

ISAV2023

سیزدهمین کنفرانس بین المللی آکوستیک و ارتعاشات

تهران - ایران

۲۹ و ۳۰ آذر ماه ۱۴۰۲



انجمن آکوستیک و ارتعاشات ایران

شبیه‌سازی عددی تولید نویز ایرفویل با استفاده از URANS

سیدشهاب الدین صادقی^۱، آرمان محسنی^{۲*}

^۱ ایران، تهران، آدرس، دانشگاه شهید بهشتی، دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، کدپستی ۱۹۸۳۹۶۴۱۱

^۲ دانشجوی کارشناسی ارشد، استادیار

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: ar_mohseni@sbu.ac.ir

چکیده

مطالعه حاضر به بررسی تولید نویز ایرفویل NACA0012 در زاویه‌های حمله مختلف می‌پردازد. برای این منظور از نرم‌افزار متن باز OpenFOAM به منظور شبیه‌سازی میدان جریان استفاده شده است. بررسی مقادیر بیشینه تراز شدت صوت، سه رفتار متفاوت صوتی را نشان می‌دهد. اولین رفتار مربوط به زاویه‌های حمله کوچک است. در این شرایط یک مقدار بیشینه غالب در نمودار شدت صوت برحسب فرکانس مشاهده می‌شود که در باند فرکانسی ۱۴۰۰Hz تشکیل می‌شود. این الگوی صوتی تا زاویه حمله ۱۰° مشاهده می‌شود. رفتار صوتی دوم مربوط به زاویه حمله بحرانی است. در این شرایط دو مقدار بیشینه در نمودار شدت صوت-فرکانس مشاهده می‌شود که مقدار بیشینه دوم غالب است. همچنین این نمودار نشان می‌دهد که در زاویه حمله بحرانی، فرکانس بیشینه شدت صوت کاهش می‌یابد به طوری که فرکانس تشکیل بیشینه اول از ۱۴۰۰Hz در زاویه‌های حمله کوچک به ۹۸۱Hz در زاویه حمله بحرانی می‌رسد. رفتار صوتی سوم مربوط به حالتی است که ایرفویل در شرایط واماندگی قرار دارد. در این شرایط، همزمان با جاری شدن گردابه‌ها از روی ایرفویل، فرکانس بیشینه شدت صوت به صورت قابل توجه کاهش می‌یابد به طوری که فرکانس تشکیل اولین بیشینه به ۳۹۰Hz در زاویه حمله ۱۴° و ۲۰۵Hz در زاویه حمله ۲۶° می‌رسد. این کاهش فرکانس همراه با افزایش مقدار بیشینه غالب تراز شدت صوت به میزان ۵dB اتفاق می‌افتد. همچنین بررسی تراز شدت صوت کلی در شرایطی که گیرنده‌های صوتی در راستای عرضی ایرفویل قرار گرفته باشند، نشان از افزایش پیوسته آن با افزایش زاویه حمله است. با این حال بیشترین تغییرات در زاویه‌های حمله کوچک‌تر رخ می‌دهد و در زاویه‌های حمله بزرگ، روند افزایش شدت صوت با شیب ملایم‌تری اتفاق می‌افتد.

کلمات کلیدی: نویز ایرفویل؛ واماندگی؛ دینامیک سیالات محاسباتی؛ شبیه‌سازی عددی.

۱- مقدمه

ایرواکوستیک به بررسی تولید، انتشار، بازتاب، جذب، پراکندگی و میرایی امواج صوتی تولیدی حاصل از نوسانات سیال ناشی از حرکت گذرای آن می‌پردازد. مطالعه نویز ایرفویل به‌عنوان یکی از شکل‌های هندسی پرکاربرد صنعتی، یکی از زمینه‌های مطالعاتی و تحقیقاتی در حوزه ایرواکوستیک است. نویز منتشر شده توسط ایرفویل به نویزی اطلاق می‌شود که نتیجه‌ی برهمکنش جریان سیال و بدنه‌ی ایرفویل است. بروکس نویز کل ایرفویل را ناشی از پنج مکانیزم می‌داند: نویز ناشی از ریزش گردابه‌های لایه مرزی آرام^۱، نویز لایه مرزی آشفته لبه فرار^۲، نویز لبه فرار ضخیم^۳، نویز جدایش و اماندگی^۴ و نویز تشکیل گردابه‌های نوک پره^۵ [1]. شناخت نویز ایرفویل و چگونگی شکل‌گیری آن علاوه بر کمک به ارزیابی عملکرد ماشین‌های صنعتی به خصوص در شرایط ایجاد پدیده و اماندگی و جدایش جریان، می‌تواند راهکارهایی در جهت کاهش اثرات مخرب آن ارائه کند. تحقیقات متعدد آثار مخرب نویز ایرفویل را بر افراد ساکن در محیط‌های مستعد این آلودگی، مانند مناطق مسکونی در مجاورت فرودگاه‌ها و مزارع توربین‌های بادی نشان می‌دهند. راجرز این اثرات مخرب را در سه دسته تقسیم بندی کرد: دسته‌ی اول آزار و اذیت و ناراحتی، دسته‌ی دوم اثرات مخرب بر شنوایی و خواب و دسته‌ی سوم ناشی از اثرات فیزیکی مانند اضطراب [2]. جهت محاسبه و بررسی نویز ایرفویل از روش‌های مختلف تحلیلی، عددی و تجربی استفاده می‌شود. در روش‌های عددی محاسبه نویز ایرفویل که مبتنی بر ایرواکوستیک محاسباتی هستند، از حل عددی میدان جریان با استفاده از الگوریتم‌های عددی مختلف از جمله رنژ (معادلات ناویر استوکس میانگین رینولدز^۶)، ال.ای.اس. (شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ^۷)، دی.ان.اس. (شبیه‌سازی عددی مستقیم^۸) و روش‌های ترکیبی بهره گرفته می‌شود. برای محاسبه نویز نیاز است تا حل عددی میدان جریان با استفاده از یک روش عددی و با شبکه‌بندی بسیار ریز انجام شود تا اغتشاشات فشاری با دقت مناسبی محاسبه گردند و به‌عنوان اطلاعات اولیه در اختیار یک مدل آکوستیکی قرار بگیرد [3].

بررسی نویز و مکانیزم‌های ایجاد آن به صورت عددی نیازمند شبیه‌سازی دقیق است. استفاده از رهیافت ال.ای.اس. می‌تواند مولفه‌های ناپایای جریان اطراف ایرفویل را که مقادیر دقیق آن‌ها برای محاسبات نویز الزامی است به‌خوبی تامین نماید. در این روش معادلات ناویر استوکس برای گردابه‌های با مقیاس بزرگ حل می‌شوند و اثرات گردابه‌های کوچک بر گردابه‌های بزرگ مدل می‌گردند، با این حال، این روش نیازمند هزینه‌ی محاسباتی زیادی است [4]. کیم جهت محاسبه‌ی طیف نویز میدان دور از حلگر عددی ال.ای.اس. در کنار آنالوژی آکوستیک کرل استفاده کرد. او دریافت که جریان آرام جدا شده از سطح فشار، در نزدیکی لبه فرار دوباره به سطح ایرفویل وصل می‌شود و ضمن تقویت گردابه‌های لبه فرار، بر رفتار شبه تناوبی تشکیل گردابه‌های سطح مکش نیز تاثیرگذار است. او اتصال مجدد جریان جدا شده از سطح فشار در زاویه حمله‌ی پایین را باعث تولید گردابه‌های بزرگ در دنباله پایین دست ایرفویل و در نتیجه عامل تولید نویز فرکانس گسسته می‌دانست [5]. مطالعات عددی اندکی در زمینه انتشار نویز در زاویه‌های حمله‌ی بزرگ در ایرفویل انجام شده است. در این راستا ایهار برای پیش‌بینی نویز ایرفویل در زاویه حمله‌ی بزرگ از آنالوژی آکوستیک کرل همراه با داده‌های استخراج شده از ال.ای.اس. استفاده کرد. مقایسه‌ی بین طیف صوتی به دست آمده از مدل آکوستیکی و داده‌های اندازه‌گیری

¹ Laminar Boundary Layer Vortex Shedding (L.B.L-V.S.)

² Turbulent Boundary Layer Trailing Edge (T.B.L-T.E.)

³ Trailing Edge Bluntness Vortex Shedding

⁴ Separation Stall

⁵ Tip Vortex Formation

⁶ Reynolds Average Navier-Stokes (R.A.N.S.)

⁷ Large Eddy Simulation (L.E.S.)

⁸ Direct Numerical Simulation (D.N.S.)

شده تطابق بالای نقاط بیشینه و موقعیت آن‌ها را نشان می‌دهد. براساس نتایج، نقطه بیشینه اصلی در پارامتر نویز ایرفویل در فرکانس نزدیک به ۵۰۰ هرتز رخ می‌دهد این در حالی است که اثر ریزش گردابه‌ها در فرکانس ۶۰۰ هرتز دیده می‌شود. نزدیک بودن این دو فرکانس نشان می‌دهد که در شرایط زاویه‌ی حمله بزرگ بخش عمده‌ای از نویز تولیدی مربوط به ریزش گردابه‌ها از سطح مکش ایرفویل است [6]. ایپار در مطالعه دیگری به بررسی نویز ایجاد شده در شرایط واماندگی ایرفویل پرداخت. او با استفاده از روش ال.ای.اس. و آنالوژی انتشار صوتی کرل، انتشار صوت در یک ایرفویل را با استفاده از شبیه‌سازی منابع صوتی موجود انجام داد، برای این منظور طول مدل شبیه‌سازی شده ۰/۱ طول واقعی در نظر گرفته شد. بر طبق نتایج، طیف تراز فشار صوتی^۹ به دست آمده همخوانی مناسبی با طیف اندازه‌گیری شده داشت اما طیف اندازه‌گیری شده دارای پهنای‌بند بیشتری بود. وی این اختلاف را ناشی از تراکم ناکافی شبکه می‌داند [7]. تفکیک نویزهای واماندگی در مطالعه موریتو صورت گرفت. او با استفاده از روش ال.ای.اس. و در کنار آنالوژی صوتی کرل نشان داد که نویز واماندگی دارای دو رژیم متفاوت واماندگی سبک و عمیق می‌باشد. واماندگی عمیق ناشی از ریزش گردابه‌ها در مقیاس بزرگ و جدایش کامل لایه مرزی است درحالی که واماندگی سبک مربوط به ناپایداری لایه‌های برشی در اطراف لبه حمله است. در نهایت مشخص گردید نویز ناشی از واماندگی سبک از نوع پهن‌بند با محدوده فرکانس غالب کوچک تا متوسط است در حالی که در نویز مربوط به واماندگی عمیق، فرکانس غالب بزرگ است [8]. برخی از مطالعات به منظور حصول نتایجی دقیق از رویکرد ترکیبی رَنز-ال.ای.اس. در دامنه محاسباتی با هزینه محاسباتی متوسط استفاده کرده‌اند. به‌عنوان نمونه فابریس برای پیش‌بینی نویز میدان دور از این رویکرد ترکیبی در کنار آنالوژی آکوستیکی فوکس ویلامز-هاوکینگز در جریان با عدد رینولدز بزرگ بهره برد. برای این منظور، ابتدا با حل رَنز، مناطقی از میدان حل که منابع نویز در آن وجود دارد، مشخص شده و سپس حل ال.ای.اس بر این نواحی متمرکز گردید. در نهایت طیف صوتی به دست آمده با این رویکرد در تطابق بالایی با نتایج تجربی قرار گرفت [9]. از دیگر روش‌های عددی استفاده شده جهت حل میدان جریان، شبیه‌سازی عددی مستقیم است. در این روش معادلات ناویر-استوکس برخلاف روش‌های رَنز و ال.ای.اس. به صورت مستقیم حل می‌شوند. این روش هزینه محاسباتی بسیار بالاتری نسبت به سایر روش‌های مورد اشاره دارد. دیسکوینس در یک شبیه‌سازی مبتنی بر دی.ان.اس. به بررسی تاثیر سطوح فشار و مکش ایرفویل در انتشار نویز تک‌فام در جریان با عدد رینولدز پایین پرداخت. وی از طریق داده‌های استخراج شده از طیف نوسانات فشار و با استفاده از آنالوژی آکوستیکی لایت‌هیل نشان داد که سطح مکش عامل ثانویه تولید نویز فرکانس اصلی است و سطح فشار را محل اصلی ایجاد نویز معرفی کرد [10]. اکیشیتا نیز به صورت تجربی سطح مکش را مکانیزم ثانویه تولید نویز در شرایط مشابه این مطالعه معرفی کرده بود [11].

در مطالعه‌ی فعلی با بهره‌گیری از رویکرد عددی رَنز گذرا و با توجه به خلاهای موجود در این زمینه، نویز تولید شده در جریان هوای عبوری از روی ایرفویل در زاویه‌های حمله ۲° تا ۲۶° در رینولدز ۱۰^۵ به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است.

۲- معادلات حاکم

معادلات پیوستگی، اندازه حرکت و انرژی حاکم بر جریان گذرا و تراکم پذیر برای رژیم جریان آشفتنه به روش متوسط‌گیری رینولدز عبارت است از:

$$\partial_t \rho + (\rho u_i)_{,i} = 0 \quad (1)$$

$$\partial_t (\rho u_i) + (\rho u_i u_j)_{,j} = -p_{,i} + \tau_{ij,j} + (-\overline{\rho u_i' u_j'})_{,j} \quad (2)$$

$$(\rho C_p T u_i)_{,i} = (k T_{,i})_{,i} + \mu \Phi \quad (3)$$

⁹ Sound Pressure Level (S.P.L.)

در معادلات فوق قرارداد جمع تانسوری معتبر است و ρ چگالی، p فشار استاتیکی، C_p ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت، T دمای سیال، τ_{ij} تانسور تنش برشی، Φ تابع اتلاف گرانشی، k ضریب هدایت حرارتی و u_i مولفه سرعت سیال می‌باشد. معادله تانسور تنش برشی مطابق با رابطه‌ی (۴) بیان می‌شود. در این رابطه، δ_{ij} معرف دلتای کرونگر و μ لزجت دینامیکی می‌باشد. همچنین شکل تراکم‌پذیر تابع اتلاف در غیاب واکنش‌های شیمیایی و تغییر فاز در رابطه‌ی (۵) نشان داده شده است.

$$\tau_{ij} = \mu \left(u_{i,j} + u_{j,i} - \frac{2}{3} u_{k,k} \delta_{ij} \right) \quad (4)$$

$$\Phi = \mu \left(u_{i,j} + u_{j,i} \right) u_{j,i} - \frac{2}{3} \left(u_{k,k} \right)^2 \quad (5)$$

همانطور که اشاره شد، برای حل عددی از معادلات رَنتز استفاده می‌شود، در این روش عبارت تنش رینولدز بر اساس فرضیه بوزینسک مطابق با رابطه‌ی (۶) محاسبه می‌گردد. در این مطالعه برای محاسبه‌ی لزجت گردابی از مدل آشفتگی $k - \omega SST$ که قادر به شبیه‌سازی جریان با گردایان فشار معکوس و جدایش جریان است، استفاده می‌شود.

$$-\overline{\rho u_i' u_j'} = \mu_i \left(u_{i,j} + u_{j,i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (6)$$

در کار حاضر برای پیش‌بینی نویز ایرفویل از قیاس صوتی فوکس ویلیامز-هاوکینگز که توسعه‌ای از قیاس صوتی لایت‌هیل است، استفاده می‌شود. در قیاس‌های صوتی، پیش‌بینی انتشار نویز از تولید آن جدا گردیده و نویز حاصل به منابع صوتی تک، دو و چهار قطبی تقسیم می‌شوند. منبع صوتی تک قطبی ناشی از تغییرات جرم و به عنوان نویز ضخامت شناخته می‌شود. منبع نویز دو قطبی نیز ناشی از نوسانات روی سطح جسم می‌باشد و به عنوان نویز بارگذاری شناخته شده است. برخلاف منابع نویز تک قطبی و دو قطبی که مربوط به مرز جامد (سطح جسم مورد نظر) هستند، منبع نویز چهارقطبی به اندرکنش‌های درونی سیال در دامنه محاسباتی مربوط می‌شود و در یک جریان زیر صوت از مقدار ناچیزی برخوردار می‌باشد. در معادله (۴) قیاس صوتی فوکس ویلیامز-هاوکینگز که شامل یک معادله موج خطی ناهمگن با سه عبارت منبع (که شامل منابع تک، دو و چهار قطبی می‌باشد) ارائه شده است. این معادله به روش انتگرال سطح فراست حل می‌شود.

$$\left(\frac{\partial^2}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_i} \right) [(\rho - \rho_0) H] = - \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\rho u_i (u_j - U_j) + (p - p_0) \delta_{ij} - \tau_{ij}) \frac{\partial H}{\partial x_i} \right] + \frac{\partial}{\partial t} \left[(\rho (u_i - U_i) + \rho_0 U_i) \frac{\partial H}{\partial x_i} \right] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} (T_{ij} H) \quad (4)$$

در معادله فوق، c_0 سرعت صوت و H تابع هویساید است. همچنین T_{ij} تانسور تنش لایت‌هیل است که شامل تمام تعاملات غیر خطی سیال می‌باشد که منجر به تولید صوت می‌شوند.

۳- شرایط مرزی، گسسته‌سازی و حل

پیش‌بینی دقیق عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل در شرایط واماندگی با شبیه‌سازی عددی حتی در اعداد رینولدز کوچک چالش برانگیز است. انتخاب صحیح معادلات حاکم، شبکه، مدل آشفتگی، حلگر و مرتبه گسسته‌سازی برای به دست آوردن نتایج صحیح و قابل قبول مهم است. در شبیه‌سازی حاضر از نرم‌افزار متن باز اپن‌فوم و حلگر فشار مبنای سُنیک‌فوم که جریان تراکم‌پذیر و ناپایدار را با استفاده از الگوریتم پیمپل حل می‌کند، استفاده شده است. الگوریتم پیمپل در نرم‌افزار اپن‌فوم ترکیبی از الگوریتم‌های پایدار سیمپل و ناپایدار پیزو است که در آن معادله‌ی اندازه‌حرکت تا رسیدن به شرط همگرایی حل می‌گردد. در این شبیه‌سازی برای پایداری بیشتر، از دو تکرار الگوریتم پیزو و سه تکرار الگوریتم پیمپل استفاده شده است. همچنین از شرط همگرایی 10^{-8} برای مانده تمام معادلات

استفاده شده است. در این شبیه‌سازی از گسسته‌سازی مرتبه اول اویلر^{۱۰} برای عبارت گذرا، مرتبه دوم بالادستی^{۱۱} برای دیورژانس سرعت و گسسته‌سازی مرتبه دوم مرکزی برای گرادیان، دیورژانس انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ انتقال انرژی استفاده شده است. شرایط مرزی مورد استفاده در این شبیه‌سازی در جدول ۲ ارائه شده است. برای مرزهای پایین دست و بالادست دامنه محاسباتی از شرط مرزی انتقال دهنده موج^{۱۲} برای عبارت فشار، شرط مرزی ورودی خروجی برای عبارت سرعت و شرط مرزی دیریشله (مقدار ثابت) برای عبارت دما استفاده شده است. مقدار انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ انتقال انرژی در مرزهای دامنه محاسباتی از طریق

روابط $k = \frac{3}{2}(u_{ave}I)^2$ و $\omega = \rho \left(\frac{k}{\mu} \right) \left(\frac{\mu}{\mu_t} \right)^{-1}$ محاسبه و از شرط مرزی مقدار ثابت برای آنها استفاده گردید [۱۲]. در این

شبیه‌سازی شدت آشفتگی ورودی، $I = 5\%$ و نسبت گرانیوی، $\frac{\mu_t}{\mu} = 10$ در نظر گرفته شد. برای مرز جامد از شرط مرزی عدم لغزش و تغییرات صفر در راستای عمود بر سطح برای فشار و دما استفاده شد. در نهایت برای محاسبه مقدار انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ انتقال انرژی روی سطح جامد از توابع دیوار استفاده گردید.

جدول ۱: شرایط مرزی

مرز	سرعت	فشار	دما	انرژی جنبشی آشفتگی	نرخ انتقال انرژی
ایرفویل	عدم لغزش	تغییرات صفر	تغییرات صفر	استفاده از توابع دیوار	استفاده از توابع دیوار
بالادست و پایین دست	ورودی خروجی	انتقال دهنده موج	مقدار ثابت	مقدار ثابت	مقدار ثابت

۴- استقلال از شبکه

در این شبیه‌سازی از یک دامنه محاسباتی دایره‌ای شکل به شعاع ۲۵ برابر وتر ایرفویل استفاده شد. انتخاب دامنه محاسباتی به نحوی است که حداقل تاثیر را بر نتایج داشته باشد. در شکل ۲، شبکه با سازمان چند بلوکی اطراف ایرفویل نشان داده شده است. به دلیل وجود گرادیان‌های شدید در نزدیکی سطح ایرفویل، میزان تراکم شبکه در آن نواحی افزایش یافته است و با دور شدن از سطح ایرفویل این تراکم کاهش می‌یابد. مطابق با جدول ۲، برای انتخاب شبکه مناسب چندین شبکه با تراکم مختلف بررسی و استقلال از شبکه نسبت به متغیرهای بدون بعد ضریب برآ، پسا و مقدار تولید انرژی جنبشی بررسی شده است. با توجه به نوع مدل آشفتگی، جهت دستیابی به نتایجی دقیق لازم است اولین سلول لایه مرزی در ناحیه خطی زیر لایه لزج قرار داشته باشد. بدین منظور از $y^+ \leq 1$ در نزدیکی دیواره ایرفویل استفاده شد. در نهایت با توجه به روند همگرایی، شبکه دوم با تعداد ۶۹۹۳۰۴ المان به منظور شبیه‌سازی انتخاب شد. همچنین عدد 10^{-5} به عنوان گام زمانی برای این مطالعه در نظر گرفته شد.

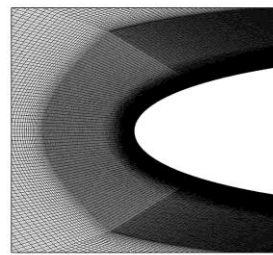
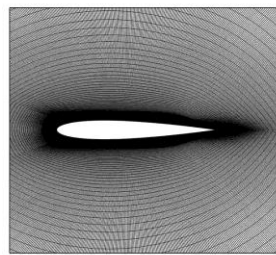
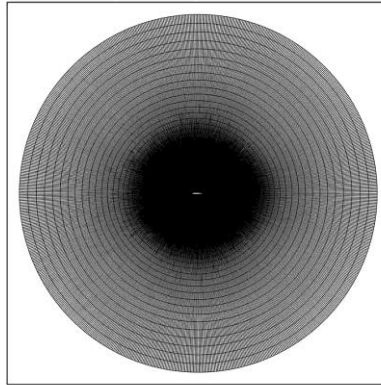
¹⁰ Euler

¹¹ gauss linearUpwind

¹² waveTransmissive

جدول ۲: نتایج استقلال از شبکه در زاویه واماندگی 14° در $Re = 10^5$

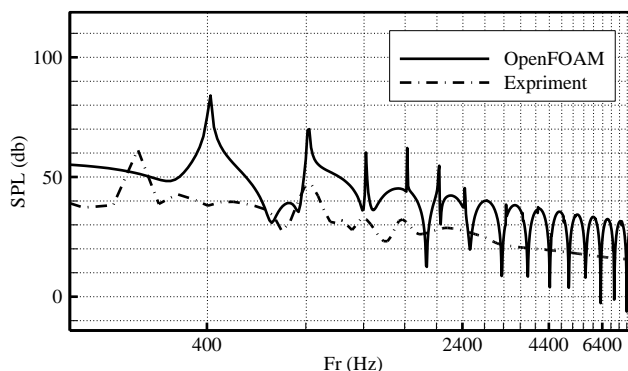
شبکه	تعداد المان	ارتفاع اولین سلول (m)	ضریب رشد شبکه	y^+	\bar{C}_d	\bar{C}_l
ابتدایی	۸۴۶۱۴	5×10^{-6}	۱/۱۵	< 5	۰/۳۷۴	۱/۲۳۵
اول	۳۷۱۹۲۷	1×10^{-6}	۱/۰۵	< 1	۰/۲۹۸	۱/۰۵۶
دوم	۶۹۹۳۰۴	1×10^{-6}	۱/۰۵	< 1	۰/۲۹۵	۱/۰۳۴
سوم	۸۱۸۹۲۷	5×10^{-7}	۱/۰۵	< 1	۰/۲۹۴	۱/۰۳۳



شکل ۱. شبکه سازمان یافته چند بلوکی اطراف ایرفویل. تصویر بالا: نمای کامل از دامنه محاسباتی، تصاویر پایین: نمای بزرگ‌نمایی شده.

۵- ارائه نتایج و اعتبارسنجی

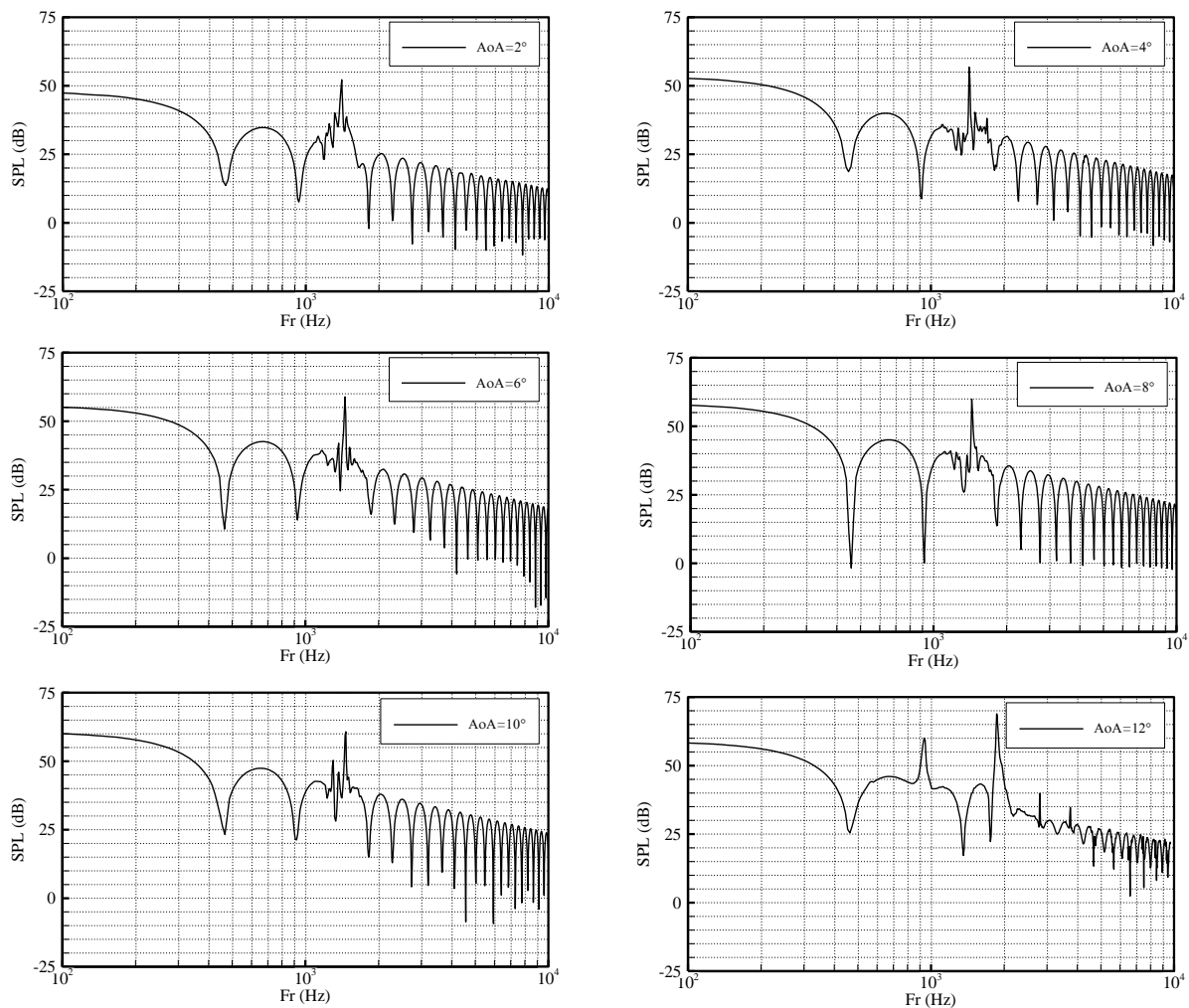
در شکل ۲ تطابق بین نتایج آکوستیکی کار حاضر و نتایج آزمایشگاهی [۱۳] در شرایط واماندگی ایرفویل مشاهده می‌شود. موقعیت (فرکانس) تمام مقادیر بیشینه اس.پی.ال. با تقریب مناسب شبیه‌سازی شده است، هرچند که مقدار اس.پی.ال. بیشتری را نشان می‌دهند. فرکانس اولین بیشینه تراز فشار صوت ۷۰ هرتز با فرکانس نتایج مرجع اختلاف دارد. این بدان معناست که فرکانس جاری شدن گردابه‌ها در شرایط واماندگی ایرفویل در کار حاضر، به واقعیت نزدیک است. در نتیجه فرکانس مقادیر بیشینه اس.پی.ال. در تطابق خوبی با نتایج تجربی قرار گرفته‌اند.



شکل ۲. اعتبارسنجی آبرواکوستیک ایرفویل

در شکل ۳ طیف‌های صوتی اس.پی.ال. مربوط به شرایط قبل از واماندگی در زاویه‌های حمله مختلف نشان داده شده است. مطابق با این شکل در شرایط پیش از واماندگی دو رژیم صوتی مشاهده می‌شود. در رژیم صوتی نوع اول که مربوط به زاویه‌های حمله ۱۰° تا ۳° است، بیشینه‌های اس.پی.ال. در یک فرکانس خاص تشکیل می‌شوند به طوری که در زاویه‌های حمله مختلف روی یک باند فرکانسی قرار گرفته و از یکدیگر براحتی قابل تمایز نیستند. با افزایش زاویه حمله به ۱۲° (زاویه حمله بحرانی) رژیم صوتی نوع دوم ظاهر شده و دو تغییر ویژه در نمودار اس.پی.ال. دیده می‌شود. لازم به ذکر است که در زاویه حمله ۱۲° نشان داده شده، ایرفویل همچنان در شرایط پیش از واماندگی است و تغییری در رژیم جریان بوجود نیامده است.

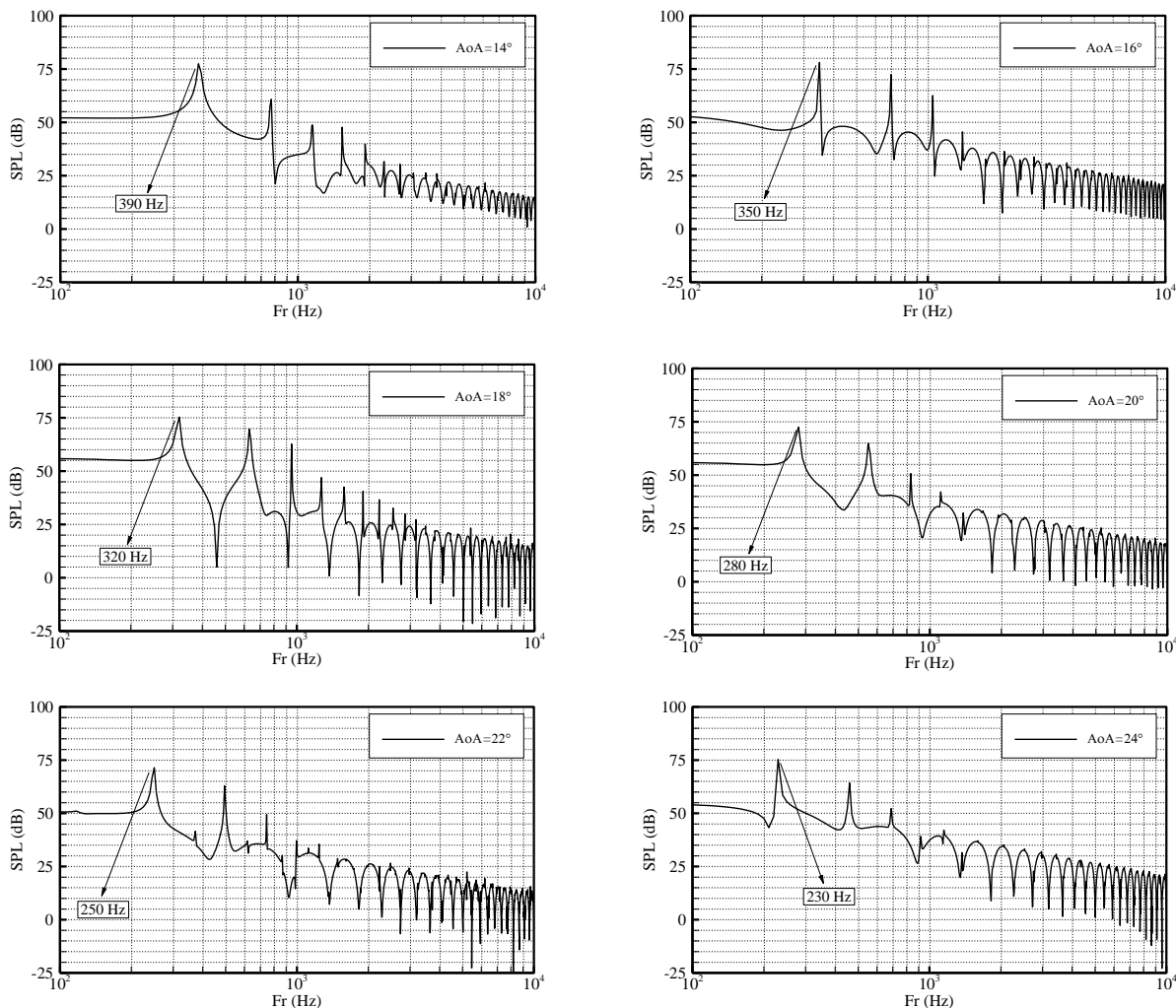
اولین تغییر رفتار صوتی در زاویه حمله ۱۲° مربوط به کاهش قابل ملاحظه فرکانس تشکیل اولین بیشینه اس.پی.ال. است که یک کاهش ویژه در فرکانس ۹۸۱Hz را نشان می‌دهد. این یک تغییر ویژه محسوب می‌شود، چرا که در زاویه‌های حمله کوچک‌تر تمام بیشینه‌های فرکانسی در محدوده ۱۴۰۰Hz می‌باشند. دومین تغییر مربوط به تشکیل بیشینه دوم اس.پی.ال. در فرکانس ۱۷۸۰Hz است که بیشینه غالب اس.پی.ال. در این زاویه حمله بوده و با افزایش ۱۴dB نسبت به مقدار بیشینه سایر بیشینه‌های فرکانسی در زاویه‌های حمله کوچک‌تر روبه‌رو شده است. این بررسی نشان می‌دهد که الگوی صوتی مربوط به زاویه حمله بحرانی، از الگوی صوتی مربوط به زاویه‌های حمله کوچک‌تر تبعیت نمی‌کند. بنابراین برخلاف زاویه‌های حمله کوچک که از یک بیشینه اس.پی.ال. در فرکانس ثابت تشکیل شده بودند، در زاویه حمله بحرانی دو بیشینه اس.پی.ال. همراه با افزایش قابل ملاحظه تراز شدت صوت به وجود می‌آید.



شکل ۳. طیف تراز شدت صوت در شرایط پیش از واماندگی

بررسی طیف صوتی ایرفویل در شرایط واماندگی از پیچیدگی‌های بیشتری نسبت به شرایط قبل از واماندگی برخوردار است. در این شرایط، صداهای تولید شده توسط ایرفویل به شدت تغییر می‌یابد. این تغییرات باعث بروز بیشینه‌های مختلفی در طیف صوتی اس.پی.ال. می‌شود که نشان‌دهنده تعدد صداهای متفاوت تولیدی توسط ایرفویل در شرایط واماندگی است. مطابق با شکل ۴، همزمان با ورود ایرفویل به حالت واماندگی، کاهش قابل ملاحظه‌ای در فرکانس مقادیر بیشینه اس.پی.ال. مشاهده می‌شود. به طوری که اولین بیشینه اس.پی.ال. در زاویه حمله 14° درجه، روی فرکانس 390 Hz قرار گرفته است که نسبت به فرکانس 981 Hz در زاویه حمله بحرانی، کاهش ویژه‌ای را نشان می‌دهد. این کاهش فرکانس با افزایش قابل توجه تراز شدت صوتی نیز همراه است. به طوری که اولین بیشینه اس.پی.ال. بیش از 5 dB نسبت به شرایط قبل از واماندگی افزایش یافته است.

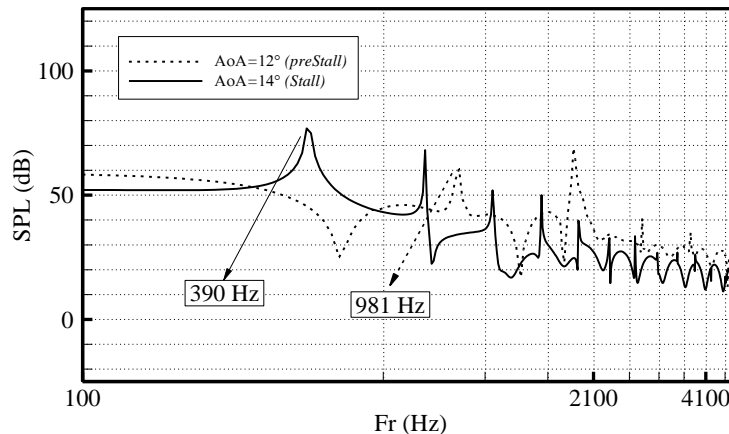
بررسی نمودارهای اس.پی.ال. در شرایط واماندگی در شکل ۴ نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله، بیشینه‌های اس.پی.ال. بر روی باند فرکانسی کوچک‌تری قرار می‌گیرند. به طور میانگین مشاهده می‌شود که با افزایش هر دو درجه در زاویه حمله، فرکانس اولین بیشینه حدود 30 Hz کاهش می‌یابد به نحوی که فرکانس اولین بیشینه در زاویه حمله 14° از مقدار 390 Hz به 205 Hz در زاویه حمله 26° کاهش یافته است.



شکل ۴. طیف تراز شدت صوت در شرایط واماندگی ایرفویل

به طور کلی فرکانس نویز تولید شده با اندازه گردابه‌های جریان رابطه عکس دارد. تناسب، $Fr \propto u \cdot l^{-1}$ بین فرکانس، Fr سرعت جریان و l مقیاس طول انتگرال برقرار است. همانطور که ذکر شد، برای زاویه‌های حمله کوچک مقادیر بیشینه در فرکانس‌های بسیار بزرگ‌تری قرار دارند. این به دلیل وجود ساختارهای گردابه‌ای کوچک در لبه‌فرار ایرفویل است. بنابراین محتوای فرکانس با

تشکیل ساختارهای آشفته بزرگ‌تر بر روی سطح ایرفویل کاهش می‌یابد. در نتیجه، در شرایط واماندگی ایرفویل که ساختارهای آشفته در بیشینه اندازه خود قرار گرفته‌اند، فرکانس نویز به طور ویژه کاهش می‌یابد. در شکل ۵، نمودار اس.بی.ال. برحسب فرکانس در شرایط قبل و بعد از واماندگی نشان داده شده است. مطابق با شکل اختلاف بزرگی در فرکانس نویز بین این دو وضعیت مشاهده می‌شود.



شکل ۵. طیف تراز شدت صوت در شرایط ورود به واماندگی در حالت قبل و بعد از واماندگی

۶- نتیجه‌گیری

تولید نویز ایرفویل در گستره وسیعی از زاویه‌های حمله در کار حاضر با استفاده از شبیه‌سازی عددی انجام شده است. بررسی نمودارهای تراز شدت صوت برحسب فرکانس سه رفتار متفاوت صوتی را نشان می‌دهد. اولین رفتار مربوط به زاویه‌های حمله کوچک است. در این شرایط یک مقدار بیشینه غالب در نمودار شدت صوت-فرکانس مشاهده می‌شود که روی باند فرکانسی ۱۴۰۰ Hz تشکیل می‌شود. این الگوی صوتی تا زاویه حمله ۱۰° مشاهده می‌شود. رفتار صوتی دوم مربوط به زاویه حمله بحرانی است. در این شرایط دو مقدار بیشینه در نمودار شدت صوت-فرکانس مشاهده می‌شود که بیشینه دوم غالب است. همچنین نمودار بیان می‌کند که در این حالت، فرکانس بیشینه‌های شدت صوت با یک کاهش ویژه روبه‌رو بوده است. به طوری که فرکانس تشکیل بیشینه اول از ۱۴۰۰ Hz در زاویه‌های حمله کوچک‌تر به ۹۸۱ Hz در زاویه حمله بحرانی رسیده است. رفتار صوتی سوم مربوط به حالتی است که ایرفویل در شرایط واماندگی قرار دارد. در این شرایط همزمان با جاری شدن گردابه‌ها از روی ایرفویل، فرکانس بیشینه‌های شدت صوت با یک کاهش شدید روبه‌رو می‌شود. به طوری که با یک کاهش چشم‌گیر، فرکانس تشکیل اولین بیشینه به ۳۹۰ Hz در زاویه حمله ۱۴° و ۲۰۵ Hz در زاویه حمله ۲۶° رسیده است. این کاهش فرکانس همراه با افزایش ۵ dB در بیشینه‌های غالب تراز شدت صوت اتفاق می‌افتد. همچنین در این شرایط تعدد تعداد بیشینه‌ها همراه با هارمونیک‌هایشان نشان از پویایی بیشتر وضعیت صوتی در حالت واماندگی ایرفویل نسبت به شرایط پیش از واماندگی است.

مراجع

- [1] T. F. Brooks, D. S. Pope, and M. A. Marcolini, "Airfoil self-noise and prediction," 1989.
- [2] A. L. Rogers, J. F. Manwell, and S. Wright, "Wind Turbine Acoustic Noise," *Renew. Energy Res. Lab. Dep. Mech. Ind. Eng. Univ. Massachusetts Amherst*, 2002.
- [3] J. Larsson, L. Davidson, M. Olsson, and L. E. Eriksson, "Aeroacoustic investigation of an open cavity at low mach number," *AIAA J.*, 2004, doi: 10.2514/1.1339.
- [4] S. Cant, "S. B. Pope, Turbulent Flows, Cambridge University Press, Cambridge, U.K., 2000, 771 pp.," *Combust. Flame*, 2001, doi: 10.1016/s0010-2180(01)00244-9.
- [5] H. J. Kim, S. Lee, and N. Fujisawa, "Computation of unsteady flow and aerodynamic noise of NACA0018 airfoil using large-eddy simulation," *Int. J. Heat Fluid Flow*, vol. 27, no. 2,

- pp. 229–242, 2006, doi: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2005.08.007.
- [6] A. Aihara, A. Goude, and H. Bernhoff, “Les prediction for acoustic noise of airfoil at high angle of attack,” in *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020, vol. 1 PartF, pp. 1–12. doi: 10.2514/6.2020-1723.
- [7] A. Aihara, A. Goude, and H. Bernhoff, “Numerical prediction of noise generated from airfoil in stall using LES and acoustic analogy,” *Noise Vib. Worldw.*, vol. 52, no. 10, pp. 295–305, 2021, doi: 10.1177/09574565211030706.
- [8] S. Moreau, M. Roger, and J. Christophe, “Flow features and self-noise of airfoils near stall or in stall,” 2009. doi: 10.2514/6.2009-3198.
- [9] F. Mathey, “Aerodynamic noise simulation of the flow past an airfoil trailing-edge using a hybrid zonal RANS-LES,” *Comput. Fluids*, vol. 37, no. 7, pp. 836–843, 2008, doi: 10.1016/j.compfluid.2007.04.008.
- [10] G. Desquesnes, M. Terracol, and P. Sagaut, “Numerical investigation of the tone noise mechanism over laminar airfoils,” *J. Fluid Mech.*, vol. 591, pp. 155–182, 2007, doi: 10.1017/S0022112007007896.
- [11] S. AKISHITA, “Tone-like noise from an isolated two dimensional airfoil,” 1986. doi: 10.2514/6.1986-1947.
- [12] 自帶教程, “Ansys Fluent 14.0 Tutorial Guide,” *Ansys INC*, vol. 15317, no. November, pp. 724–746, 2009, [Online]. Available: <http://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:ANSYS+FLUENT+Tutorial+Guide#0>
- [13] A. Laratro, M. Arjomandi, B. Cazzolato, and R. Kelso, “Self-noise and directivity of simple airfoils during stall: An experimental comparison,” *Appl. Acoust.*, vol. 127, pp. 133–146, 2017, doi: 10.1016/j.apacoust.2017.05.027.