواپیماهای مسافربری) انجام شده است. در روش حاضر، ابتدا مسئله همانند یک حل عددی معمولی به صورت گذرا با زمان انجام می‌شود، در طی حل، اطلاعات منابع تولید نویز آیرودینامیکی به‌عنوان ورودی تحلیل‌های آکوستیکی در فایل‌هایی ذخیره می‌شود. سپس با حل معادلات آکوستیکی، میزان صدای تولید شده (با واحد دسیبل) در نقاطی که از پیش به عنوان میکروفون در مختصات دلخواه تعریف شده‌اند، محاسبه می‌گردد. هدف از این تحقیق، علاوه بر بررسی توانایی حل عددی فلوئنت در محاسبه صدای حاصل از جریان، استفاده از روشی برای تخمین میزان افزایش صدا با افزایش طول سیلندر می‌باشد. در اصل با توجه به زمان‌گیر بودن حل عددی، می‌توان صدای طول کوچکی از سیلندر را محاسبه کرد و بعد با استفاده از تقریب مهندسی، صدای جریان حول سیلندر با طول‌های بزرگتر را تخمین زد. پس از انجام محاسبات لازم، نتایج مدل‌سازی به‌صورت منحنی‌های سطح فشار صوت حاصل از آنالوژی آکوستیکی و آنالیز طیفی فوریه، ارائه شده‌است. نتایج حل نشان می‌دهد که مدل آشفتگی شبیه‌سازی گردابه بزرگ مناسب‌ترین مدل برای شبیه‌سازی‌های آکوستیکی می‌باشد. همچنین فشار صوتی حاصل از روش تخمینی برای بررسی اثر افزایش طول سیلندر، تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد.

Numerical calculation of the sound produced by the wind flow around the cylinder and correction of the sound amplitude by increasing the length

Arezoo Najafian, Hamid Parhizkar*, Sajad Ghasemlooy, Abbas Tarabi

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University, Tehran, Iran.
* P.O.B. 15875-1774 Tehran, Iran, hparhiz@mut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 22 December 2017
Accepted 10 February 2018
Available Online 10 March 2018

Keywords:
Aeroacoustic simulation
Ffowcs-Williams & Hawkings model
Large Eddy Simulation
Sound pressure level

ABSTRACT

In the present study, the numerical solution of the Ansys Fluent software has been used to calculate the sound produced by the high-speed flow on a cylinder using the Lighthill acoustic analogy. The calculations were carried out on a cylinder (part of the landing gear) at a speed of 70 m/s (take-off and landing speeds of airliners). The problem is initially caried out as a regular unsteady numerical solution. During the solution, aerodynamic noise data sources are stored as inputs of acoustic analyzes in files. Then, by solving the acoustic equations, the volume of produced sound (in decibel) is calculated at points that are pre-defined as the microphone in the desired coordinates. The purpose of this study is to study the ability of Fluent solution to calculate the sound generated by the flow, in addition of using a method for estimating the amount of sound increase by increasing the length of the cylinder. In the other words, due to the timing of the numerical solution, one can calculate sound generated by small length cylinder, and then, using engineering approximation, it estimates the sound of the flow around the larger-length cylinder. After the necessary calculations, results are provided as sound pressure level curves using the acoustic analogy and fourier spectral analysis. The results show that large eddy simulation turbulence model is most appropriate model for acoustic simulations. Also, the approximate method for evaluating the effect of increasing the length of the cylinder is in good agreement with the experimental results.

1- مقدمه

با پیشرفت جوامع و صنعت آلودگی صوتی نیز در حال فراگیر شدن است. صدای تولید شده به‌وسیله جریان‌های پرسرعت نیز بخش مهمی از این آلودگی صوتی است. آیروآکوستیک شاخه‌ای از علم آکوستیک است که به مطالعه تولید نویز به‌وسیله جریان مغشوش، نویز تولیدی حاصل از برخورد نیروهای آیرودینامیکی با سطوح و نویز حاصل از تغییر تناوبی جریان

Please cite this article using:
A. Najafian, H. Parhizkar, S. Ghasemlooy, A. Tarabi, Numerical calculation of the sound produced by the wind flow around the cylinder and correction of the sound amplitude by increasing the length, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 03, pp. 440-450, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Archive of SID
www.SID.ir
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]

می‌پردازد.

هندسه استوانه و هندسه‌های منشور با سطح مقطع‌های مختلف در بسیاری از کاربردهای مهندسی مانند آنتن خودروها، تیرآهن‌ها، نرده‌ها، صاعقه‌گیر برج‌ها و انواع دیگری از جریان‌های خارجی مانند آنچه در شکل 1 نشان داده شده، وجود دارند. لذا جریان اطراف سیلندرها و منشورها موضوع اصلی بسیاری از محققین می‌باشد و تولیدکنندگان مجبور به تولید محصولات باکیفیت‌تر در راستای تحقق مقررات سروصدا هستند و تلاش برای کاهش نویز آیرودینامیکی در راستای بالا بردن استاندارد محصولات از اهمیت بالایی برخوردار است. از آن‌جا که ساختمان‌های مسکونی در مناطق شهری در حال بلندتر شدن هستند، نارضایتی ساکنان و همچنین مردمی که اطراف این برج‌ها زندگی می‌کنند از سروصدا و به عبارت عامیانه زوزه باد، یک مشکل زیست محیطی است. باوجود این، تلاش برای مطالعه و کاهش نوع نویز حاصل از باد در ایران و حتی جهان نادر است و تحقیقات انجام‌گرفته، بیشتر مربوط به زمینه‌های هواپیمایی و ماشینی و صنعتی است. لذا علاوه بر مثال‌های ذکر شده، این مورد نیز باید مورد توجه قرار گیرد، چراکه علاوه بر مقررات دولت‌ها در انتشار سروصدا، تقاضای مردم از استانداردهای زندگی افزایش یافته است.

محاسبه نویز تولید شده به‌وسیله جریان سیال، به‌دلیل معادلات غیرخطی حاکم همواره مشکل بوده است. علاوه بر این برای انجام آزمایش‌های تجربی، جهت محاسبه نویز حاصل از باد مشکلات بسیاری از قبیل مشکل تفکیک نویز باد طبیعی از نویز سر و صدای اطراف و همچنین مشکلات یکسان سازی عدد استروهال و عدد رینولدز (ناشی از کوچک بودن مدل آزمایشگاهی نسبت به مدل واقعی) وجود دارد. ولی در بیش از چند دهه گذشته، با استفاده از ابزارهای دینامیک سیالات محاسباتی و آیروآکوستیک محاسباتی مطالعات زیادی در زمینه مکانیزم منابع صوتی، قابلیت پیش‌بینی نویز و فناوری‌های کاهش نویز حاصل از باد به‌ویژه در مهندسی هوافضا انجام گرفته است[1].

درک درست از مکانیزم فیزیکی در تولید نویز حاصل از باد یک گام مهم برای کاهش یا کنترل انتشار صدا می‌باشد. به این منظور یک سیلندر دایروی که در ارابه‌های فرود، نمای ساختمان‌ها و آنتن خودروها بسیار پرکاربرد است، جهت بررسی انتخاب شده‌است. بخش وسیعی از نویز تولید شده حاصل از باد به دلیل نوسانات فشار بر روی دیواره‌ی سیلندر می‌باشد و از طرف دیگر با توجه به پایین بودن سطح انرژی در جریان‌های با عدد ماخ کم، ترکیب صدا و نوسانات جریان معمولا ممکن است درنظر گرفته نشود. لذا جریانی که منبع نویز است باید جدا از میدان آکوستیکی مورد محاسبه قرارگیرد.

همان‌طور که گفته شد به دلیل این‌که مقادیر پارامترها در دینامیک سیالات اختلاف گسترده‌ای با سهم مقادیر آکوستیکی دارند و مرز دوردست آکوستیکی از نظر مقدار چندین برابر بزرگ‌تر از مرز دوردست جریان در

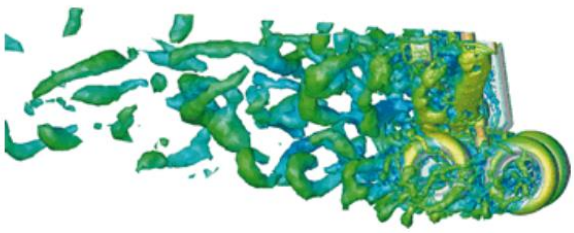

Fig. 1 The location of sound sources in the landing wheels of a volant

شکل 1 محل منبع‌های صوتی در چرخ‌های فرود یک پرنده

دینامیک سیالات است، شبیه‌سازی عددی مهم‌ترین بخش از یک شبیه‌سازی آیروآکوستیکی کامل است و نتایج حل گذرا برای محاسبه منابع آیروآکوستیکی استفاده می‌شود. نکته جالب در این میان این است که در شبیه‌سازی عددی لازم نیست تا میدان مربوط به حل عددی جریان سیال و میدان مربوط به حل عددی معادلات آکوستیک یکسان باشند. به عبارت دیگر می‌توان یک میدان کلاسیک برای حل جریان سیال مطابق معمول در نظر گرفت و پس از حل عددی جریان، محاسبات آیروآکوستیک را در یک میدان دیگری بسیار بزرگتر از میدان حل عددی انجام داد و به محاسبه سطح صوت در نقاطی پرداخت که آن نقاط خارج از مرزهای میدان حل عددی قرار دارد.

اصول اساسی پیش بینی نویز آیرودینامیکی در جریان نامحدود با استفاده از قیاس‌های آکوستیکی، در ابتدا توسط لایت‌هیل به‌دست آمده است[2]. کرل آن را با در نظر گرفتن وجود مرزهای جامد در جریان گسترش داد[3]. سپس، برای پیش بینی نویز آیرودینامیکی از جسم در حال حرکت، فاکس ویلیام هاوکینگز روشی را برای تاثیر یک سطح متحرک در تولید صدا داخل جریان ارائه داد[4].

از اواخر دهه 1990، آیروآکوستیک محاسباتی به عنوان یک شاخه جداگانه در روش‌های عددی، برای پیش‌بینی نویز انعکاسی از یک منبع ایروآکوستیکی یا انتشار امواج صوتی در یک میدان جریان ناهمگن مورد مطالعه قرار گرفته است[5].

لایت هیل ثابت کرده‌است که منابع صوتی آیرودینامیکی می‌توانند در چند مجموعه از تک قطبی‌ها، دو قطبی‌ها و چهار قطبی‌ها مدل شوند. منابع تک‌قطبی نشان‌دهنده صوت تولید شده ناشی از نوسانات جرم سیال به‌خاطر حرکت صفحات می‌باشند (مثل نویز حاصل از بال زدن پرنده‌ها)، منابع دوقطبی نشان‌دهنده صوت ایجادشده به‌دلیل نوسانات نیرو بر روی سطح جسم (مثل نویز حاصل از جریان باد روی ساختمان‌ها) و منابع چهارقطبی نیز نشان‌دهنده صوت تولیدشده به دلیل نوسانات تنش‌های سیال خارج از جسم می‌باشند (مثل نویز ناشی از خروج پرسرعت گازهای موتورهای جت)[4].

روش‌های حل آیروآکوستیکی به دو دسته کلی محاسبه مستقیم نویز و روش‌های عددی حل مدل‌های آکوستیکی تقسیم می‌شوند[6]. در روش مستقیم، تولید و انتشار امواج صوتی به‌طور مستقیم از حل دقیق معادلات دینامیک سیالات مناسب به‌دست می‌آید. به‌طور کلی این روش از لحاظ محاسباتی سخت و گران است زیرا علاوه بر این‌که دقت عددی بالایی نیاز دارد، برای دریافت مناسب در گیرنده‌های صوتی، شبکه‌بندی باید از کیفیت بالا برخوردار باشد و فقط زمانی که گیرنده‌ها داخل میدان حل و در نزدیکی منبع تولید نویز باشند، استفاده عملی از این روش امکان‌پذیر است و همچنین به حل معادلات تراکم‌پذیر نیاز دارد. برای اطلاع از نیازهای عددی لازم جهت محاسبه صدا به روش مستقیم، می‌توان به مقاله تام در سال 1998 مراجعه کرد [7].

اما روش‌های عددی آیروآکوستیکی مانند روش فاکس ویلیام هاوکینگز درسال 1969، یا روش سطح کیرشهف توسط فاراست و مایرس در سال 1988، مشکلات روش مستقیم را ندارند. این روش‌ها به‌طور گسترده برای پیش‌بینی نویز جت و نویز حاصل از دوران روتور مورد استفاده قرار می‌گیرند[8].

فرمول فاکس‌ویلیام هاوکینگز به‌دست آمده از عمومی‌ترین شکل قیاس آکوستیکی لایت‌هیل است و قادر به محاسبه صدای تولید شده توسط چندین منبع آکوستیکی می‌باشد. در این روش می‌توان چندین سطح را به‌عنوان منبع صوتی و گیرنده صوتی در نظر گرفت. همچنین گیرنده‌ها می‌توانند ثابت

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]
Archive of SID
www.SID.ir

یا با سرعت ثابت در حال حرکت باشند. در کدهای تجاری مانند نرم‌افزار انسیس فلوئنت[1]، روش فاکس‌ویلیام‌هاوکینگز به‌عنوان یک حوزه آیروآکوستیکی محاسباتی گنجانده شده‌است. این روش فرض می‌کند که هیچ مانعی بین منابع صوتی و گیرنده‌ها وجود ندارد و انتشار صدا به سمت فضای آزاد است، بنابراین درحالی‌که می‌توان این روش را به‌طور صحیح برای پیش‌بینی نویز حاصل از جریان‌های آیرودینامیکی خارجی به‌کار برد، برای نویز داخل مجاری یا فضای محصور به‌کار نمی‌رود[6].

در تحقیق حاضر علاوه بر بررسی توانایی و دقت حل عددی نرم‌افزار فلوئنت در محاسبه صدای حاصل از جریان در فواصل دوردست، صدای حاصل از جریان بر روی سیلندر دایروی شکل به صورت دو بعدی و سه بعدی مورد بررسی قرار گرفته است و همچنین تغییرات صدای حاصله با تغییر طول سیلندر با یک روش تصحیح، مورد بررسی واقع شده است. برای این کار، پس از حل عددی معادلات ناویر-استوکس به همراه مدل آشفتگی شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES)، به حل عددی و ناپایای میدان آکوستیک با روش فاکس ویلیام هاوکینگز پرداخته شده است. در مرحله پس‌پردازش، نتایج در قالب نمودارهای سطح فشار صوت بر حسب فرکانس و همچنین سطح کلی صوت ارائه شده است.

2- معادلات حاکم

2-1- معادلات حاکم بر دینامیک سیالات

معادلات پیوستگی و ممنتوم معادلات حاکم بر دینامیک جریان سیال هستند و برای جریان تراکم‌ناپذیر با روابط (1) و (2) تعریف می‌شوند.

$$\nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial(\rho \vec{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}\vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\bar{\tau}} + \rho \overrightarrow{f_{\mathrm{m}}} \tag{2}$$

به‌طوری که $\vec{\bar{\tau}}$ و $\overrightarrow{f_{\mathrm{m}}}$ به ترتیب تانسور تنش لزج و نیروی جسمی هستند. ρ و $\vec{v}$ نیز به ترتیب چگالی و سرعت جریان می‌باشند. هدف شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES)، مدل‌کردن مقیاس‌های بزرگ از جریان مغشوش است که بیشتر مستعد حمل انرژی و مومنتوم داخل جریان هستند. مدل اغتشاش LES، بر پایه جداسازی گردابه‌های بزرگ از گردابه‌های کوچک و مدل‌سازی واقعی گردابه‌های کوچک در جریان بنا نهاده شده‌است. مطابق رابطه (3) و مشابه با دیگر مدل‌های اغتشاشی، سرعت جریان u، به دو بخش سرعت متوسط و سرعت نوسانی تقسیم می‌شود.

$$u = \acute{u} + \bar{u} \tag{3}$$

تابع مقیاس ذکر شده با روابط (4) و (5) تعریف می‌شود.

$$\bar{u}_i = \int \mathrm{G}(\mathrm{x},\acute{\mathrm{x}}) u_i(\acute{x})\, d\acute{x} \tag{4}$$

$$\mathrm{G}(\mathrm{x},\acute{\mathrm{x}}) = \begin{cases} 1/\Delta, & \text{اگر } |x-\acute{x}| \le \Delta/2 \\ 0, & \text{اگر رابطه بالا برقرار نباشد} \end{cases} \tag{5}$$

این تابع بیان می‌کند که گردابه‌های بزرگ‌تر از یک مقدار مشخص، مثلاً Δ، به‌طور مستقیم محاسبه می‌شوند و گردابه‌های کوچکتر از آن تقریب زده می‌شوند. با اعمال تابع مقیاس به معادلات پیوستگی و مومنتوم، معادلات حاکم بر جریان در روش LES به‌صورت روابط (6) و (7) به‌دست می‌آیند.

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x} = 0 \tag{6}$$

$$\frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \overline{u_i u_j})}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i}\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i}\right)\right] \tag{7}$$

به‌دلیل غیرخطی بودن معادلات و تنش برشی جریان، جمله ناشناخته $\overline{u_i u_j}$ به وجود می‌آید که برای ادامه حل، باید تقریب زده شود. در همین راستا تنش رینولدز به صورت رابطه (8) تعریف می‌شود که در حالت فیزیکی یک تنش نیست بلکه شار مومنتوم در مقیاس بزرگ است که در اثر عکس‌العمل مقیاس‌های کوچک یا حل‌نشده به‌وجود می‌آید[1].

$$\tau_{ij}^{s} = \overline{u_i u_j} - \bar{u}_i \bar{u}_j \tag{8}$$

پس از جایگذاری معادله (8) در معادله(7)، معادله (9) به دست می‌آید.

$$\frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \overline{u_i u_j})}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i}\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i}\right) + \tau_{ij}^{s}\right] \tag{9}$$

هدف اصلی LES، تقریب زدن τ_{ij}^{s} است و بر این اساس انواع مختلف مدل LES شکل می‌گیرد. در این مقاله، مدل اسماگورنسکی استفاده شده‌است. این مدل توسط اسماگورنسکی[2] پیشنهاد شد[2] و با در نظر گرفتن تاثیر تنش در جریان‌های آرام، تنش رینولدز می‌تواند به صورت رابطه (10) نوشته شود.

$$\tau_{ij}^{s} - \frac{1}{3}\tau_{kk}^{s}\delta_{ij} = -2\nu_{\mathrm{T}}\bar{\mathrm{S}}_{ij} \tag{10}$$

به طوری که ν_{T} لزجت گردابه و $\bar{\mathrm{S}}_{ij}$ به نرخ کرنش در میدان سرعت حل شده مربوط می‌شود و از رابطه (11) بدست می‌آید.

$$\bar{\mathrm{S}}_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i}\right) \tag{11}$$

می‌توان با استفاده از آنالیز ابعادی رابطه (12) را بدست آورد.

$$\nu_{\mathrm{T}} = (C_s \Delta)^2 |\bar{S}| \tag{12}$$

به طوری که Δ ; $\bar{\mathrm{S}} = \left(2\bar{\mathrm{S}}_{ij}\bar{\mathrm{S}}_{ij}\right)^{1/2}$ طول مربوط به تابع مقیاس است و به صورت $\Delta = \left(\Delta_x \Delta_y \Delta_z\right)^{1/3}$ تعریف می‌شود. پارامتر C_{s} می‌تواند از نظریه‌های مختلف جایگذاری شود که برای مثال برای اغتشاش آیزنتروپیک نشان داده شده است که $C_{\mathrm{s}} \approx 0.2$ است. به هرحال این پارامتر می‌تواند تابعی از متغیرهای دیگر مانند عدد رینولدز باشد. برای مثال، مشخص شده است که برای شبیه‌سازی جریان کانال، مقدار باید از 0.2 به 0.065 کاهش یابد که کاهش لزجت گردابه را نتیجه می‌دهد[3]. علاوه بر این باید در نزدیکی دیواره حتی بیشتر کاهش یابد. روشی که با موفقیت استفاده شده است و معمولا در نزدیکی دیواره جهت کاهش لزجت گردابه به کار می‌رود به شکل یک تابع نوسانی و به‌صورت رابطه (13) است[4]:

$$\mathrm{C_s} = C_{\mathrm{s0}}\left(1 - e^{\frac{-y^+}{A^+}}\right)^2 \tag{13}$$

به طوری که y^+ فاصله بدون بعد دیواره لزج از نقاط شبکه است $= yu_\tau/\nu$ و مقدار C_{s0} معمولا برای جریان مغشوش 0.1 در نظر گرفته می‌شود. A^+ ثابتی است که به طور تقریبی 25 قرار داده می‌شود.

2-2- قیاس آکوستیکی فاکس ویلیام هاوکینگز

روشی که برای حالت آکوستیکی حاصل از برخورد ساختار جریان به‌کار می‌رود، روش آکوستیکی فاکس ویلیام هاوکینگز است که در روابط (14) تا (17) آورده شده است. این روش بر مبنای قیاس آکوستیکی لایت‌هیل می‌باشد و با در نظر گرفتن سطوح و منبع صوتی در حال حرکت گسترش یافته است[5].

$$\frac{1}{C_0^2}\frac{\partial^2 \acute{p}}{\partial t^2} - \nabla^2 \acute{p} = \frac{\partial}{\partial t}\{\mathrm{Q}\delta(f)\} - \frac{\partial}{\partial x_i}\{\mathrm{F}_i\delta(\mathrm{f})\} + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}\{\mathrm{T}_{ij}\mathrm{H}(\mathrm{f})\} \tag{14}$$

[1] Ansys Fluent

[2] Smagorinsky

www.SID.ir
Archive of SID
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]

منبع نویز تک قطبی
$$Q = \rho_0 v_n + \rho(u_n - v_n) \quad (15)$$

منبع نویز دو قطبی
$$F_i = P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n) \quad (16)$$

منبع نویز چهارقطبی
$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - C_0^2(\rho - \rho_0)\delta_{ij} \quad (17)$$

در این روابط، مقادیر جریان آزاد با زیر نویس 0 نشان‌داده شده‌اند. $\acute{p}$ فشار نسبی در دوردست است $(\acute{p} = p - p_0)$ و u_i و v_i به ترتیب مولفه سرعت سیال و سرعت سطحی در جهت x_i هستند، u_n و v_n نیز به ترتیب مولفه‌های سرعت سیال و سرعت سطحی در جهت عمود بر صفحه هستند. $\delta(f)$ تابع دلتای دیراک و $H(f)$ مربوط به تابع پله است. متغیر f به‌گونه‌ای است که مقدار صفر آن سطح تولید صدا و مقادیر بزرگ‌تر از صفر آن ناحیه انتشار موج را تشکیل می‌دهد. C_0، سرعت صوت در دوردست است و T_{ij} تانسور تنش لایت‌هیل است که در آن P_{ij} تانسور تنش فشاری است که برای سیال استوکسی به صورت رابطه (18) تعریف می‌شود.

$$P_{ij} = P\delta_{ij} - \mu\left[\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3}\frac{\partial u_k}{\partial x_j}\delta_{ij}\right] \quad (18)$$

معادله(14)، یک معادله موج می‌باشد که در سمت راست آن سه ترم منبع آکوستیکی ناهمگن قرار دارد و به‌ترتیب نمایانگر منابع تک قطبی، دوقطبی و چهارقطبی می‌باشند. در یک سطح ساکن، جمله تک قطبی می‌تواند در نظر گرفته نشود. بنابراین بین جملات دو قطبی و چهارقطبی مقایسه لازم است[5]. شدت جمله دوقطبی مطابق رابطه (19) متناسب با سرعت جریان است.

$$I_D \approx \rho u^6 c^{-3} l^2 \quad (19)$$

و شدت جمله چهارقطبی مطابق رابطه (20) قابل محاسبه است.

$$I_Q \approx \rho u^8 c^{-5} l^2 \quad (20)$$

قیاس منابع دوقطبی و چهارقطبی با تقسیم معادله (20) به (19) به دست می‌آید که برابر است با $I_Q/I_D \propto (u/c)^2$.

برای همه موارد شبیه‌سازی‌شده در این مقاله سرعت جریان 69.2 متر بر ثانیه می‌باشد و لذا سهم منبع چهارقطبی در این شبیه‌سازی کمتر از 3% است و منبع اصلی ایجاد نویز، منبع دوقطبی می‌باشد. به همین دلیل است که نرم‌افزار فلوئنت سهم منابع چهارقطبی را در نظر نمی‌گیرد. در تحلیل آکوستیکی نرم‌افزار فلوئنت، فرضیات حاکم، فرضیات در نظر گرفته شده توسط لایت‌هیل است که در واقع دو فرض اساسی برای دستیابی به معادلات بالا در نظر گرفته است. در واقع، در این روش فرض شده است که هیچ مانعی بین منابع صوتی و گیرنده‌ها وجود ندارد (در نتیجه تاثیر انعکاس صدا در محاسبات را در نظر نمی‌گیرد.) و انتشار صدا به سمت فضای آزاد است (یعنی صدای حاصل از جریان‌های خارجی را محاسبه می‌کند.). این روش اطلاعات آیرودینامیکی منبع نویز را از حل عددی آن ذخیره می‌کند و سپس معادله موج معرفی شده را به‌صورت تحلیلی و انتگرالی با ورودی اطلاعات به‌دست آمده از روش عددی، برای دستیابی به سطوح فشار صوتی، حل می‌کند. روش کار در نرم‌افزار فلوئنت به این صورت است که ابتدا مسئله کاملاً شبیه یک مسئله عادی ناپایا حل می‌شود. پس از اطمینان از همگرا شدن مسئله و پریودیک شدن نوسانات در منبع تولید نویز، مثلا پریودیک شدن تغییرات ضریب لیفت و درگ استوانه (ناشی از ریزش گردابه‌های متناوب جریان)، مدل محاسبه آکوستیک فعال می‌شود. در ادامه، مسئله در حالتی که مدل محاسبه آکوستیک فعال است نیز چند پریود دیگر حل می‌شود (در اصل در این مرحله همزمان معادلات ناویراستوکس و معادلات لایت‌هیل حل می‌شوند) و سطح صدای تولید شده در میکروفن‌هایی که موقعیت آن‌ها در نرم‌افزار وارد شده است، محاسبه می‌شود.

3-2- روابط نتایج آکوستیکی

نتایج حل آکوستیک در قالب سطح فشار صوت[1] (SPL) با واحد دسی‌بل بر حسب فرکانس مربوطه ارائه می‌شود. سطح فشار صوت مطابق با روابط (21) و (22) تعریف می‌شود.

$$\mathrm{SPL} = 10\log\left(\frac{P^2}{P_0^2}\right) = 20\log\left(\frac{P}{P_0}\right) \quad (21)$$

$$P_0 = 2 \times 10^{-5}\ \mathrm{pa} \quad (22)$$

که در آن P فشار موج آکوستیکی ایجاد شده بر حسب پاسکال و P_0 فشار صدای مرجع در هوا می‌باشد.

فشار مرجع کمترین فشار موج صوتی است که گوش انسان آن را تشخیص می‌دهد و مقدار آن تقریباً 20 میکروپاسکال است و البته در فرکانس 3 تا 4 کیلوهرتز می‌توان چنین صدای کمی را شنید. اگر فرکانس صدا بیشتر یا کمتر باشد، می‌بایست قدرت آن بیشتر باشد تا بتوان آن را شنید. فشار هوای اطراف ما در حالت عادی و البته در کنار دریا که ارتفاع صفر است، معادل 100 کیلوپاسکال است و در حقیقت فشار مرجع در عبارت فوق، 5 میلیارد برابر کمتر از فشار هوای معمولی است.

با استفاده از نتایج طیفی آکوستیک، یک سطح فشار صوت کل[2] (OASPL) در واحد دسی‌بل که با جمع کردن همه دامنه‌های طیف به‌دست آمده حاصل می‌شود و متوسط صدای تولید شده در تمام فرکانس‌ها را نشان می‌دهد و به‌صورت رابطه (23) بیان می‌شود.

$$\mathrm{OASPL} = 20\log\sqrt{\sum_i (10^{\mathrm{SPL}_i/20})^2} \quad (23)$$

3- نتایج

برای بررسی عددی موضوع تحقیق، جریان حول استوانه‌ای با قطر 0.019 متر انتخاب شده که نتایج تجربی زیادی برای آن موجود است. سرعت جریان آزاد بر روی استوانه در نتایج تجربی موجود در مرجع [9]، 69.2 متر بر ثانیه و عدد رینولدز براساس قطر سیلندر 90000 می‌باشد. سرعت در نظر گرفته شده در محدوده سرعت نشست و برخواست هواپیماهای مسافربری قرار دارد. در رژیم جریان مورد نظر که در محدوده عدد رینولدز زیربحرانی قرار دارد ($\mathrm{Re} \leq 1 \times 10^5$)، لایه‌مرزی در جلوی سیلندر از آن جدا می‌شود و ریزش گردابه با عدد استروهال حدودا 0.2 اتفاق می‌افتد[6]. این جدایش گردابه‌ها می‌تواند به عنوان منبع تولید نویز آکوستیکی عمل کند که محاسبه عددی این نویز و تاثیر طول سیلندر روی آن در تحقیق مورد نظر مورد توجه قرار گرفته است.

با توجه به ماهیت سه‌بعدی جریان و تشکیل گردابه‌های ناپایدار در عدد رینولدز 90000، حل عددی دو بعدی تنها می‌تواند جنبه‌های فیزیکی جریان را که تحت تاثیر گردابه‌های دوره‌ای و نوسانی قرار می‌گیرد نشان دهد و البته با توجه به تعداد سلول‌های کم و سرعت محاسبات در دوبعد، این تحلیل‌ها برای بررسی تاثیر پارامترهای حل روی نتایج در مرحله طراحی مفهومی مناسب می‌باشد. در تحقیق حاضر قصد بر این است تا بررسی عددی جریان ناپایا حول یک استوانه دوبعدی که در جریان عرضی قرار گرفته، تاثیر

[1] Sound Pressure Level
[2] Overall Sound Pressure Level

Archive of SID
www.SID.ir
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]

مدل‌های توربولانسی مختلف در تغییر میزان نویز آیروآکوستیکی بررسی شود.

اولین گام از مدل‌سازی آشفتگی، میانگین‌گیری از معادلات نویراستوکس[1] است که پس از آن مجهول تازه‌ای به نام تنش رینولدز در معادلات ظاهر می‌شود و می‌تواند توسط فرضیه لزجت گردابه‌ای بوزینسک[2] تقریب زده شود. این فرضیه تنش رینولدز را به گرادیان‌های سرعت متوسط و لزجت گردابه‌ای مرتبط می‌سازد. در نهایت برای مدل‌سازی لزجت گردابه‌ای انواع مدل‌های آشفتگی شکل می‌گیرند که بر اساس تعداد معادلات انتقال برای متغیرهای آشفتگی، طبقه‌بندی می‌شوند. از این معادلات برای محاسبه لزجت گردابه‌ای که تابعی از انرژی جنشی k و نرخ اتلاف اغتشاشی ε یا نرخ اتلاف مخصوص ω است، استفاده می‌شود[7]. در این بررسی از مدل تک معادله‌ای اسپالارت آلماراس[3] و مدل‌های دو معادله‌ای کااپسیلون[4] و کاامگا اس‌اس‌تی[5] برای جریان دو بعدی روی سیلندر استفاده شده است.

علی‌رغم ماهیت سه بعدی بودن مدل آشفتگی شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES) ، می‌توان با وارد نمودن یک دستور در پنجره کنسول نرم‌افزار فلوئنت، امکان استفاده از این مدل در دوبعد را نیز فراهم نمود. در مدل شبیه‌سازی گردابه بزرگ، نوسان موجود در گردابه‌ها توسط مدل زیرشبکه مدل‌سازی می‌شود و گردابه‌های بزرگ به‌طور مستقیم، مانند روش نویراستوکس مستقیم (DNS) محاسبه می‌شوند. در استفاده از مدل شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES) جهت شبیه سازی میدان جریان برای محاسبه نویز حاصل از جریان، انتخاب مدل زیرشبکه که برای تخمین نرخ اتلاف توسعه یافته‌اند، بسیار مهم است زیرا منابع نویز دوقطبی بر روی سطح جسم قرار دارند و میدان جریان در نزدیکی دیواره لزج باید به‌خوبی مدل شود. مطالعات نشان می‌دهد که مدل زیرشبکه اسماگورنسکی-لیلی همراه معادله تابع دیواره، نتایج بهتری در مقایسه با نتایج تجربی ارائه می‌دهد[8].

مدل شبیه‌سازی گردابه منفصل[6] (DES) نیز در نرم‌افزار فلوئنت وجود دارد که بر اساس مدل اسپالارت آلماراس اصلاح شده و ترکیب آن با مدل شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES) به وجود آمده است و در این تحقیق مورد استفاده قرار گرفته است.

معادلات انتقالی با استفاده از الگوریتم پیشرفت زمان غیرتکراری[7] در زمان گسسته‌سازی می‌شوند و جهت جداسازی معادلات اندازه حرکت از معادلات پیوستگی از روش گام کوچک[8] استفاده می‌شود. برای کاهش تلفات عددی و نوسانات غیرفیزیکی، جملات جابجایی در همه معادلات انتقالی با استفاده از روش‌های اختلاف محدود مرکزی[9] با دقت مرتبه دوم گسسته‌سازی می‌شوند. فشار ناپایا با گزینه تزلزل فشار[10] وارد محاسبات می‌شود.

برای دستیابی به نتایج قابل قبول می‌توان از معیار عدد کورانت[11] (CFL) استفاده کرد. در حقیقت عدد کورانت بخشی از یک سلول را که سیال در یک گام زمانی از آن عبور می‌کند نشان می‌دهد. عدد کورانت برای افزایش دقت و کاهش اتلافات عددی لازم است در حدود 1 باشد[10] و در برخی مراجع مانند راهنمای نرم‌افزار فلوئنت کمتر از 3.5 نیز قابل قبول است.

3-1- مدل و شبکه حل عددی

[1] Navier-Stockes
[2] Boussinesq eddy-viscosity
[3] Spalart-Allmaras
[4] k-ε
[5] k-ω sst
[6] Detached Eddy Simulation
[7] non-iterative time-advancement (NITA)
[8] fractional-step method (FSM)
[9] central-differencing schemes (BCD)
[10] PRESTO (PREssure STaggering Option)
[11] Courant Friedriches-Lewy

طبق شکل 2 میدان محاسباتی شامل مستطیلی است که فاصله سیلندر تا بالادست، 5 برابر قطر و فاصله سیلندر تا پایین دست، 20 برابر قطر است. فاصله مرزهای بالا و پایین در فاصله 10 برابر قطر از محور سیلندر قرار دارند [14-11]. برای شبکه‌بندی میدان، از حدود 55 هزار سلول چهاروضعی بی‌سازمان که اتلافات عددی کمتری نسبت به شبکه مثلثی دارد، استفاده شده‌است. زیرا خط واصل بین مرکز حجم کنترل‌ها باید بر سطح آن‌ها عمود باشد و از مرکز سطح حجم کنترل مقابل عبور کند، در حالی که برای دستیابی به همان دقت در شبکه سه ضلعی درون‌یابی‌های پیچیده‌تر و تقریب‌های بیشتری باید انجام شود.

از طرفی در ارضای معادلات بقای جرم، در ناحیه لایه مرزی که گرادیان‌های شدیدی را در بر دارد، اگر مش‌بندی با جریان سیال هم جهت باشد دیفیوژن عددی کمتری ایجاد خواهد کرد که این اتفاق در شبکه‌های چهاروجهی و هگزاهدرال اتفاق میفتد [16,15]. از این میان، 370 سلول بر روی سطح دیواره جامد سیلندر قرار گرفته است. شرایط مرزی در ورودی میدان، ورودی سرعت[12] و در خروجی، خروجی فشار[13] با فشار نسبی صفر در نظر گرفته شده است. مرزهای بالایی و پایین نیز متقارن[14] هستند. فشارکاری[15] نیز در 101325 پاسکال (Pa) باقی می‌ماند.

ابعاد میدان محاسباتی سه بعدی نیز در شکل 3 نشان داده شده است که میدان و شبکه مورد نظر در صفحه *x-y* مشابه مدل دوبعدی است. در بعد سوم از شبکه‌بندی کوپر[16] استفاده شده است که در اصل تکرار همان شبکه دوبعد در بعد سوم به تعدا لایه‌های زیاد است. تعداد 47419 سلول در صفحه *x-y* و 50 سلول در جهت محور z بر روی سیلندر قرار دارد که در مجموع 2370950 سلول ایجاد شده‌است. مشخصات شبکه لایه مرزی آن به این صورت است که فاصله اولین سلول از دیواره 0.00005 متر و نرخ رشد 1.2 و تعداد کل لایه‌ها 10 و ارتفاع کل آن نیز 0.0003 متر است.

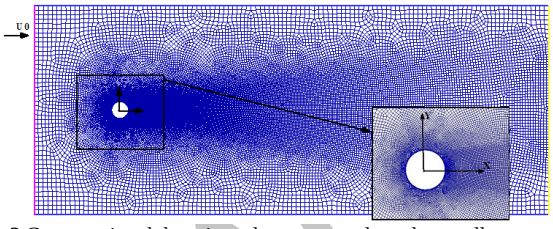

Fig. 2 Computational domain and unstructured quadrant cells around the 2D cylinder

شکل 2 میدان محاسباتی و شبکه‌های چهاروجهی بی‌سازمان اطراف سیلندر دو بعدی

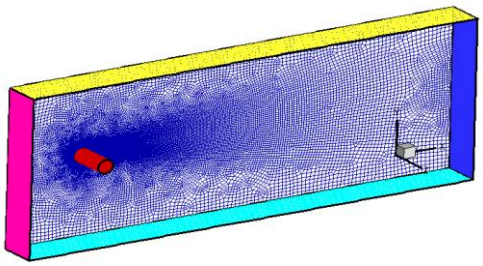

Fig. 3 Computational domain and unstructured hexahedral cells around the 3D cylinder

شکل 3 میدان محاسباتی و شبکه‌های شش‌وجهی بی‌سازمان اطراف سیلندر سه بعدی

[12] Velocity Inlet
[13] Pressure Outlet
[14] Symmetry
[15] Operating Condition
[16] Cooper

www.SID.ir
Archive of SID
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]

دقت شبکه در نزدیکی دیواره جهت حل زیرلایه لزج اهمیت دارد و مقدار انتخاب اندازه میدان در جهت z، از آن‌جا که نتایج را تحت تاثیر قرار می‌دهد، باید به دقت صورت گیرد. بر اساس مطالعات کیم[1] دو مرزهای کناری ایجاد شده در سه بعد در جهت z، حالت تناوبی دارند و محور سیلندر در این جهت باید به اندازه کافی بزرگ باشد تا بتواند بیشترین طول آشفتگی را در فرکانس‌هایی که می‌توانند نتایج را تحت تاثیر قرار دهند، در نظر بگیرد [17].

برای یک سیلندر با رینولدز 90000، بر اساس مطالعات تجربی، نوبرگ[2] طول مربوطه‌ای برابر با 3.16 برابر قطر ($3.16D$) پیشنهاد داد [18]. علاوه بر این برای رینولدز 1.4×10^4 استفاده از طول محوری برابر با 2 برابر قطر تطابق خوبی با نتایج تجربی برای بریور[3] و کیم داشته است[20,19]. با توجه به اطلاعات فوق طول سیلندر در جهت z، 2.5 برابر قطر در نظر گرفته شده است.

y+ باید زیر یک باشد. علاوه بر این در شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES)، برای نتایج معقول، دقت شبکه باید بالا باشد و از ایجاد سلول‌هایی با نسبت ابعادی بالا جلوگیری شود که رعایت همه موارد با توجه به محدودیت‌های محاسباتی کامپیوترهای شخصی صد در صد نیست. لذا معیار عدد کورانت بررسی شده‌است که اکثریت سلول‌ها مقدار عدد کورانت زیر یک دارند. گام زمانی بی‌بعد ($\Delta t U_\infty / D$) 0.0128 در نظر گرفته شده است، در واقع گام زمانی فیزیکی 5×10^{-6} ثانیه می‌باشد.

2-3- نتایج آیرودینامیکی

از آن‌جا که نتایج جریان ناپایدار به عنوان ورودی جهت پیش‌بینی سیگنال‌های آکوستیکی نویز دوردست در روش فاکس ویلیام هاوکینگز استفاده می‌شوند لذا محاسبه نویز منتشر شده به دقت شبیه‌سازی آیرودینامیکی وابسته است و برای ارزیابی دقت نتایج شبیه‌سازی عددی، ویژگی‌های جریان میانگین مانند ضریب پسای میانگین ($\overline{C_d}$)، زاویه جدایش (θ_s)، فرکانس ریزش گردابه ($St = fD/U$) و RMS ضرایب برآ[4] و پسای نوسانی ($\acute{C}_l$ و $\acute{C}_d$) با داده‌های تجربی موجود مقایسه شده‌اند. جدول 1، نتایج دوبعدی و سه‌بعدی شبیه‌سازی شده را که با نتایج تجربی مقایسه شده است نشان می‌دهد.

همچنین برای درک رفتار جریان در اطراف سیلندر، میدان سرعت، نوسانات ضرایب برا و پسا، طیف فشار بر روی سیلندر آورده شده است. جدول 1 نشان می‌دهد که مدل‌های توربولانسی مختلف نتایج متفاوتی را برای مقادیر جریان نشان می‌دهند. شبیه‌سازی سه‌بعدی در جدول 1، توانایی شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES) را در پیش‌بینی پارامترهای مهم جریان روی سیلندر نشان می‌دهد. بنابراین این روش اطلاعات دقیق‌تری از نوسانات جریان نسبت به سایر مدل‌های نویراستوکس متوسط‌گیری‌شده رینولدز ناپایدار (URANS) ارائه می‌دهد.

در جدول 1، درصد خطای محاسباتی هر یک از پارامترها نسبت به مقدار تجربی آن محاسبه شده است و از خطاهای حاصل، برای هر روش، میانگین‌گیری شده و در ستون درصد خطا آورده شده است.

تاریخچه زمانی نیروهای آیرودینامیکی به‌دست‌آمده از مدل شبیه‌سازی دوبعدی کاامگا اس‌اس‌تی (k-ω sst) در شکل 4 دیده می‌شود. همان‌طورکه مشاهده می‌شود حالت نوسانی بودن جریان و ریزش گردابه‌های اصلی را

جدول 1 نتایج تجربی و نتایج عددی آیرودینامیکی

Table 1 Aerodynamic experimental and computational data

	مدل آشفتگی	St 0.18-0.2 [18]	$\acute{C}_l$ 0.45-0.6 [18]	$\overline{C_d}$ 1-1.4 [21]	$\acute{C}_d$ 0.18 [22]	θ_s 80 [23]	درصدخطا (%)
دوبعدی	S-A	0.28	0.081	0.41	0.027	88	57
	k-ε	0.4	0.093	0.35	0.19	124	63.9
	k-ω SST	0.34	0.18	0.46	0.023	104	64.8
	DES	0.22	1.26	1.23	0.29	91	36.5
	LES	0.24	0.97	1.3	0.27	77	28.3
سه بعدی	LES	0.19	0.57	0.36	0.11	84	8.7

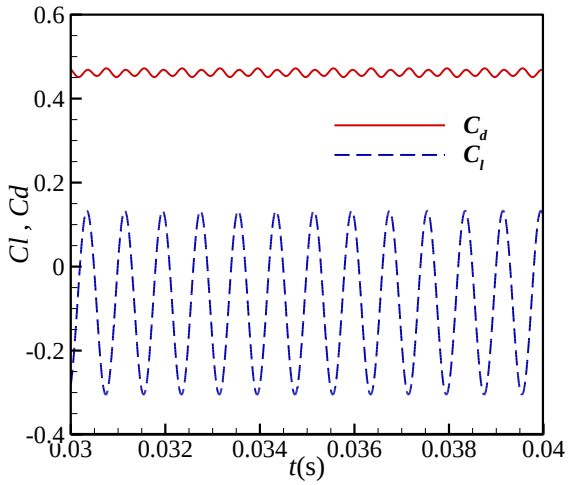

Fig. 4 Lift and drag coefficient

شکل 4 ضریب برآ و پسا

به‌خوبی نشان داده است، اما به‌دلیل متوسط‌گیری از پارامترهای نوسانی، اغتشاشات مستهلک شده‌است.

عدد استروهال مربوط به فرکانس ریزش گردابه اصلی می‌تواند از آنالیز طیفی نوسانات نیروی برآ و مقدار ماکزیمم در شکل 5 به‌دست آید. همان‌طورکه مشاهده می‌شود نیروی آیرودینامیکی در جهت جریان در فرکانسی حدود دو برابر فرکانس آن نیروها در جهت عمودی نوسان می‌کنند و دامنه نیروهای نوسانی عمودی بیشتر از دامنه نیروهای نوسانی در جهت جریان است.

تاریخچه زمانی نیروهای آیرودینامیکی به‌دست‌آمده از مدل شبیه‌سازی

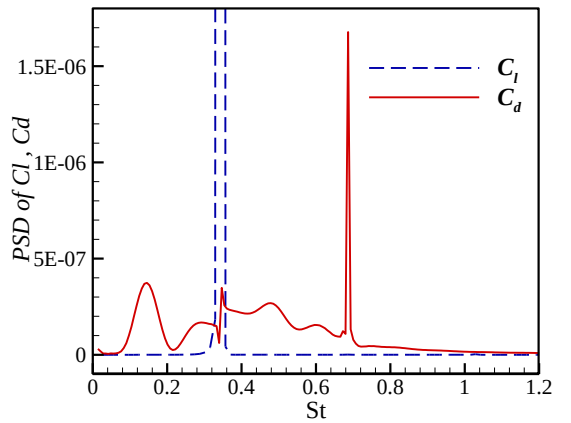

Fig. 5 Power spectral density of lift and drag coefficients

شکل 5 چگالی نوسانی توان ضریب برآ و پسا

[1] Kim
[2] Norberg
[3] Breuer
[4] Lift

Archive of SID
www.SID.ir
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]

گردابه بزرگ (LES) سه بعدی در شکل 6 دیده می‌شود. در مقایسه با شکل 4 دامنه نیروهای نوسانی در جهت عمودی کاهش یافته است و نیروهای افقی نامنظم‌تر و با دامنه کمتری نوسان می‌کنند.

چگالی طیفی نیروهای نوسانی نیز در شکل 7 رسم شده است که عدد استروهال را برای جریان سه‌بعدی نشان می‌دهد. عدد استروهال در اصل فرکانس بی بعد نوسانات ضریب لیفت ناشی از ریزش گردابه‌ها می‌باشد. فرکانس ریزش گردابه همچنین می‌تواند از نمودار شکل 6 با محاسبه فاصله زمانی بین دو قله (یا دو دره متناوب) و استفاده از فرمول $f = 1/\Delta t$ نیز محاسبه شود[24].

شکل 8 کانتورهای سرعت را نشان می‌دهد که در آن ایجاد و حرکت گردابه‌ها به‌خوبی مشخص است. در اصل علت اصلی نوسانات ضرایب برآ و پسا در این شکل قابل مشاهده است.. بدین ترتیب که ابتدا در یکی از دو نیمه بالایی یا پایینی سیلندر، گردابه ای به وجود می‌آید و بزرگ می‌شود. با بزرگ شدن این گردابه و زیاد شدن انرژی آن، گردابه از سیلندر جدا می‌شود و باعث به وجود آمدن گردابه ای دیگر در نیمه مخالف در پشت سیلندر می‌شود. گردابه جدید نیز به نوبه خود بزرگ شده و جدا می‌شود و به تناوب این ریزش گردابه‌ها یکی در نیمه بالایی و دیگری در نیمه پایینی اتفاق می‌افتد و باعث به وجود آمدن صدا و همچنین نوسانی شدن نیروهای وارد بر سیلندر

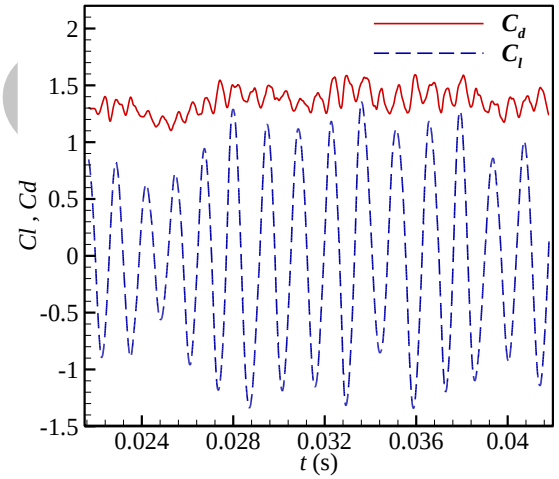

Fig. 6 Lift and drag coefficient from 3D solution

شکل 6 ضریب برآ و پسا حاصل از حل سه بعدی

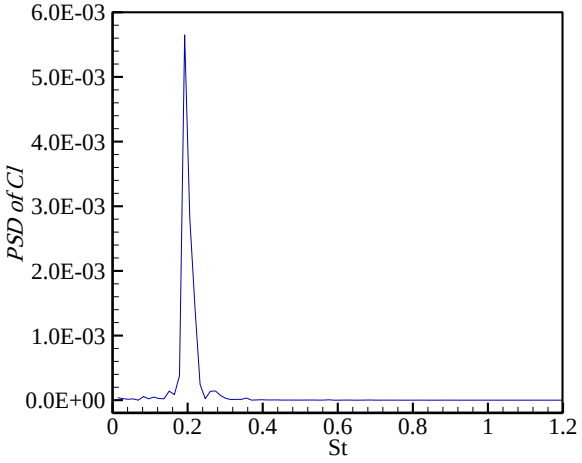

Fig. 7 Power spectral density of lift and drag coefficients

شکل 7 چگالی نوسانی توان ضریب برآ و پسا

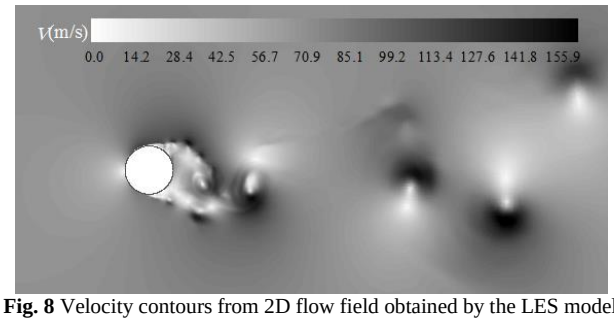

Fig. 8 Velocity contours from 2D flow field obtained by the LES model

شکل 8 کانتورهای سرعت میدان جریان دوبعدی به‌دست‌آمده از مدل LES

می‌گردد. به‌همین ترتیب میدان جریان سه‌بعدی و جدایش لایه مرزی در شکل 9 نشان داده شده است.

در شکل 9 نیز مانند شکل 8 می‌توان ریزش گردابه‌ها را به خوبی مشاهده نمود. در این شکل مشخص است که الگوی ریزش گردابه‌ها در بعد سوم (راستای اسپن سیلندر) الگویی غیر تکراری دارد. یعنی در یک لحظه ثابت، صفحات مختلف در راستای عمود بر محور سیلندر، دارای شکل مختلف گردابه‌ای هستند. لازم به ذکر است که این الگو فقط با مدل‌های اغتشاش پیشرفته مثل مدل حاضر (LES) قابل محاسبه است و مدل‌های یک معادله ای و دو معادله ای ساده تر قادر به محاسبه این جزئیات نیستند.

3-3- نتایج آکوستیکی

همان‌طور که گفته شد، این بررسی بر اساس آزمایشات تجربی رول و همکارانش صورت می‌گیرد. در این آزمایش قطر سیلندری که در تونل باد بدون انعکاس در نظر شده است 0.019 متر و طول آن 25.3 برابر قطر است. همچنین عدد ماخ جریان 0.2 و عدد رینولدز 90000 می‌باشد. برای محاسبه صدا دو میکروفن در فاصله 128 برابر قطر و 35 برابر قطر دورتر از محور سیلندر با زاویه 90 درجه از نقطه سکون آن قرار داده شده است[9]. در ادامه پس از اطمینان از نتایج جریان گذرا به صورت دوبعدی و سه بعدی، از آن‌ها در دو بخش برای محاسبه صدا استفاده شده‌است. توجه شود که شبیه‌سازی آکوستیکی در میدان فرکانسی و شبیه‌سازی گذرای عددی در میدان زمانی صورت می‌گیرد لذا به وسیله تبدیل فوریه سریع[1]، از داده‌های میدان زمانی می‌توان فشار آکوستیکی در میدان فرکانسی را محاسبه نمود.

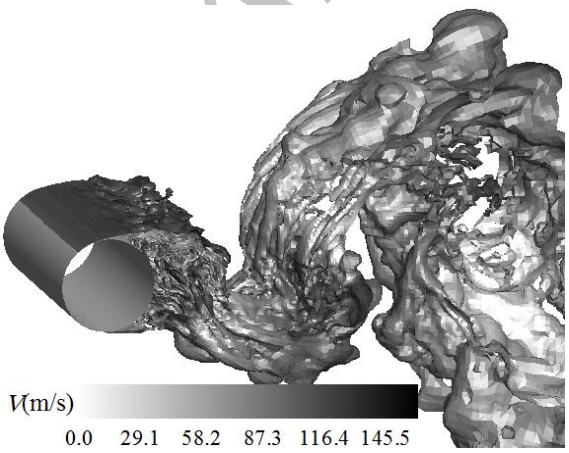

Fig. 9 Velocity contours from 3D flow field obtained by the LES model

شکل 9 کانتورهای سرعت میدان جریان سه‌بعدی به‌دست‌آمده از مدل LES

[1] Fast Fourier Transform

www.SID.ir
Archive of SID
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]

در روش فاکس ویلیام هاوکینگز، برای گام زمانی داده شده، ماکزیمم فرکانسی که آنالیز آکوستیکی می‌تواند تولید کند $1/2\Delta t$ هرتز است[25]. برای گام زمانی انتخاب شده در این بررسی، فرکانس ماکزیمم 100 کیلوهرتز است. بهتر است برای دقت فرکانسی، فرکانس شبیه‌سازی 10 تا 20 برابر بزرگتر از فرکانس صدای مد نظر باشد.

از آنجا که هدف اصلی مطالعه، محاسبه صدای حاصل از جریان و سطوح فشار صوتی است، طی یک مطالعه‌ی شبکه برای اطمینان از عدم تاثیر گذاری تعداد سلول‌های شبکه روی نتایج، ابتدا تاثیرات تعداد شبکه دو بعدی روی نتایج آکوستیکی و مقدار سطح فشار صوت، بررسی شده‌است و سپس به شبکه دوبعدی انتخاب‌شده، لایه‌هایی در بعد سوم اضافه شده‌است تا میدان حل عددی سه‌بعدی را تشکیل دهد. این مراحل قبل از انجام محاسبات اصلی صورت گرفته است. استقلال نتایج آکوستیکی از تعداد سلول‌های شبکه در شکل 10 نشان داده شده‌است. این شکل سطح فشار صوت را در گیرنده یک (y=35D) به ازای افزایش تعداد سلول در حل دو بعدی با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES) نشان می‌دهد. موقعیت گیرنده‌ها نسبت به سیلندر در شکل 11 مشخص شده است. برای این کار، از سه سری سلول با تعداد کم (12934 سلول)، متوسط (55773 سلول) و ریز (137773 سلول) استفاده شده‌است که سلول‌های هر سه سری، از نوع چهارضلعی بی‌سازمان می‌باشد.

مطابق آن‌چه که در این شکل دیده می‌شود، نتایج شبکه متوسط و ریز با دقت قابل قبولی بر روی یکدیگر قرار گرفته‌اند. برای تعیین گیرنده‌ها، تعداد کل گیرنده‌ها و مختصات (x,y,z) هریک از آن‌ها در نرم‌افزار مشخص می‌گردد. اگر گیرنده‌ها در حال حرکت باشند مقدار و جهت سرعت آن‌ها در نرم‌افزار تعریف می‌شود. از آن‌جایی‌که مدل آکوستیکی برای پیش‌بینی نویز دوردست مناسب است، موقعیت گیرنده‌ها باید در فاصله معقولی از منبع قرار گیرند. آن‌ها همچنین می‌توانند خارج از میدان محاسباتی مانند آنچه در شکل 11 نشان داده شده است، تعیین شوند تا در نهایت فایل سیگنال صوتی هر یک از آن‌ها به‌صورت جداگانه ذخیره شود.

3-3-1- نتایج آکوستیکی حاصل از روش‌های دوبعدی

هنگام انجام محاسبات آکوستیکی، انتگرال‌های روش فاکس ویلیام هاوکینگز همواره نیاز به انتگرال‌گیری در جهت عمقی دارند که ماهیت سه بعدی تولید نویز را نشان می‌دهد. اگر فرض شود آن بخش از جریان که ضعیف است تاثیر قابل توجهی در نویز تولید شده کلی ندارد می‌توان یک طول را به عنوان مرجع در نظر گرفت که جریان خارج از این طول در جهت عمق سیلندر، تاثیری بر روی نویز تولید شده ندارد. با توجه به روش به‌کارگرفته شده توسط

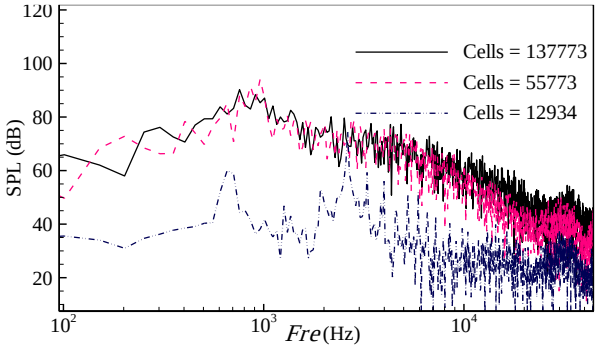

Fig. 10 Independent results from number of cells for receiver1

شکل 10 نتایج استقلال از تعداد شبکه برای گیرنده یک

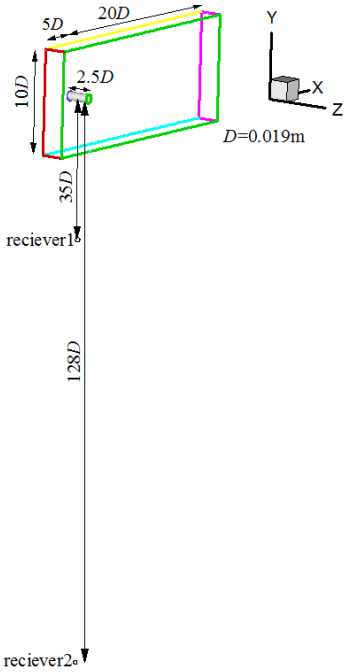

Fig. 11 Receivers location towards sound source

شکل 11 موقعیت گیرنده‌ها نسبت به منبع صوت

کاکس و برنتنر[1]، مقدار این طول را بر اساس تاثیر آن در سطح صدای کل (OASPL) تعیین می‌کنند[26]. نرم‌افزار فلوئنت این طول را طول معادل منبع[2] می‌نامد. در واقع نرم‌افزار فلوئنت حجمی از منبع، با عمقی معادل طول معادل تعیین‌شده می‌سازد و منابع خارج از این حجم را در نظر نمی‌گیرد. واضح است نیازی به تعیین این پارامتر در شبیه‌سازی سه‌بعدی نیست و در حالت سه‌بعدی، عمق هندسه به صورت فیزیکی و واقعی تولید و شبکه‌بندی می‌شود.

در این مطالعه نیز سه طول معادل منبع برای محاسبه سطح صدای کل (OASPL) از نتایج مدل دو بعدی شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES) در نظر گرفته شده‌است و نتایج آن در جدول 2 نشان می‌دهد که طول معادل منبع برابر با 5 برابر قطر، طول مناسبی برای استخراج دیگر نتایج آکوستیکی می‌باشد. اما همان‌طورکه در شکل 12 دیده می‌شود استفاده از روش‌های دو بعدی تنها می‌تواند سطح صدای کل را به درستی پیش‌بینی کند و برای سطح فشار صوت دقیق نمی‌باشد.

مقدار سطح صدای کل (OASPL)، مربوط به هر کدام از مدل‌های توربولانس در دو گیرنده محاسبه شده‌است. مقایسه مقادیر به‌دست‌آمده با مقادیر تجربی در جدول 3 آورده شده‌است. همان‌طورکه مشخص است در

جدول 2 تاثیر طول معادل منبع بر سطح صدای کل (OASPL)

Table 2 Effect of source correlation length on overall sound pressure Level (OASPL)

	طول معادل منبع (m)			
	2.5D	5D	10D	نتایج تجربی[9]
سطح صدای کل (dB) گیرنده یک (y=35D)	110.1	116.1	122.1	117
سطح صدای کل (dB) گیرنده دو (y=128D)	98.8	104.9	110.1	100

[1] Cox and Brentner
[2] Source Correlation Length

Archive of SID
www.SID.ir
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]

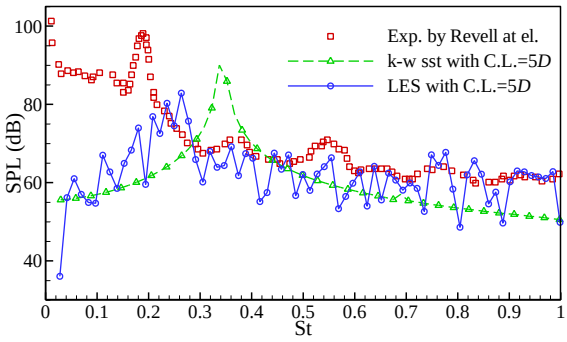

Fig. 12 Comparison between sound pressure levels obtained by 2-dimentional models and experimental data in receiver2(y=128D)

شکل 12 مقایسه سطح فشار صوت حاصل از مدل‌های دوبعدی با نتایج تجربی گیرنده دو (y=128D)

محاسبه سطح صدای کل (OASPL) برای گیرنده یک، مدل‌های شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES) و شبیه‌سازی گردابه منفصل (DES) خطایی کمتر از یک درصد با نتایج تجربی دارند، درحالی‌که برای گیرنده دوم این مقدار به 4.8% می‌رسد. مدل کاامگا اس‌اس‌تی (k-ω SST) در مقایسه با نتایج تجربی میانگین اختلاف 12% را نشان می‌دهد. در مدل کاپسیلون استاندارد میزان خطا بیشتر شده‌است و برای محاسبه سطح صدای کلی در گیرنده یک 17.7% و در گیرنده دوم 15% خطا دارد. مدل اسپارت آلماراس نیز به عنوان نامناسب‌ترین مدل در این شبیه‌سازی، نتایج را با حدود 35% خطا نشان می‌دهد. محاسبه خطا در جدول 3 به این ترتیب است که خطای هریک از گیرنده‌ها نسبت به مقدار تجربی آن محاسبه شده و در هر روش میانگین آن‌ها گزارش شده است.

3-3-2- نتایج آکوستیکی حاصل از روش سه بعدی

همان‌طورکه در بخش‌های قبل ذکر شد، شبیه‌سازی جریان سه‌بعدی برای سیلندری با طول عمق 2.5 برابر قطر انجام شده‌است درحالی‌که نتایج آکوستیکی تجربی برای سیلندری با طول عمق 25.3 برابر قطر به‌دست آمده است. برای محاسبه سطح صدای اضافه شده با طول عمق بیشتر، روش‌های تصحیح آکوستیکی وجود دارند که در این مورد از روش تصحیح ارائه شده در فرمول (22) استفاده شده است[27]. این روش سطح فشار صوت لازم برای اضافه کردن به نتایج طول عمق بیشتر را ارائه می‌دهد (ΔSPL_{corr}). روش‌های تصحیح صدا ناشی از طول بدنه بلندتر، در مطالعات دیگری نیز استفاده شده‌است [28-31]. بنابراین بدین منظور اگر L_1 طول عمق واقعی سیلندر در آزمایشات تجربی و L_2 طول عمق شبیه‌سازی آن باشد، از رابطه (24) جهت اصلاح نتایج آکوستیکی استفاده می‌شود.

جدول 3 تاثیر مدل‌های توربولانسی مختلف در محاسبه سطح صدای کل (OASPL)

Table 3 Effect of different turbulence models on overall sound pressure Level (OASPL)

نتایج تجربی[9]	سطح فشار صوت کلی در گیرنده یک (dB) 117	سطح فشار صوت کلی در گیرنده دو (dB) 100	درصد خطا (%)
LES	116.18	100	< 1
DES	116.11	104.90	< 5
kw sst	100.97	104.82	12
k-ε standard	96.26	89.70	16.3
Spalart-allmaras	87.19	85.00	25

$$\Delta SPL_{corr} = 20\log\frac{L_1}{L_2} \quad (24)$$

مقدار این پارامتر در این بررسی 20.1 دسی‌بل به‌دست می‌آید که در نهایت صدای نوسانی تصحیح‌شده با نتیجه تجربی سیلندر به طول 25.3 برابر قطر در شکل 13 مقایسه شده‌اند. ماکزیمم سطح فشار صوتی (SPL) محاسبه‌شده، 4.7 دسی‌بل کمتر از مقدار متناظر آن در نتایج تجربی رول و همکارانش است و از محاسبات سطح صدای کل (OASPL) در گیرنده دوم 103 دسی‌بل و برای گیرنده اول 115 دسی‌بل به‌دست می‌آید که به ترتیب 3 و 2 دسی‌بل از نتاج تجربی اختلاف دارند.

در شکل 14 مقادیر صوتی در دو گیرنده باهم مقایسه شده‌اند. همان‌طورکه در شکل 15 مشاهده می‌شود گیرنده دوم که در فاصله‌ی دورتری نسبت به منبع صوت قرار دارد، سیگنال‌های صوتی را دیرتر و با شدت کمتری دریافت می‌کند و همچنین الگوی سطح فشار صوتی یکسانی در هر دو گیرنده شنیده می‌شود.

4- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در مقاله حاضر، محاسبه صدای حاصل از جریان روی استوانه با کمک حل عددی نرم‌افزار انسیس فلوئنت انجام شده است. استوانه مورد نظر در اصل به عنوان نماینده بخش مهمی از ارابه فرود هواپیما انتخاب شده است و سرعتی که در آن نویز محاسبه شده است، محدوده سرعت نشست و برخواست هواپیماهای مسافربری (70 متر بر ثانیه معادل حدود 250 کیلومتر بر ساعت) می‌باشد.

شبکه به کار گرفته شده از نوع چهاروجهی بی سازمان در دو بعد (به

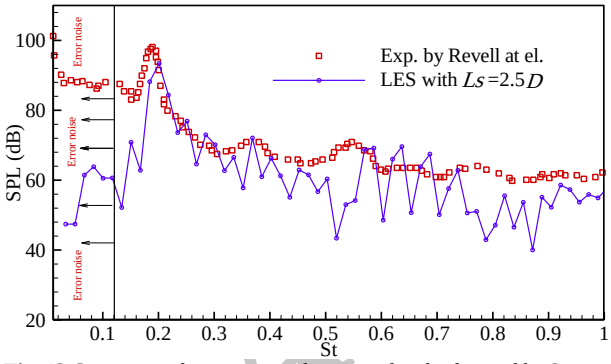

Fig. 13 Comparison between sound pressure levels obtained by 3-dimentional model (LES) and experimental data in receiver2(y=128D)

شکل 13 مقایسه سطح فشار صوت حاصل از مدل سه بعدی (LES) با نتایج تجربی گیرنده دو (y=128D)

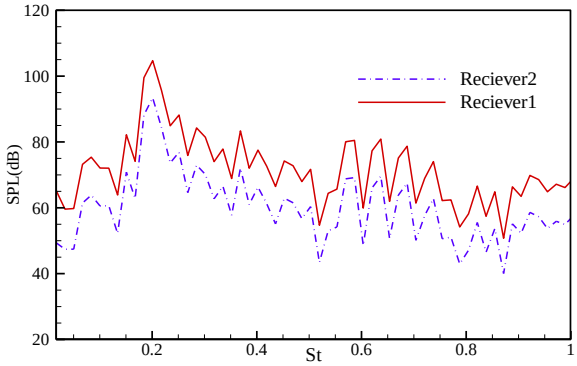

Fig. 14 Sound pressure level in two receivers

شکل 14 سطح فشار آکوستیکی در دو گیرنده

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]
www.SID.ir

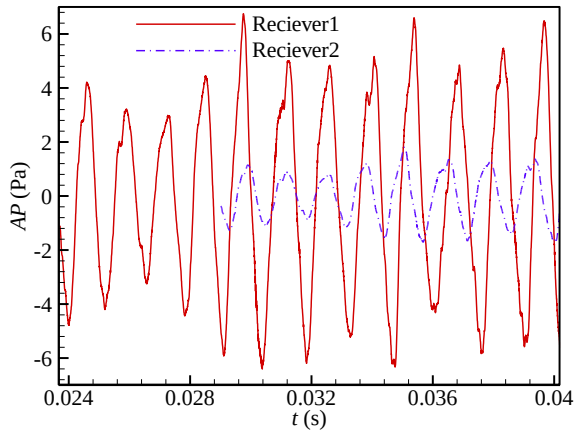

Fig. 15 Acoustic pressure in two receivers

شکل 15 فشار صوتی در دو گیرنده

تعداد حدودی 50 هزار سلول) و شبکه منشوری شکل که در اصل تکرار شبکه دو بعدی در بعد سوم به اندازه 50 لایه (در مجموع حدود دو و نیم میلیون سلول سه بعدی) می‌باشد. بررسی های انجام شده در راستای محاسبه تغییرات نتایج با افزایش تعداد سلول‌ها، بیانگر مناسب بودن این شبکه برای انجام تحلیل‌های عددی می‌باشد. برای رعایت معیار وایپلاس که ریزی شبکه در نزدیکی دیواره سیلندر را تضمین می‌کند نیز از 10 ردیف شبکه لایه مرزی که فاصله اولین سلول از دیواره 0.00005 متر و نرخ رشد آن 1.2 است، استفاده شد.

در روش به کار گرفته شده برای محاسبه صدا، ابتدا جریان به صورت گذرا با زمان حل می‌شود. سپس اطلاعات منابع نویز حاصل از حل آیرودینامیکی جریان، به عنوان ورودی معادله موج روش فاکس ویلیام هاوکینگز استفاده می‌شود. در گام آخر با فعال‌سازی مدل محاسبه آکوستیک در فلوئنت و تعیین مختصات چند نقطه در نرم‌افزار به عنوان میکروفون، صدای حاصل از جریان در محل این میکروفون‌ها در طول زمان محاسبه می‌شود. برای محاسبه صدا در مدل عددی حاضر، دو میکروفن در فاصله 128 برابر قطر و 35 برابر قطر دورتر از محور سیلندر با زاویه 90 درجه از نقطه سکون آن قرار داده شد.

شبیه‌سازی‌های عددی توسط مدل‌های مختلف اغتشاش انجام شد. مقایسه انجام شده بین نتایج حاضر با نتایج تجربی موجود در مقالات بیانگر این واقعیت است که مدل اغتشاش شبیه‌سازی گردابه بزرگ (LES)، بیشترین دقت را در محاسبه نتایج آکوستیکی دارد. علت این امر این است که منبع تولید صدا، نوسانات فشار و سرعت حاصل از ریزش گردابه‌ها می‌باشد. این در حالی است که در دیگر مدل‌های اغتشاشی، به دلیل اینکه از پارامترهای نوسانی سرعت به صورت متوسط‌گیری شده استفاده می‌شود، نوسانات فشار و سرعت تا حد زیادی مستهلک می‌شود و حالت نوسانی بودن جریان و ریزش گردابه‌های اصلی تا حد زیادی از بین می‌رود. در بین مدل‌های اغتشاش نویراستوکس متوسط‌گیری‌شده، مدل کاامگااس‌اس‌تی به نسبت دقتی بهتر از دیگر مدل‌ها دارد. مقدار سطح صدای کل محاسبه شده با روش اغتشاشی شبیه سازی گردابه‌های بزرگ خطایی کمتر از پنج درصد دارد. این در حالی است که همین خطا در مدل کاامگا اس‌اس‌تی در حدود 12 درصد، در مدل کا اپسیلون استاندارد در حدود 18 درصد و در نهایت در مدل اسپارت آلماراس به عنوان نامناسب‌ترین مدل، حدود 25 درصد می‌باشد.

در مدل شبیه‌سازی گردابه بزرگ الزام ریز بودن اندازه سلول‌های عددی در جهت طول سیلندر وجود دارد. به همین دلیل انجام محاسبات در استوانه‌ها و دیگر هندسه‌های دارای طول بزرگ، بسیار زمان‌گیر می‌شود. مثلاً در کار حاضر که طول سیلندر 2.5 برابر قطر آن در نظر گرفته شده، بیش از دو میلیون سلول عددی به کار رفته است. با همین کیفیت، برای سیلندری که طول آن 25 برابر قطر است، باید بیست و پنج میلیون سلول در نظر گرفت که انجام تحلیل‌ها را تقریباً غیر ممکن می‌کند. در شبیه سازی عددی حاضر، از طول سیلندر کوتاه‌تری (طول 2.5 برابر قطر) به جای طول اصلی (طول 25 برابر قطر) استفاده شد. لازم به توضیح است که محاسبه نویز آیروآکوستیکی تفاوت ذاتی با محاسبه عددی نیروهای آیرودینامیکی دارد. به طور مثال نیروی آیرودینامیکی وارد بر یکدهم طول استوانه، ده برابر کمتر از نیروی وارد بر استوانه اصلی است ولی صدای ناشی از جریان روی استوانه ای که یکدهم استوانه اصلی طول دارد، لزوماً ده برابر کمتر نیست. در کار حاضر، برای تطابق نتایج آکوستیکی سیلندر کوتاه‌تر با نتایج تجربی رول و همکارانش، از روش تصحیح زدراکویچ[1] استفاده گردید. مقایسه نتایج بیانگر دقت خوب روش مورد نظر است به گونه ای که خطایی کمتر از 5 درصد در نتایج روش تصحیح مشاهده می‌گردد.

5- مراجع

[1] J. H. Ferziger, *Computational Methods for Turbulent Transonic and Viscous Flows*, Third Edition, pp. 21-23, New York: Springer, 2002.
[2] J. Smagorinsky, General circulation experiments with the primitive equations: I. The basic experiment, *Monthly Weather Review*, Vol. 91, No. 3, pp. 99-164, 1963.
[3] E. De Villiers, *The Potential of Large Eddy Simulation for The Modelling of Wall Bounded Flows*, PhD Thesis, Department of Mechanical Engineering, Imperial College, London, 2006.
[4] P. Majander, T. Siikonen, Evaluation of Smagorinsky based subgrid scale models in a finite volume computation, *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 40, No. 6, pp. 735-774, 2002.
[5] J. F. Williams, D. L. Hawkings, Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion, *Philosophical Transactions of The Royal Society of London A Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, Vol. 264, No. 1151, pp. 321-342, 1969.
[6] A. Roshko, Experiments on the flow past a circular cylinder at very high Reynolds number, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 10, No. 3, pp. 345-356, 1961.
[7] D. C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*, Third Edition, pp. 83-92, California: DCW Industries, 2006.
[8] Y. Wang, J. Chen, H. Lee, K. Li, Accurate simulations of surface pressure fluctuations and flow induced noise near bluff body at low mach numbers, *Proceeding of The 7th International Colloquium on Bluff Body Aerodynamics and Applications*, Shanghai, China, September 2-6, 2012.
[9] J. D. Revell, R. A. Prydz, A. P. Hays, Experimental study of airframe noise vs. drag relationship for circular cylinders, *AIAA Journal*, Vol. 16, No. 9, pp. 889-897, 1978.
[10] J. Tu, G. Yeoh, C. Liu, *Computational Fluid Dynamics: A Practical Approach*, Secend Edition, pp. 186-190, Oxford: Butterworth-Heinemann, 2012.
[11] P. Beaudan, P. Moin, *Numerical Experiments on The Flow Past a Circular Cylinder at Sub Critical Reynolds Number*, California: Stanford University, 1994.
[12] Y. Cao, T. Tamura, Supercritical flows past a square cylinder with rounded corners, *Physics of Fluids*, Vol. 29, No. 8, pp. 85-110, 2017.
[13] Y. Cao, T. Tamura, Shear effects on flows past a square cylinder with rounded corners at Re=2.2×10^4, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 174, No. 1, pp. 119-132, 2018.
[14] N. B. Khan, Z. Ibrahim, B. M. Badry, M. F. Javed, Numerical investigation of flow around cylinder at Reynolds number 3900 with large eddy simulation technique effect of spanwise length and mesh resolution, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part M Journal of Engineering for the Maritime Environment*, Article first published online: January 17, 2018.
[15] T. F. C. Tercero, *Microsurgery: Advances, Simulations, and Applications*, Second Edittion, pp. 189-190, Singapore: Pan Stanford Publishing, 2014.
[16] M. Peric, *Numerical Methods for Computing Turbulent Flows*, pp. 47-48, Belgium: Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 1997.
[17] S. E. Kim, L. S. Mohan, Prediction of unsteady loading on a circular cylinder in high Reynolds number flows using large eddy simulation, *Proceedings of*

[1] Zdravkovich

Archive of SID
www.SID.ir
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]

The 24th International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering, Halkidiki, Greece, June 12-17, 2005.
[18] C. Norberg, Fluctuating lift on a circular cylinder: review and new measurements, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 17, No. 1, pp. 57-96, 2003.
[19] M. Breuer, A challenging test case for large eddy simulation: high Reynolds number circular cylinder flow, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 21, No. 5, pp. 648-654, 2000.
[20] R. Oreslli, J. R. Meneghini, F. Saltara, Two and three-dimensional simulation of sound generated by flow around a circular cylinder, *Proceeding of 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Miami, Florida, May 11-13, 2009.
[21] B. Cantwell, D. Coles, An experimental study of entrainment and transport in the turbulent near wake of a circular cylinder, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 136, No. 1, pp. 321-374, 1983.
[22] G. West, C. Apelt, Measurements of fluctuating pressures and forces on a circular cylinder in the Reynolds number range 104 to 2.5×10^5, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 7, No. 3, pp. 227-244, 1993.
[23] E. Achenbach, Distribution of local pressure and skin friction around a circular cylinder in cross-flow up to Re= 5×10^6, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 34, No. 4, pp. 625-639, 1968.
[24] A. Movahedi, A. Dehghan, M. D. Manshadi, Experimental investigation of aero acoustic noise generation process from a wall mounted square cylinder at incidence, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 9, pp. 327-338, 2017. (in Persian فارسی)
[25] *Using The Ffowcs Williams and Hawkings Acoustics Model*, Accessed on 15 February 2018; http://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node657.htm.
[26] J. S. Cox, K. S. Brentner, C. L. Rumsey, Computation of vortex shedding and radiated sound for a circular cylinder: subcritical to transcritical Reynolds numbers, *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, Vol. 12, No. 4, pp. 233-253, 1998.
[27] M. Zdravkovich, *Flow Around Circular Cylinders Volume 1: Fundamentals*, Oxford: Oxford University Press, 1997.
[28] F. Magagnato, E. Sorgüven, M. Gabi, Far field noise prediction by large eddy simulation and Ffowcs-Williams Hawkings analogy, *Proceedings of The 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit*, Hilton Head, South Carolina, May 12-14, 2003.
[29] R. Ewert, W. Schröder, On the simulation of trailing edge noise with a hybrid LES/APE method, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 270, No. 3, pp. 509-524, 2004.
[30] B. Greschner, F. Thiele, D. Casalino, M. Jacob, Influence of turbulence modeling on the broadband noise simulation for complex flows, *Proceedings of The 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Manchester, Great Britain, May 10-12, 2004.
[31] B. Greschner, F. Thiele, A. Gurr, D. Casalino, M. C. Jacob, Prediction of sound generated by a rod-airfoil configuration using a cubic explicit algebraic stress model for detached eddy simulation and the generalised lighthill/fw-h analogy, *Proceedings of The 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Cambridge, Massachusetts, May 8-10, 2006.

Archive of SID

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]

www.SID.ir

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.28.9]

SID

فیلم های آموزشی

سامانه ویراستاری STES

بلاگ مرکز اطلاعات علمی

کارگاه های آموزشی

سرویس ترجمه تخصصی

سرویس های ویژه

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی جهاد دانشگاهی

کارگاه آنلاین آشنایی با پایگاه های اطلاعات علمی بین المللی و ترفند های جستجو

کارگاه آنلاین
پروپوزال نویسی و پایان نامه نویسی

کارگاه آنلاین
بررسی مقابله ای متون (مقدماتی)