

# بررسی اثر فاصله‌های بی‌بعد بر محاسبه شدت صوت در روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

احسان بشتالم

کارشناسی

دانشگاه ملایر

ehsan92bashtalam@gmail.com

حمیدرضا کاویانی\*

استادیار

دانشگاه ملایر

Ahr-kaviani@malayeru.ac.ir

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۱۲/۲۶

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۳/۱۹

## چکیده

دقت روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ در جریان نزدیک دیواره به فاصله‌های بی‌بعد  $\gamma^+$  و  $x^+$  و  $z^+$  شبکه در لایه مرزی وابسته است. در منابع مختلفی برای این فاصله‌های بی‌بعد پیشنهاداتی داده شده که این مقادیر بسته به فیزیک مسأله و پدیده‌های مورد مطالعه می‌تواند متفاوت باشد. در این مقاله به بررسی اثر این پارامترها پرداخته شده است. بدین منظور دو نوع شبکه با تراکم مختلف مورد استفاده قرار گرفته است. نتایج به‌دست آمده از هر دو شبکه با استفاده از داده‌های تجربی حاصل از تونل باد در باند یک سوم اکتاو اعتبارسنجی شده است. در مطالعه گردابه‌ها با استفاده از خطوط جریان و معیار-کیو مشاهده شد که استفاده از فاصله بی‌بعد بزرگتر بر روی سطح دیواره باعث افزایش مقیاس طولی و قدرت گردابه‌ها شده و در نتیجه قدرت امواج آکوستیکی بیشتر از مقدار واقعی تخمین زده می‌شود. این مسأله در زوایای مختلف مورد بررسی قرار گرفت و مشاهده شد که اختلاف بین دو شبکه در زوایای مختلف تغییر می‌کند. حداکثر اختلاف بین میانگین کلی سطح فشار صوت به‌دست آمده در دو شبکه در حدود یازده دسیبل در زاویه ۱۳۵ درجه مشاهده گردیده است. با توجه به اینکه فاصله‌های بی‌بعد استفاده شده در هر دو شبکه در محدوده مجاز پیشنهاد شده در مراجع قبلی بودند، می‌توان گفت برای پیش‌بینی صحیح قدرت امواج آکوستیکی به الزامات سخت گیرانه‌تری برای فواصل بی‌بعد نسبت به تحقیقات گذشته نیاز است.

**واژگان کلیدی:** سطح فشار صوت، تراکم شبکه، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، هوابرد، باند یک سوم اکتاو

## ۱. مقدمه

آلودگی صوتی علاوه بر مشکلات جسمی، به لحاظ روانی نیز شرایط آزاردهنده‌ای برای افراد ایجاد می‌نماید [۱]. به همین جهت تحقیقات بسیاری بر روی آلودگی صوتی ناشی از ماشین‌آلات مکانیکی مانند توربین‌های بادی [۲]، موتورهای هوایی [۳]، دمنده‌ها و مکنده‌های مورد استفاده در سیستم‌های تهویه مطبوع [۴]، میکسرها [۵]، و... صورت گرفته است. این وسایل در بخش‌های مختلف مناطق مسکونی و صنعتی مورد استفاده قرار می‌گیرند و برای رعایت استانداردهای زیست-محیطی آلودگی صوتی آنها بایستی کنترل شود.

در بسیاری از این وسایل مکانیکی که ذکر شد، عمده آلودگی صوتی ناشی از پره‌های دوار و مقاطع هوابرد شکل است. از این رو محاسبه شدت امواج صوتی ناشی از هوابردها و شناسایی نحوه ایجاد و گسترش آنها در طراحی این وسایل اهمیت زیادی دارد.

هوابردها با قرار گیری در سر راه جریان هوا، با سه مکانیسم باعث تولید صوت می‌شوند [۷]: ۱- شکل هوابرد باعث ایجاد دو ناحیه پرفشار (در بخش زیرین) و کم فشار (در سطح بالایی) می‌شود. این دو ناحیه یک صوت دو قطبی ایجاد می‌کنند. ۲- به خاطر تلورانس‌های ساختی، پره مورد استفاده در ماشین‌های مکانیکی در قسمت لبه فرار همواره مقداری پخی دارد. این پخی یک پله کوچک در انتهای هوابرد ایجاد می‌کند که باعث ایجاد گردابه‌های کوچک و بهم‌ریختگی جریان به صورت محلی می‌شود، و در اثر آن یک صوت تونال تک قطبی ایجاد می‌شود. ۳- با برخورد گردابه‌های هوای ورودی به هوابرد یک نویز باند-گسترده ایجاد می‌شود که ماهیت چهار قطبی دارد. محاسبه شدت صوت به روش تجربی نیاز به ساخت نمونه اولیه ماشین‌آلات و تجهیزات تونل باد غیرپژواکی دارد که همیشه در دسترس نیست. به همین خاطر در مرحله طراحی برای محاسبه صوت معمولاً از دو روش نیمه تجربی و دینامیک سیالات محاسباتی استفاده می‌شود.

روش‌های نیمه تجربی براساس تصحیحات صورت گرفته بر داده‌های هوابرد دوبعدی توسعه یافته‌اند و در بررسی پدیده‌های سه‌بعدی دارای محدودیت هستند [۸]. دقت مدل‌سازی حتی برای ضرایب کالیبره شده در همه رژیم‌های جریانی مناسب نیست [۹].

روش دینامیک سیالات محاسباتی به علت توسعه الگوریتم‌ها و افزایش قدرت پردازش رایانه‌ها در سال‌های اخیر بسیار توسعه یافته و مورد اقبال پژوهشگران قرار گرفته است. مهم‌ترین چالش در دینامیک سیالات محاسباتی، پیش‌بینی رفتار گردابه‌ها است. گردابه‌ها که در اثر اختلاف در اندازه یا جهت بردارهای سرعت رخ می‌دهند، مهم‌ترین منبع تولید صوت محسوب می‌شوند. برای محاسبه گردابه‌ها می‌توان از سه روش در دینامیک سیالات محاسباتی بهره گرفت، که به ترتیب افزایش هزینه و دقت عبارتند از: ۱- معادلات متوسط‌گیری شده رینولدز<sup>۲</sup> یا RANS، ۲- روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ<sup>۳</sup> یا LES، و ۳- شبیه‌سازی مستقیم عددی<sup>۴</sup> یا DNS.

در روش حل عددی مستقیم، کلیه گردابه‌ها در تمامی مقیاس‌ها به صورت مستقیم محاسبه می‌شوند. به همین خاطر به یک شبکه بسیار متراکم محاسباتی نیاز دارد. هزینه محاسباتی (و همچنین دقت) روش حل عددی مستقیم بالاست، اما این روش برای کاربردهای مهندسی مناسب نیست و برای اجرای آن حتی در مسائلی با ابعاد کوچک به ابر رایانه نیاز است [۱۰]. کم هزینه‌ترین روش محاسبه گردابه‌ها، معادلات متوسط‌گیری شده رینولدز یا RANS است. در این روش معادلات جریان متوسط‌گیری می‌شود، آنگاه نوسانات جریان که در اثر متوسط‌گیری حذف شده‌اند (و همچنین رفتار گردابه‌ها) با استفاده از فرض بوزینسک<sup>۵</sup> مدل می‌شود. براساس فرض بوزینسک مدل‌های مختلفی توسعه یافته‌اند (مانند مدل مرتبه دوم انتقال تنش برشی کی-امگا) که برای محاسبه صوت به کار می‌روند [۱۱]. این روش بسیار سریع و پرطرفدار است، اما با توجه به اینکه پدیده صوت یک پدیده ناپایا در دامنه زمان

یا فرکانس است، میانگین‌گیری از نوسانات فشاری باعث از بین رفتن بخش قابل توجهی از ویژگی‌های صوت می‌شود. روش دیگری که از نظر دقت و هزینه بین دو روش قبلی قرار می‌گیرد، روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ یا LES است. در این روش گردابه‌های بزرگ مستقیماً حل می‌شوند و گردابه‌های کوچک که عموماً رفتار یکسانی دارند مدل می‌شوند. استفاده از شبکه متراکم از الزامات روش LES است. LES برای محاسبه میدان جریان ایرودینامیکی مغشوش در فواصل نزدیک بسیار مناسب [۱۲]، اما برای محاسبه انتشار صوت در دوردست غیربهرینه است. زیرا LES به شبکه‌ریزی برای محاسبه مستقیم قدرت امواج صوتی نیازمند است. استفاده از شبکه نامناسب و درشت منتهی به خطای محاسباتی می‌شود، به‌گونه‌ای که دامنه موج صوت بیش از مقدار واقعی کاهش یافته و انتقال فاز در موج صوتی رخ می‌دهد [۱۳]. بنابراین محاسبه مستقیم انتشار امواج صوتی در دوردست با استفاده از روش LES عملاً امکان‌پذیر نیست. به‌همین خاطر از معادلات آکوستیکی بهره گرفته می‌شود [۱۴]. این معادلات آکوستیکی به میدان نوسانات فشاری نیاز دارند که با استفاده از حل LES به‌دست می‌آید.

قسمی از معادلات آکوستیکی که به‌طور گسترده در پژوهش‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد، براساس روش لایتهیل<sup>۶</sup> توسعه یافته است. لایتهیل [۱۵] با بازنویسی معادلات ناویر-استوکس و بقای جرم به‌صورت معادله موج ناهمگن یک ارتباط بین آکوستیک و مکانیک سیالات ایجاد نمود. این دسته از معادلات، معادلات تشابه آکوستیکی لایتهیل نامیده می‌شوند. معادلات فاکس-ویلیام هاوکینز<sup>۷</sup> یا FWH از این جمله به‌شمار می‌رود. در روش ترکیبی LES-FWH ابتدا میدان نوسانات فشاری در نزدیکی جسم (به‌عنوان مثال روی سطح هواپرد) با LES به‌دست می‌آید. سپس با استفاده از FWH تضعیف موج صوت در دوردست محاسبه می‌شود [۱۶].

دقت مناسب روش LES هنگامی حاصل می‌شود که شبکه محاسباتی مناسب آن استفاده شده باشد. در روش LES برای شبیه‌سازی دقیق جریان در لایه مرزی، فواصل بی‌بعد شبکه بر روی دیواره در جهت عمود بر آن  $Y^+$ ، درجهت جریان  $X^+$  و راستای دهانه<sup>۸</sup>  $Z^+$  اهمیت زیادی دارد. مقادیر این فواصل بی‌بعد بسته به نوع جریان (جریان برشی نازل، جریان داخل کانال، ...) متفاوت هستند [۱۷].

در این مقاله تأثیر فاصله‌های بی‌بعد شبکه روی دیواره بر دقت شبیه‌سازی امواج ایروآکوستیک مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور از دو شبکه با تراکم مختلف بر روی سطح هواپرد ناکا-۰۰۱۲ استفاده شده است. برای کاهش هزینه محاسباتی، تخمین صوت در دوردست با استفاده از روش FWH صورت گرفته است. برای مقیاس زیرشبکه از مدل گرانروی گردابه‌های محلی منطبق با دیواره استفاده شده است. در پایان نتایج LES به‌دست آمده با استفاده از داده‌های تجربی حاصل از تونل باد اعتبارسنجی شده‌اند. در ادامه توضیحات بیشتری در مورد روش و نحوه اجرای محاسبات ارائه شده است.

## ۲. معادلات حاکم

### ۲-۱. معادلات فاکس ویلیامز-هاوکینز

روش فاکس ویلیامز-هاوکینز که به‌صورت مخفف FWH نامیده می‌شود، یک فرم از معادلات تشابه آکوستیکی لایتهیل است که برای تخمین نحوه انتشار صوت در دوردست به‌کار می‌رود. سمت چپ معادله FWH که در معادله ۱ آمده است به فرم معادله موج است که بر نوسانات فشاری اعمال شده است. در این تحقیق نوسانات فشاری با استفاده از روش LES به‌دست می‌آید. سمت راست معادله FWH مکانیسم‌های صوتی در دوردست هستند. معادله FWH بدین صورت است [۱۸]:

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

برای محاسبه صوت، انتگرال نوسانات فشاری بر روی مرزهای محاط بر منابع صوتی محاسبه می‌شود (مجموع صوت با محاسبه مجموع نوسانات فشاری به دست می‌آید). در رابطه فوق  $\rho$  چگالی،  $p$  فشار و  $u_n$  سرعت سیال در جهت عمود بر سطح انتگرال گیری است.  $a$  سرعت انتشار صوت و  $t$  زمان می‌باشد.  $H(f)$  تابع هویساید،  $v_n$  سرعت سطح انتگرال گیری است و  $\delta(f)$  تابع دلتای دیراک است. زیرنویس (0) بیانگر مقدار متغیر در جریان آزاد و پریم ('') بیانگر اختلاف مقدار متغیر در میدان جریان مورد نظر با جریان آزاد است. همچنین  $P_{ij}$  تانسور تنش فشاری شامل تنش لزجت و فشار و  $n_j$  بیانگر بردار واحد در راستای عمود بر دیواره می‌باشد. قسمت سمت راست معادله FWH بر انواع مکانیسم‌های تولید صوت دلالت دارد. اولین جمله یک صوت چهار قطبی است که از برخورد نوسانات فشاری میدان جریان به هوابرد به وجود می‌آید.  $T_{ij}$  تانسور تنش لایتهیل نام دارد که به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۸]:

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + P_{ij} - a_0^2 (\rho - \rho_0) \delta_{ij} \quad (2)$$

که در این رابطه  $P_{ij}$  تانسور تنش فشاری شامل تنش لزجت و فشار است. دومین جمله در سمت راست معادله FWH مربوط به صوت ناشی از بارگذاری ایرودینامیکی می‌باشد که یک صوت دوقطبی است. جمله سوم مربوط به صوت تک قطبی است که به خاطر ضخامت لبه فرار منتشر می‌شود. جزییات بیشتر در خصوص این روش توسط فاکس ویلیام و هاوکینز [۱۸] ارائه شده است.

## ۲-۲. شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES)

روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ شامل سه مرحله است که عبارتند از [۱۹]:

۱. فیلترینگ معادلات ناویر-استوکس برای حذف مقیاس‌های کوچک. معادلات به دست آمده شامل تانسور تنش مقیاس‌های زیرشبکه‌ای یا همان گردابه‌های کوچک هستند که بر گردابه‌های بزرگ تأثیر می‌گذارند.
۲. جایگزین کردن تانسور تنش‌های مقیاس زیر شبکه با یک مدل شناخته شده (مانند روش اسماکورینسکی<sup>۱۰</sup> یا WALE).
۳. حل عددی میدان جریان با ترکیب اطلاعات حاصل از شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و مقیاس زیر شبکه (برای گردابه‌های کوچک).

پس از انجام عملیات فیلترینگ در روش LES، معادلات ناویر-استوکس به صورت زیر در می‌آیند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \rho (\bar{u}_i \bar{u}_j) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} \right) \quad (4)$$

که در آن  $\sigma_{ij}$  تانسور تنش ناشی از گرانشی مولکولی است. علامت بار ( $\bar{u}$ ) بیانگر مقدار میانگین متغیرها است.  $\bar{u}_i$  بیانگر میانگین سرعت در راستای  $i$  و بیانگر میانگین مقدار فشار است.  $\tau_{ij}$  یا تانسور تنش مقیاس‌های زیرشبکه‌ای<sup>۱۱</sup> (SGS) عبارت است از:

$$\tau_{ij} = \rho (\overline{u_i u_j} - \bar{u}_i \bar{u}_j) \quad (5)$$

برای بستن تانسور تنش‌ها در مقیاس زیرشبکه از فرض بوزینسک استفاده می‌شود:

$$L_S = \min(kd_w, C_w V^{1/3}) \quad (8)$$

$$S_{ij}^d = \frac{1}{2}(\bar{g}_{ij}^2 + \bar{g}_{ji}^2) - \frac{1}{3} \delta_{ij} \bar{g}_{ij}^2, \quad (9)$$

که در آن  $V$  حجم سلول و  $d_w$  فاصله تا نزدیک‌ترین دیوار است.  $k$  ثابت ون کارمن است که با توجه به شیب ناحیه لگاریتمی پروفایل سرعت در لایه مرزی به دست می‌آید و مقدار آن در این مطالعه  $0.4$  است. مقدار تجربی  $C_w$  برابر با  $0.325$  است.  $\delta_{ij}$  تابع دلتای دیراک می‌باشد و مقدار  $\bar{g}_{ij} = \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}$  (مشتق سوئی متوسط مؤلفه سرعت). اطلاعات بیشتر در مورد مدل گرانروی گردابه‌های محلی منطبق بر دیواره یا WALE در مرجع [21] ارائه شده است.

### ۳. شبیه‌سازی

برای اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی از داده‌های به دست آمده توسط بروکس و همکاران [9] از آزمایش تونل باد ناسا واقع در لانگلی استفاده است. طول وتر هوابرد  $2/54$  سانتی‌متر و زاویه حمله  $10/8$  درجه و سرعت جریان  $71/3$  متر بر ثانیه انتخاب شده است. طول دهانه هوابرد برابر با  $45/72$  سانتی‌متر است. بدین ترتیب عدد رینولدز جریان در حدود  $123980$  و عدد ماخ برابر با  $0.2$  به دست می‌آید.

برای شبیه‌سازی جریان از میدان حل نوع-سی<sup>۱۳</sup> استفاده شده است که در شکل ۱ مشاهده می‌شود. برای کنترل بیشتر بر توزیع نقاط شبکه، میدان حل به سه ناحیه نزدیک (به شکل دایره با قطر دو برابر طول وتر)، ناحیه میانی (به شکل مستطیل به طول بیست برابر و عرض  $3/2$  برابر وتر) و ناحیه دور دست (به شکل C به طول کلی چهل برابر و عرض بیست برابر طول وتر) تقسیم شده است. به خاطر هزینه محاسباتی بالا در این روش معمولاً از شبیه‌سازی کل طول دهانه هوابرد دوبعدی صرف‌نظر می‌شود و طول پره در راستای عمود بر محور جریان معادل ده درصد طول وتر پره واقعی [23] یا کمتر [24] انتخاب

$$\tau_{ij} = \left[ \nu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{1}{3} \delta_{ij} \mu \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} \right) \quad (6)$$

که در آن  $\mu$  ضریب گرانروی دینامیکی است.  $\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i}$  بخش ایزوتروپیک تنش‌ها در مقیاس زیرشبکه می‌باشد که به ترم فشار استاتیک فیلتر شده افزوده می‌شود.

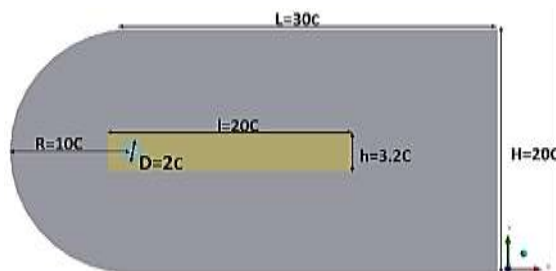
در نتیجه، برای قابل حل کردن معادله فوق بایستی  $\nu_t$  که گرانروی سینتیکی ناشی از گردابه‌ها در مقیاس زیرشبکه است مدل شود [20].

محاسبه صحیح تنش‌های رینولدز در نزدیکی دیوارها در پیش‌بینی صحیح رفتار جریان در لایه مرزی و مسایلی از قبیل جدایش، اتصال مجدد جریان، و در نتیجه در پیش‌بینی صحیح رفتار گردابه‌ها تأثیر زیادی دارد. نقطه ضعف در مدل‌های زیرشبکه قبلی باعث شد تا مدل گرانروی گردابه‌های محلی منطبق با دیواره<sup>۱۲</sup> یا WALE توسعه یابد. این مدل رفتار مجانبی تنش‌های رینولدز نزدیک به دیوارها ( $y^3$ ) را به خوبی مدل می‌کند [21]. مزیت دیگر مدل WALE محاسبه گرانروی اغتشاشی  $\mu_t = 0$  برای جریان آرام لزج است. این مسأله به محاسبه صحیح جریان در نواحی غیر مغشوش کمک می‌کند. این قابلیت در برخی مدل‌ها مانند اسماکورینسکی-لیلی که در تحقیقات قبلی از آن استفاده شده است وجود ندارد [22]. مدل WALE براساس مربع تانسور گرادیان سرعت است و علاوه بر تانسور تنش برشی، تانسور چرخشی را نیز در نظر می‌گیرد. علاوه بر این، نیکود [21] نشان داد که این مدل می‌تواند جریان‌های گذار را به خوبی شبیه‌سازی کند. در مدل WALE گرانروی سینتیکی گردابه‌ها بدین صورت محاسبه می‌شود:

$$\nu_t = L_S^2 \frac{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{3/2}}{(\bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij})^{5/2} + (S_{ij}^d S_{ij}^d)^{5/4}} \quad (7)$$

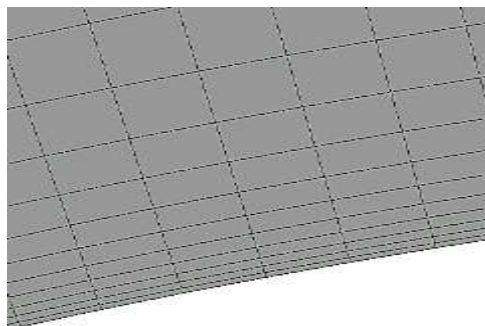
در رابطه فوق  $\nu_t$  ضریب گرانروی سینتیکی اغتشاشی است.  $L_S$  و  $S_{ij}^d$  به صورت زیر تعریف می‌شوند:

می‌شود. در این پژوهش نیز عمق میدان برابر با ده درصد هوابرد یا ۲/۵۴ میلی‌متر در جهت Z در نظر گرفته شده است.



شکل ۱. تصویر میدان حل

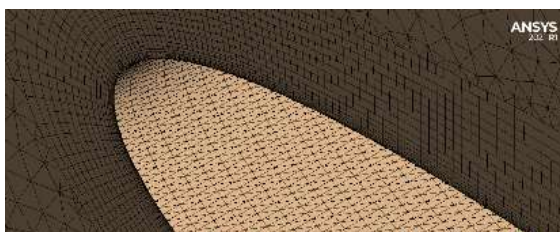
متوسط  $y^+$  کمتر از یک خواهد بود. برای محاسبه جریان در لایه مرزی تعداد ۲۰ لایه شبکه پیشنهاد می‌شود [۱۹]. پس از اولین ردیف، بیست لایه با نسبت رشد یک و سه دهم به صورت سازمان یافته<sup>۱۶</sup> ایجاد شده است که در شکل ۲ آمده است.



شکل ۲. گسترش شبکه لایه مرزی در جهت y

با توجه به حساسیت روش LES به فواصل بی‌بعد برای شبکه حل در نزدیکی سطح هوابرد در جهت x (راستای جریان) و z (راستای دهانه) بایستی مقادیر آنها نیز مشخص شود. در مراجع مختلف مقدار  $z^+$  حدود ده تا چهل پیشنهاد شده است [۲۸]. همچنین مقدار  $x^+$  کمتر از ۴۰ در اغلب تحقیقات پیشنهاد شده است [۲۴].

در سطح فشار و سطح مکش هوابرد با طول وتر ۲/۵۴ سانتی‌متر از ۳۰۰ نقطه و در راستای z از ۲۰ نقطه برای تقسیم‌بندی عمق ۲/۵۴ میلی‌متری شبکه استفاده شده است. مقادیر به‌دست آمده برای پارامترهای  $y^+$  و  $x^+$  و  $z^+$  (جدول ۲) در محدوده پیشنهادی مراجع معتبر است. شکل ۳ شبکه ایجاد شده در اطراف هوابرد را نشان می‌دهد.



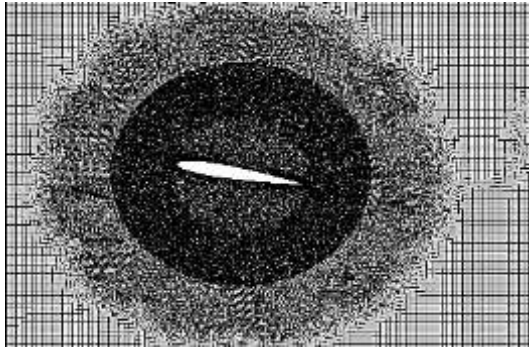
شکل ۳. شبکه ایجاد شده در لایه مرزی در جهت y و x و z در

شبه نوع-۱

برای پیش‌بینی جریان در لایه مرزی سطح هوابرد می‌توان از مدل دیواره استفاده نمود و حجم شبکه محاسباتی را کاهش داد [۲۵]. اما مدل نمودن جریان در لایه مرزی باعث افزایش عدم قطعیت و کاهش دقت محاسبات می‌شود [۲۴]. به همین جهت در این پژوهش به‌جای مدل‌سازی از رویکرد ایجاد شبکه و حل جریان در لایه مرزی استفاده شده است. پارامترهای  $y^+$  و  $x^+$  و  $z^+$  اندازه بی‌بعد اولین لایه شبکه در راستای مورد نظر بر روی سطح دیواره است. برای محاسبه فواصل بی‌بعد از رابطه زیر استفاده می‌شود [۱۹]:

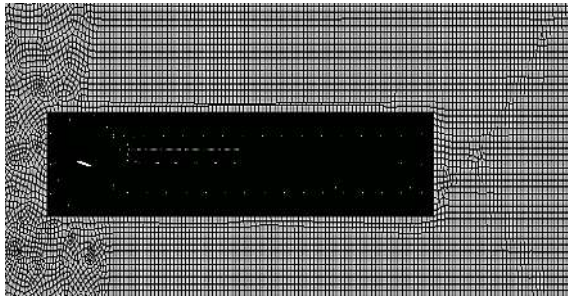
$$\frac{z^+}{\Delta z} = \frac{x^+}{\Delta x} = \frac{y^+}{\Delta y} = \frac{U_\tau}{\nu} = cte \quad (10)$$

که در آن  $\nu$  گرانروی دینامیکی (مترمربع بر ثانیه) و  $U_\tau$  سرعت اصطکاکی (متر بر ثانیه) است.  $\Delta y$  و  $\Delta x$  و  $\Delta z$  اندازه المان در اولین لایه شبکه بر روی دیواره (متر) است. برای به‌دست آوردن  $y^+ = 1$  با مشخصات جریان آزاد، ارتفاع اولین لایه شبکه با استفاده از محاسبه‌گر شرکت پوینت‌وایز<sup>۱۴</sup> [۲۶] برابر با  $4/1 \times 10^{-6}$  متر به‌دست آمده است. با استفاده از نرم‌افزار محاسباتی والوپ<sup>۱۵</sup> [۲۷] برای ارتفاع اولین لایه شبکه مقدار  $3/9 \times 10^{-6}$  متر و برای ارتفاع لایه مرزی مقدار  $9 \times 10^{-4}$  به‌دست آمده است. برای احتیاط بیشتر، اولین لایه شبکه در فاصله  $3/5 \times 10^{-6}$  متری قرار گرفته است. بدین ترتیب مقدار



شکل ۴. تغییر تدریجی ابعاد سلول‌های شبکه از ناحیه نزدیک به

ناحیه میانی



شکل ۵. شبکه ایجاد شده برای کل میدان حل

جدول ۳. تعداد نهایی گره‌ها و المان‌های شبکه حل (میلیون)

پارامتر	شبکه نوع-۱	شبکه نوع-۲
تعداد گره	۱/۱	۱/۵۴
تعداد المان	۳/۱	۴/۵۵

لازم به ذکر است که شروع ضبط صدا بایستی بعد از تأیید نتایج محاسبات ایرودینامیکی صورت گیرد. برای ارزیابی هم‌گرایی و دقت محاسبات ایرودینامیکی از ضرایب بی‌بعد فشار، نیروی برآ و نیروی پسا استفاده می‌شود. با توجه به ماهیت ناپایا بودن محاسبات، نمودارهای به‌دست آمده برای نیروی برآ و پسا حالت نوسانی خواهد داشت. برای تأیید هم‌گرایی بایستی میانگین نوسانات نیروها روند نسبتاً ثابتی را در پیش بگیرد (شیب مقدار میانگین تقریباً صفر شود) یا به‌اصطلاح هم‌گرایی آماری رخ دهد. پس از آن ضبط داده‌های آکوستیکی آغاز خواهد شد.

با توجه به حساسیت محاسبات عددی ابروآکوستیکی، در این تحقیق تصمیم به بهره‌گرفتن از فاصله‌های بی‌بعد کوچکتر و معیارهای سخت‌گیرانه‌تر گرفته شد. بنابراین با کاهش این پارامترها، برای احتیاط بیشتر اولین لایه شبکه دوم در فاصله  $10^{-1} \times 1$  متری قرار گرفت. در سطح فشار و سطح مکش هوابرد از  $450$  نقطه و در راستای  $z$  از  $70$  نقطه برای تقسیم‌بندی عمق میدان استفاده شد. در نهایت اندازه المان‌ها و مقادیر بی‌بعد به‌دست آمده در اولین لایه شبکه بر روی سطح هوابرد بسیار محتاطانه‌تر از مقادیر پیشنهادی قبلی به‌دست آمد که در جدول ۱ و ۲ مشاهده می‌شود.

جدول ۱. اندازه المان در اولین لایه شبکه بر روی سطح هوابرد (متر)

جهت	شبکه نوع-۱	شبکه نوع-۲
راستای عمود- $\Delta y$	$3/5 \times 10^{-6}$	$1 \times 10^{-6}$
راستای دهانه- $\Delta z$	$1/27 \times 10^{-4}$	$3/62 \times 10^{-5}$
راستای وتر- $\Delta x$	$8/46 \times 10^{-5}$	$5/64 \times 10^{-5}$

جدول ۲. فواصل بی‌بعد به‌دست آمده برای اولین لایه شبکه بر روی

سطح هوابرد

پارامتر	شبکه نوع-۱	شبکه نوع-۲
$y^+$	$0/875$	$0/25$
$x^+$	$18/52$	$14/11$
$z^+$	$27/78$	$9/07$

برای ناحیه میانی و ناحیه دوردست از مقادیر  $0/001$  و  $0/005$  متر برای ابعاد سلول‌های شبکه استفاده شده است. تغییر تدریجی ابعاد سلول‌های شبکه از ناحیه نزدیک به ناحیه میانی در شکل ۴ نشان داده شده است. نمای کلی شبکه ایجاد شده برای کل میدان حل در شکل ۵ ارایه شده است. تعداد نهایی گره‌ها و المان‌های به‌دست آمده برای شبکه حل در جدول ۳ ارائه شده است.

برای تعریف منبع صوت از نوسانات فشاری بر روی سطح هوابرد استفاده می‌شود. محل میکروفن براساس اطلاعات ارائه شده در گزارش آزمون تجربی، در فاصله حدود ۱/۲۱ متری بالای لبه فرار در وسط دهانه قرار داده شده است [۹]. برای محاسبه فرکانس ده کیلوهرتز بایستی از گام زمانی برابر با  $5 \times 10^{-5}$  استفاده شود. حداقل زمان لازم برای محاسبه امواج آکوستیکی برابر است با زمان عبور جریان از روی هوابرد:

$$\Delta t_{\text{Min.}} = \frac{\text{Chord(m)}}{U_{\infty}(\text{m/s})} = 3.56e - 4 \text{ s} \quad (11)$$

تفکیک داده برداری با فرض گام زمانی نمونه برداری  $5e - 5$  ثانیه برابر می‌شود با:

$$\text{Sampling Resolution} = \frac{\Delta t_{\text{sampling}}(\text{s})}{\Delta t_{\text{Min.}}(\text{s})} = \frac{5e - 5}{3.56e - 4} = 1.4e - 1 \quad (12)$$

یعنی تقریباً در هر هشت گام زمانی یکبار داده لازم برای محاسبه صوت ناشی از گذر سیال از روی هوابرد تولید می‌شود. برای اطمینان بیشتر، زمان محاسبات آکوستیکی برابر با یک صدم ثانیه انتخاب شده است. این زمان معادل ۲۰۰ گام زمانی است. در هر گام زمانی از معیار هم‌گرایی یک هزارم برای کلیه باقیمانده‌ها استفاده شده است. بنابراین تعداد کل داده‌هایی که برای محاسبات آکوستیکی ذخیره گردیده و در تبدیل فوریه برای به دست آوردن سطح فشار صوت در بازه فرکانسی استفاده شده است، برابر می‌شود با:

$$\text{Covering Period} = \frac{t_{\text{Total}}(\text{s})U_{\infty}(\text{m/s})}{\text{Chord(m)}} = \frac{0.01 \times 71.3}{0.0254} = 28.07 \quad (13)$$

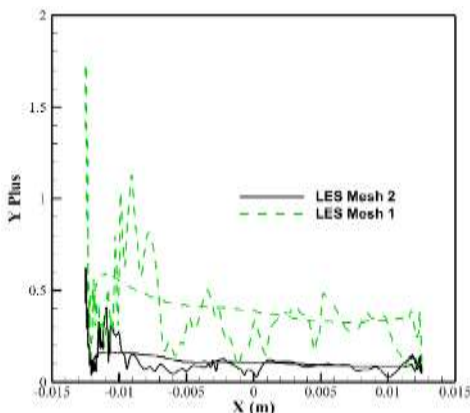
این بدان معنی است که در این تحقیق حدود ۲۸ بار محاسبات آکوستیکی برای هر شبکه انجام شده است. با توجه به پرهزینه بودن روش LES-WALE در برخی مراجع ۳-۴ تکرار در هر گام زمانی توصیه شده است [۲۴]. در این پژوهش از بیست

تکرار در هر گام زمانی بهره گرفته شده است (در نهایت حدود چهار هزار تکرار).

برای انجام محاسبات ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی از نرم افزار فلونت-انسیس<sup>۱۷</sup> نسخه ۲۰۲۲ استفاده شده است. با توجه به این که سرعت جریان کمتر از ۰/۳ سرعت صوت است، محاسبات با حل گر فشار-پایه انجام شده که برای این رژیم جریانی مناسب است. حل به صورت سه بعدی و گذرا با زمان است. برای جریان هوا از مقادیر استاندارد برای چگالی (۱/۲۲۵ کیلوگرم بر مترمکعب) و ضریب چسبندگی ( $1.7894 \times 10^{-5}$  کیلوگرم بر متر ثانیه) استفاده گردیده است. برای کوپل معادلات فشار-سرعت از الگوریتم سیمپل<sup>۱۸</sup> و برای محاسبه شار مومنتم از روابط ری-چو<sup>۱۹</sup> بهره گرفته شده است. برای گسسته سازی مکانی معادلات از روش حداقل مربعات سلول پایه برای گرادیان‌ها، روش مرتبه دوم برای فشار، و روش تفاوت مرکزی محدود<sup>۲۰</sup> برای اندازه حرکت استفاده شده است. حل گذرا با زمان نیز با روش ضمنی مرتبه اول صورت گرفته است.

#### ۴. نتایج

در شکل ۶ نمودار  $y+$  برای وسط دهانه هوابرد نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در تمام نقاط (غیر از اندکی از لبه حمله شبکه-۱) مقدار  $y+$  کمتر از یک است.

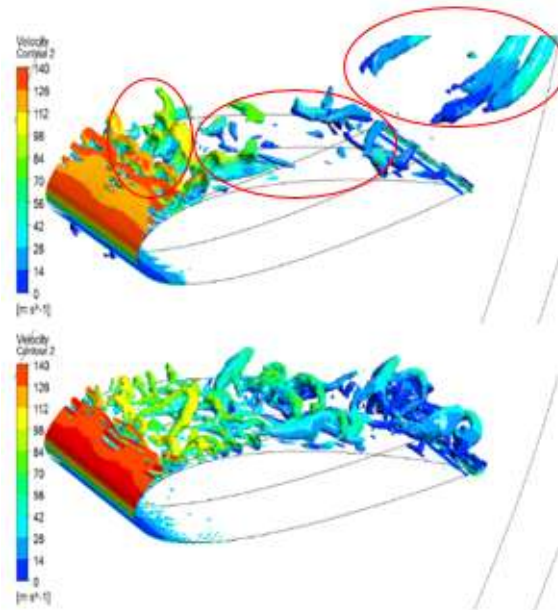


شکل ۶. تغییرات  $y+$  بر روی سطح هوابرد



در این پژوهش از معیار کیو<sup>۲۱</sup> برای بررسی گردابه‌ها استفاده شده است. با توجه به تعریف هانت<sup>۲۲</sup> [۲۹] معیار کیو گردابه‌ها را به‌عنوان مناطقی تعریف می‌کند که مؤلفه چرخش جریان از نرخ کرنش آن بیشتر است.

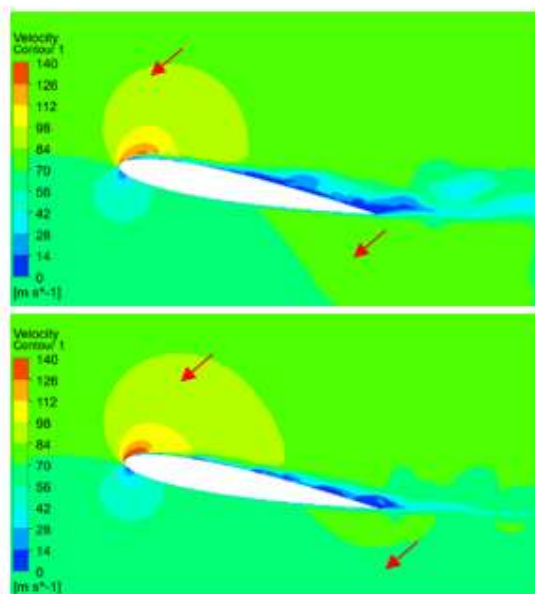
شکل ۷ گردابه‌های ایجاد شده در اطراف هوابرد که با استفاده از معیار کیو  $7/9 \times 10^8$  بر مجذور ثانیه به‌دست آمده و با مقادیر سرعت رنگ‌آمیزی شده است را نشان می‌دهد.



شکل ۷. گردابه‌های اطراف هوابرد ناکا-۰۰۱۲ که با استفاده از معیار کیو  $7/9 \times 10^8$  بر مجذور ثانیه به‌دست آمده و با مقادیر سرعت رنگ‌آمیزی شده است، برای شبکه-۱ (بالا) و شبکه-۲ (پایین)

همان‌طور که در شکل ۷ مشاهده می‌شود، برای هر دو شبکه جدایش جریان از نزدیکی لبه حمله در سطح بالایی هوابرد صورت گرفته و کل جریان تا لبه فرار و همین‌طور پایین دست را با گردابه‌های بزرگ و کوچک همراه می‌کند. در شبکه نوع-۲ (که المان‌های کوچک‌تری در نزدیکی سطح دیواره دارد) گردابه‌ها با تفکیک و جزئیات بهتری ارائه شده است.

همچنین مشاهده می‌شود که در شبکه-۱ گردابه‌ها از نظر ابعاد و گسترش (به‌خصوص در نزدیکی لبه فرار) بیشتر از شبکه-۲ تخمین زده شده‌اند. این مسأله در شکل ۸ نیز قابل مشاهده است. در شکل ۸ کانتور سرعت در میدان اطراف پره ترسیم شده است.

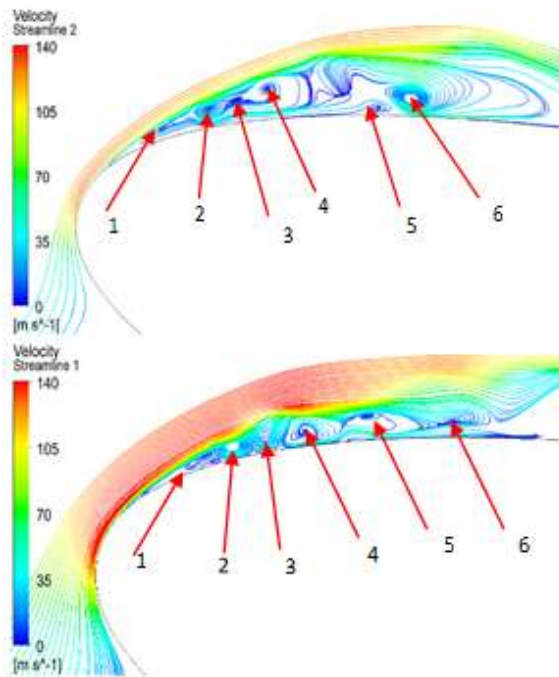


شکل ۸. کانتور سرعت، برای شبکه ۱- (بالا) و شبکه ۲- (پایین)

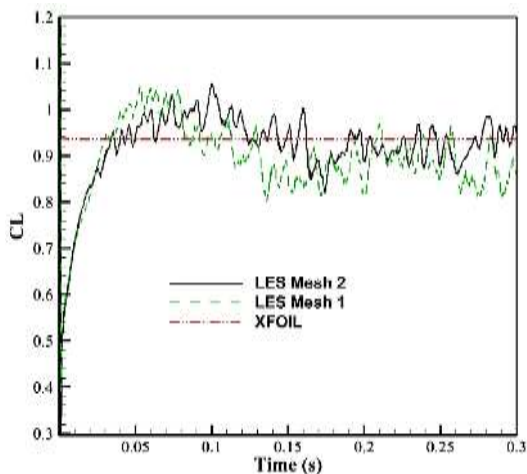
تعداد و محل گردابه‌ها تقریباً مشابه است. محل ایجاد جدایش نیز اختلاف چندانی ندارد. اما قطر گردابه‌های ناشی از جدایش جریان در شبکه ۱- بزرگتر از شبکه ۲- تخمین زده شده است. این مسأله باعث تغییر الگوی جریان در سطح بالایی هوابرد شده است. با تغییر الگوی جریان مقدار اختلاف سرعت (بین جریان در سطح مکش با سطح فشار هوابرد) در شبکه ۱- کمتر از شبکه ۲- به دست آمده است (فلش‌های قرمز رنگ در شکل ۸). کاهش اختلاف سرعت، باعث کاهش اختلاف فشار و در نتیجه کاهش نیروی برآ، موجود در شکل ۱۰ و افزایش نیروی پسای تخمین زده شده، موجود در شکل ۱۱ گردیده است.

همان‌طور که در شکل ۸ دیده می‌شود، شبکه ۱- سرعت سیال را در لبه حمله هوابرد در بالای نقطه سکون کمتر، و نقطه بیشینه سرعت را عقب‌تر از شبکه ۲- تخمین زده است. دلیل این مسأله می‌تواند بیشتر بودن مقدار تخمین زده شده برای مقیاس طولی گردابه‌ها در سطح مکش باشد. این مسأله هم در نزدیکی لبه حمله موجود در شکل ۹، و هم در انتهای هوابرد موجود در شکل ۸ اتفاق افتاده است که باعث تغییر الگوی جریان در اطراف هوابرد شده است.

در شکل ۹ خطوط میدان جریان در نزدیکی لبه حمله هوابرد ناکا-۰۰۱۲ که با مقادیر سرعت رنگ‌آمیزی شده‌اند، برای هر دو شبکه نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود،



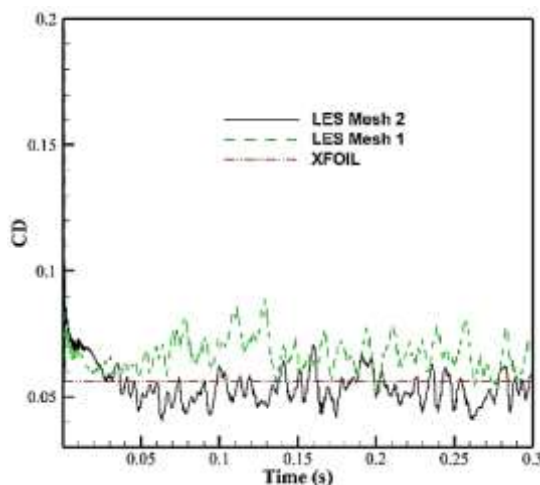
شکل ۹. خطوط میدان جریان حول لبه حمله هواگرد ناکا-۰۰۱۲ که با مقادیر سرعت رنگ آمیزی شده‌اند، برای شبکه-۱ (بالا) و شبکه-۲ (پایین)



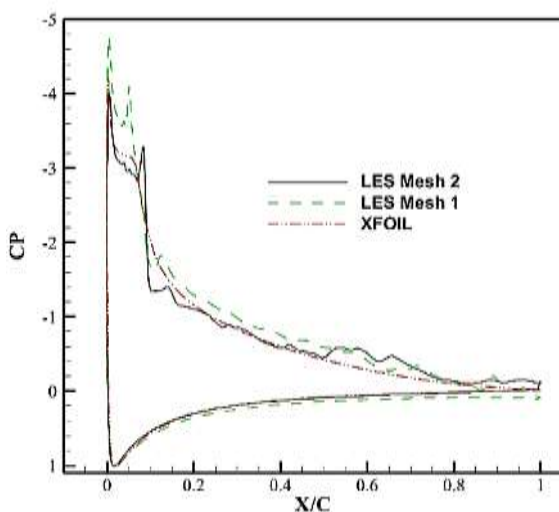
شکل ۱۰. نمودار ضریب نیروی برآی هواگرد ناکا-۰۰۱۲

مقدار ضریب نیروی برآ و پسا با استفاده از هر دو شبکه به دست آمده است و با نتیجه حاصل از نرم‌افزار ایکس‌فویل<sup>۲۳</sup> مقایسه شده است. نرم‌افزار ایکس‌فویل یک نرم‌افزار ایرودینامیکی دوبعدی است که از روش پنل متد<sup>۲۴</sup> و تئوری لایه مرزی برای حل جریان استفاده می‌کند و دقت آن مناسب ارزیابی شده است [۳۰]. در نرم‌افزار ایکس‌فویل ضریب برآ برابر با  $0.936$  به دست آمده است. نتایج به دست آمده برای میانگین ضریب نیروی برآ در مدت زمان  $0.2$  ثانیه تا  $0.3$  ثانیه برای شبکه-۱ و شبکه-۲ مقدار حدود  $0.88$  و  $0.92$  را نشان می‌دهد.

مقدار ضریب نیروی پسا نیز که با استفاده از هر دو شبکه محاسباتی و نرم افزار ایکس فویل محاسبه شده است در شکل ۱۱ مشاهده می شود.



شکل ۱۱. نمودار ضریب نیروی پساى هواىرد ناكا-۰۰۱۲



شکل ۱۲. توزیع فشار بر روی سطح هواىرد ناكا-۰۰۱۲

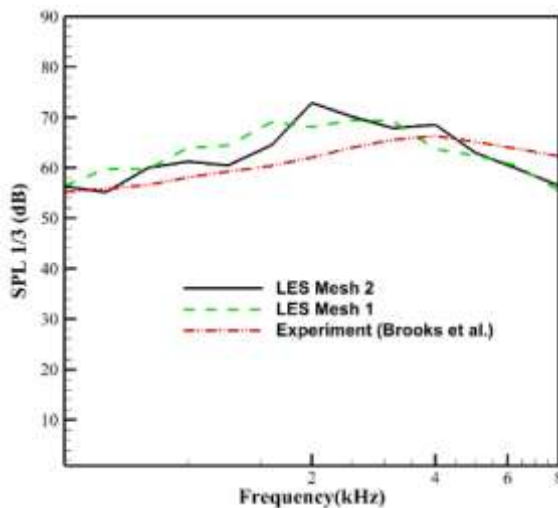
در شکل ۱۳ نمودار سرعت بی بعد بر روی یک خط فرضی نشان داده می شود. این خط فرضی در وسط دهانه هواىرد  $(z=s/2)$  و پایین دست هواىرد (به فاصله  $x=2.1C$ ) بر روی یک خط عمودی (به ارتفاع  $y=3C$ ) ترسیم شده است. همان طور که مشاهده می شود، گردابه های شبکه-۱ باعث افت شدید سرعت در لبه فرار سطح مکش شده است (تقریباً ۱۵ درصد در ناحیه ۱). این افت بیشینه سرعت توسط شبکه-۲ حدود ده درصد تخمین زده شده است. این افت سرعت بایستی براساس قانون بقای جرم برای یک میدان سیال تراکم ناپذیر پایا، با شرط مرزی تقارن<sup>۲۵</sup>، جبران شود. به عبارتی سرعت متوسط در میدان جریان برای هر دو شبکه باید ثابت باشد. بدین خاطر جبران افت سرعت شبکه-۱ در نواحی ۲ و ۳ در شکل ۱۳ مشاهده می شود.

در یک دهم آخر محاسبات شبکه-۱ مقدار ضریب نیروی پسا را به طور متوسط  $0.066$  پیش بینی کرده است. این مقدار توسط شبکه-۲ حدوداً  $0.052$  تخمین زده شده است. این اختلاف با توجه به قدرت گردابه های ایجاد شده طبیعی به نظر می رسد. نرم افزار ایکس فویل مقدار این ضریب را  $0.056$  محاسبه نموده است.

در شکل ۱۲ ضریب فشار حول هواىرد ناكا-۰۰۱۲ نمایش داده شده است. نرم افزار ایکس فویل و شبکه-۲ انطباق بیشتری با یکدیگر دارند. شبکه-۱ اولین جدایش را در فاصله بی بعد  $0.06$ ، ایکس فویل در فاصله  $0.70$  و شبکه-۲ در فاصله  $0.085$  از لبه حمله شناسایی کرده اند. در سایر نقاط سطح مکش و سطح فشار، انطباق ایکس فویل با شبکه-۲ بهتر از شبکه-۱ بوده است. شبکه-۱ افت ناشی از جدایش و افت فشار جریان را در سطح مکش بیشتر از روش های دیگر تخمین زده است.

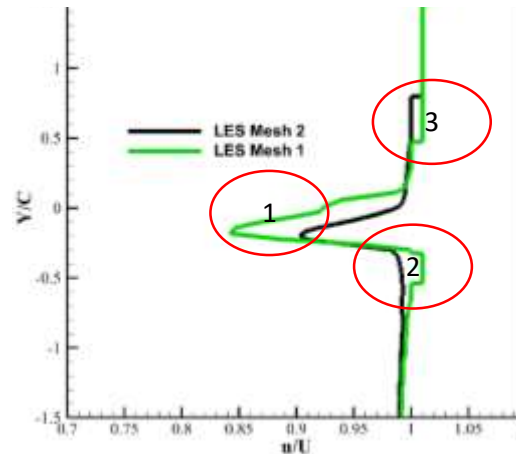
نسبت دهانه مدل آزمایشگاهی (۰/۴۵۷ متر) به طول دهانه مدل محاسباتی (۰/۰۲۵۴ متر) است.

برای اعتبارسنجی از داده‌های تجربی بروکس و همکارانش استفاده شده است [۹]. این داده‌ها شامل سطح فشار صوت یا SPL (بر حسب دسیبل) که در بازه نیم تا هشت کیلو هرتز و با فیلتر یک سوم اکتاو میانگین‌گیری شده است. مقایسه داده‌های تجربی با نتایج به‌دست آمده برای هر دو شبکه محاسباتی در شکل ۱۴ نمایش داده شده است.



شکل ۱۴. سطح فشار صوت متوسط‌گیری شده در باند یک سوم باند اکتاو در روش تجربی و محاسباتی

روند کلی تغییرات نتایج محاسباتی با داده‌های تجربی انطباق قابل‌قبولی دارد. در شروع بازه محاسباتی (فرکانس ۵۰۰ هرتز) مقدار سطح فشار صوت برای شبکه-۱ و شبکه-۲ در روش LES مقدار یکسانی به‌دست آمده است (حدود ۵۶/۴ دسیبل) که با ۲/۱ درصد خطا به نتایج تجربی نزدیک است. پس از آن نتایج شبکه-۲ انطباق بهتری با داده‌های تجربی دارد. در انتهای بازه محاسباتی (فرکانس هشت کیلو هرتز) شبکه-۱ و شبکه-۲ مقادیر مشابهی را به‌دست آورده‌اند (به ترتیب حدود ۵۵/۵ و ۵۶/۴ دسیبل). با توجه به داده تجربی در فرکانس هشت کیلو هرتز (۶۲/۳ دسیبل) می‌توان گفت که خطای شبکه-۲ به میزان ۰/۹ دسیبل (حدود ۱/۵ درصد) کمتر از



شکل ۱۳. پروفیل سرعت بر روی خط فرضی عمود در فاصله  $x=2.1C$

برای بیان سطح فشار صوت<sup>۲۶</sup> یا SPL از یک واحد لگاریتمی به نام دسی‌بل استفاده می‌شود. SPL در واحد دسی‌بل، برابر است با "ده برابر لگاریتم بر پایه ۱۰ نسبت مربع متوسط فشار به مربع فشار صوت مرجع (۲۰ μPa) " که به صورت زیر بیان می‌شود:

$$SPL = 10 \log \left( \frac{\hat{p}^2}{p_{Ref}^2} \right) \quad (14)$$

در رابطه فوق  $\hat{p}$  ریشه دوم مربع میانگین فشار صوت است و  $P_{Ref}$  فشار صوت مرجع برابر با ۲۰ میکرو پاسکال است. با توجه به اینکه محاسبه صوت برای پره‌ای که دهانه آن معادل ده درصد طول وتر است انجام شده است، برای به‌دست آوردن سطح فشار صوت کل از رابطه ۱۵ استفاده شده است:

$$\begin{aligned} SPL_{All} &= 10 \log \left( 180 \times \frac{\hat{p}^2}{\hat{p}_{Ref}^2} \right) \\ &= 10 \left[ \log(180) + \log \left( \frac{\hat{p}^2}{\hat{p}_{Ref}^2} \right) \right] \\ &= 22.5 + SPL_{0.1C} \end{aligned} \quad (15)$$

در رابطه فوق  $SPL_{0.1C}$  سطح فشار صوت به‌دست آمده برای طول دهانه معادل ده درصد طول وتر است و ۱۸۰ برابر با

شبکه-۱ است. در مجموع مقدار ۶ درصد برای شبکه-۲ و مقدار ۷/۴ درصد خطا برای شبکه-۱ در کل بازه محاسباتی به دست آمده است.

اختلاف بین نتایج محاسباتی با داده‌های تجربی دلایل مختلفی می‌تواند داشته باشد که از آن جمله می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

۱. تخمین فشار صوت در فرکانس بالا می‌تواند با تراکم بیشتر شبکه محاسباتی بهبود یابد. زیرا فرکانس صوت با طول مشخصه گردابه‌ها نسبت عکس دارد و صوت فرکانس بالا تحت تأثیر گردابه‌های کوچک است. با افزایش تراکم شبکه، گردابه‌های کوچکتر بیشتری به جای مدل‌سازی، شبیه‌سازی می‌شوند که می‌تواند به بهبود نتایج در فرکانس بالا منجر می‌شود.

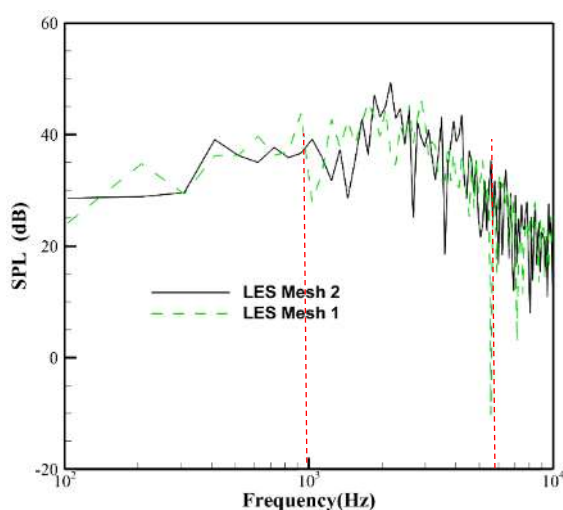
۲. تخمین بالاتر مقدار سطح فشار صوت در فرکانس پایین می‌تواند ناشی از کوچک گرفتن اسپن هوابرد نسبت به نمونه آزمایشگاهی باشد. این مسأله باعث عدم محاسبه صحیح گردابه‌ها و میرایی آنها در راستای اسپن (جهت عمود بر صفحه) می‌شود که می‌تواند به تخمین بیش از مقدار واقعی صوت منجر می‌شود [۱۰]. برای رفع خطای ناشی از این مسأله، مدل‌سازی کل طول هوابرد می‌تواند (با افزایش هزینه محاسباتی) به بهبود نتایج کمک کند.

۳. بخشی از اختلاف نتایج LES با داده‌های تجربی نیز می‌تواند ناشی از شرایط جریان ورودی باشد. نوسانات جریان ورودی با روش‌های مختلف می‌تواند ایجاد شود. روش‌های طبیعی مانند ایجاد پله و برجستگی در مسیر جریان حجم محاسبات را افزایش می‌دهد و اطلاعات کتابخانه‌ای از طریق اندازه‌گیری آزمایشگاهی [۳۱] نیز برای این پژوهش فراهم نبود. در این تحقیق از مدل انرژی جنبشی خطی ساده شده برای سادگی و افزایش سرعت استفاده شده است [۳۲]. این روش به‌رغم ایجاد شدت تلاطم، سرعت میرایی و انرژی جنبشی مورد نظر،

ساختار فیزیکی مناسبی برای جریان ایجاد نمی‌کند زیرا معادلات ناویر-استوکس را ارضا نمی‌کنند و این می‌تواند بر صوت محاسبه شده نیز تأثیر بگذارد.

۴. عدم قطعیت روش و خطای کالیبراسیون ابزارهای مورد استفاده در آزمایش تجربی [۹] نیز گزارش نشده است که این خود می‌تواند از دلایل عدم انطباق بین نتایج باشد.

امواج آکوستیک با استفاده از تابع فوریه از حوزه زمان به حوزه فرکانس منتقل می‌شود. در شکل ۱۵ سطح فشار صوت برای شبکه-۱ و شبکه-۲ برحسب فرکانس نمایش داده شده است. در این الگوی صوت حداکثر سطح فشار در فرکانس هزار تا پنج هزار هرتز دیده می‌شود. این صوت در مهم‌ترین بازه فرکانسی، در محدوده شنوایی انسان قرار دارد که در استاندارد کمیسیون بین‌المللی الکتروتکنیک<sup>۳۷</sup> یا IEC با استفاده از تابع وزن دهی شده-آ (A-Weighted) اهمیت آن یادآوری می‌شود [۳۳]. بنابراین می‌توان گفت که تأثیر صوت در این محدوده فرکانسی بر سلامتی و آرامش محیطی زیاد بوده و در ماشین‌آلاتی که پیک شدت صوت در این محدوده فرکانسی رخ می‌دهد، بهینه‌سازی و کاهش صوت در اولویت قرار دارد.



شکل ۱۵. تضعیف میانگین کلی سطح فشار صوت در فاصله ۱/۲ متر

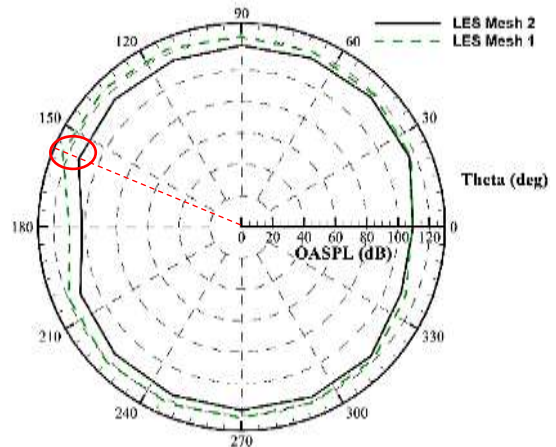


## ۵. نتیجه گیری

در این مقاله نتایج تأثیر ابعاد شبکه روی دیواره بر دقت نتایج شبیه‌سازی ایروآکوستیک هوابرد انجام شد. بدین منظور دو نوع شبکه با  $\gamma^+$  و  $\chi^+$  و  $Z^+$  مختلف بر روی سطح هوابرد مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج LES به دست آمده از هر دو شبکه با استفاده از داده‌های تجربی حاصل از تونل باد اعتبارسنجی شد. مقایسه برای محدوده فرکانسی پانصد تا هشت هزار هرتز با استفاده از فیلتر یک سوم اکتاو انجام گردید. در ابتدا و انتهای بازه فرکانسی، نتایج هر دو شبکه با یکدیگر منطبق بودند. اما در فرکانس‌های میانی (بین هزار و چهار هزار هرتز) روش‌های محاسباتی سطح فشار صوت را بیشتر از داده‌های تجربی پیش‌بینی نموده‌اند.

این خطا برای شبکه‌ای که از سلول‌های بزرگتر بر روی سطح هوابرد استفاده کرده، بیشتر است. در مطالعه گردابه با استفاده از خطوط جریان و معیار-کیو مشاهده شد که استفاده از سلول‌های بزرگتر بر روی سطح دیواره باعث افزایش مقیاس طولی و قدرت گردابه‌ها شده و در نتیجه قدرت امواج آکوستیکی بیشتر از مقدار واقعی تخمین زده خواهد شد. این مسأله در زوایای مختلف مورد بررسی قرار گرفت و مشاهده شد که اختلاف بین دو شبکه در زوایای مختلف تغییر می‌کند. حداکثر اختلاف بین میانگین کلی سطح فشار صوت به دست آمده در دو شبکه در حدود یازده دسیبل در زاویه ۱۳۵ درجه مشاهده شد. با توجه به اینکه فاصله‌های بی‌بعد استفاده شده هر دو شبکه در محدوده مقادیر پیشنهادی مراجع قبلی بودند، می‌توان گفت برای حل عددی آکوستیکی به شبکه متراکم‌تری نسبت به تحقیقات ایرودینامیکی متعارف نیاز می‌باشد.

تأثیر راستای انتشار صوت بر میانگین کلی سطح فشار صوت<sup>۲۸</sup> یا OASPL در فواصل مختلف از مرکز هوابرد در شکل ۱۶ بررسی قرار گرفته است. OASPL با میانگین گیری از سطح فشار صوت در سراسر بازه فرکانسی به دست می‌آید. در شکل ۱۶ جریان از سمت چپ وارد میدان می‌شود و از سمت راست خارج می‌شود و هوابرد در وسط شکل قرار دارد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، سطح بالایی و سطح پایینی هوابرد بیشترین مقدار انتشار صوت را دارند که ناشی از بارگذاری ایرودینامیکی روی این دو سطح است. در قسمت انتهایی هوابرد و قسمت جلوی آن کمترین میزان انتشار صوت دیده می‌شود. در کلیه زوایا، غیر از صفر تا بیست درجه، شبکه-۱ مقدار OASPL را بیشتر از شبکه-۲ پیش‌بینی کرده است. با انطباق بهتر نتایج شبکه-۲ با داده‌های تجربی، و افزایش طول مشخصه گردابه‌ها در سطح بالایی هوابرد در شبکه-۱، می‌توان گفت عدم استفاده از شبکه مناسب بر روی دیواره باعث افزایش مقدار پیش‌بینی شده برای سطح فشار صوت می‌شود. حداکثر اختلاف برای OASPL بین دو شبکه به بیش از ده دسیبل در زاویه ۱۳۵ درجه رسیده است (بیضی قرمز رنگ در شکل ۱۶).



شکل ۱۶. تغییر میانگین کلی سطح فشار صوت با تغییر جهت

گیرنده در فاصله برابر طول وتر از وسط هوابرد

## ۶. ماخذ

- [۱] م. لشگری، "تحلیل آزردهی صوتی با استفاده از معیارهای کیفیت صدا"، نشریه علمی صوت و ارتعاش، ۱۳۹۵، دوره ۵، شماره ۱۰، صص. ۱۰۷-۱۱۶.
- [۲] م. عباسی، م. منظم، و آ. اکبر زاده، "مطالعه اثر صدای توربین‌های بادی بر آزردهی صوتی شاغلان نیروگاه بادی منجیل" نشریه علمی صوت و ارتعاش، دوره ۴، ۱۳۹۳، شماره ۷، صص. ۳-۱۳.
- [۳] م. شادروان، م. محمودی، ح. نورشاد، "فناوری‌های کاهش میزان سروصدای هواپیما نمونه با موتور توربوپن"، نشریه علمی صوت و ارتعاش، ۱۳۹۸، دوره ۸، شماره ۱۵، ۱۳۹۸، صص. ۲۹-۴۳.
- [۴] ک. شیخی، م. خیری امناب، "بررسی دو نوع چیدمان صداگیر در مقابل فن کانال تهویه هوا به کمک شبیه‌سازی نرم‌افزاری"، نشریه علمی صوت و ارتعاش، ۱۳۹۲، دوره ۲، شماره ۴، صص. ۴۳-۵۰.
- [۵] م. رومی‌پور، ر. ا. خوشخو، "بررسی نویز اختلاط جریان‌های سرد و گرم در میکسر کنگره دار یک موتور توربوپن با کنارگذر بالا به روش ویلیام هاوکینگز"، نشریه علمی صوت و ارتعاش، ۱۴۰۰، دوره ۱۰، شماره ۲۰، صفحه ۱۷۴-۱۸۸.
- [6] Kaviani, Hamid R., and Mohammad Moshfeghi, "Multi-Megawatt Horizontal Axis Wind Turbine Blade Optimization Based on PSO Method.", *Aerospace Journal*, 2023, 10.2, p.158.
- [7] Ibren, Mohamed, Amelda Dianne Andan, Waqar Asrar, and Erwin Sulaeman, "A Review on Generation and Mitigation of Airfoil Self-Induced Noise", *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, 2022, Vol.90, no.1, pp.163-178.
- [۸] ا. عزت‌نشان، "محاسبه نویز حول هندسه‌های دوبعدی ایرفویل با استفاده از یک روش تئوری کارآمد"، نشریه علمی صوت و ارتعاش، ۱۳۹۹، دوره ۹، شماره ۱۸، صص. ۱۱۵-۱۲۸.
- [9] Brooks, Thomas F., D. Stuart Pope, and Michael A. Marcolini. "Airfoil self-noise and prediction", 1989, no. L-16528.
- [10] Turner, Jacob M., and Jae Wook Kim, "Effect of spanwise domain size on direct numerical simulations of airfoil noise during flow separation and stall", *Physics of Fluids*, 2020, Vol.32, no.6, p.065103.
- [11] Mohamadzaei, Mohsen, Ali Akbar Dehghan, and Alireza Movahedi, "Comparison of different methods of numerical simulation of flow and sound fields around a square cylinder at various incidence angles", *Modares Mechanical Engineering*, 2017, Vol.17, no.5, pp.147-158.
- [12] Mohammadi, Hossein, and Mahdi Ramezanizadeh, "Aeroacoustic investigation of flow over the diamond, cropped and cranked arrow delta wings using large eddy simulation approach", *Modares Mechanical Engineering*, 2017, Vol.17, no.5, pp.430-438.
- [13] Huttel, T., G. Kahl, F. Kennepohl, and K. Heinig, "Resolution requirements for the numerical computation of tonal noise in compressors and turbines of aeroengines", MTU AERO ENGINES GMBH MUNCHEN (GERMANY), 2003.
- [14] Kaviani, Hamid R., and Amir Nejat, "Investigating the aeroelasticity effects on aeroacoustics and aerodynamics of a MW-class HAWT", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2021, Vol.213, p.104617.



- [15] Lighthill, Michael James, "On sound generated aerodynamically I. General theory", *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 1952, Vol.211, no.1107, pp.564-587.
- [16] Kaviani, H. R., and A. Nejat, "Aerodynamic noise prediction of a MW-class HAWT using shear wind profile", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2017, Vol.168, pp.164-176.
- [17] Fluent, A. N. S. Y. S., "ANSYS fluent user's guide, release 14.0.", *PA: ANSYS Fluent*, 2011.
- [18] J. F. Williams and 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*, 1969, Vol.264, pp.321-342.
- [19] Sagaut, Pierre, "Large eddy simulation for incompressible flows: an introduction", Springer Science & Business Media, 2005.
- [20] Wagner, Claus, Thomas Hüttl, and Pierre Sagaut, eds., "Large-eddy simulation for acoustics", 2007, Vol.20. Cambridge University Press.
- [21] Nicoud, Franck, and Frédéric Ducros, "Subgrid-scale stress modelling based on the square of the velocity gradient tensor", *Flow, turbulence and Combustion*, 1999, Vol.62, no.3, pp.183-200.
- [22] Talesh Bahrami, H. R., H. Parhizkar, and S. Ghasemlooy, "Numerical study of the effect of flow suction on the reduction of acoustic noise due to the flow on a three-dimensional cylinder", *Modares Mechanical Engineering*, 2019, Vol.19, no.5, pp.1049-1059.
- [23] Wolf, William Roberto, "Airfoil aeroacoustics, les and acoustic analogy predictions", 2011, Stanford University.
- [24] Menter, Florian R., "Best practice: scale-resolving simulations in ANSYS CFD", *ANSYS Germany GmbH 1*, 2012.
- [25] Choi, Haecheon, and Parviz Moin, "Grid-point requirements for large eddy simulation: Chapman's estimates revisited", *Physics of fluids*, 2012, Vol.24, no.1, p.011702.
- [26] <https://www.pointwise.com/yplus/index.html>, visted at 4/19/2022.
- [27] <https://volute.se/wall-y-calculator-when-meshing-a-geometry-for-cfd-analysis-this-hand-y-volute-calculator-computes-the-height-of-the-first-mesh-cell-off-the-wall-required-to-achieve-a-desired-y-using-flat-plate-boun>, visited at 4/19/2022
- [28] Solís-Gallego, Irene, Katia María Argüelles Díaz, Jesús Manuel Fernández Oro, and Sandra Velarde-Suárez, "Wall-resolved LES modeling of a wind turbine airfoil at different angles of attack", *Journal of Marine Science and Engineering*, 2020, Vol.8, no.3, p.212.
- [29] Hunt, Julian CR, Alan A. Wray, and Parviz Moin, "Eddies, streams, and convergence zones in turbulent flows", *Studying turbulence using numerical simulation databases, 2. Proceedings of the 1988 summer program*, 1988.
- [30] Nejat, Amir, and Hamid Reza Kaviani, "Aerodynamic optimization of a megawatt class horizontal axis wind turbine blade with particle swarm optimization algorithm", *Modares Mechanical Engineering*, 2017, Vol.16, no.11, pp.1-11.

- [31] Li, Puxuan, Steve J. Eckels, Garrett W. Mann, and Ning Zhang, "A method of measuring turbulent flow structures with particle image velocimetry and incorporating into boundary conditions of large eddy simulations", *Journal of Fluids Engineering*, 2018, Vol.140, no.7, 2018.
- [32] Mathey, Fabrice, Davor Cokljat, Jean Pierre Bertoglio, and Emmanuel Sergent, "Assessment of the vortex method for large eddy simulation inlet conditions", *Progress in Computational Fluid Dynamics, An International Journal*, 2006, Vol.6, no.1-3, pp.58-67.
- [33] Kaviani, H., and A. Nejat, "Aeroacoustic and aerodynamic optimization of a MW class HAWT using MOPSO algorithm", *Energy*, 2017, Vol.140, pp.1198-1215.

پی نوشت:

1. Airfoil
2. Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS)
3. Large Eddy Simulation (LES)
4. Direct Numerical Simulation (DNS)
5. Boussinesq
6. Litghthill
7. Ffowcs-Williams and Hawkings (FWH)
8. Span
9. Heaviside
10. Smagorinsky
11. Sub-Grid Scale (SGS)
12. Wall Adapting Local Eddy-viscosity (WALE)
13. C-Type
14. Pointwise
15. Volupe
16. Structured
17. Ansys-Fluent
18. SIMPLE
19. Rhie-Chow
20. Bounded Central Differencing
21. Q-Criterion
22. Hunt
23. XFoil
24. Panel Method
25. Symmetry
26. Sound Pressure Level (SPL)
27. International Electrotechnical Commission (IEC)
28. Overall Average Sound Pressure Level (OASPL)