ISSN: 2476-6909; Modares Mechanical Engineering. 2023;23(11):615-626.

Investigating the Effect of Modeling and Simulation of Vortices on Aeroacoustic Calculations in Homogeneous Shear Flow

ARTICLE INFO

Article Type
Original Research

Authors
Kaviani H.R.[1*],
Bashtalam E.[1]

How to cite this article
Kaviani HR., Bashtalam E. Investigating the Effect of Modeling and Simulation of Vortices on Aeroacoustic Calculations in Homogeneous Shear Flow. Modares Mechanical Engineering; *2023;23(11):615-626.*

[1] Department of Mechanical Engineering, Technical and Engineering Faculty, Malayer University, Malayer, Iran.

Correspondence
Address: Department of Mechanical Engineering, Technical and Engineering Faculty, Malayer University, Malayer, Iran.

ahr-kaviani@malayeru.ac.ir

Article History
Received: October 1, 2022
Accepted: October 16, 2023
ePublished: December 5, 2023

ABSTRACT

This study examines the accuracy of three different methods for calculating the aerodynamic noise of the NACA-0012 airfoil in a homogeneous shear flow. The strength of flow vortices is crucial in aeroacoustic calculations, and it can be modeled more cost-effectively using the k-ω SST method or directly simulated up to 90% using large eddy simulation (LES) with higher cost. Additionally, a hybrid method called IDDES, which offers moderate accuracy and cost, is also considered in this research. The primary sources of noise generation identified are vortex shedding from the laminar boundary layer and its interference with the trailing edge, as well as Tollmien-Schlichting waves. Experimental data of the sound pressure level (SPL) in 1/3 octave is used to validate the accuracy of the methods. The results indicate that LES and IDDES show the closest agreement with the experimental data, with LES showing better accuracy. Furthermore, when studying the intensity of sound attenuation with distance, it is observed that the rapid attenuation of small vortices in LES leads to similar SPLs as IDDES after a distance of 1.2 meters. Moreover, since IDDES does not require strict regulations for creating a near-wall grid, it reduces the computing mesh by approximately 41% with less than 2 dB of error. This finding suggests that in similar applications, the IDDES method can be used as a suitable approximation instead of LES to expedite calculations and conduct parametric studies.

Keywords Aeroacoustics, K-ω SST ، IDDES ، LES

CITATION LINKS

1- EPA air pollution standard. 2- Airfoil self-noise and ... 3- On the Evaluation of ... 4- Review of wind turbine ... 5- Aeroacoustics investigations of unsteady ... 6- Large-eddy simulation for acoustics. 7- Turbulent Flows. 8- Unsteady computational fluid dynamics in aeronautics. 9- Direct and large-eddy simulation. 10- A new version of detached-eddy ... 11- Airfoil aeroacoustics, les and ... 12- Aerodynamic noise characteristics of ... 13- scale-resolving simulations in ... 14- Influence of turbulence modeling on ... 15- Resolution requirements for the ... 16- Sound generation by turbulence ... 17- Adaptation of eddy-viscosity turbulence ... 18- Subgrid-scale stress modelling based ... 19- Computation of unsteady turbomachinery ... 20- Hybrid LES-RANS: An approach ... 21- Turbulence statistics in fully ... 22- Wall-layer models for large-eddy simulations. 23- LE and direct simulation of ... 24- Grid-point requirements for large ... 25- Hybrid LES-RANS modelling: an one-equation ... 26- Y+ Compute Grid Spacing online. 27- Large eddy simulation for incompressible ... 28- Wall-resolved LES modeling of ... 29- LES prediction of wall-pressure ... 30- Numerical study comparing RANS and ... 31- Computational aerodynamics development and ... 32- New approximate boundary conditions ... 33- Zonal k–l based large eddy simulations. 34- Pressure distributions from high ... 35- Low-speed aerodynamic characteristics ... 36- Langley Research Center official ... 37- Analysis of flow conditions in free jet ... 38- Aeroacoustic and aerodynamic optimization ... 39- The influence of turbulent bursting on ... 40- Asymptotic behaviour at the wall ... 41- Wind turbines – Acoustic noise measurement ...

Copyright© 2020, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.

بررسی تاثیر مدلسازی و شبیه‌سازی گردابه‌ها بر محاسبات ایروآکوستیکی در جریان برشی همگن

حمیدرضا کاویانی[1]* ، احسان بشتالم[1]
[1] گروه مهندسی مکانیک،دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه ملایر، ایران

چکیده
انجام محاسبات صحیح ایروآکوستیکی مستلزم پیش‌بینی صحیح رفتار گردابه‌های جریان است. قدرت گردابه‌ها را می‌توان با هزینه کمتر (کا-امگا اس.اس.تی) مدل نمود یا با هزینه بیشتر (با ال.ای.اس) تا ۹۰ درصد بصورت مستقیم شبیه‌سازی کرد. روش ترکیبی نیز با نام آی.دی.دی.ای.اس با دقت و هزینه میانی وجود دارد. در این پژوهش دقت این سه روش در محاسبه صوت ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ در جریان برشی همگن و زاویه حمله ۱۰/۸ درجه مورد بررسی قرار گرفته است. دو مکانیسم ۱-ریزش گردابه از لایه مرزی آرام و تداخل آن با لبه فرار و ۲-امواج تولمن-شلیختینگ از عوامل اصلی ایجاد صوت در این تحقیق شناخته شدند. سطح فشار صوت در بازه یک سوم اکتاو با داده‌های تجربی مورد اعتبارسنجی قرار گرفته است. ابتدا نتایج روش ال.ای.اس و سپس آی.دی.دی.ای.اس از نظر مقدار و روند تغییرات بهترین انطباق را با داده‌های تجربی نشان داده است. در بررسی شدت تضعیف صوت با فاصله مشخص شد که بخاطر نقش موثر گردابه‌های کوچک در صوت ال.ای.اس، و تضعیف سریع آنها با افزایش فاصله تا ۱/۲ متر، سطح فشار صوت در روش ال.ای.اس و آی.دی.دی.ای.اس تقریبا برابر شده‌اند. با توجه به اینکه روش آی.دی.دی.ای.اس نیاز به مقررات سخت‌گیرانه برای فاصله‌های بی‌بعد Δx^+ و Δz^+ در نواحی نزدیک دیواره ندارد، این انتخاب باعث کاهش حدود ۴۱ درصدی حجم شبکه محاسباتی در ازای کمتر از ۲ دسیبل خطا گردیده است. بنابراین در کابردهای صنعتی مشابه می‌توان با تقریب مناسبی از روش آی.دی.دی.ای.اس به جای ال.ای.اس برای افزایش سرعت محاسبات و انجام مطالعه پارامتری استفاده نمود.

کلیدواژه‌ها: ایروآکوستیک، کا-امگا اس.اس.تی، آی.دی.دی.ای.اس، ال.ای.اس

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۷/۰۹
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۷/۲۴
*نویسنده مسئول: ahr-kaviani@malayeru.ac.ir

۱- مقدمه
ایرفویل‌ها در بسیاری از ماشین‌های مکانیکی مانند دمنده‌ها، مکنده‌ها و توربینها مورد استفاده قرار می‌گیرند. برای رعایت استانداردها و آرامش محیطی بایستی آلودگی صوتی این وسایل کنترل شود [1]. از این رو محاسبه صحیح و شناسایی نحوه ایجاد، انتشار و تضعیف صوت ایرفویل‌ها در فرآیند طراحی این وسایل مکانیکی از اهمیت بسیاری برخوردار است.

در گذشته برای محاسبه صوت حاصل از ایرفویل دو روش تجربی و نیمه تجربی استفاده می‌شد. استفاده از روش‌های تجربی در فاز طراحی ممکن نیست و نمونه اولیه باید تولید شود. همچنین هزینه ایجاد تاسیسات مورد نیاز برای انجام آزمون تجربی بالا می‌باشد. روش‌های نیمه تجربی هم براساس تصحیحات صورت گرفته روی داده‌های دوبعدی توسعه یافته‌اند و در بررسی پدیده‌های سه‌بعدی دارای محدودیت می‌باشند. کالیبراسیون ضرایب روش نیمه تجربی در یک بازه محدود جریانی می‌تواند دقت مناسبی ارائه بدهد، اما در سایر رژیمهای جریانی مقدار خطا افزایش می‌یابد [2].

پیشرفت در دینامیک سیالات محاسباتی و پردازش رایانه‌ها باعث استفاده گسترده از این تکنیک در محاسبات ایروآکوستیکی شده است. مهمترین چالش در دینامیک سیالات محاسباتی، پیش‌بینی رفتار گردابه‌ها است. برای این منظور می‌توان همه گردابه‌ها را با استفاده از روش دی.ان.اس (DNS) بطور مستقیم شبیه‌سازی کرد. در اینصورت حداقل از سه تا پنج گره محاسباتی برای هر گردابه بایستی استفاده نمود [3] و با کاهش ابعاد گردابه‌ها و افزایش عدد رینولدز جریان هزینه محاسباتی بطور چشمگیر افزایش خواهد یافت. به همین خاطر در کاربردهای صنعتی بطور گسترده از معادلات ناویر-استوکس متوسطگیری شده یا رَنز (RANS) و فرضیه بوزینسک برای پیش‌بینی رفتار گردابه‌ها استفاده می‌شود. در این بین روش یک معادله‌ای اسپالارت آلاماراس (SA) و دو معادله‌ای انتقال تنش برشی کی-امگا (k-ω SST) بهترین دقت و بیشترین کاربرد را در پیش‌بینی جریان‌های آشفته داشته‌اند [4]. اما با توجه به اینکه پدیده صوت یک پدیده گذرا در دامنه زمان یا فرکانس است، متوسطگیری از معادلات ناویر-استوکس باعث از بین رفتن بخش قابل توجهی از ویژگیهای صوت می‌شود [5].

یکی از بهترین روش‌های عددی مورد استفاده در محاسبه صوت ایرودینامیک، روش شبیه سازی گردابه بزرگ یا ال.ای.اس (LES) می‌باشد [6]. در روش ال.ای.اس گردابه‌های کوچک با استفاده از یک فیلتر حذف می‌شوند و اثر آنها با استفاده از مدل‌های مقیاس زیر شبکه (Sub-grid Scale Models) محاسبه می‌شود. فیلتر کردن به گونه‌ای صورت می‌گیرد که علاوه بر جریان داخل لایه مرزی، حداقل ۸۰ درصد [7] تا۹۰ درصد [8] انرژی اغتشاشی گردابه‌ها بطور مستقیم محاسبه شود. این روش علاوه بر حل مستقیم گردابه‌های بزرگ، با حذف گردابه‌های مقیاس کوچک، هزینه محاسبات را پایین می‌آورد [9].

از آنجا که هزینه محاسباتی روش ال.ای.اس برای حل مسایل صنعتی زیاد می‌باشد، امروزه روش‌های ترکیبی که فقط بخشی از شبیه سازی مساله را با تکنیک ال.ای.اس انجام می‌دهند، مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته‌اند. یکی از این روش‌ها، شبیه سازی گردابه جدا شده به تاخیر افتاده بهبودیافته۹۷F یا آی.دی.دی.ای.اس (IDDES) نام دارد [10]. این روش دارای سوییچ۹۸F (limiter) برای انتخاب نوع حلگر می‌باشد. در نزدیکی

مرزهای جامد و مناطقی که در آن اندازه مقیاس گردابه کمتر از حداکثر ابعاد شبکه است از رَنز به عنوان روش حل استفاده می‌شود. هنگامی‌که اندازه مقیاس گردابه بیش از ابعاد شبکه باشد، از حالت ال.ای.اس برای حل استفاده می‌شود. بنابراین حجم شبکه مورد نیاز کمتر از روش خالص ال.ای.اس است، و در نتیجه کاهش قابل توجهی در هزینه‌های محاسبه بوجود می‌آید. تاکنون تحقیقات آکوستیکی بسیاری بر روی ایرفویل‌ها انجام شده است. در این تحقیقات عمدتا از روش‌های کا-امگا اس.اس.تی، آی.دی.دی.ای.اس و ال.ای.اس به تنهایی [11-13] یا دوتایی [14, 5] استفاده گردیده است. اما مقایسه نتایج این سه روش مطرح توربولانسی در شرایط یکسان در مراجع معتبر علمی ارائه نشده است.

با توجه به تمایل مهندسان برای ساده سازی محاسبات و هم زمان، حفظ دقت نتایج آکوستیکی، انجام این مطالعه ضروری می‌نماید. سه روش انتخاب شده رویکرد و دقت محاسباتی متفاوتی دارند. هدف از انجام این تحقیق یافتن روشی است که ضمن داشتن دقت مطلوب، حتی المقدور از مدلسازی گردابه‌ها بیشتر از محاسبه مستقیم آنها بهره ببرد و بنابراین به تراکم شبکه محاسباتی کمتری نیاز داشته باشد. برای این منظور جدایش جریان، رفتار گردابه‌ها و ریزش آنها، و تخمین سطح فشار صوت در هر سه روش مورد بررسی قرار می‌گیرد، گردابه‌های موثر در ایجاد صوت شناسایی می‌شود و نحوه تضعیف امواج صوتی با فاصله مورد بررسی قرار می‌گیرد. برای کاهش هزینه محاسباتی، پیش‌بینی تضعیف صوت در هر سه روش با کمک یکی از روش‌های تشابه آکوستیکی لایتهیل به نام روش فاکس-ویلیام و هاوکینز انجام می‌شود. توضیحات بیشتر در مورد روش حل در ادامه ارائه شده است.

۲- معادلات حاکم

۲-۱- معادله آکوستیکی فاکس ویلیامز و هاوکینز

برای محاسبه نحوه انتشار صوت در CFD به یک شبکه متراکم نیاز است. استفاده از شبکه نامناسب و درشت منتهی به خطای محاسباتی می‌شود [15]. به همین منظور از روش فاکس ویلیامز-هاوکینز که به صورت مخفف FW-H نامیده می‌شود، برای پیش‌بینی نحوه انتشار صوت در دوردست استفاده می‌شود [16]:

$$\frac{1}{a_0^2}\frac{\partial^2 p'}{\partial t^2}-\nabla^2 p'=\frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}\{T_{ij}H(f)\}-\frac{\partial}{\partial x_i}\{\left(P_{ij}n_j+\rho u_i(u_n-v_n)\right)\delta(f)\}-\frac{\partial}{\partial t}\{(\rho_0 v_n+\rho(u_n-v_n))\delta(f)\} \quad (۱)$$

برای محاسبه صوت، انتگرال نوسانات فشاری بر روی مرزهای محاط بر منابع صوتی محاسبه می‌شود. در رابطه فوق u_n سرعت سیال در جهت عمود بر سطح انتگرال گیری است، H(f) تابع هویساید (Heaviside)، v_n سرعت سطح انتگرال گیری است و δ(f) تابع دلتای دیراک است. زیرنویس 0 بیانگر مقدار متغیر در جریان آزاد و پریم (') بیانگر اختلاف مقدار متغیر در میدان با جریان آزاد است. سمت چپ معادله(۱) به فرم معادله موج است که بر نوسانات فشاری اعمال شده است. جمله T_{ij} نیز تانسور تنش لایتهیل می‌باشد.

۲-۲- حل جریان آشفته

مدل آشفتگی انتقال تنش برشی کی-امگا یا k-ω SST که توسط منتر و همکارانش [17] معرفی شده است، از توانمندی و قابلیت اطمینان بهترین مدل‌های آشفتگی دو معادله‌ای، یعنی کی-اومگا و کی-اپسیلون، استفاده می‌کند. در این روش، از مدل کی-اومگا برای شبیه سازی جریان نزدیک دیوار استفاده می‌شود. با وجود برتری نتایج مدل کی-اومگا در ناحیه نزدیک دیوار، این مدل به تلاطم جریان ورودی بیش از حد حساس است. از این رو، در ناحیه دور از دیوار به مدل کی- اپسیلون سوئیچ می‌شود [17].

روش دیگری که در محاسبات ایرودینامیکی-ایروآکوستیکی مورد استفاده قرار می‌گیرد، روش ال.ای.اس می‌باشد. این روش علاوه بر حل مستقیم مقیاس‌های بزرگ و مهم توربولانسی که تا ۹۰ درصد انرژی اغتشاش را با خود دارند [8] با حذف مقیاس‌های کوچک هزینه محاسبات را پایین می‌آورد. اثر گردابه‌های کوچک با استفاده از مدل زیر شبکه محاسبه می‌شود. یکی از مدل‌های شناخته شده برای حل مقیاس زیر شبکه WALE (Wall Adapting Local Eddy-viscosity) نام دارد که در این تحقیق از آن استفاده شده است. مدل WALE طراحی شده است تا رفتار مجانبی تنش‌های رینولدز نزدیک به دیوارها (y^3) را به خوبی مدل کند. مزیت دیگر مدل WALE محاسبه گرانروی اغتشاشی $\mu_t = 0$ برای جریان آرام لزج می‌باشد. این مساله به محاسبه صحیح جریان در نواحی غیر مغشوش کمک می‌کند. این قابلیت در برخی مدل‌ها مانند اسماگورینسکی وجود ندارد. مدل WALE بر اساس مربع تانسور گرادیان سرعت است و تانسور تنش برشی و همچنین تانسور چرخش را در نظر می گیرد. علاوه بر این، نیکود [18] نشان داد که این مدل می‌تواند پدیده‌های گذار را بخوبی شبیه‌سازی کند.

روش دیگر مورد استفاده، شبیه‌سازی گردابه جدا شده به تاخیر افتاده بهبود یافته۱۰۲F یا آی.دی.دی.ای.اس [10] نام دارد. روش آی.دی.دی.ای.اس مورد استفاده در این تحقیق یک روش ترکیبی ال.ای.اس + کا-امگا اس.اس.تی می‌باشد. در نزدیکی مرزهای جامد و مناطقی که در آن مقیاس طول اغتشاش کمتر از حداکثر ابعاد شبکه است از کا-امگا اس.اس.تی به عنوان راه حل استفاده می‌شود. هنگامی‌که مقیاس طول اغتشاش بیش از ابعاد شبکه باشد، از روش ال.ای.اس برای حل استفاده می‌شود.

بدین ترتیب سه روش توربولانسی مورد استفاده با یکدیگر مرتبط می‌باشند. در حقیقت در این تحقیق با سه گام به این نکته پرداخته می‌شود که تا کجا می‌توان با کمترین آسیب به نتایج ایروآکوستیکی، از مدل نمودن گردابه‌ها به جای محاسبه مستقیم آنها بهره برد.

۳- شبیه‌سازی

نرم‌افزار مورد استفاده برای انجام محاسبات ایرودینامیکي و آکوستیکي نسخه ۲۰۲۲ انسیس-فلوئنت (Ansys-Fluent) بوده است. براي تنظیمات حلگر از انتخابهاي نمایش داده شده در جدول ۱ استفاده شده است.

برای بهبود نتایج نیز از گزینه‌های "اصلاح جریان روی سطوح منحنی" (Curvature correction)، و "مدل تناوب انتقال" بین جریان آرام و متلاطم در لایه مرزی (Intermittency Transition Model) استفاده شده است. روش مرتبه اول ضمني نیز براي گسسته‌سازي زماني بکار رفته است.

برای اعتبارسنجی نتایج از داده های بدست آمده توسط بروکس و همکاران [2] برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ استفاده شده است. طول وتر ایرفول ۲/۵۴ سانتیمتر، طول اسپن برابر با ۴۵/۷۲ سانتیمتر، زاویه حمله ۱۰/۸ درجه و سرعت جریان ۷۱/۳ متر بر ثانیه انتخاب شده است. از آنجا که بزرگترین گردابه در لایه مرزی دارای قطری به اندازه لایه مرزی است، احتمال می‌رود همین گردابه در خارج از لایه مرزی مشاهده شود [19]. به همین خاطر طول راستای اسپن حداقل بایستی به اندازه طول لایه مرزی در نظر گرفته شود [20]. در این تحقیق طول اسپن حدود ۳ برابر طول لایه مرزی در نظر گرفته شده است. این مقدار معادل ده درصد طول وتر است که مقداری متداول می‌باشد (جدول۳).

اما استفاده از مدل دیواره باعث افزایش عدم قطعیت و کاهش دقت محاسبات می‌شود [13]. به همین جهت در این پژوهش از حل مستقیم جریان در لایه مرزی استفاده شده است. برای حل مستقیم جریان، ایجاد شبکه مناسب در لایه مرزی ضروری است. با توجه به حساسیت روش‌های محاسباتی به فواصل بی‌بعد شبکه بر روی سطح، درجهت y (عمود بر دیواره)، x (راستای جریان) و z (عمق میدان) بایستی مقادیر مناسبی برای آنها اختیار شود. تحقیقات مختلفی برای این منظور صورت گرفته است (جدول ۲). همانطور که در جدول۲ مشاهده می‌شود، روش‌های رَنز و ترکیبی رَنز-ال.ای.اس به غیر از Δy^+ حساسیت چندانی به فواصل بی‌بعد ندارند. اما روش‌های دی.ان.اس و ال.ای.اس بخاطر محاسبه مستقیم گردابه‌ها در لایه مرزی، در مورد Δx^+ و Δz^+ محدودیت بیشتری اعمال می‌کنند. برای بدست آوردن $\Delta y^+ = 1$ با استفاده از نرم‌افزار محاسباتی والوپ [26] مقدار $3/9\times10^{-6}$ متر برای ارتفاع اولین لایه و 9×10^{-4} برای ارتفاع لایه مرزی بدست آمده است. با مقداری احتیاط، فاصله اولین ردیف شبکه در $3/5\times10^{-6}$ متری سطح ایرفویل انتخاب شده است. بدین ترتیب مقدار متوسط Δy^+ با درنظر گرفتن مشخصات جریان آزاد برابر با ۰/۸۷۵ بدست می‌آید. برای شبیه‌سازی جریان لایه مرزی در ال.ای.اس تعداد ۲۰ لایه شبکه پیشنهاد می‌شود [27]. همچنین حداقل ۵-۳ لایه شبکه تا فاصله $\Delta y^+ \leq 10$ از دیواره پیشنهاد شده است [8]. پس از اولین ردیف، بیست لایه شبکه با نسبت رشد یک و سه دهم بصورت ساختار یافته ایجاد شده است. بدین ترتیب تا قبل از $\Delta y^+ \leq 10$ هشت لایه شبکه ایجاد می‌شود (تعداد ۱۳ لایه شبکه تا قبل از شروع پروفایل لگاریتمی سرعت، در فاصله تقریبی Δy^+ برابر با ۳۰ ایجاد شده است).

در سطح فشار و سطح مکش ایرفویل از ۳۰۰ نقطه و در راستای z از ۲۰ نقطه برای تقسیم‌بندی عمق میدان استفاده شده است. بدین ترتیب مقدار متوسط Δx^+ برابر با ۱۸/۵۲ و مقدار متوسط Δz^+ برابر با ۲۷/۷۸ بدست می‌آید. براساس مطالعه صورت گرفته، مقادیر بی‌بعد بدست آمده با مقادیر تایید شده در دیگر تحقیقات نزدیک می‌باشد (جدول ۳).

در مطالعه تاثیر پارامترهای شبکه بر نتایج حل ال.ای.اس مقدم و گارون [3] به این نتیجه رسیدند که افزایش تراکم نقاط شبکه لزوما باعث بهتر شدن نتایج نمی‌شود. به همین خاطر سعی شده است تا پارامترهای شبکه براساس مقادیر پیشنهادی مراجع معتبر انتخاب شود. در خارج از لایه مرزی اندازه سلول‌ها بایستی بگونه‌ای باشد تا حداقل ۹۰ درصد [8] از گردابه‌ها بطور مستقیم شبیه‌سازی شوند. برای این منظور مقادیر مختلفی برای نسبت $\frac{\Delta}{\delta}$ در تحقیقات پیشنهاد شده است(جدول ۴). در این رابطه δ طول لایه مرزی و Δ اندازه سلول‌های شبکه است. در این تحقیق مقدار بیشینه نسبت $\frac{\Delta}{\delta}$ برابر ۵/۵ می‌باشد که مقدار قابل قبولی می‌باشد (جدول۴).

برای شبیه سازی جریان، میدان حل نوع-سی (*C-Type*) به طول چهل برابر و عرض بیست برابر طول وتر استفاده شده است (شکل۱). در نهایت تعداد المانهای شبکه حل برابر با ۳/۱ میلیون بدست آمده است.

محل دریافت کننده صوت براساس گزارش آزمون تجربی در فاصله ۱/۲۱ متری، در بالای لبه فرار در وسط اسپن ایرفویل قرار داده شده است [2]. محاسبه صوت تا فرکانس ده کیلوهرتز با گام زمانی برابر با 5×10^{-5} بدست آمده است. با توجه به طول وتر و سرعت جریان آزاد می‌توان گفت تقریبا در هر هشت گام زمانی یکبار داده لازم برای محاسبه صوت ناشی از گذرش سیال از روی ایرفویل ایجاد می‌شود. برای اطمینان بیشتر زمان محاسبه آکوستیکی برابر با یکصدم ثانیه انتخاب شده است.

جدول ۱) تنظیمات حلگر

روش اغتشاشی	الگوریتم روش محاسبه شار		گرادیان	فشار	گسسته سازی مکانی ممنتم	انرژی جنبشی اغتشاش (k)	سرعت اتلاف ویژه (ε)
ال.ای.اس و آی.دی.دی.ای.اس	SIMPLE	Rhio-Chow	حداقل مربعات سلول پایه	مرتبه دوم	تفاضل مرکزی محدود شده	MUSCL درجه سه	MUSCL درجه سه
کا-امگا اس.اس.تی	SIMPLE	Rhio-Chow	حداقل مربعات سلول پایه	مرتبه دوم	بالادستی مرتبه دوم	MUSCL درجه سه	MUSCL درجه سه

جدول ۲) الزامات شبکه در حل جریان لایه مرزی به روش‌های مختلف

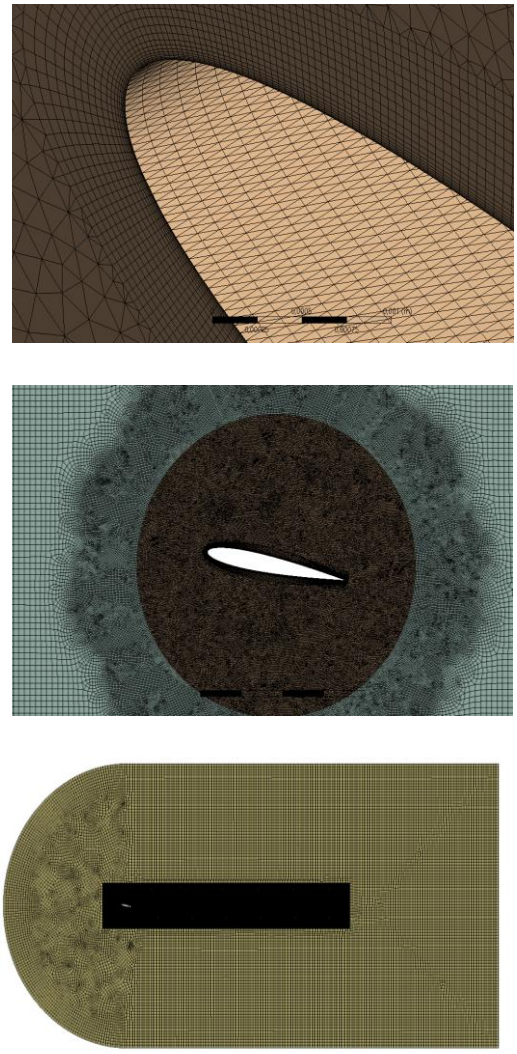
مرجع	Δy^+	Δx^+	Δz^+	تعداد لایه‌های شبکه تا $\Delta y^+ = 10$
شبیه‌سازی عددی مستقیم [8, 21]	۱	۱۰ تا ۱۵	۵	۳-۱۰
مدل نمودن لایه مرزی-ال.ای.اس [22].	۳۰ تا ۱۵۰	۱۰۰ تا ۱۶۰	۱۰۰ تا ۳۰۰	-
حل مستقیم لایه مرزی-ال.ای.اس [23]	۱	۵۰ تا ۱۵۰	۱۵ تا ۴۰	۳-۵
حل مستقیم لایه مرزی-ال.ای.اس [24]	۱	۵۰ تا ۱۳۰	۱۵ تا ۳۰	۳-۵
روش‌های ترکیبی رَنز-ال.ای.اس [25]	۱	۱۰۰ تا ۶۰۰	۱۰۰ تا ۶۰۰	۲-۵
روش رَنز [8]	۱	۱۰۰۰	-	۲-۵

جدول ۳) تنظیمات شبکه ال.ای.اس برای شبیه سازی مستقیم جریان لایه مرزی حول ایرفویل

مرجع	Δy^+	Δx^+	Δz^+	نسبت اسپن به وتر	زاویه حمله	ماخ	رینولدز
گالگو و همکاران [28]	۰/۸	۴۵	۳۰	۰/۱۶۴	۱۲/۵ تا ۲/۵-	۰/۰۴۹	۳۵۰۰۰۰
جواهر و همکاران [12]	۱	۱۵	۲۰	۰/۱	صفر تا ۴	۰/۰۵۸	۲۰۰۰۰۰
ولف و لیلی [11]	۰/۵	۶۰	۲۰	۰/۱	۵	۰/۱۱۸	۴۰۸۰۰۰
وانگ و همکاران [29]	۱/۱	۳۴	۲۰	۰/۱	۸	۰/۰۴۶	۱۴۸۵۲۷
منتر و همکاران [13]	ذکر نشده	ذکر نشده	۳۶	۰/۰۵	۷/۳	۰/۲	۱۱۰۰۰۰۰
رامسی و نیشینو [30]	۰/۸	۶۰	۳۵	۰/۰۶۴۱	صفر	۰/۰۹۹	۴۸۸۹۹۲
تحقیق حاضر	۰/۸۷۵	۱۸/۵۲	۲۷/۷۸	۰/۱	۱۰/۸	۰/۲	۱۲۳۹۸۰

جدول ۴) مقدار پیشنهادی برای ابعاد شبکه در خارج از لایه مرزی برای شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

مرجع	نسبت ابعاد شبکه در خارج از لایه مرزی به طول لایه مرزی $\frac{\Delta}{\delta}$	هندسه
چپمن [31]	۱۳	ایرفویل و بال هواپیما
پیوملی و همکاران [32]	۱۰	کانال
تاکر و دیویدسون [33]	۱۱	کانال
تحقیق حاضر	۵/۵	ایرفویل



شکل ۱) شبکه ایجاد شده در لایه مرزی (بالا)، اطراف ایرفویل با تغییر تدریجی ابعاد سلولهای شبکه از ناحیه نزدیک به ناحیه میانی(وسط)، و کل میدان (پایین)

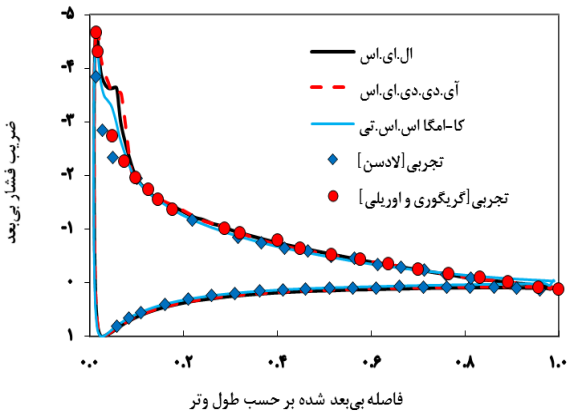
این زمان معادل ۲۰۰ گام زمانی است. این بدان معنی است که در این تحقیق حدود ۲۸ بار محاسبات آکوستکی برای هر روش عددی انجام شده است. با توجه به پرهزینه بودن روش ال.ای.اس در برخی مراجع تا ده تکرار در هر گام زمانی توصیه شده است [13]. در این پژوهش برای اطمینان بیشتر از بیست تکرار در هر گام زمانی بهره گرفته شده است (در نهایت حدود چهار هزار تکرار).

۴- نتایج

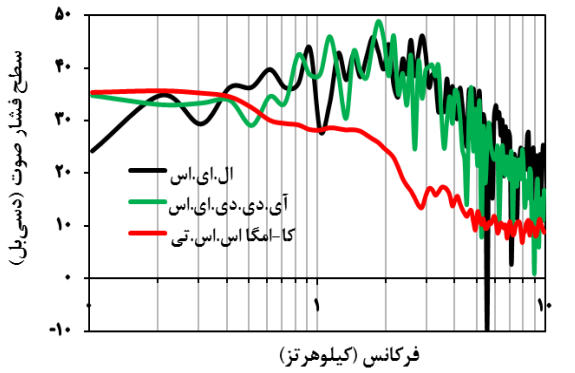
مقایسه ضریب فشار محاسباتی با داده‌های تجربی لادسن و همکارانش [34] و گریگوری و اوریلی [35] در زاویه حمله ۱۰ درجه در شکل۲ نشان داده شده است. در فاصله ۷ صدم طول وتر از لبه حمله یک حباب جدایش (بردار قرمز در شکل۲) در نتایج عددی مشاهده می‌شود (شدت جدایش در روش ال.ای.اس و آی.دی.دی.ای.اس بیشتر از کا-امگا اس.اس.تی می‌باشد) اما داده‌های تجربی این حباب جدایش را نشان نمی‌دهد. براساس گزارش گریگوری و اوریلی حباب جدایش در زاویه ۱۰-۹ درجه تشکیل می‌شود [35]. اما داده‌های ارائه شده در نمودار تجربی ایشان تا قبل از ۱۲ درجه آن را نمایش نمی‌دهند. علت این مساله می‌تواند خطا یا میزان حساسیت دستگاه‌های اندازه‌گیری باشد. نقص در ثبت حباب جدایش در نزدیکی لبه حمله در گزارش لادسن شرایط نامناسب‌تری (نسبت به نتایج گریگوری) پیدا می‌کند و در گزارش تحلیلی ناسا-لنگلی [36] به این مطلب اشاره شده است. در هر صورت جریان یکنواخت آزاد با جریان تونل باد تفاوت است و برخی حتی جریان تونل باد را به جت سیال (و نه جریان یکنواخت) تشبیه می‌کنند [37].

با استفاده از تابع فوریه سریع (FFT) میدان فشاری در بازه زمان به بازه فرکانس منتقل می‌شود. همانطور که در شکل۳مشاهده می‌شود، روش ال.ای.اس تا فرکانس ۵۰۰ هرتز در پیش‌بینی نوسانات فرکانس پایین (ناشی از رفتار گردابه‌های بزرگ) بهتر از روش‌های دیگر عمل نموده است.

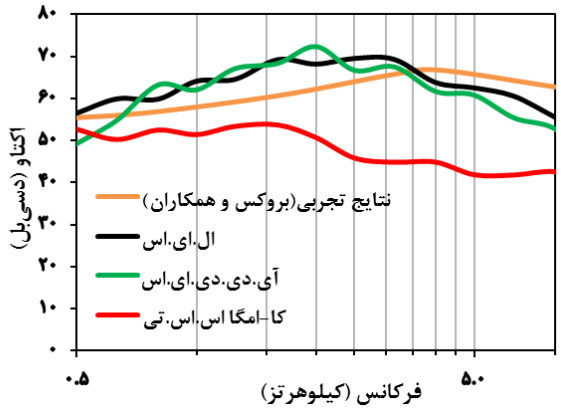
در شکل۴ مقایسه بین سطح فشار صوت تجربی (بروکس و همکاران [2]) و محاسباتی صورت گرفته است. میانگین‌گیری در بازه یک سوم اکتاو انجام شده و نتایج در فرکانس پانصد تا هشت هزار هرتز مقایسه شده است.



شکل ۲) توزیع فشار بر روی سطح ایرفویل ناکا-۰۰۱۲



شکل ۳) سطح فشار صوت در روش‌های محاسباتی

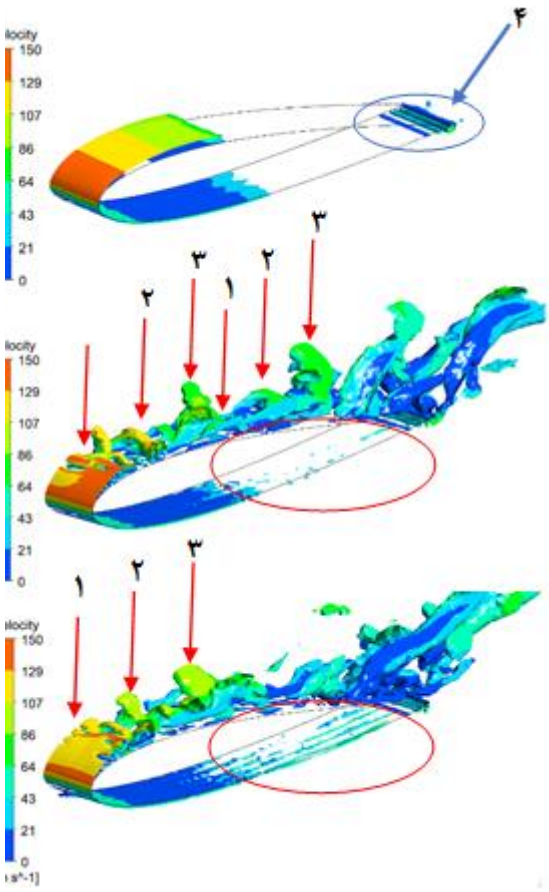


شکل ۴) سطح فشار صوت متوسط گیری شده در بازه یک سوم باند اکتاو

در شروع بازه محاسباتی مقدار سطح فشار صوت در روش ال.ای.اس مقدار ۵۶/۴ دسی‌بل بوده که با ۲/۱ درصد خطا به نتایج تجربی نزدیک می‌باشد. نزدیکی به مقادیر تجربی و پیروی از روند تغییرات آن تا پایان بازه فرکانسی در روش ال.ای.اس بهتر از دیگر روش‌ها بوده است. پس از آن روش آی.دی.دی.ای.اس انطباق بهتری دارد. در فرکانس هشت هزار هرتز روش ال.ای.اس و آی.دی.دی.ای.اس مقادیر مشابهی دارند (۵۵/۵ و ۵۶/۴ دسی‌بل) که نسبت به داده تجربی (۶۲/۳ دسی‌بل) به ترتیب ۱۰ و ۹/۵درصد خطا را نشان می‌دهند. عدم پیش‌بینی وجود گردابه‌ها، که تاثیر بسیاری بر ایجاد صوت دارند، باعث شده است تا به‌طور چشمگیری روش کا-امگا اس.اس.تی سطح فشار صوت را کمتر تخمین بزند. این مساله با افزایش فرکانس بیشتر شده است. زیرا فرکانس با طول مشخصه گردابه‌ها نسبت عکس دارد. افت دقت روش کا-امگا اس.اس.تی در فرکانس بالا به معنی ناتوانی بیشتر این روش در شناسایی رفتار گردابه‌های کوچک می‌باشد.

در این پژوهش از معیار کیو (Q-Criterion) برای بررسی گردابه‌ها استفاده شده است. شکل۵گردابه‌های ایجاد شده در اطراف ایرفویل را که با استفاده از معیار کیو (با مقدار $۱/۴۸\times۱۰^{۸}$ بر مجذور ثانیه) بدست آمده است، نشان می‌دهد.

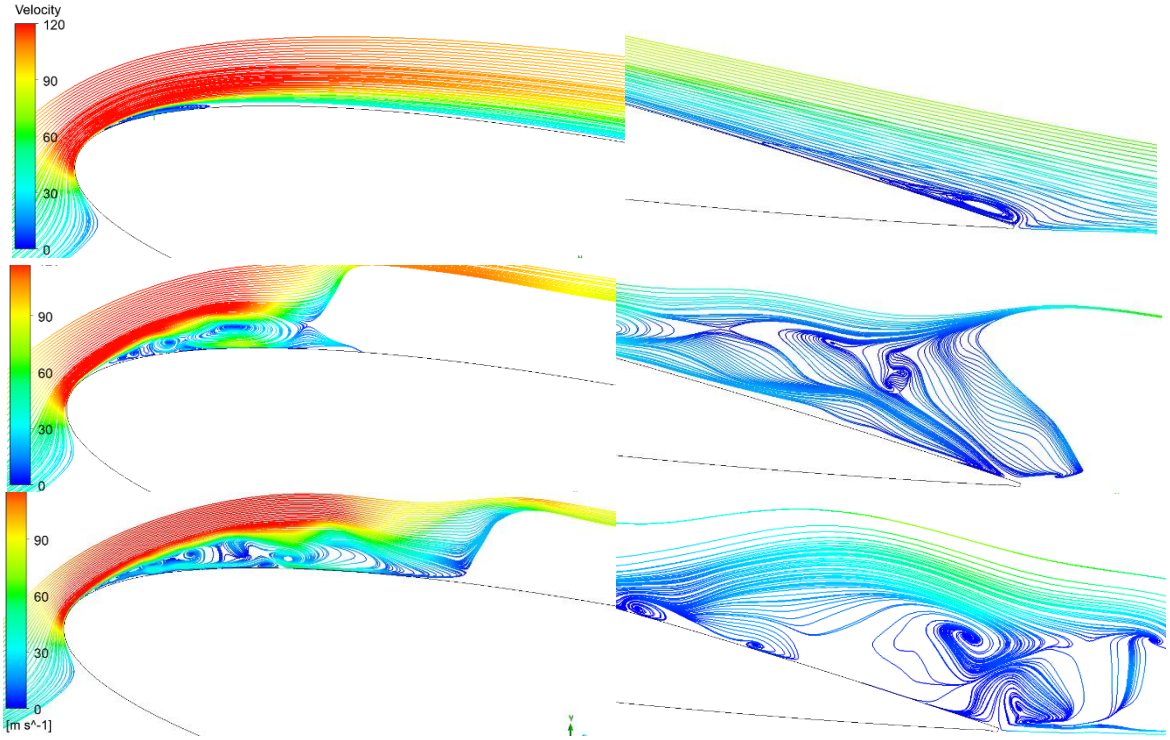
همانطور که درشکل۵ مشاهده می‌شود، مدل کا-امگا اس.اس.تی نتوانسته است گردابه‌ها را به خوبی مدل کند. فقط "ریزش گردابه‌ها از لایه مرزی آرام" و تداخل آن با لبه فرار (بردار آبی رنگ-۴ در شکل۵) بخوبی نمایش داده شده است. این گردابه‌ها که در روش آی.دی.دی.ای.اس و ال.ای.اس نیز قابل مشاهده است، یکی از ۶ مکانیسم اصلی تولید صوت آیرودینامیکی را تشکیل می‌دهند [38]. علاوه بر آن، روش آی.دی.دی.ای.اس و ال.ای.اس گردابه‌های متنوع‌تری را پیش‌بینی کرده‌اند. شناسایی گردابه‌ها در سطح پایین ایرفویل درال.ای.اس از آی.دی.دی.ای.اس نیز بهتر بوده است (بیضی‌های قرمز رنگ در شکل ۵).



شکل ۵) گردابه‌های ایجاد شده در اطراف ایرفویل که با مقادیر سرعت رنگ آمیزی شده است، برای مدل کا-امگا اس.اس.تی (بالا)، آی.دی.دی.ای.اس (وسط) و ال.ای.اس (پایین)

در نتایج ال.ای.اس و آی.دی.دی.ای.اس گردابه همدوس معروف به "گیره‌سر" (Hairpin) که شکل امگا (Ω) دارد، قابل مشاهده است. گردابه گیره‌سر از اثر مقابل جریان آزاد و لایه مرزی مغشوش ایجاد می‌شود. به همین خاطر مدل کا-امگا اس.اس.تی این گردابه‌ها قابل مشاهده نیست (چون جریان در لایه مرزی در مدل کا-امگا اس.اس.تی مغشوش نیست).

گردابه گیره‌سر سه مرحله دارد: ۱- برخواستن (Lift-up) که به ۲- پرتاب (Ejection)، و در آخر ۳-انفجار (Bursting) یا تخریب [39]. در مرحله-۲ شکل Ω بهتر قابل تشخیص است. این چرخه می‌تواند مجددا ادامه پیدا کند و این گردابه‌ها پشت سر هم تکرار شود. مراحل مختلف گردابه گیره-سر با بردارهای قرمز رنگ در شکل۵ نمایش داده شده است. در حل ال.ای.اس شکل گیره‌سر در وسط بطور کامل و در کناره‌ها بصورت متقارن و نصف شده می‌باشد که در صورت تکرار عرضی شکل (با توجه به شرط مرزی تقارن) شکل گیره‌سر کامل می‌شود. همچنین ترکیب گردابه‌های گیره‌سر باعث ایجاد گردابه‌های بزرگتر در نزدیکی لبه فرار قابل می‌شود که بخاطر ساختار بزرگ خود در فرکانس‌های پایین بر صوت تاثیر می‌گذارند.



شکل ۶) خطوط میدان جریان حول لبه حمله و لبه فرار پرفویل ناکا-۰۰۱۲ که با مقادیر سرعت رنگ آمیزی شده‌اند، برای مدل کا-امگا اس.اس.تی (بالا)، آی.دی.دی.ای.اس (وسط) و ال.ای.اس (پایین)

در نزدیک لبه حمله ایرفویل در سطح بالایی ایرفویل در روش ال.ای.اس و آی.دی.دی.ای.اس یک حباب ناپایدار (با ریزش گردابه از نوع امواج تولمن-شلیختینگ) مشاهده می‌شود که منجر به گذار از جریان لایه‌ای به جریان مغشوش در لایه مرزی شده است. در روش کا-امگا اس.اس.تی حباب جدایش ایجاد شده در نزدیکی لبه حمله از نوع پایدار (بدون ریزش گردابه) بوده و جریان در لایه مرزی پس از آن نیز لایه‌ای باقی می‌ماند.

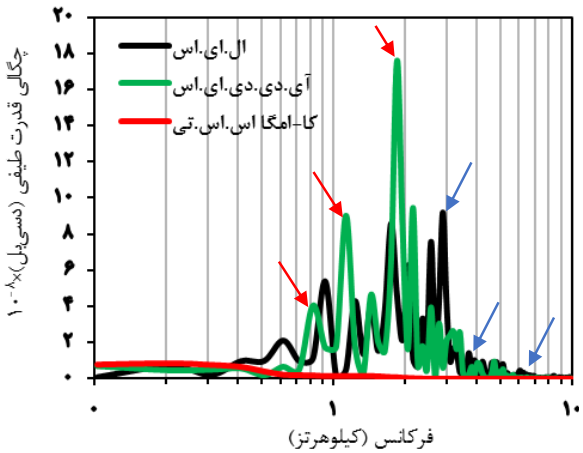
همچنین در نزدیکی لبه حمله در روش ال.ای.اس و آی.دی.دی.ای.اس ناپایداری کلوین-هلمهولتز بخاطر تنش برشی بین جریان جریان پرسرعت آزاد و جریان کم سرعت لایه مرزی ایجاد شده است که با رنگ زرد و قرمز قابل مشاهده است. این گردابه‌ها بخاطر داشتن ساختارهای کوچک در فرکانس‌های بالا بر صوت تاثیر می‌گذارند.

در شکل۶ خطوط جریان حول ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ برای هر سه روش اغتشاشی نمایش داده شده است. روش کا-امگا اس.اس.تی در تشخیص گردابه‌ها بسیار ضعیف‌تر عمل کرده است. اندازه کلی گردابه‌ها در دو روش آی.دی.دی.ای.اس و روش ال.ای.اس اختلاف زیادی با یکدیگر ندارد. اما روش ال.ای.اس در تشخیص گردابه‌های ریز و شکستن گردابه‌های بزرگ به گردابه های کوچک (در لبه فرار) از روش آی.دی.دی.ای.اس موفق‌تر بوده است. و این بیانگر تفکیک بهتر گردابه‌ها در روش ال.ای.اس نسبت به آی.دی.دی.ای.اس ، حتی در شبکه محاسباتی یکسان می‌باشد.

همچنین در نزدیک لبه حمله در روش ال.ای.اس گردابه‌های اتساع بیشتری نسبت به روش آی.دی.دی.ای.اس دارند.

اختلاف بین گردابه‌ها در نزدیکی سطح ایرفویل مرتبط با پیش‌بینی "تنش رینولدز" بر روی دیواره می‌باشد [40]. در روش آی.دی.دی.ای.اس از یک سوئیچ شبکه برای انتقال بین دو روش محاسباتی ال.ای.اس و کا-امگا اس.اس.تی استفاده می‌شود. در روش آی.دی.دی.ای.اس دقت گردابه‌ها در لایه مرزی الزاما به مدل کا-امگا اس.اس.تی محدود می‌شود، حتی اگر کیفیت شبکه برای روش ال.ای.اس مناسب باشد. ولی در روش ال.ای.اس گردابه‌های لایه مرزی مستقیم مدل می‌شود (اساس سخت‌گیری در ایجاد شبکه محاسباتی در نزدیکی سطوح جامد در روش ال.ای.اس نیز به خاطر همین مساله است) و این باعث بهتر شدن نمایش گردابه‌ها در این روش شده است.

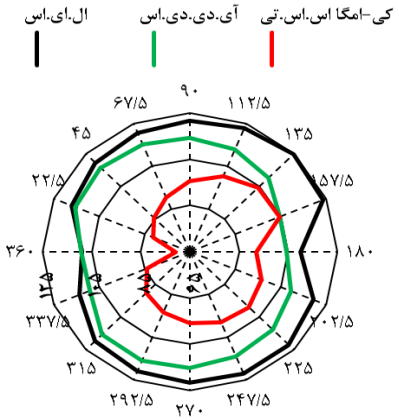
چگالی قدرت طیفی بیانگر توزیع قدرت سیگنال صوتی در حوزه فرکانس است، که با واحد دسی‌بل بیان می‌شود. در شکل۷چگالی قدرت طیفی برحسب دسی‌بل نمایش داده شده است. حداکثر قدرت سیگنال صوت در فرکانس هزار تا سه هزار هرتز قرار دارد که مهم‌ترین بازه فرکانسی شنوایی انسان [41] می‌باشد. برتری روش ال.ای.اس بر روش‌های دیگر در تخمین صوت فرکانس بالا، بخصوص بعد از فرکانس ۶ هزار هرتز، با بردار آبی رنگ در شکل۷ نشان داده شده است.



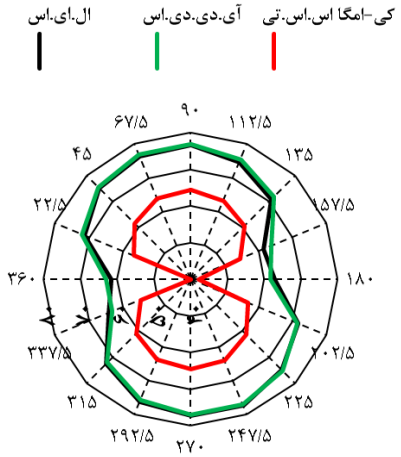
شکل ۷) چگالی قدرت طیفی (دسی‌بل) در روش‌های مختلف محاسباتی

در این پژوهش تاثیر راستای انتشار بر میانگین کلی سطح فشار صوت یا OASPL در فواصل مختلف از ایرفویل مورد بررسی قرار گرفته است. OASPL با میانگین گیری از سطح فشار صوت در کل بازه فرکانسی بدست می‌آید. در شکل۸ و شکل۹ جریان از سمت راست (زاویه ۱۸۰درجه) وارد میدان می‌شود و از سمت چپ (زاویه ۳۶۰ درجه) خارج می‌شود و ایرفویل در وسط شکل قرار دارد. همانطور که در شکل۸ مشاهده می‌شود، سطح بالایی و سطح پایینی ایرفویل بیشترین مقدار انتشار صوت (دوقطبی) را دارند که ناشی از بارگذاری ایرودینامیکی روی این دوسطح است. در کلیه زوایا، غیر از صفر درجه، روش ال.ای.اس میانگین کلی سطح فشار صوت را بیشتر از روش آی.دی.دی.ای.اس پیش‌بینی کرده‌است. حداکثر اختلاف برای OASPL بین دوشبکه به بیش از بیست دسی‌بل در زاویه ۱۵۷ درجه رسیده است.

در شکل۹ اثر تضعیف در جهت‌های مختلف با فاصله ۱/۲ متر (۴۷ برابر طول وتر) نشان داده شده است. مقدار OASPL بدست آمده در روش ال.ای.اس و آی.دی.دی.ای.اس تقریبا برابر شده است.



شکل ۸) تغییر میانگین کلی سطح فشار صوت (دسی‌بل) با تغییر جهت گیرنده در فاصله برابر با طول وتر از وسط ایرفویل



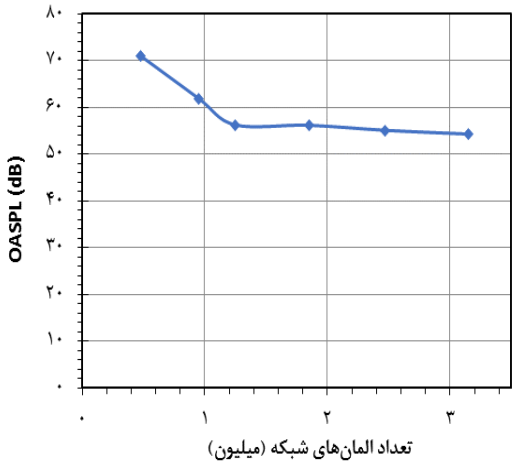
شکل ۹) تغییر میانگین کلی سطح فشار صوت (دسی‌بل) با تغییر جهت گیرنده در فاصله ۴۷ برابر طول وتر از وسط ایرفویل

دلیل این مساله می‌تواند تضعیف بیشتر امواج فرکانس بالا با افزایش فاصله باشد. همانطور که در شکل ۴مشاهده می‌شود، در بازه فرکانس پایین (بین ۷۰۰ تا ۲۳۰۰ هرتز) سطح فشار صوت روش آی.دی.دی.ای.اس اندکی بیشتر از ال.ای.اس می‌باشد. برتری روش ال.ای.اس در مقدار SPL بیشتر مربوط به فرکانس‌های بالاتر از ۲۳۰۰ هرتز می‌باشد. بنابراین با افزایش فاصله و میرایی امواج فرکانس بالا، به تدریج صوت حاصل از روش آی.دی.دی.ای.اس و ال.ای.اس به هم نزدیک شده است. بنابراین در کابردهای صنعتی می‌توان با تقریب مناسبی از روش ترکیبی آی.دی.دی.ای.اس به جای ال.ای.اس استفاده نمود. این انتخاب باعث کاهش حجم شبکه محاسباتی و افزایش سرعت محاسبات می‌شود.

برای اطمینان از اقتصادی بودن روش آی.دی.دی.ای.اس مطالعه صوت بر روی شبکه‌های با تراکم پایین نیز انجام شد. مزیت عمده روش آی.دی.دی.ای.اس بر LES عدم نیاز به تراکم بالای شبکه در نزدیکی دیواره است. همچنین روش‌های ترکیبی مانند آی.دی.دی.ای.اس به غیر از Δy^+ حساسیت چندانی به فواصل بی‌بعد دیگر (یعنی Δx^+ و Δz^+) ندارند. به همین خاطر از تراکم شبکه در راستای Δx^+ و Δz^+ و در ناحیه نزدیک دیواره کاسته شد (جدول۵). تاثیر تراکم شبکه بر میانگین کلی شدت فشار صوت (OASPL) در شکل۱۰ نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، با کاهش تراکم شبکه (تا حدود ۴۱ درصد) سرعت محاسبات افزایش می‌یابد. در این شرایط مقدار محاسبه شده براي OASPL خطايي كمتر از ۲ دسيبل دارد، اما پس از آن خطاي محاسباتي به طور چشمگيری افزايش می‌يابد. همچنین اثر کاهش تراکم شبکه در محاسبات ایروآکوستیکی بر خلاف محاسبات ایرودینامیکی بصورت افزايشي است (با کاهش تراکم شبکه شدت صوت محاسبه شده افزایش می‌یابد).

جدول ۵) بررسی اثر کاهش تراکم شبکه بر دقت روش آی.دی.دی.ای.اس در حل آکوستیکی

نوع شبکه	Δy^+	Δx^+	Δz^+	ابعاد شبکه ناحیه نزدیک	ابعاد شبکه ناحیه میانی	ابعاد شبکه ناحیه دور	تعداد المان شبکه(میلیون)	زمان حل (هزارثانیه)	OASPL (دسیبل)	خطا (دسیبل)
شبکه اولیه (۱)	۰/۸۷	۱۸/۵۲	۲۷/۷۸	$۲/۵\times۱۰^{-۴}$	۱×۱۰^{-۳}	۵×۱۰^{-۳}	۳/۱۵	۲۹/۸۹	۵۴/۲۶	+۰/۱۲
شبکه ۲	۰/۸۷	۲۲/۲۲	۵۵/۵۶	$۲/۷\times۱۰^{-۴}$	۱×۱۰^{-۳}	۵×۱۰^{-۳}	۲/۴۷	۲۴/۰۱	۵۵/۰۸	+۰/۸۲
شبکه ۳	۰/۸۷	۲۷/۷۸	۷۹/۳۷	۳×۱۰^{-۴}	۱×۱۰^{-۳}	۵×۱۰^{-۳}	۱/۸۵	۲۰/۱۸	۵۶/۱۶	+۱/۹
شبکه ۴	۰/۸۷	۵۵/۵۶	۱۸۵/۲	$۳/۸۵\times۱۰^{-۴}$	۱×۱۰^{-۳}	۵×۱۰^{-۳}	۰/۹۵	۱۰/۲۸	۶۱/۹۵	+۷/۶۹
شبکه ۵	۰/۸۷	۷۸/۵۶	۲۱۳/۵	$۴/۸\times۱۰^{-۴}$	۱×۱۰^{-۳}	۵×۱۰^{-۳}	۰/۴۸	۶/۱۳	۷۰/۷۶	+۱۶/۵۰



شکل ۱۰) تغییر میانگین کلی سطح فشار صوت با تغییر تراکم شبکه

این رویکرد ممکن است برای تحقیقات دقیق و پدیده شناسی علمی جذابیت کمی داشته باشد، اما می‌تواند برای کابردهای مهندسی و مطالعات پارامتری در فرآیند طراحی راهگشا باشد. مسایل مهندسی معمولا با ابعاد بزرگ و تنوع گزینه‌ها در طراحی روبرو هستند و از نظر محدودیت زمانی و سخت‌افزاری نیز با چالش‌های فراوانی روبرو هستند.

۵- نتیجه‌گیری

محاسبه صحیح صوت ایرودینامیک منوط به مدل نمودن صحیح گردابه‌های جریان است. شبیه‌سازی دقیق گردابه‌ها پر هزینه بوده و مدل کردن آنها دقت را کاهش می‌دهد. چالشی که در این تحقیق بدان پرداخته شده این است که تا کجا بدون آسیب جدی به نتایج محاسباتی می‌توان از مدل سازی به جای شبیه‌سازی استفاده نمود. برای این منظور از معادلات گذرا و سه‌بعدی ناویر-استوکس در ترکیب با روش‌های حل اغتشاش کا-امگا اس.اس.تی، آی.دی.دی.ای.اس و ال.ای.اس استفاده شد. مدل آی.دی.دی.ای.اس مورد استفاده در حقیقت ترکیبی از کا-امگا اس.اس.تی و ال.ای.اس بود. شبکه محاسباتی به گونه‌ای انتخاب شده بود تا براساس ضوابط موجود برای هر سه روش اغتشاشی مناسب باشد.

گردابه‌ها در اطراف ایرفویل مورد مطالعه قرار گرفتند. دو مکانیسم ۱-ریزش گردابه از لایه مرزی آرام و تداخل آن با لبه فرار و ۲-امواج تولمن-شلیختینگ از عوامل اصلی ایجاد صوت در این تحقیق بودند. روش کا-امگا اس.اس.تی در پیش‌بینی گردابه‌ها عملکرد ضعیفی داشت. در نتایج روش ال.ای.اس پیش‌بینی بهتر تنش برشی روی دیواره و در نتیجه تفکیک بهتر گردابه‌ها، نزدیکی بیشتر گردابه‌ها به دیواره، قدرت جدایش بالاتر، گسترش و اتساع بیشتر گردابه‌ها نسبت به روش آی.دی.دی.ای.اس دیده شد. سطح فشار صوت محاسبه شد و عملکرد بهتر روش ال.ای.اس در شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (در فرکانس‌های پایین) نیز تایید شد. چگالی طیفی قدرت صوت مورد بررسی قرار گرفت و مشاهده شد روش آی.دی.دی.ای.اس در فرکانس‌های میانی (تا قبل از دو هزار هرتز) سه پیک اشتباه دارد که می‌تواند بخاطر خطای کالیبراسیون کا-امگا اس.اس.تی باشد. همچنین در بررسی چگالی طیفی قدرت صوت مشخص شد که روش ال.ای.اس قدرت گردابه‌های کوچک را در فرکانس‌های بالاتر از ۶ هزار هرتز بهتر پیش‌بینی کرده است.

سطح فشار صوت مورد اعتبارسنجی قرار گرفت و روش ال.ای.اس از نظر مقدار و روند تغییرات انطباق بهتری با داده‌های تجربی داشت. بررسی تضعیف صوت با فاصله صورت گرفت و مشخص شد که بخاطر نقش موثر گردابه‌های کوچک در روش ال.ای.اس، و تضعیف سریع امواج فرکانس بالا، با افزایش فاصله تا ۱/۲ متر سطح فشار صوت دو روش ال.ای.اس و آی.دی.دی.ای.اس تقریبا برابر می‌شود. با توجه به اینکه روش آی.دی.دی.ای.اس نیاز به مقررات سخت‌گیرانه برای Δx^+ و Δz^+ ندارد، در این تحقیق این انتخاب باعث کاهش حجم شبکه محاسباتی به مقدار حدود ۴۱ درصد در ازای کمتر از ۲ دسیبل خطا گردید. بنابراین در کابردهای صنعتی مشابه می‌توان با تقریب مناسبی از روش ترکیبی آی.دی.دی.ای.اس به جای ال.ای.اس استفاده نمود.

تاییدیه اخلاقی

این مقاله تاکنون در نشریه دیگری به چاپ نرسیده و همچنین برای بررسی یا چاپ به نشریه دیگری فرستاده نشده است.

تعارض منافع

مقاله حاضر هیچگونه تعارض منافعی با سازمان‌ها و اشخاص دیگر ندارد.

منابع

1- Menzel DB. EPA air pollution standard. Science. 1979 Feb 9;203(4380):500-1.

2- Brooks TF, Pope DS, Marcolini MA. Airfoil self-noise and prediction. 1989 Jul 1.

3- Seifollahi Moghadam Z, Guibault F, Garon A. On the Evaluation of Mesh Resolution for Large-Eddy Simulation of Internal Flows Using Openfoam. Fluids 2021, 6, 24. InSelected Papers from the 15th OpenFOAM Workshop 2021 (p. 127).

4- Martini F, Contreras Montoya LT, Ilinca A. Review of wind turbine icing modelling approaches. Energies. 2021 Aug 23;14(16):5207.

5- Kepekci H, Zafer B, Guven H. Aeroacoustics investigations of unsteady 3D airfoil for different turbulence models using computational fluid dynamics software. vol. 2019 Jan 1;28:7564-73.

6- Wagner C, Hüttl T, Sagaut P, editors. Large-eddy simulation for acoustics. Cambridge University Press; 2007 Jan 15.

7- Pope SB. Turbulent Flows. Cambridge: Cambridge University Press; 2000.

8- Tucker PG. Unsteady computational fluid dynamics in aeronautics. Springer Science & Business Media; 2013 Aug 30.

9- Salvetti MV, Armenio V, Fröhlich J, Geurts BJ, Kuerten H, editors. Direct and large-eddy simulation Xi. Springer International Publishing; 2019 Jan 1.

10- Spalart PR, Deck S, Shur ML, Squires KD, Strelets MK, Travin A. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities. Theoretical and computational fluid dynamics. 2006 Jul;20:181-95.

11- Wolf WR. Airfoil aeroacoustics, les and acoustic analogy predictions. Stanford University; 2011.

12- Jawahar HK, Vemuri SS, Azarpeyvand M. Aerodynamic noise characteristics of airfoils with morphed trailing edges. International Journal of Heat and Fluid Flow. 2022 Feb 1;93:108892.

13- Menter FR. Best practice: scale-resolving simulations in ANSYS CFD. ANSYS Germany GmbH. 2012 Apr;1:1-70.

14- Moreau S, Mendonca F, Qazi O, Prosser R, Laurence D. Influence of turbulence modeling on airfoil unsteady simulations of broadband noise sources. In11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2005 (p. 2916).

15- Huttl T, Kahl G, Kennepohl F, Heinig K. Resolution requirements for the numerical computation of tonal noise in compressors and turbines of aeroengines. InNATO RTO/AVT Symposium on Aging Mechanisms and Control, Part A–Development in Computational Aero-and Hydro-Acoustics Manchester, UK 2001 Oct.

16- Williams JF, Hawkings DL. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. Philosophical Transactions for the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences. 1969 May 8:321-42.

17- Menter FR, Kuntz M. Adaptation of eddy-viscosity turbulence models to unsteady separated flow behind vehicles. InThe aerodynamics of heavy vehicles: trucks, buses, and trains 2004 Dec 2 (pp. 339-352). Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg.

18- Nicoud F, Ducros F. Subgrid-scale stress modelling based on the square of the velocity gradient tensor. Flow, turbulence and Combustion. 1999 Sep;62(3):183-200.

19- Tucker PG. Computation of unsteady turbomachinery flows: Part 2—LES and hybrids. Progress in Aerospace Sciences. 2011 Oct 1;47(7):546-69.

20- Davidson L, Dahlström S. Hybrid LES-RANS: An approach to make LES applicable at high Reynolds number. International journal of computational fluid dynamics. 2005 Aug 1;19(6):415-27.

21- Kim J, Moin P, Moser R. Turbulence statistics in fully developed channel flow at low Reynolds number. Journal of fluid mechanics. 1987 Apr;177:133-66.

22- Piomelli U, Balaras E. Wall-layer models for large-eddy simulations. Annual review of fluid mechanics. 2002 Jan;34(1):349-74.

23- Piomelli U. LE and direct simulation of turbulent flows. University of Maryland, USA. 2001.

24- Choi H, Moin P. Grid-point requirements for large eddy simulation: Chapman's estimates revisited. Physics of fluids. 2012 Jan 1;24(1).

25- Davidson L, Peng SH. Hybrid LES-RANS modelling: a one-equation SGS model combined with ak–ω model for predicting recirculating flows. International Journal for Numerical Methods in Fluids. 2003 Nov 30;43(9):1003-18.

26- https://volupe.se/wall-y-calculator-when-meshing-a-geometry-for-cfd-analysis-this-handy-volupe-calculator-computes-the-height-of-the-first-mesh-cell-off-the-wall-required-to-achieve-a-desired-y-using-flat-plate-boun/, Retrieved at 4/19/2022.

27- Sagaut P. Large eddy simulation for incompressible flows: an introduction. Springer Science & Business Media; 2005 Dec 11.

28- Solís-Gallego I, Argüelles Díaz KM, Fernández Oro JM, Velarde-Suárez S. Wall-resolved LES modeling of a wind turbine airfoil at different angles of attack. Journal of Marine Science and Engineering. 2020 Mar 19;8(3):212.

29- Wang M, Moreau S, Iaccarino G, Roger M. LES prediction of wall-pressure fluctuations and noise of a low-speed airfoil. International journal of aeroacoustics. 2009 May;8(3):177-97.

30- Rumsey CL, Nishino T. Numerical study comparing RANS and LES approaches on a circulation control airfoil. International Journal of Heat and Fluid Flow. 2011 Oct 1;32(5):847-64.

31- Chapman DR. Computational aerodynamics development and outlook. AIAA journal. 1979 Dec;17(12):1293-313.

32- Piomelli U, Ferziger J, Moin P, Kim J. New approximate boundary conditions for large eddy

simulations of wall-bounded flows. Physics of Fluids A: Fluid Dynamics. 1989 Jun 1;1(6):1061-8.
33- Tucker PG, Davidson L. Zonal k–l based large eddy simulations. Computers & Fluids. 2004 Feb 1;33(2):267-87.
34- Ladson CL, Hill AS, Johnson Jr WG. Pressure distributions from high Reynolds number transonic tests of an NACA 0012 airfoil in the Langley 0.3-meter transonic cryogenic tunnel. 1987 Dec 1.
35- Gregory N, O'reilly CL. Low-speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost.
36- Langley Research Center official website, https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html, last visited 15/07/2023.
37- Moreau S, Henner M, Iaccarino G, Wang M, Roger M. Analysis of flow conditions in free jet experiments for studying airfoil self-noise. AIAA journal. 2003 Oct;41(10):1895-905.
38- Kaviani H, Nejat A. Aeroacoustic and aerodynamic optimization of a MW class HAWT using MOPSO algorithm. Energy. 2017 Dec 1;140:1198-215.
39- Salim S, Pattiaratchi C, Tinoco R, Coco G, Hetzel Y, Wijeratne S, Jayaratne R. The influence of turbulent bursting on sediment resuspension under unidirectional currents. Earth Surface Dynamics. 2017 Jul 19;5(3):399-415.
40- Baranwal A, Donzis DA, Bowersox RD. Asymptotic behaviour at the wall in compressible turbulent channels. Journal of Fluid Mechanics. 2022 Feb;933:A28.
41- W. t.-P. A. n. m. t. IEC/TC88. 61400-11, International Electrotechnical Commission (IEC), ed.3, 2012, ed.