

بررسی اثر مدل‌های مقیاس زیر شبکه در روش LES بر شکل گردابه‌ها و محاسبه صوت منتشر شده با استفاده از معادله فاکس ویلیامز-هاوکینز

حمیدرضا کاویانی*

استادیار

دانشگاه ملایر

ahr-kaviani@malayeru.ac.ir

احسان بشتالم

کارشناسی

دانشگاه ملایر

ehsan92bashtalam@gmail.com

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۲/۲۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۴/۲۹

چکیده

مدل‌های زیر شبکه برای پیش‌بینی اثر گردابه‌های کوچک در روش LES به کار می‌روند و عملکرد آنها در محاسبه تنش رینولدز و انتقال انرژی جنبشی تلاطم به شبکه دارای اهمیت است. در این مقاله به بررسی تأثیر مدل‌های زیر شبکه بر محاسبات صوت آیرودینامیکی پرداخته شده است. بدین منظور از پنج نوع مدل زیر شبکه مختلف شامل Smagorinsky-Lilly، WMLES، WMLES S-Omega، WALE و KET استفاده شده است. قبل از اعتبارسنجی آکوستیکی، همگرایی آماری هر روش با استفاده از ضرایب آیرودینامیکی برآ، پسا و فشار مورد بررسی قرار گرفته، و مدل WMLES S-Omega به علت ناپایداری کنار گذاشته شده است. نتایج به دست آمده برای سطح فشار صوت با استفاده از داده‌های گزارش شده حاصل از تونل باد ناسا اعتبارسنجی شده است. اعتبارسنجی در باند یک سوم اکتاو و فرکانس پانصد تا هشت هزار هرتز صورت گرفته است. مطالعه الگوی جریان بیانگر تفاوت در پیش‌بینی محل جدایش و مقیاس طولی گردابه‌ها در مدل‌های مختلف است که تأثیر زیادی بر نتایج آیرودینامیکی و آیرودینامیکی دارد. براساس نتایج به دست آمده مدل WALE از نظر مقدار صوت و روند تغییرات آن در فرکانس‌های مختلف بهترین دقت را در بین مدل‌های زیر شبکه ارائه نموده است.

واژگان کلیدی: آیرودینامیک، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، مدل زیر شبکه، فاکس ویلیامز-هاوکینز

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]، مخلوط کننده‌ها [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 [۶]. در بسیاری از این وسایل مکانیکی که ذکر شد، عمده آلودگی

صوتی ناشی از پره‌های دوار و مقاطع ایرفویل شکل است. از این رو محاسبه شدت امواج صوتی ناشی از ایرفویل‌ها و شناسایی نحوه ایجاد و گسترش آنها در طراحی این وسایل اهمیت زیادی دارد.

برای تخمین مقدار آلودگی صوتی از سه روش؛ ۱- تجربی ۲- نیمه تجربی و ۳- دینامیک سیالات محاسباتی می‌توان بهره گرفت. روش تجربی به ساخت نمونه اولیه و تجهیزات تونل باد غیر پژوهشی نیاز دارد که پرهزینه بوده و همیشه در دسترس نیست [۷]. روش نیمه تجربی نیز براساس داده‌های تونل باد توسعه یافته است. دقت این روش نیز محدود به بازه خاصی از رژیم جریانی است و در همه شرایط دقت مناسبی ندارد [۸].

روش دینامیک سیالات محاسباتی به علت توسعه الگوریتم‌ها و افزایش قدرت پردازش رایانه‌ها در سال‌های اخیر مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته است. مهم‌ترین چالش در دینامیک سیالات محاسباتی، پیش‌بینی رفتار گردابه‌ها است [۹]. گردابه‌ها مهم‌ترین منبع تولید صوت آیرودینامیکی به‌شمار می‌روند. یکی از بهترین روش‌های عددی مورد استفاده برای این منظور، روش شبیه‌سازی گردابه بزرگ^۱ یا LES است [۱۰]. LES به‌طور طبیعی بی‌ثباتی و ناهمسانی گردابه‌ها را، که به‌خاطر میانگین‌گیری به‌درستی در روش‌های URANS^۲ بررسی نمی‌شود، محاسبه می‌کند [۱۰]. همچنین هزینه محاسباتی روش LES به‌طور قابل‌توجهی کمتر از روش حل عددی مستقیم^۳ (DNS) است [۱۱]. در روش LES گردابه‌های بزرگ به‌صورت مستقیم محاسبه می‌شوند. گردابه‌های کوچک نیز با استفاده از یک فیلتر حذف می‌شوند و اثر آنها با استفاده از مدل‌های مقیاس زیر شبکه^۴ مدل می‌شود [۱۲].

روش LES برای انجام محاسبات در فواصل نزدیک بسیار مناسب است، اما برای محاسبه انتشار امواج آکوستیکی در دوردست غیر بهینه است. زیرا به شبکه‌ریزی نیاز دارد که هزینه محاسباتی را بالا می‌برد. بدین منظور از معادلات آکوستیکی

بهره گرفته می‌شود. این معادلات آکوستیکی براساس روش لایتهیل^۵ به‌دست آمده‌اند. لایتهیل [۱۳] 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. روش فاکس ویلیامز-هاوکینز^۶ که به‌صورت مخفف FWH نامیده می‌شود، یک فرم از معادلات تشابه آکوستیکی لایتهیل است که برای تخمین نحوه انتشار صوت در دوردست به‌کار می‌رود [۱۴]. در روش ترکیبی LES-FWH ابتدا میدان نوسانات فشاری در نزدیکی جسم (به‌عنوان مثال روی سطح ایرفویل) با LES به‌دست می‌آید. سپس با استفاده از FWH تضعیف موج صوتی با افزایش فاصله محاسبه می‌شود [۱۵].

همان‌طور که گفته شد، اثر گردابه‌های کوچک در روش LES با استفاده از مدل زیرشبکه محاسبه می‌شود. این مدل‌ها در محاسبه تنش‌های رینولدز در نزدیکی دیوارها، پیش‌بینی صحیح رفتار جریان در لایه مرزی، جدایش و اتصال مجدد جریان روی جسم، و در نتیجه پیش‌بینی صحیح رفتار گردابه‌ها تأثیر زیادی دارند. برای بررسی تأثیر مدل‌های زیرشبکه بر نتایج شبیه‌سازی تحقیقات مختلفی صورت گرفته است. همان‌طور که در جدول ۱ مشاهده می‌شود، در شرایط مختلف عملکرد مدل‌های زیرشبکه متفاوت ارزیابی شده است و همیشه یک مدل برتری خاصی بر مدل‌های دیگر ندارد. عملکرد مدل زیرشبکه علاوه‌بر رویکرد فرموله شدن آن می‌تواند به موارد زیر نیز بستگی داشته باشد:

۱- روش حل عددی (گسسته‌سازی مکانی و زمانی) بر روی دقت مدل زیرشبکه می‌تواند تأثیرگذار باشد [۱۶].

۲- اثر رژیم جریانی از نظر شدت جریان برشی و جدایش لایه مرزی نیز می‌تواند مهم باشد. در جریان برشی همگن نسبت سرعت تولید به اتلاف انرژی جنبشی اغتشاش (P_k / ϵ) تقریباً بین ۱/۴ تا ۱/۸ است [۱۷]. در هنگام جدایش لایه مرزی در نزدیکی سطح ایرفویل این نسبت افزایش می‌یابد، و به حدود

۳ تا ۴ برابر می‌رسد [۱۸]. در این شرایط نحوه کالیبره شدن مدل زیرشبکه و تخمین صحیح مقدار تنش برشی و قدرت جدایش جریان اهمیت بیشتری می‌یابد و در صورت داشتن ضعف، مقیاس طولی و قدرت آنها درست محاسبه نمی‌شود. در نتیجه الگوی جریان پیش‌بینی شده با شرایط واقعی متفاوت خواهد بود.

۳- در روش LES اندازه سلول‌ها در خارج از لایه مرزی بایستی به گونه‌ای باشد تا حداقل ۹۰ درصد از گردابه‌ها به‌طور

مستقیم شبیه‌سازی شوند [۱۹]. برای این منظور حداکثر ابعاد شبکه در خارج از لایه مرزی بایستی حدوداً کمتر از ۱۰ برابر ارتفاع لایه مرزی باشد (در این تحقیق از مقدار ۵/۵ استفاده شده است) [۲۰، ۲۱]. بنابراین دقت نتایج حاصل از مدل‌ها به ابعاد زیرشبکه بستگی دارد که آن نیز به فیزیک و رژیم جریان (به‌ویژه ارتفاع لایه مرزی) وابسته است.

جدول ۱. مدل‌های زیرشبکه دارای عملکرد برتر در تحقیقات مختلف

مرجع	هندسه مورد بررسی	مدل‌های مقایسه شده	مدل با بهترین عملکرد	عدد رینولدز
مارتینز و همکاران [۱۶]	برجستگی (Hump)	σ - model, WALE, dynamic Smagorinsky	σ - model	۳۹۵
موروگو و همکاران [۲۲]	جت نازل	WALE, Smagorinsky	Smagorinsky	۵ میلیون
تایسن و همکاران [۲۳]	کابین هواپیما	dynamic KE, WALE	dynamic KE	۳۴۵۰
لی و همکاران [۲۴]	توربین بادی	Smagorinsky, dynamic Smagorinsky, WALE	WALE	۱۶۴ هزار

۲. معادلات حاکم

۲-۱. معادلات فاکس ویلیامز و هاوکینز

روش فاکس ویلیامز-هاوکینز که به‌صورت مخفف FWH نامیده می‌شود، یک فرم از معادلات تشابه آکوستیکی لایتیل است که برای تخمین نحوه انتشار صوت در دوردست به‌کار می‌رود. سمت چپ معادله FWH، معادله ۱، به فرم معادله موج است که بر نوسانات فشاری اعمال شده است. سمت راست معادله FWH مکانیسم‌های صوتی در دوردست هستند [۲۵]:

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

بنابراین می‌توان گفت که عملکرد مدل‌های زیرشبکه در کنار فیزیک و رژیم جریانی، روش حل عددی و تراکم شبکه بایستی مورد ارزیابی قرار گیرد و در شرایط مختلف این مدل‌ها می‌توانند عملکرد متفاوتی داشته باشند.

در این تحقیق تأثیر مدل‌های مختلف مقیاس زیرشبکه شامل: گرانبوی گردابه‌های محلی منطبق با دیواره^۶ یا WALE، مدل دیواره^۸ WMLES، مدل^۹ WMLES S-Omega، مدل اسماکورینسکی-لیلی^{۱۰} و مدل انتقال انرژی جنبشی^{۱۱} KET مورد بررسی قرار گرفته است.

ابتدا از نظر آیرودینامیکی پایداری و دقت این مدل‌ها مورد بررسی قرار می‌گیرد. سپس تأثیر این روش‌ها بر الگوی کلی جریان بررسی می‌شود. در نهایت نتایج آکوستیکی مورد اعتبارسنجی قرار می‌گیرد و نحوه تضعیف و انتشار امواج صوتی بررسی می‌شود. در ادامه توضیحات بیشتر ارائه شده است.

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 f متغیر مستقل p فشار، و u_n سرعت سیال در جهت عمود بر سطح انتگرال گیری است. $H(f)$ تابع هویساید^۲، 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. 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 ایرفویل به وجود می‌آید. T_{ij} تانسور تنش لایتهیل نام دارد که به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۵]:

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

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 آیرودینامیکی که یک صوت دو قطبی 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 و ویلیام و هاوکینز [۲۵] ارائه شده است.

۲-۲. شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES)

پس از انجام عملیات فیلترینگ در روش LES، معادلات ناویر استوکس به صورت زیر درمی‌آیند [۲۶]:

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

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

در رابطه فوق نماد بار ($\bar{\quad}$) بیانگر مقدار متوسط یک کمیت، σ_{ij} تانسور تنش ناشی از گرانشی مولکولی است و τ_{ij} یا تانسور تنش مقیاس‌های زیر شبکه‌ای (SGS) عبارت است از:

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

برای حل تانسور تنش‌های SGS از فرضیه بوزینسک^۳ استفاده می‌شود:

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

که در آن که در آن μ بیانگر گرانشی دینامیکی و $\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i}$ بخش ایزوتروپیک تنش‌های SGS بوده و به ترم فشار استاتیک فیلتر شده افزوده می‌شود. در نتیجه، برای قابل حل کردن معادله فوق بایستی ν_t که گرانشی ناشی از گردابه‌های SGS است مدل شود [۲۷].

اسماگورینسکی در سال ۱۹۶۳ اولین مدل پیشنهادی را برای ν_t ارائه نمود. با فرض تعادل میان سرعت تولید و اتلاف انرژی گردابه‌ها، رابطه اسماگورینسکی برای گرانشی گردابه‌ها در مقیاس زیر شبکه عبارت است از:

$$\nu_t = L_S^2 |\bar{S}| \quad (7)$$

$|\bar{S}| = (2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij})$ مدول نرخ کرنش گردابه‌های بزرگ بوده و $\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right)$ است و:

$$L_S = \min(kd_w, C_S \Delta) \quad (8)$$

که در آن، C_S ثابت اسماگورینسکی (با مقدار پیش فرض ۰/۱)، d_w دلتا طول فیلتر شبکه برابر با $V^{1/3}$ (که V حجم سلول است)، k ثابت ون کارمن و d_w فاصله تا نزدیک‌ترین دیوار است. مدل اسماگورینسکی یک مدل ساده، مقاوم و اقتصادی است که به عنوان اولین انتخاب در اکثر شبیه‌سازی‌های LES استفاده می‌شود.

مدل نمودن صحیح پروفایل لایه مرزی در جریان سیال در نزدیکی سطح دیواره اهمیت زیادی دارد. مدل زیر شبکه گرانشی گردابه‌های محلی منطبق بر دیواره - WALE

$$\Delta = \min(\max(C_w \cdot d_w; C_w \cdot h_{\max} \cdot h_{wn}), h_{\max}) \quad (۱۳)$$

که در آن حداکثر طول ضلع سلول، h_{wn} فاصله شبکه در راستای عمود بر دیواره و $C_w = 0.15$ است.

مدلهایی که قبلاً مورد بحث قرار گرفت، اساساً مدل‌های جبری هستند که در آن تنش‌ها در مقیاس زیرشبکه با استفاده از مقیاس‌های سرعت به صورت پارامتری حل می‌شوند. فرض اساسی در آن روش‌ها، تعادل بین انرژی منتقل شده از گردابه‌های بزرگ (از طریق مقیاس فیلتر شبکه) و اتلاف انرژی جنبشی در مقیاس‌های زیرشبکه کوچک است. با محاسبه مستقیم مقدار انرژی جنبشی آشفته‌گی انتقال یافته، می‌توان اغتشاش در مقیاس زیرشبکه را بهتر مدل کرد. مدل انرژی جنبشی زیرشبکه KET پویا توسط کیم و منون [۳۰] برای این منظور پیشنهاد شده است. در مدل KET انرژی جنبشی در مقیاس زیرشبکه با بازنویسی رابطه ۳ برابر خواهد بود با:

$$k_{sgs} = \frac{1}{2}(\bar{u}_k^2 - \bar{u}_k^2) \quad (۱۴)$$

برای محاسبه μ_t با استفاده از k_{sgs} می‌توان نوشت:

$$\mu_t = C_k k_{sgs}^{1/2} \Delta \quad (۱۵)$$

که در آن دلتا همان مقیاس طولی زیرشبکه است. تنش در مقیاس زیرشبکه برابر خواهد بود با:

$$\tau_{ij} - \frac{2}{3} k_{sgs} \delta_{ij} = -2C_k k_{sgs}^{1/2} \Delta \bar{S}_{ij} \quad (۱۶)$$

k_{sgs} با حل معادله انتقال زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{k}_{sgs}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{u}_j \bar{k}_{sgs}}{\partial x_j} \\ = -\tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - C_\epsilon \frac{k_{sgs}^{3/2}}{\Delta} \\ + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k_{sgs}}{\partial x_j} \right) \end{aligned} \quad (۱۷)$$

طراحی شده است تا رفتار مجانبی تنش‌های رینولدز نزدیک به دیوارها (y^3) را به خوبی مدل کند. مزیت دیگر مدل WALE محاسبه گرانیوی اغتشاشی $\mu_t = 0$ برای جریان آرام لزج است. این مسأله به محاسبه صحیح جریان در نواحی غیرمغشوش کمک می‌کند. این قابلیت در برخی مدل‌ها مانند اسماکورینسکی وجود ندارد. مدل WALE براساس مربع تانسور گردادیان سرعت است و علاوه بر تانسور تنش برشی، تانسور چرخشی را نیز در نظر می‌گیرد. این مدل می‌تواند جریان‌های گذار را به خوبی شبیه‌سازی کند. در روش WALE گرانیوی سینتیکی گردابه‌ها بدین صورت مدل می‌شود:

$$v_t = L_S^2 \frac{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{3/2}}{(\bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij})^{5/2} + (S_{ij}^d S_{ij}^d)^{5/4}} \quad (۹)$$

که در آن:

$$L_S = \min(kd_w, C_w V^{1/3}) \quad (۱۰)$$

$$\begin{aligned} S_{ij}^d &= \frac{1}{2}(\bar{g}_{ij}^2 + \bar{g}_{ji}^2) - \frac{1}{3} \delta_{ij} \bar{g}_{ij}^2, \\ \bar{g}_{ij} &= \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (۱۱)$$

و مقدار $C_w = 0.325$ است. اطلاعات بیشتر در مورد مدل WALE در مرجع [۲۸] ارائه شده است.

شبیه‌سازی LES نیاز به شبکه محاسباتی متراکم در نزدیکی دیواره دارد. این محدودیت با استفاده از مدل دیواره که اصطلاحاً روش WMLES نامیده می‌شود، تا حدودی برطرف می‌شود. در WMLES قسمت لگاریتمی لایه مرزی با استفاده از RANS و خارج از لایه مرزی با استفاده از معادلات اصلاح شده LES حل می‌شود. WMLES از یک مقیاس طول شبکه مرکب از مدل اسماکورینسکی و مدل میرایی دیواره پیوملی^{۱۴} استفاده می‌کند [۲۹]:

$$v_t = \min[(kd_w)^2, (C_S \Delta)^2] \cdot S \cdot \{1 - \exp[-(y^+/25)^3]\} \quad (۱۲)$$

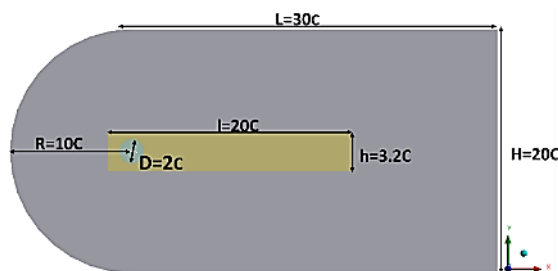
که در آن $k = 0.41$ و $C_S = 0.2$ است. مقیاس طول فیلتر شبکه به این صورت اصلاح می‌شود:

G_k و G_E ضرایبی هستند که به صورت دینامیک محاسبه می‌شوند. σ_k برابر یک انتخاب می‌شود. برای اطلاعات بیشتر می‌توان به مرجع [۳۰] مراجعه نمود.

۳. شبیه‌سازی

برای اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی از داده‌های به دست آمده توسط بروکس و همکاران [۳۱] از آزمایش تونل باد ناسا واقع در لانگلی استفاده شده است. طول وتر ایرفویل $2/54$ سانتی‌متر و زاویه حمله $10/8$ درجه و سرعت جریان $71/3$ متر بر ثانیه انتخاب شده است. طول دهانه ایرفویل 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^{۱۵} 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 ایرفویل دوبعدی صرف نظر می‌شود و طول پره در راستای عمود بر محور جریان معادل ده درصد طول وتر پره واقعی [۳۲] یا کمتر [۳۳] انتخاب می‌شود. در این پژوهش نیز عمق میدان برابر با ده درصد ایرفویل یا $2/54$ میلی‌متر در جهت Z در نظر گرفته شده است.



شکل ۱. تصویر میدان حل

برای پیش‌بینی جریان در لایه مرزی می‌توان از مدل دیواره استفاده نمود و حجم شبکه محاسباتی را کاهش داد [۳۴]. اما مدل نمودن جریان در لایه مرزی باعث افزایش عدم قطعیت و کاهش دقت محاسبات می‌شود [۳۳]. به همین جهت در این پژوهش به جای مدل‌سازی از رویکرد ایجاد شبکه و حل جریان در لایه مرزی استفاده شده است [۳۵-۳۶].

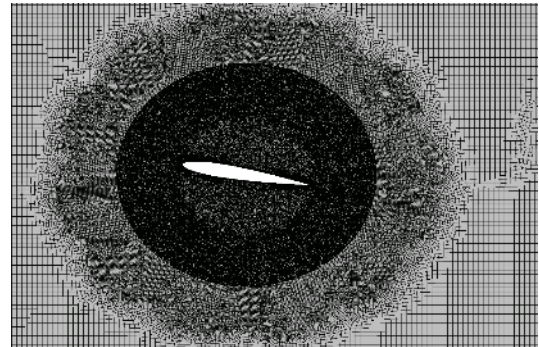
برای به دست آوردن $\Delta y^+ = 1$ با مشخصات جریان آزاد، ارتفاع اولین لایه شبکه با استفاده از محاسبه گر شرکت پوینت‌وایز^{۱۶} برابر با $4/1 \times 10^{-6}$ متر به دست آمده است. با استفاده از نرم‌افزار محاسباتی والوپ^{۱۷} [۳۶] مقدار $3/9 \times 10^{-6}$ متر برای ارتفاع اولین لایه شبکه و مقدار 9×10^{-4} متر برای ارتفاع لایه مرزی به دست آمده است. برای احتیاط بیشتر، اولین لایه شبکه در فاصله 1×10^{-6} متری قرار گرفته است. بدین ترتیب مقدار متوسط Δy^+ برابر با $0/25$ خواهد بود. برای محاسبه جریان در لایه مرزی تعداد ۲۰ لایه شبکه پیشنهاد می‌شود [۳۷]. پس از اولین ردیف، بیست لایه با نسبت رشد یک و سه دهم به صورت ساختار یافته^{۱۸} ایجاد شده است.

با توجه به حساسیت روش LES به فواصل بی‌بعد برای شبکه حل در نزدیکی سطح ایرفویل در جهت X (راستای جریان) و Z (راستای اسپین) بایستی مقادیر آنها مشخص شود. در مراجع مختلف مقدار Δz^+ حدود ده تا چهل پیشنهاد شده است [۳۸]. همچنین مقدار Δx^+ کمتر از ۴۰ در اغلب تحقیقات پیشنهاد شده است [۳۳]. در این تحقیق از مقدار Δx^+ برابر با $14/11$ و مقدار Δz^+ برابر با $9/07$ استفاده شده که بسیار محتاطانه است.

همان‌طور که گفته شد، برای کنترل بیشتر بر روی ابعاد شبکه، میدان حل به سه زیرناحیه تقسیم شده است. در ناحیه نزدیک از تراکم شبکه بالا (با مقدار $2/25 \times 10^{-4}$ متر برای ابعاد سلول‌ها) استفاده شده که در شکل ۲ مشاهده می‌شود.

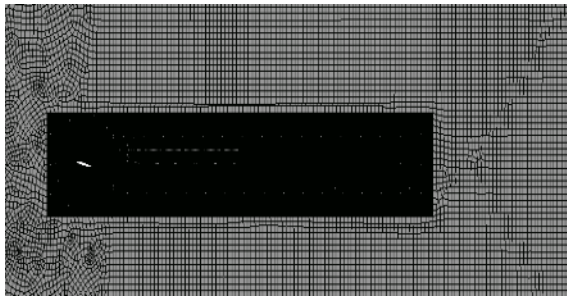
پس از آن از تراکم متوسط (ابعاد سلولی یک میلی‌متر) در ناحیه میانی برای بررسی گردابه‌های ناشی از جریان در پشت ایرفویل

استفاده شده است. شبکه میدان حل در دوردست با تراکم نسبتاً پایین (ابعاد سلولی پنج میلی‌متر) ایجاد شده است که در شکل



شکل ۲. تغییر تدریجی ابعاد سلول‌های شبکه از ناحیه نزدیک به ناحیه میانی

۳ دیده می‌شود. تعداد نهایی المان‌های به‌دست آمده برای شبکه برابر با ۴/۵۵ میلیون است.



شکل ۳. شبکه ایجاد شده برای کل میدان حل

میکروفن در فاصله حدود ۱/۲۱ متری بالای لبه فرار در وسط اسپن قرار داده شده است [۳۱]. برای محاسبه فرکانس ده کیلوهرتز بایستی گام زمانی برابر با 5×10^{-5} استفاده می‌شود. حداقل زمان لازم برای محاسبه آکوستیکی گذرا برابر است با:

$$\Delta t_{\text{Min.}} = \frac{\text{Chord(m)}}{U_{\infty}(\text{m/s})} = \frac{0.0254}{71.3} = 3.56e - 4 \text{ s} \quad (18)$$

در رابطه فوق Chord بیانگر طول وتر ایرفویل و U_{∞} سرعت جریان آزاد است. رزولوشن داده‌برداری با فرض گام زمانی چهار هزارم ثانیه برابر می‌شود با:

$$\text{Sampling Resolution} = \frac{\Delta t_{\text{sampling}}(\text{s})}{\Delta t_{\text{Min.}}(\text{s})} = \frac{5e - 5}{3.56e - 4} = 0.14 \quad (19)$$

یعنی تقریباً در هر هشت گام زمانی یک بار داده لازم برای محاسبه صوت ناشی از گذرش سیال از روی ایرفویل تولید می‌شود. برای اطمینان بیشتر، زمان محاسبات آکوستیکی برابر با یک‌صدم 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 و در تبدیل فوریه برای به‌دست آوردن سطح فشار صوت در بازه فرکانسی استفاده شده است، برابر است با:

$$\text{Covering Period} = \frac{t_{\text{Total}}(\text{s})U_{\infty}(\text{m/s})}{\text{Chord(m)}} \quad (20)$$

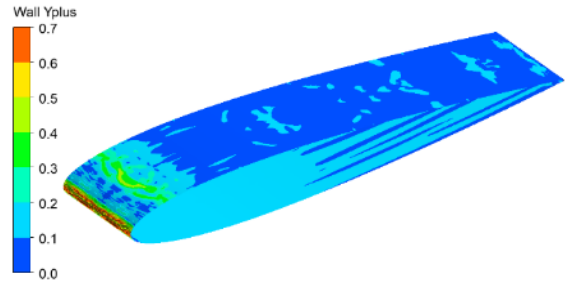
$$= \frac{0.01 \times 71.3}{0.0254} = 28.07$$

این بدان معنی است که در این تحقیق حدود ۲۸ بار محاسبات آکوستیکی برای هر مدل زیرشبکه انجام شده است. با توجه به پرهزینه بودن روش LES در برخی مراجع ۳-۴ تکرار در هر گام زمانی توصیه شده است [۳۳]. در این پژوهش از بیست تکرار در هر گام زمانی بهره گرفته شده است.

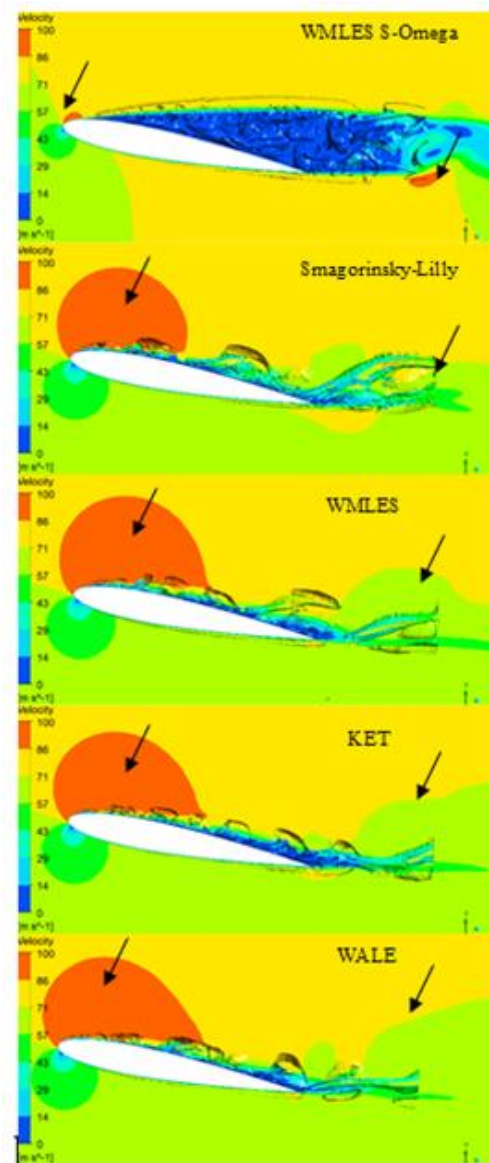
۴. نتایج

پس از پایان گام‌های زمانی مشخص شده، نتایج حل استخراج می‌شود. در شکل ۴ کانتور Δy^+ با مقدار بیشینه ۰/۷ نمایش داده شده است که بیانگر کیفیت مناسب شبکه در این راستا است.

در این پژوهش از معیار کیو^{۱۹} برای نمایش گردابه‌ها استفاده شده است. با توجه به تعریف، معیار کیو گردابه‌ها را به‌عنوان مناطقی تعریف می‌کند که مؤلفه چرخش جریان از نرخ کرنش آن بیشتر است [۳۹]. شکل گردابه‌های ایجاد شده در اطراف ایرفویل که با استفاده از معیار کیو 7.9×10^8 بر مجذور ثانیه به‌دست آمده و با مقادیر سرعت رنگ‌آمیزی شده است را نشان می‌دهد.



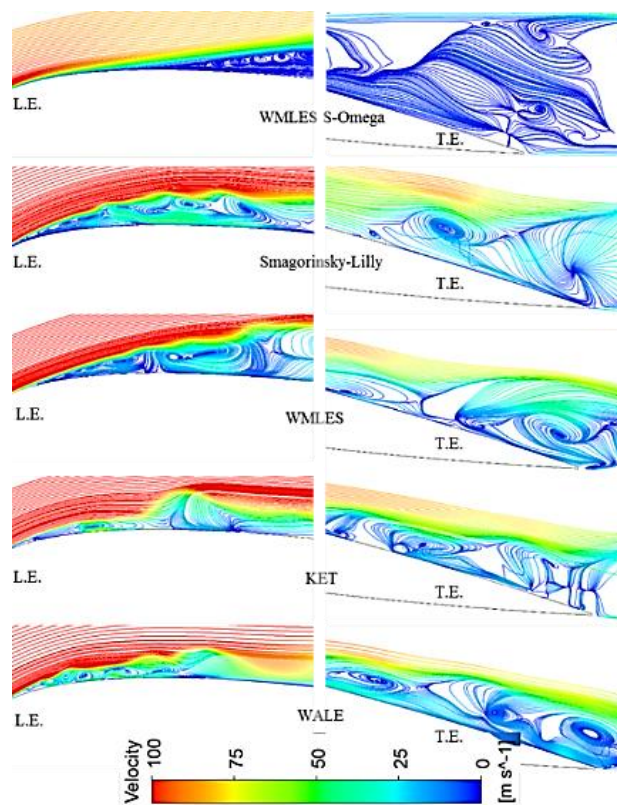
شکل ۴. تغییرات Y^+ بر روی سطح ایرفویل ناکا-۰۰۱۲



شکل ۵. گردابه‌های ایجاد شده در اطراف ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ به همراه کانتور سرعت

تأثیر قابل توجهی بر سطح فشار صوت پیش‌بینی شده خواهد داشت. در شکل ۶ خطوط جریان در لبه حمله و لبه فرار ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ که با مقادیر سرعت رنگ‌آمیزی شده‌اند نمایش داده شده است. با حرکت از سمت روش WMLES S- Omega (در بالا) به سمت روش WALE (پایین)، ابعاد محدوده ناحیه تلاطم روی ایرفویل، به‌خصوص در نزدیکی لبه فرار، کاهش می‌یابد. تغییر ابعاد این گردابه‌ها منجر به تغییر الگوی جریان بر روی ایرفویل می‌شود که در شکل ۵ نیز مشاهده شد.

همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، نوع گردابه‌ها و تأثیر آنها بر توزیع سرعت میدان متفاوت است. به تدریج همان‌طور که از بالا به پایین می‌رویم، ناحیه قرمز رنگ مربوط به سرعت بیشینه در لبه حمله در سطح بالایی و امتداد آن به سمت پایین دست جریان افزایش می‌یابد. در بخش زیرین ایرفویل هم به تدریج از بالا به پایین افت سرعت بیشتری دیده می‌شود (با رنگ سبز نمایش داده شده است). میدان جریان نزدیک سطح ایرفویل عامل مهمی در بارگذاری آیرودینامیکی (منبع صوت دوقطبی) است و در نتیجه



شکل ۶. خطوط میدان جریان حول ایرفویل ناکا-۰۰۱۲

جریان استفاده می‌کند و دقت آن مناسب ارزیابی شده است [۴۰]. همان‌طور که مشاهده می‌شود، مدل‌های مختلف بعد از حدود ۵ صدم ثانیه همگرا شده‌اند. اما مدل WMLES S- Omega در یک دهم ثانیه ناپایداری شدیدی دارد که تا پایان نیز ادامه می‌یابد. به همین خاطر نتایج آن در بخش آکوستیک

مقدار ضریب نیروی برآ و پسا با استفاده از مدل‌های مختلف زیرشبکه به دست آمده و با نتیجه حاصل از نرم‌افزار ایکس‌فویل^{۲۰} مقایسه شده است که در شکل ۷ و ۸ دیده می‌شود. نرم‌افزار ایکس‌فویل یک نرم‌افزار آیرودینامیکی دوعدی است که از پنل متد و تئوری لایه مرزی برای حل

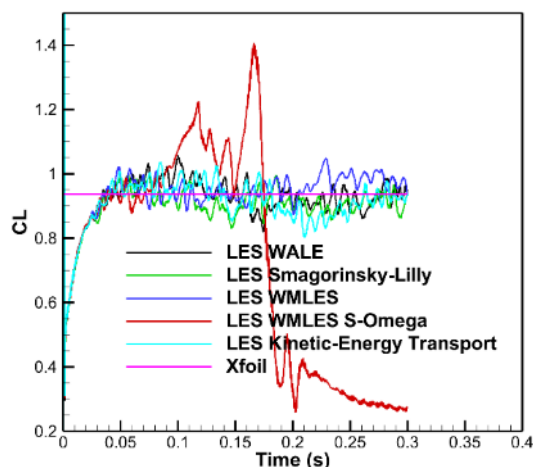
کنار گذاشته شده است. پس از به دست آمدن پایداری آماری و کاهش نوسانات، متوسط ضریب نیروی برآ و پسا از ثانیه ۰/۰۵ تا پایان زمان شبیه‌سازی محاسبه شده است و در جدول ۲ آورده شده است. نتایج به دست آمده انطباق مناسبی با یکدیگر دارند. روش Smagorinsky-Lilly بیشترین اختلاف را نسبت به میانگین سایر روش‌های محاسباتی، به خصوص در ضریب پسا، داشته است.

جدول ۲. میانگین ضریب نیروی برآ و پسا در فاصله ۰/۰۵ و ۰/۳ ثانیه

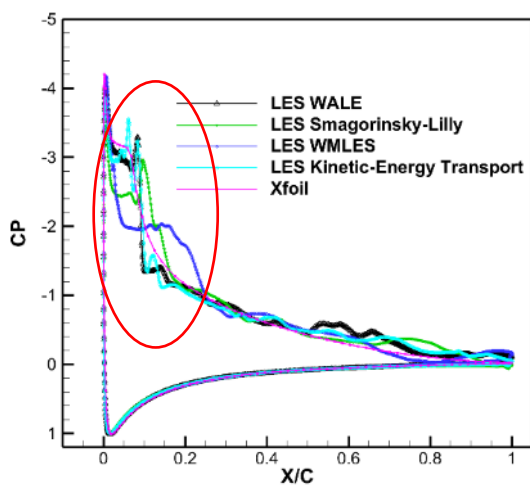
مدل زیرشبکه	Cd	Cl
XFoil	۰/۰۵۶۲۱	۰/۹۳۶۳
Smagorinsky-Lilly	۰/۰۶۴۰۰	۰/۹۱۵۲
WMLES	۰/۰۵۳۲۵	۰/۹۵۸۷
KET	۰/۰۵۳۱۴	۰/۹۲۵۴
WALE	۰/۰۵۲۶۸	۰/۹۴۰۲

در شکل ۹ ضریب فشار حول ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ که با استفاده از مدل‌های زیرشبکه متفاوت به دست آمده است، برای ثانیه ۰/۳ نمایش داده شده است.

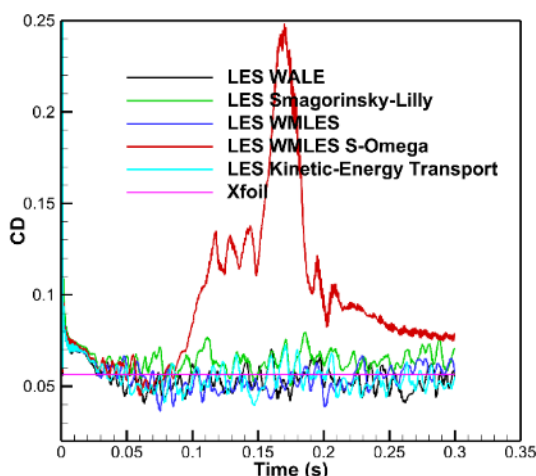
نرم‌افزار ایکس‌فویل و مدل WALE و KET انطباق بیشتری با یکدیگر دارند. مدل Smagorinsky-Lilly جدایش را (که در WALE و KET در فاصله حدود ۸ درصد طول وتر از لبه حمله پیش‌بینی شده است) با اندکی تأخیر در فاصله ۱۰ درصد و با شدت کمتر پیش‌بینی کرده است. این تأخیر و کاهش قدرت جدایش در مدل دیواره WMLES با شدت بیشتری قابل مشاهده است.



شکل ۷. نمودار ضریب نیروی برآی ایرفویل ناکا-۰۰۱۲



شکل ۹. توزیع فشار بر روی سطح ایرفویل ناکا-۰۰۱۲



شکل ۸. نمودار ضریب نیروی پسای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲

از داده‌های تجربی ارائه نموده است. پس از آن مقادیر محاسباتی برای مدل‌های مختلف تقریباً روند یکسانی را نشان داده‌اند. در انتها نیز مدل WALE انطباق بهتری با داده‌های تجربی نشان می‌دهد.

تخمین فشار صوت در فرکانس بالا می‌تواند با ریزتر کردن شبکه حل 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، در روش LES شبیه‌سازی می‌شوند که به بهبود نتایج در فرکانس بالا منجر می‌شود.

تخمین بالای سطح فشار صوت در فرکانس پایین می‌تواند ناشی از کوچک گرفتن اسپین ایرفویل نسبت به نمونه آزمایشگاهی باشد. این مسأله باعث عدم محاسبه صحیح گردابه‌ها و میرایی آنها در راستای اسپین (جهت عمود بر صفحه) می‌شود. در نتیجه صوت تخمین زده شده بیش از مقدار واقعی خواهد بود [۴۲]. برای این منظور مدل‌سازی کل طول ایرفویل می‌تواند (با افزایش هزینه محاسباتی) به بهبود نتایج کمک کند. عدم ارائه قطعیت روش و ابزارهای مورد استفاده در آزمایش تجربی [۳۱] و عدم وجود داده‌های کتابخانه‌ای پروفایل باد نیز می‌تواند از دلایل عدم انطباق بین نتایج باشد. در شکل ۱۱ سطح فشار صوت برحسب فرکانس برای مدل‌های مختلف زیرشبکه نمایش داده شده است. در این نمودار حداکثر سطح فشار در فرکانس هزار تا سه هزار هرتز دیده می‌شود.

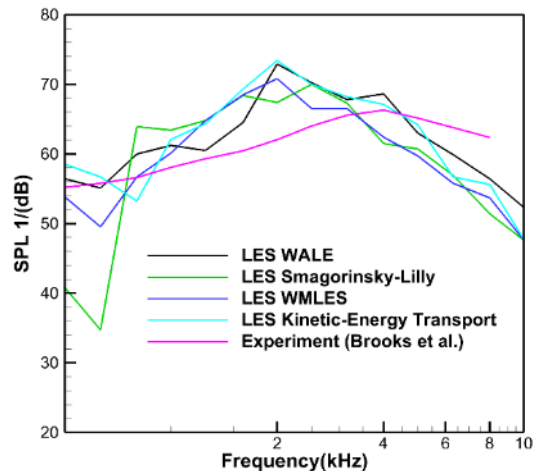
این بازه در حساس‌ترین محدوده شنوایی انسان قرار دارد که در استاندارد IEC با استفاده از تابع وزن دهی-۲۱ از آن یاد می‌شود [۴۱]. بنابراین می‌توان گفت که تأثیر مخرب صوت ناشی از این ایرفویل و اهمیت کاهش آن بر آسایش محیطی در رژیم کاری مورد نظر، قابل توجه است.

برای بیان سطح فشار صوت 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 متوسط فشار مربع به مربع فشار صوت مرجع ($20 \mu\text{Pa}$) که به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\text{SPL} = 10 \log \left(\frac{I}{I_{\text{Ref}}} \right) = 10 \log \left(\frac{\hat{p}^2}{\hat{p}_{\text{Ref}}^2} \right) \quad (21)$$

در رابطه فوق $I = \frac{\hat{p}^2}{\rho_0 c_0}$ بیانگر شدت صوت، ρ_0 چگالی و c_0 سرعت صوت در هوای استاندارد است. \hat{p} ریشه دوم میانگین فشار صوت مربع و p_{ref} فشار صوت مرجع برابر با $20 \mu\text{Pa}$ است.

با توجه به اینکه مقایسه سطح فشار صوت در هر فرکانس به صورت مجزا کار مشکلی است، از فیلتر یک سوم اکتاو برای میانگین‌گیری استفاده شده است [۴۱]. سطح فشار صوت تجربی و محاسباتی در بازه پانصد تا ده هزار هرتز با فیلتر یک سوم اکتاو در شکل ۱۰ نمایش داده شده است.

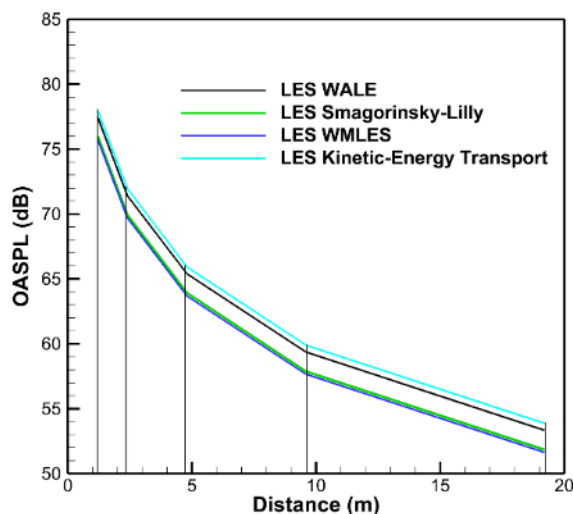


شکل ۱۰. سطح فشار صوت آیرودینامیک ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ در باند یک سوم اکتاو

در شروع بازه محاسباتی، در فرکانس ۵۰۰ هرتز، مقدار سطح فشار صوت به ترتیب برای مدل WALE، KET و مدل دیواره WMLES به نتایج تجربی نزدیک‌تر است. مدل Smagorinsky-Lilly تا فرکانس ۸۰۰ هرتز نتایجی دور

جدول ۳. تضعیف میانگین کلی سطح فشار صوت OASPL (دسیبل) در فاصله‌های مختلف (متر)

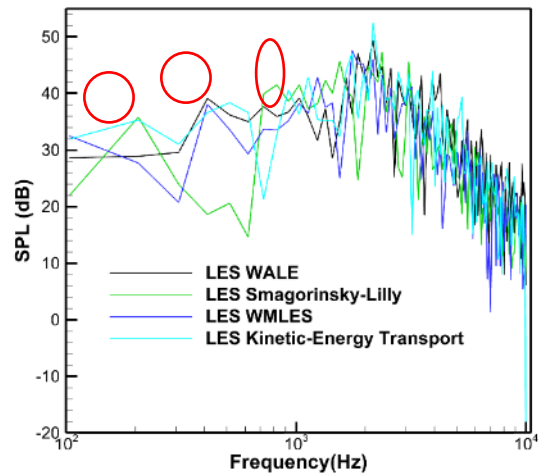
مقدار تضعیف	فاصله ۱۹/۲	فاصله ۱/۲	مدل زیرشبکه
۲۴/۱۲۴۳	۵۱/۸۵۵۲	۷۵/۹۷۹۵	WALE
۲۴/۱۲۹۲	۵۱/۶۲۱۶	۷۵/۷۵۰۸	Smagorinsky-Lilly
۲۴/۱۱۹۴	۵۳/۸۸۰۰	۷۷/۹۹۹۴	WMLES
۲۴/۱۱۶۰	۵۳/۳۲۷۴	۷۷/۴۴۳۴	KET



شکل ۱۲. تضعیف میانگین کلی سطح فشار صوت OASPL با افزایش فاصله

تأثیر راستای انتشار بر مقدار صوت نیز مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل ۱۳ جریان از سمت چپ وارد میدان می‌شود و از سمت راست خارج می‌شود و ایرفویل در وسط شکل قرار دارد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، سطح بالایی و پایینی ایرفویل بیشترین مقدار انتشار صوت را دارند که ناشی از بارگذاری آیرودینامیکی روی این دو سطح است. در قسمت انتهایی ایرفویل و قسمت جلوی آن کمترین میزان انتشار صوت دیده می‌شود.

خطوط قرمز در شکل ۱۱ بیانگر تشابه پیک سطح فشار صوت در فرکانس‌های پایین در روش‌های مختلف (مانند WALE و WMLES)، و شناسایی مکانیسم‌های تولید نقاط بیشینه در منحنی صوت نیازمند مطالعات بیشتر است.

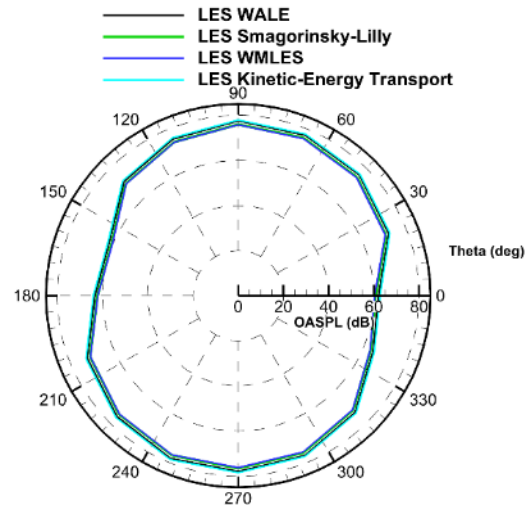


شکل ۱۱. سطح فشار صوت در فرکانس‌های مختلف

در این پژوهش تضعیف میانگین کلی سطح فشار صوت 22 یا OASPL با افزایش فاصله از منبع محاسبه شده است که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود. OASPL با میانگین‌گیری از سطح فشار صوت در سراسر بازه فرکانسی به دست می‌آید.

$$OASPL (dB) = 10 \log_{10} \left(\sum_i \frac{SPL_i}{10} \right) \quad (22)$$

که در آن رابطه SPL_i سطح فشار صوت در فرکانس i است. مقادیر به کار رفته برای فاصله میکروفن برابر با $1/2$ ، $2/4$ ، $4/8$ ، $9/6$ و $19/2$ متر بوده است. نتایج به‌طور متوسط حدود $24/12$ دسیبل تضعیف صوت را در فاصله 18 متر نشان می‌دهد که در جدول ۳ آمده است. امواج فرکانس بالا که ناشی از گردابه‌های کوچک هستند، در اثر فاصله تضعیف بیشتری را متحمل می‌شوند [۱۵]. با توجه به این نکته می‌توان گفت که امواج فشاری پیش‌بینی شده در مدل‌های Smagorinsky-Lilly و WALE بیشتر از مدل‌های دیگر وابسته به گردابه‌های کوچک بوده و در نتیجه تضعیف آنها بیشتر است.



شکل ۱۳. تغییر میانگین کلی سطح فشار صوت با تغییر جهت گیرنده (در فاصله برابر ۱/۲ متر)

۵. نتیجه گیری

در این مقاله به بررسی تأثیر مدل‌های زیرشبکه بر محاسبه شدت صوت پرداخته شد. بدین منظور پنج نوع مدل زیرشبکه مورد استفاده قرار گرفت. برای محاسبه تضعیف صوت در پایین دست از معادلات تشابه آکوستیکی فاکس ویلیام-هاوکینز استفاده شد. قبل از اعتبارسنجی آکوستیکی، همگرایی آماری روش‌های محاسباتی با استفاده از ضرایب آیرودینامیکی برآ، پسا و فشار مورد بررسی قرار گرفت. مدل S-WMLES Omega به علت ناپایداری آیرودینامیکی کنار گذاشته شد. سپس نتایج به دست آمده برای سایر مدل‌ها با استفاده از داده‌های تجربی حاصل از تونل باد اعتبارسنجی شدند. مقایسه برای محدوده فرکانسی پانصد تا هشت هزار هرتز با استفاده از فیلتر یک سوم اکتاو انجام شد. در بین این روش‌ها به ترتیب، مدل WALE و پس از آن KET و WMLES و در نهایت Smagorinsky-Lilly سطح فشار صوت را از نظر مقدار و

روند تغییرات نزدیک به داده‌های تجربی پیش‌بینی نموده‌اند. در مطالعه گردابه با استفاده از خطوط جریان و معیار کیو مشاهده شد که الگوی جریان پیش‌بینی شده توسط مدل‌های مختلف تحت تأثیر نوع گردابه‌ها و جدایش جریان بر روی سطح متفاوت است. روش‌هایی که در پیش‌بینی صوت موفقیت بیشتری داشته‌اند، بدون تأخیر در پیش‌بینی جدایش، ناحیه تلاطم کوچکتری در نزدیکی سطح ایرفویل به دست آورده‌اند. این مسأله می‌تواند بیانگر محاسبه بهتر تنش رینولدز ناشی از انتقال انرژی جنبشی بین شبکه و زیر شبکه، و محاسبه دقیق‌تر میرایی آن در این مدل‌ها باشد.

تضعیف میانگین کلی صوت با فاصله بررسی شد و روش Smagorinsky-Lilly و WMLES تضعیف را اندکی بیشتر نسبت به روش‌های دیگر نشان دادند. شدت صوت به صورت ۳۶۰ درجه در راستاهای مختلف نیز بررسی شد. نتایج این بررسی همان‌طور که انتظار می‌رفت، نشان‌دهنده تأثیر غالب ماهیت دو قطبی صوت ناشی از بارگذاری آیرودینامیکی بر نمودار انتشار صوت بود.

سطح فشار صوت در فرکانس‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت و مشاهده شد که در بازه‌ای که بیشترین حساسیت شنوایی انسان وجود دارد (یک هزار تا پنج هزار دسیبل) امواج صوتی بیشترین توان خود را دارند. بنابراین می‌توان گفت که کاهش صوت ناشی از این ایرفویل در این رژیم جریان، تأثیر قابل توجهی بر سلامت و بهداشت محیط پیرامون آن خواهد داشت. برای مطالعات آتی پیشنهاد می‌شود تأثیر مدل‌های زیرشبکه و گردابه‌ها بر مقادیر بیشینه در نمودار طیف فرکانسی مورد بررسی قرار گیرد.

۶. ماخذ

- [۱] م. لشگری، "تحلیل آزدگی صوتی با استفاده از معیارهای کیفیت صدا"، *مجله علمی صوت و ارتعاش*، ۱۳۹۵، دوره ۵، ش. ۱۰، صص. ۱۱۶-۱۰۷
- [۲] م. عباسی، م. منظم، و آ. اکبرزاده، "مطالعه اثر صدای توربین‌های بادی بر آزدگی صوتی شاغلان نیروگاه بادی منجیل"، *مجله علمی صوت و ارتعاش*، ۱۳۹۴، دوره ۴، ش. ۷، صص. ۱۳-۳.
- [۳] م. شادروان، م. محمودی، and و ح. نورشاد، "فناوری‌های کاهش میزان سروصدای هواپیما نمونه با موتور توربوپن"، *مجله علمی صوت و ارتعاش*، ۱۳۹۸، دوره ۸، ش. ۱۵، صص. ۴۳-۲۹.
- [۴] م. شیخی، م. خیری امناب، "بررسی دو نوع چیدمان صداگیر در مقابل فن کانال تهویه هوا به کمک شبیه‌سازی نرم‌افزاری"، *مجله علمی صوت و ارتعاش*، ۱۳۹۲، دوره ۲، ش. ۴، صص. ۵۰-۴۳.
- [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"، *مجله علمی صوت و ارتعاش*، ۱۴۰۰، دوره ۱۰، ش. ۲۰، صص. ۱۸۸-۱۷۴.
- [۶] ر. گلمحمدی، "شاخص‌های پیش‌بینی صدا در اماکن بسته متداول"، *مجله علمی صوت و ارتعاش*، ۱۴۰۱، دوره ۱۱، ش. ۲۲، صص. ۳۷-۳۱.
- [7] Deng, Guang C., Satoshi Baba, Philippe Lavoie, and Stephane Moreau, "Computational and experimental aeroacoustics of an isolated supercritical wingtip model", In *AIAA SCITECH 2023 Forum*, 2023, p.1158.
- [۸] ا. عزت‌نشان، "محاسبه نویز حول هندسه‌های دوبعدی ایرفویل با استفاده از یک روش تئوری کارآمد"، *مجله علمی صوت و ارتعاش*، ۱۳۹۹، دوره ۹، ش. ۱۸، صص. ۱۲۸-۱۱۵.
- [9] Piwowarski, Marian, and Damian Jakowski, "Areas of Fan Research—A Review of the Literature in Terms of Improving Operating Efficiency and Reducing Noise Emissions", *Energies*, 2023, Vol.16, no.3, p.1042.
- [10] Duben, Alexey P., Jesús Ruano, Andrey V. Gorobets, Joaquim Rigola, and F. Xavier Trias, "Evaluation of Enhanced Gray Area Mitigation Approaches Based on Jet Aeroacoustics", *AIAA journal*, 2023, Vol.61, no.2, pp.612-625.
- [11] Salvetti, Maria Vittoria, Vincenzo Armenio, Jochen Fröhlich, Bernard J. Geurts, and Hans Kuerten, eds., "Direct and large-eddy simulation Xi", Springer International Publishing, 2019.
- [12] Modi, Rishit, Mohammad A. Alhawwary, Amir Akbarzadeh, Freddie Witherden, and Antony Jameson, "Aeroacoustics noise prediction for the airfoil-rod benchmark using high-order large eddy simulation on unstructured grids and the acoustic analogy approach in frequency-domain", In *AIAA SCITECH 2023 Forum*, 2023, p.0978.
- [13] 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.
- [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] 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.
- [16] Martínez, J., Federico Piscaglia, Andrea Montorfano, Angelo Onorati, and S. M. Aithal, "Influence of spatial discretization schemes on accuracy of explicit LES: Canonical problems to engine-like geometries", *Computers & Fluids*, 2015, Vol.117, pp.62-78.
- [17] Tavoularis, S., and U. Karnik, "Further experiments on the evolution of turbulent stresses and scales in uniformly sheared turbulence", *Journal of Fluid Mechanics*, 1989, Vol.204, pp.457-478.
- [18] Rumsey, Christopher L., "Exploring a Method for Improving Turbulent Separated-Flow Predictions with Kappa-Omega Models", 2009, no.L-19779.
- [19] Tucker, Paul G., "Unsteady computational fluid dynamics in aeronautics", Springer Science & Business Media, 2013, Vol.104.
- [20] Piomelli, Ugo, Joel Ferziger, Parviz Moin, and John Kim, "New approximate boundary conditions for large eddy simulations of wall-bounded flows", *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, 1989, Vol.1, no.6, pp.1061-1068.
- [21] Tucker, Paul G., and Lars Davidson, "Zonal k-l based large eddy simulations", *Computers & Fluids*, 2004, Vol.33, no.2, pp.267-287.
- [22] Murugu, Sakthi Prakash, A. R. Srikrishnan, Bharath Kumar Krishnaraj, Anguraj Jayaraj, Akram Mohammad, and Ratna Kishore Velamati, "Acoustic Modeling of Compressible Jet from Chevron Nozzle: A Comparison of URANS, LES and DES Models", *Symmetry*, 2022, Vol.14, no.10, p.1975.
- [23] Thysen, Jo-Hendrik, Twan van Hooff, Bert Blocken, and G. J. F. van Heijst, "CFD simulations of two opposing plane wall jets in a generic empty airplane cabin: Comparison of RANS and LES", *Building and Environment*, 2021, Vol.205, p.108174.
- [24] Li, Linmin, Chang Xu, Chen Shi, Xingxing Han, and Wenzhong Shen, "Investigation of wake characteristics of the MEXICO wind turbine using lattice Boltzmann method", *Wind Energy*, 2021, Vol.24, no.2, pp.116-132.
- [25] 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.321-3.
- [26] Ghasemian, Masoud, and Amir Nejat, "Aero-acoustics prediction of a vertical axis wind turbine using Large Eddy Simulation and acoustic analogy", *Energy*, 2015, Vol.88, pp.711-717.
- [27] Wagner, Claus, Thomas Hüttl, and Pierre Sagaut, eds., "Large-eddy simulation for acoustics", Cambridge University Press, 2007, Vol.20.
- [28] 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.
- [29] Shur, Mikhail L., Philippe R. Spalart, Mikhail Kh Strelets, and Andrey K. Travin, "A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities", *International journal of heat and fluid flow*, 2008, Vol.29, no.6, pp.1638-1649.

- [30] Kim, Sung-Eun, "Large eddy simulation using an unstructured mesh based finite-volume solver", In *34th AIAA fluid dynamics conference and exhibit*, 2004, p.2548.
- [31] Brooks, Thomas F., D. Stuart Pope, and Michael A. Marcolini, "Airfoil self-noise and prediction", 1989, No. L-16528.
- [32] Wolf, William Roberto, "Airfoil aeroacoustics, les and acoustic analogy predictions", Stanford University, 2011.
- [33] Menter, Florian R., "Best practice: scale-resolving simulations in ANSYS CFD", *ANSYS Germany GmbH*, 2012, Vol.1, pp.1-70.
- [34] Choi, Haecheon, and Parviz Moin, "Grid-point requirements for large eddy simulation: Chapman's estimates revisited", *Physics of fluids*, 2012, Vol.24, no.1.
- [35] Moradtabrizi, Hamid, Edris Bagheri, Amir Nejat, and Hamid Kaviani, "Aerodynamic optimization of a 5 Megawatt wind turbine blade", *Energy Equipment and Systems*, 2016, Vol.4, no.2, pp.133-145.
- [36] Kaviani, Hamid R., and Mohammad Moshfeghi, "Multi-Megawatt Horizontal Axis Wind Turbine Blade Optimization Based on PSO Method," *Aerospace*, 2023, Vol.10, no.2, p.158.
- [37] Sagaut, Pierre, "Large eddy simulation for incompressible flows: an introduction", Springer Science & Business Media, 2005.
- [38] 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.
- [39] 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.
- [40] 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.
- [41] Kaviani, H., and A. Nejat, "Aeroacoustic and aerodynamic optimization of a MW class HAWT using MOPSO algorithm", *Energy*, 2017, Vol.140, pp.1198-1215.
- [42] 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.

پی‌نوشت:

1. Large Eddy Simulation (LES)
2. Unsteady Reynolds Average Navier-Stokes (URANS)
3. Direct Numerical Simulation (DNS)
4. Sub-Grid Scale (SGS) Model
5. Lighthill
6. Ffowcs Williams-Hawkins (FWH)
7. Wall Adapting Local Eddy Viscosity (WALE)
8. Wall Model LES (WALE)
9. Wall Model LES S-Omega (WALE S-Omega)
10. Smagorinsky-Lilly

-
11. Kinetic Energy Transform (KET)
 12. Heaviside
 13. Boussinesq
 14. Piomelli
 15. C-Type
 16. Pointwise Software
 17. Walloop Software
 18. Structured
 19. Q-Criterion
 20. XFOIL
 21. A-Weighted
 22. Overall Average Sound Pressure Level (OASPL)