



ISAV2022

دوازدهمین کنفرانس بین المللی آکوستیک و ارتعاشات

تهران - ایران ۲۳ و ۲۴ آذر ماه ۱۴۰۱



استقلال حل از شبکه ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی

حمیدرضا کاویانی^{۱*}، احسان بشتالم^۲

^۱ایران، ملایر، دانشگاه ملایر، دانشکده فنی، گروه مهندسی مکانیک، کدپستی ۹۵۸۶۳۶۵۷۱۹، استادیار

^۲ایران، اراک، دانشگاه اراک، دانشکده فنی، گروه مهندسی مکانیک، کدپستی ۳۸۴۸۱۷۷۵۸۴، کارشناسی ارشد

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: ahr-kaviani@Malayeru.ac.ir

چکیده

در این مطالعه، محاسبات ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی یک توربین بادی محور افقی ده کیلوواتی صورت گرفته است. برای شبیه‌سازی میدان جریان گذرای سه‌بعدی در اطراف پره توربین بادی از معادلات ناویر-استوکس و روش حل اغتشاش IDDES استفاده شده است. سطح فشار صوت در محل گیرنده‌های آکوستیکی با استفاده از روش تشابه آکوستیکی فاکس ویلیامز-هاوکینز محاسبه گردیده است. در شروع محاسبات، تراکم اولیه شبکه محاسباتی افزایش یافته است تا استقلال حل از شبکه برای توان ایرودینامیکی بدست آید. اما جواب بدست آمده برای صوت پره انطباق مناسبی با نتایج مرجع نداشت. به همین جهت تراکم شبکه برای ناحیه نزدیک پره مجدداً افزایش یافته است. این تغییر باعث حدود ۴۰ درصد افزایش مان‌های شبکه، و همچنین بهبود نتایج آکوستیکی گردیده است. در فرکانس‌های پایین، SPL تا ۴۰۰ هرتز نتایج هر دو شبکه محاسباتی اختلاف قابل توجهی نداشتند و از روند تغییرات به خوبی پیروی نموده‌اند. اما پس از آن شبکه متراکم‌تر هم از نظر پیروی از روند تغییرات نمودار SPL و هم از نظر انطباق با مقادیر مرجع بهتر نتیجه داده است. این بدان معنی است استقلال حل از شبکه ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی می‌تواند مستقل از یکدیگر باشد. همچنین با فرض استقلال حل از شبکه برای توان ایرودینامیکی یک توربین بادی، تراکم بیشتر نقاط در نزدیکی پره از نظر آکوستیکی می‌تواند جواب بهتری دهد.

کلمات کلیدی: ایروآکوستیک؛ استقلال حل از شبکه، ایرودینامیک؛ توربین بادی

۱-مقدمه

مساله کنترل آلودگی محیط زیست در کنار افزایش تقاضا برای انرژی، باعث افزایش سرمایه‌گذاری بر روی منابع انرژی تجدید پذیر شده است. در بین منابع تجدید پذیر، انرژی باد نقش مهمی دارد. از سال دو هزار میلادی تاکنون ظرفیت توربین‌های بادی نصب شده بطور متوسط هر ساله در حدود ۲۴ درصد رشد داشته است [۱]. نصب این توربین‌ها در نزدیک مناطق مسکونی باعث انتقاد در مورد و سر و صدای ناشی از آنها شده است، بطوری که آلودگی صوتی این توربین‌ها و اثر آن بر سلامتی انسان می‌تواند مانعی برای

گسترش استفاده از انرژی باد باشد [۲]. به همین جهت هنگام طراحی توربین‌های بادی، محاسبه شدت صوت ناشی از آنها بسیار مهم است.

صدای ناشی از عملکرد توربین‌های بادی بصورت عمده شامل دو بخش می‌شود: صدای مکانیکی و صدای ایرودینامیکی، صدای مکانیکی که ناشی از حرکت قطعات مکانیکی مانند چرخ دنده‌ها، ژنراتور، سیستم تهویه و مانند آنها است. صدای مکانیکی را می‌توان با استفاده از روشهایی مانند طراحی مناسب چرخ دنده‌ها، استفاده از میراکننده‌ها و عایق‌های صوتی کاهش داد [۳]. منابع ایجاد سر و صدای ایرودینامیکی در توربین‌های بادی به سه قسمت تقسیم می‌شود: صداهای دو قطبی به دلیل بارگزاری ایرودینامیکی پره، صداهای تک قطبی به دلیل ضخامت لبه فرار پره، و صداهای چهار قطبی به دلیل اغتشاشات میدان جریان [۴]. در گذشته برای محاسبه صوت حاصل از ایرفویل دو روش تجربی و نیمه تجربی استفاده می‌شد. استفاده از روش‌های تجربی در فاز طراحی ممکن نیست، زیرا ابتدا بایستی نمونه اولیه تولید شود. روش‌های نیمه تجربی هم براساس تصحیحات صورت گرفته برای داده‌های دوبعدی توسعه یافته‌اند و در بررسی پدیده‌های سه‌بعدی دارای محدودیت می‌باشند. کالیبراسیون ضرایب روش نیمه تجربی نیز برای بازه محدودی از جریان می‌تواند جواب مناسب بدهد، و در سایر رژیم‌های جریانی مقدار خطا افزایش می‌یابد [۵].

در سال‌های اخیر، پیشرفت در الگوریتم‌های دینامیک سیالات محاسباتی و سخت افزارها منجر به محاسبه دقیق‌تر صدای ایرودینامیکی شده است [۶-۹]. در روش دینامیک سیالات محاسباتی می‌توان از معادلات متوسط‌گیری شده رینولدز و مدل‌های اغتشاشی مانند مدل مرتبه دوم انتقال تنش برشی کی-امگا [۱۰] استفاده نمود. اما با توجه به اینکه پدیده صوت یک پدیده گذرا در دامنه زمان یا فرکانس است، میانگین‌گیری از نوسانات فشاری باعث از بین رفتن گردابه‌های غیر همدوس می‌شود. یکی از بهترین روش‌های عددی مورد استفاده در محاسبه صوت ایرودینامیک روش شبیه‌سازی گردابه بزرگ یا LES می‌باشد [۱۱]. LES به طور طبیعی بی‌ثباتی و ناهمسانی توربولانس را محاسبه می‌کند. در روش LES کوچکترین مقیاس‌های جریان با استفاده از یک فیلتر حذف می‌شوند و اثر آنها با استفاده از مدل‌های مقیاس زیر شبکه (Sub-grid Scale Models) مدل می‌شوند. این روش علاوه بر حل مقیاس‌های بزرگ و مهم توربولانسی، با حذف مقیاس‌های کوچک هزینه محاسبات را پایین می‌آورد [۱۲].

مهمترین مانع برای استفاده از روش LES هزینه محاسباتی بالای آن است. برای شبیه‌سازی مستقیم گردابه‌ها و محاسبه تنش برشی بر روی دیواره‌ها به شبکه محاسباتی متراکم نیاز است. در صورت استفاده از شبکه نامناسب دقت روش LES کاهش می‌یابد. به همین خاطر استفاده از مدل دیواره در LES مانند WALE و روش‌های ترکیبی LES-RANS مانند IDDES مورد استقبال قرار گرفته است. در مدل دیواره، جریان در لایه مرزی به جای حل مستقیم در یک شبکه متراکم، بصورت تحلیلی مدل می‌شود. در روش‌های ترکیبی مانند IDDES، علاوه بر لایه مرزی، در مناطقی که شبکه کیفیت مناسبی برای حل LES ندارد، به معادلات RANS سوئیچ می‌شود.

شبکه حل تاثیر زیادی بر دقت نتایج دارد. در این تحقیق سعی شده است تا به بررسی تاثیر دو استراتژی شبکه بندی بر دقت محاسبات ایروآکوستیکی پرداخته می‌شود. برای شبیه‌سازی میدان جریان در اطراف توربین بادی، روش دینامیک سیالات محاسباتی سه بعدی گذرا با تکنیک^۱ IDDES بکار رفته است. تخمین میزان انتشار نویز ایرودینامیکی در محل گیرنده‌های آکوستیکی در روش با روش فاکس ویلیامز-هاوکینز^۲ که به صورت مخفف FWH نامیده می‌شود، انجام می‌شود. روش‌های محاسباتی با استفاده از داده‌های یک توربین بادی مورد اعتبار سنجی قرار گرفته است که در ادامه نتایج آن ارائه شده است.

¹ Improved Delayed Detached Eddy Simulation (IDDES)

² Ffowcs-William and Hawkings (FW-H)

۲- روش حل مسئله

۱-۲- شبیه‌سازی جریان مغشوش

برای تعیین انرژی جنبشی اغتشاش و اتلاف انرژی از معادلات انتقال استفاده می‌شود. این مدل‌ها با توجه به تعداد معادلات انتقال شناخته می‌شوند، بعنوان مثال مدل کی-اومگا^۳ و کی-اپسیلون^۴ مدل دو معادله‌ای می‌باشند. مدل‌های دو معادله‌ای به طور گسترده به منظور مدل نمودن تنش‌های رینولدز، برای حل معادلات RANS و URANS بکار می‌روند. مدل اغتشاش انتقال تنش برشی^۵ که توسط منتر و همکارانش [۱۳] معرفی شده است، از توانمندی و قابلیت اطمینان مدل‌های کی-اومگا و کی-اپسیلون بصورت همزمان استفاده می‌کند. مدل انتقال تنش برشی در شبیه‌سازی جدایش جریان ناشی از گردان فشار معکوس موفق بوده است. در این روش از مدل کی-اومگا برای شبیه‌سازی جریان نزدیک دیوار استفاده می‌شود. با وجود برتری نتایج مدل کی-اومگا در ناحیه نزدیک دیوار، این مدل به مشخصات آشوب جریان ورودی حساس است. از این رو، مدل انتقال تنش برشی در ناحیه دور از دیوار به مدل کی-اپسیلون سوئیچ می‌کند [۱۳].

روش دیگری که در محاسبات ایرودینامیکی-ایروآکوستیکی مورد استفاده قرار می‌گیرد، روش LES می‌باشد. این روش از نظر هزینه محاسباتی بین دو روش RANS و روش حل عددی مستقیم (DNS) قرار دارد. این روش علاوه بر حل مستقیم مقیاس‌های بزرگ و مهم توربولانسی، با حذف مقیاس‌های کوچک هزینه محاسبات را پایین می‌آورد. در روش LES داشتن تصور از میزان خطاهای مدل سازی زیرشبکه و خطاهای گسسته سازی مهم است زیرا از آن برای تعیین عدم قطعیت در نتایج CFD می‌توان استفاده نمود [۱۴].

از آنجا که هزینه محاسباتی روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ یا LES برای توربین‌های صنعتی بالا می‌باشد، امروزه روش‌هایی که فقط بخشی از شبیه‌سازی را با LES انجام می‌دهند مورد اقبال قرار گرفته‌اند. یکی از این روش‌ها، روش شبیه‌سازی گردابه جدا شده به تاخیر افتاده بهبود یافته^۶ یا IDDES نام دارد که عملکرد مناسبی در شبیه‌سازی میدان جریان مغشوش داشته است [۱۵]. روش IDDES دارای سوئیچ^۷ برای انتخاب نوع حلگر می‌باشد. در نزدیکی مرزهای جامد و مناطقی که در آن اندازه مقیاس اغتشاش کمتر از حداکثر ابعاد شبکه است از RANS به عنوان راه حل استفاده می‌شود. هنگامی که اندازه مقیاس اغتشاش بیش از ابعاد شبکه باشد، از حالت LES برای حل استفاده می‌شود. بنابراین حجم شبکه کمتر از روش خالص LES است، در نتیجه کاهش قابل توجهی در هزینه‌های محاسبه بوجود می‌آید. روش IDDES براساس اصلاح معادله انتقال انرژی جنبشی اغتشاش یا k ، در روابط SST $k-\omega$ بدست می‌آید. توضیحات بیشتر در خصوص این روش در مرجع [۱۶] ارائه شده است.

۲-۲- معادلات آکوستیکی

روش CFD برای محاسبه امواج ایروآکوستیکی در فواصل نزدیک مناسب است [۱۷]. اما برای محاسبه انتشار صوت در دوردست غیر بهینه می‌باشد. زیرا برای محاسبه انتشار امواج صوتی به شبکه ریزی نیازمند است. استفاده از شبکه نامناسب و درشت منتهی به خطای محاسباتی می‌شود بگونه‌ای که دامنه موج صوت بیش از مقدار واقعی کاهش یافته و انتقال فاز در امواج صوتی رخ می‌دهد. برای اینکه تضعیف دامنه در فاصله دو جبهه موج کمتر از یک درصد باشد، حداکثر فاصله مجاز بین دو گره شبکه بایستی کمتر از یک دهم طول موج باشد [۱۸]. بنابراین محاسبه مستقیم انتشار امواج صوتی در دور دست با استفاده از روش CFD عملاً

³ $k-\omega$ ⁴ $k-\epsilon$ ⁵ Shear Stress Transport (SST)⁶ Improved Delayed Detached Eddy Simulation (IDDES)⁷ limiter

امکان پذیر نیست. به همین جهت گاهی از معادله انتقال موج در فیزیک، مانند رابطه فاکس ویلیامز-هاوکینز^۸ یا FWH کمک گرفته می‌شود.

روش FWH یک فرم از معادلات لایتهیل است. لایتهیل [۱۹] با بازنویسی معادلات ناویر-استوکس و بقای جرم بصورت معادله موج ناهمگن، یک ارتباط بین آکوستیک و مکانیک سیالات ایجاد نمود که به آن معادلات تشابه آکوستیکی لایتهیل^۹ گفته می‌شود. سمت چپ معادله FWH نمایشگر نوسانات فشاری است که به فرم معادله موج بازنویسی می‌شود. سمت راست معادله FWH شامل سه جمله است که منبع صوت تک قطبی، دو قطبی و چهار قطبی را تشکیل می‌دهد [۶]. جزییات این روش توسط فاکس ویلیام و هاوکینز [۲۰] ارایه شده است. در نرم‌افزار فلونت با استفاده از اعمال انتگرال گیری سطحی بر روی سطوح محاط بر منابع صوتی، انرژی کامل صوتی محاسبه می‌شود [۲۱].

۳- اعتبارسنجی شبیه‌سازی روشهای محاسباتی ایرودینامیکی

آژانس انرژی جهانی آزمایشاتی را برای مقایسه کدهای محاسباتی ایرودینامیکی و آیروالاستیکی و نیز تحقیق درباره مواردی چون ایرودینامیک گذرا ترتیب داد. توربین فاز ۶ یکی از پنج توربینی بود که برای آزمایش در نظر گرفته شدند. این آزمایش‌ها در محیطی باز انجام نشد بلکه در تونل باد و شرایط کاملاً کنترل شده صورت گرفت. آزمایشهای ایرودینامیکی گذرا در مقیاس کامل در تونل باد مرکز تحقیقات ایمز ناسا (NASA Ames) از سال ۱۹۹۹ تا ۲۰۰۰ اجرا شد [۲۲]. مشخصات توربین فاز ۶ در جدول ۱ ارایه شده است.

جدول ۱ مشخصات توربین فاز ۶

تعداد پره	۲
شعاع پره	۵ متر
حداقل سرعت باد برای کار کردن	۶ متر بر ثانیه
ارتفاع هاب از زمین	۱۲.۱۹۲ متر
فاصله نوک پره ها از مرکز هاب	۵.۰۲۹ متر
سرعت دورانی روتور	۷۱.۶۳ دور بر دقیقه
زاویه پیچ پره	۳ درجه

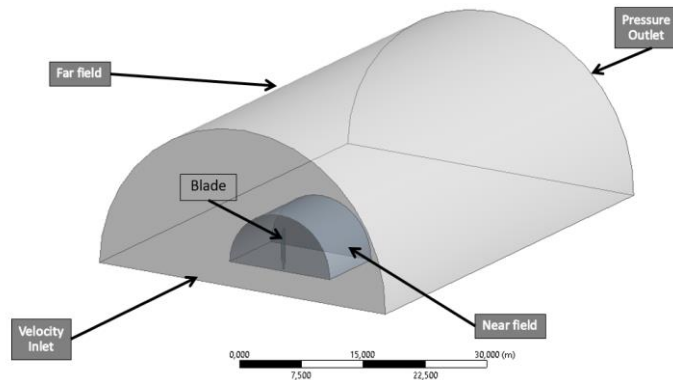
در طراحی پره توربین فاز ۶ از ایرفویل S809 استفاده شده است. آزمایش این ایرفویل در تونل باد دانشگاه کلرادو و دانشگاه اوهایو صورت گرفت. عملکرد ایرفویل S809 در یک مقاله توسط سومر [۲۳] آورده شده است. مشخصات هندسی پره توربین فاز ۶ شامل اندازه وتر و زاویه پیچش در راستای طول پره در گزارش جانکمن [۲۴] ارایه شده است.

برای سادگی در شبیه سازی از مدل نمودن برج، ژنراتور توربین و سطح زمین صرفنظر شده است. بدین ترتیب جریان حول سه پره بصورت تناوربی مشابه بوده و با دوران نتایج شبیه‌سازی برای یک پره، میدان جریان حول سه پره بدست خواهد آمد. با این فرض ساده کننده حجم محاسبات بطور چشمگیری کاسته می‌شود. برای کنترل بیشتر بر تولید شبکه محاسباتی، دو میدان دور دست (Far-Field) و میدان نزدیک (Near-Field) را اطراف پره ایجاد شده است. میدان دور دست در جهت ورودی و خروجی جریان و سمت جانبی به ترتیب ۴، ۹ و ۵ برابر طول پره امتداد یافته است. میدان نزدیک در جهت ورودی و خروجی جریان و سمت جانبی به ترتیب ۰/۵، ۱/۵

^۸ Ffowcs-William and Hawkings (FW-H)

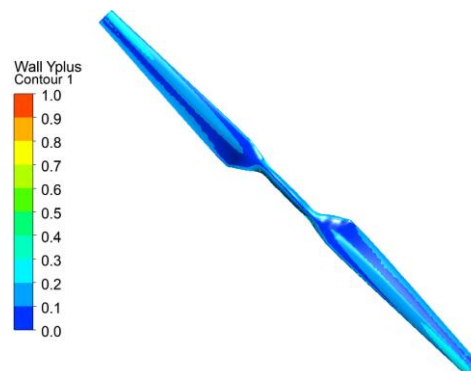
^۹ Lighthill acoustic analogy

و ۱/۵ برابر طول پره امتداد یافته است. براساس مطالعات انجام شده، افزایش ابعاد میدان تاثیری بر مقدار توان تخمین زده شده در شبیه‌سازی ندارد. برای میدان سیال از شرط مرز ورودی با سرعت باد ثابت و شرط مرز خروجی با فشار نسبی معادل صفر استفاده شد. با توجه به اینکه شبیه‌سازی جریان فقط حول یک پره صورت گرفت، شرط مرزی تناوبی یا پریودیک نیز بکار رفت. شکل (۱) نمایی از میدان و شرایط مرزی در نظر گرفته شده برای حل جریان را نشان می‌دهد.



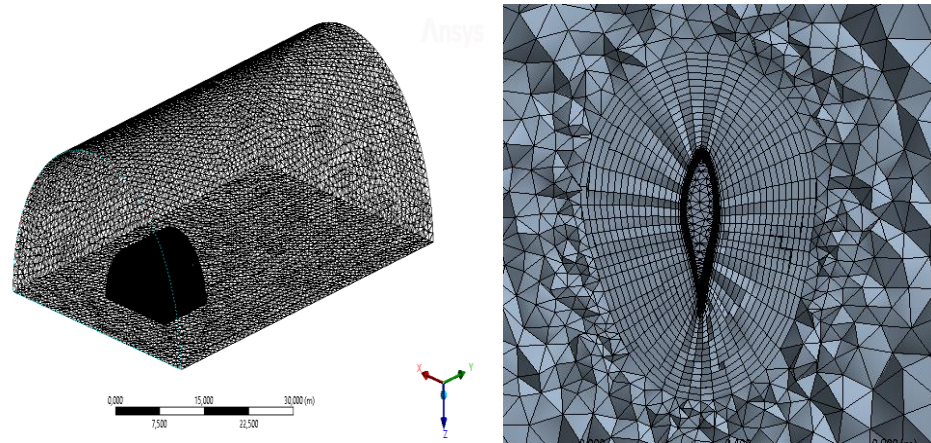
شکل (۱) شکل میدان و نوع شرایط مرزی مورد استفاده برای حل عددی

برای مطالعه استقلال حل از شبکه، تک تک تنظیمات مورد استفاده برای افزایش تراکم شبکه حل مورد بررسی گرفتند، بطوریکه افزایش آنها دیگر تاثیری بر جواب نداشته باشد. برای ایجاد شبکه حل از روش Patch conforming با سلولهای هرمی^{۱۰} استفاده شده است. هر مقطع از پره ابتدا به ۶۰ قسمت تقسیم شد، این مقدار در نهایت به ۱۰۰ قسمت رسید. ابتدا از اندازه ۱۲ میلیمتر برای ابعاد المانهای شبکه بر روی سطح پره استفاده شد که این مقدار برای بهبود جواب به تدریج تا ۳ میلیمتر کاهش یافت. برای ایجاد شبکه حجمی در نزدیکی پره از اندازه المان بیست سانتیمتر و برای نواحی دورتر از پره از یک متر استفاده شده است. با کوچک کردن ابعاد شبکه حجمی در ناحیه نزدیک و دور از پره تغییری در توان خروجی توربین مشاهده نشد. برای ایجاد شبکه لایه مرزی، اولین لایه در فاصله 5×10^{-6} متر از سطح پره قرار گرفت. بعد از آن ۳۰ لایه با نسبت رشد ۱.۵ مورد استفاده قرار گرفتند. پس از افزایش تعداد المانهای شبکه به میزان ۴/۰۷ میلیون تغییرات گشتاور کاهش می‌یابد. در نهایت برای ایجاد شبکه حل در اطراف توربین از حدود ۵/۱ میلیون المان استفاده گردیده است. در شکل (۲) کانتور Y^+ با مقدار بیشینه کمتر از نیم بر روی سطح بالا و پایین پره برای سرعت باد ۱۵ متر بر ثانیه نمایش داده شده است. نمای کلی شبکه ایجاد شده در میدان حل در شکل (۳) و شکل (۴) به تصویر کشیده شده است.

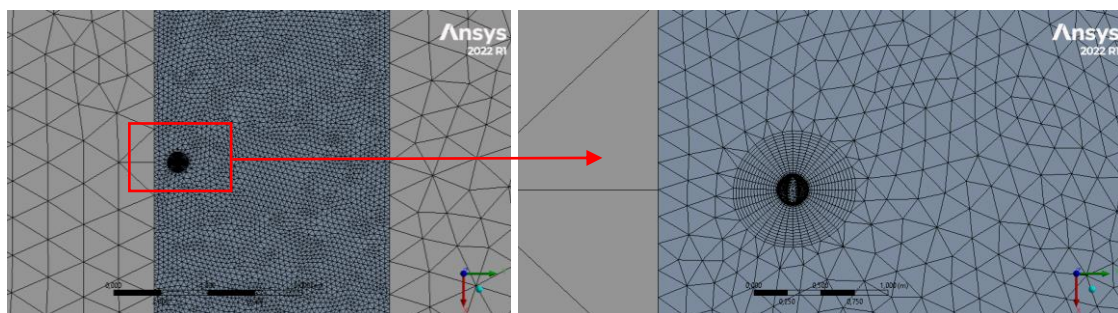


شکل (۲) کانتور Y^+ پره توربین فاز-۶

¹⁰ Tetrahedrons



شکل (۳) نماهای مختلف از شبکه محاسباتی ایجاد شده، نمای کلی ایزومتریک (سمت چپ)، و شبکه محاسباتی حول مقطع پره (سمت راست)



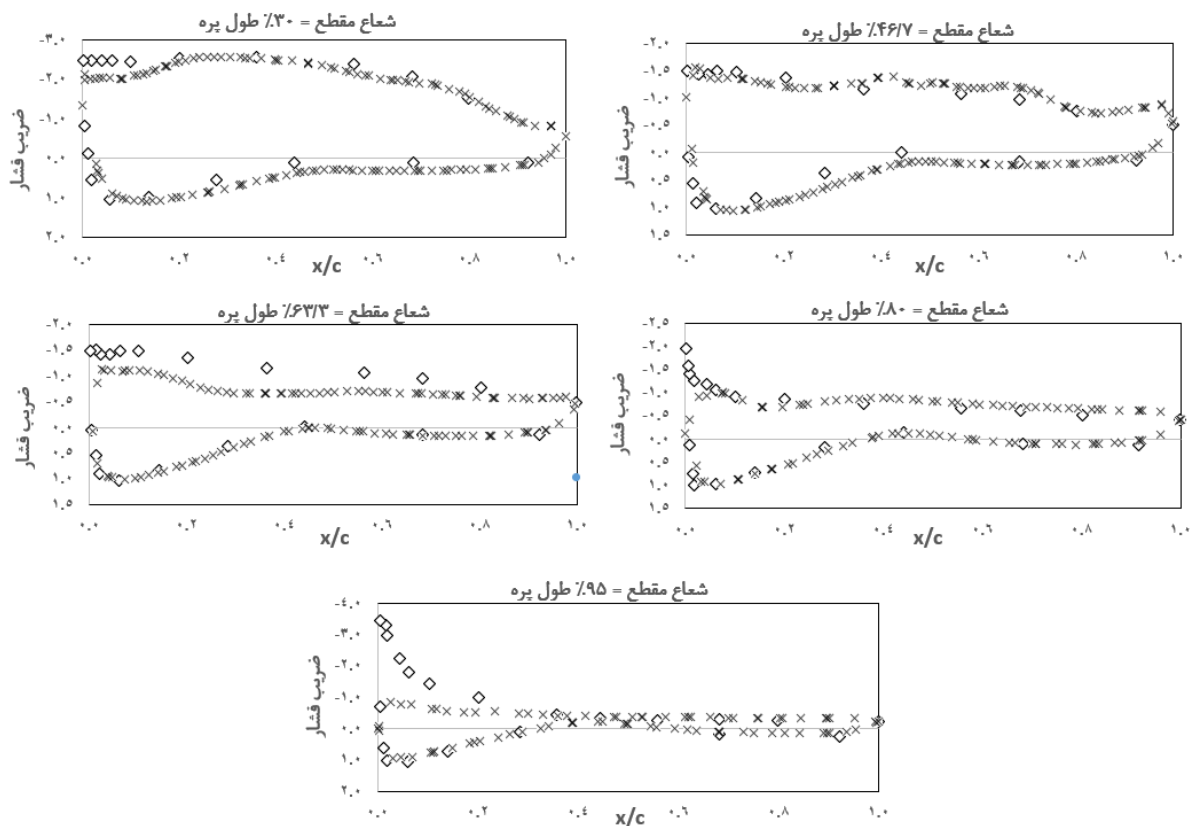
شکل (۴) نمای شبکه دو ناحیه‌ای از پایین (سمت چپ)، و نمای نزدیک (پایین سمت راست)

همانطور که گفته شد، برای حل معادلات سرعت و فشار از روش کوپل (Coupled) استفاده شد. روشهای گسسته‌سازی فضایی حداقل مربعات سلول پایه (Cell Based Least Squares) برای گرادیان، درجه دو (Second Order) برای فشار، و بالادستی درجه دو (Second Order Upwind) برای اندازه حرکت مورد استفاده قرار گرفتند. برای گسسته‌سازی فضایی درجه سه ماسل (Third-Order MUSCLE) برای اندازه حرکت انتخاب شد. برای افزایش سرعت همگرایی و کاهش نوسانات در مقادیر محاسباتی از آرام سازی روشهای مرتبه بالا (High Order Term Relaxation) مورد استفاده قرار گرفت و تاثیر مثبت آن کاملاً مشهود بود. برای گسسته‌سازی زمانی از گام 5×10^{-4} استفاده شده است. برای همگرایی در هر گام زمانی حداکثر ۲۰ تکرار با مقدار باقیمانده یک هزارم برای همه متغیرها در نظر گرفته شده است. ضریب فشار در پنج مقطع مختلف ۳۰٪، ۴۶٫۷٪، ۶۳٫۳٪، ۸۰٪ و ۹۵٪ پره توربین فاز-۶ در روش محاسباتی بدست آمده و با نتایج تجربی سورنسن و همکاران [۲۵] در مقایسه شده است. این ضریب را می‌توان از فرمول زیر محاسبه کرد.

$$C_p = \frac{P - P_{\infty}}{0.5 \times \rho_{\infty} \times (V_{\infty}^2 + (r\omega)^2)} \quad (1)$$

نمودارهای حاصل برای مقاطع مختلف پره و سرعت های باد ۱۵ متر بر ثانیه در شکل (۵) آورده شده است. خطای موجود، بخصوص در قسمت میانی پره، می‌تواند ناشی از عدم استفاده از شبکه متراکم در لایه مرزی و خطای مدل نمودن تنش برشی دیواره باشد. این مساله باعث ایجاد جدایش در سطح بالایی پره در نزدیکی لبه فرار شده و در توزیع فشار در $63/3\%$ طول پره تغییر ایجاد نموده است. همچنین در مقطع 95% طول پره در لبه حمله فشار تجربی بیشتر از محاسباتی بوده است. با توجه به تکرار خطای موجود در مقطع $63/3\%$ و 95% طول پره در تحقیقات سورنسن و همکاران، این احتمال وجود دارد که عدم انطباق ناشی از خطای داده‌برداری

باشد، بخصوص اینکه عدم قطعیت و کالیبراسیون دستگاهها در گزارش نتایج تجربی ارایه نشده است [۲۵]. انطباق کلی نتایج محاسباتی با نتایج تجربی در سایر مقاطع خوب ارزیابی می‌شود.

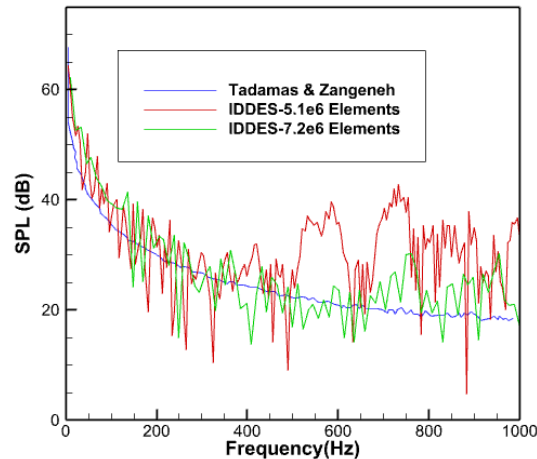


شکل (۵) مقایسه ضریب فشار مقاطع مختلف پره توربین فاز-۶، نتایج تجربی (لوزی) و نتایج محاسباتی (ضربدر)

برای انجام محاسبات ایروآکوستیکی از شرایطی که در گزارش آزمون تاداماس و زنگنه [۷] وجود داشته است استفاده شده است. سرعت باد ورودی پانزده متر بر ثانیه بوده است. محل دریافت صوت براساس استاندارد آی ای سی ۱۱-۶۱۴۰ [۲۶] در ۱۷ متری پایین دست توربین بر روی زمین در نظر گرفته شده است. از تابع فوریه سریع^{۱۱} برای تبدیل نوسانات فشار وابسته به زمان به آکوستیک وابسته به فرکانس استفاده شده است. صدای ایرودینامیکی توربین فاز-۶ که به روش دینامیک سیالات محاسباتی انجام شده است با داده‌های تاداماس و زنگنه در شکل (۶) مقایسه شده است.

نتایج به دست آمده با روشهای مختلف برای سطح فشار توربین یا SPL در باند یک سوم اکتاو در شکل (۶) نشان داده شده است. پس از انجام مطالعه استقلال حل از شبکه برای توان ایرودینامیکی، جواب بدست آمده انطباق مناسبی با نتایج مرجع نداشت. به همین منظور تراکم شبکه برای ناحیه نزدیک افزایش یافت و برای آن به جای ۰/۲ متر از اندازه ۰/۱۴ متر استفاده شد. این تغییر تعداد المان‌های شبکه را به ۷/۲ میلیون افزایش داد و همچنین باعث بهبود نتایج آکوستیکی گردید. در فرکانس‌های پایین، SPL تا ۴۰۰ هرتر نتایج هر دو شبکه محاسباتی اختلاف قابل توجهی ندارند و با مقداری اضافه تخمین، از روند تغییرات به خوبی پیروی نموده‌اند. اما پس از آن شبکه متراکم‌تر بهتر نتیجه داده است. هم از نظر پیروی از روند تغییرات نمودار SPL و هم از نظر انطباق با مقادیر آن. این بدان معنی است که حتی با فرض استقلال حل از شبکه برای توان توربین بادی، تراکم بیشتر نقاط در نزدیکی پره از نظر آکوستیکی می‌تواند جواب بهتری بدهد.

¹¹ Fast Fourier Transform (FFT)



شکل (۶) سطح فشار صوت توربین فاز-۶ در باند یک سوم اکتاو در فرکانسهای مختلف

۴- نتیجه گیری

در این مطالعه مساله "استقلال حل از شبکه ایرودینامیکی" و ارتباط آن با "استقلال حل از شبکه آکوستیکی" مورد بررسی قرار گرفت. محاسبات ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی توربین بادی محور افقی با در نظر گرفتن اثرات ایروالاستیکی پره صورت گرفت. از روش IDDES برای شبیه سازی میدان جریان گذرای سه بعدی متلاطم در پره اطراف توربین بادی استفاده شد. کاهش سطح فشار صوت در محل گیرنده های آکوستیکی با استفاده از روش تشابه آکوستیکی فاکس ویلیامز-هاوکینز محاسبه شد. برای انجام محاسبات، تراکم اولیه شبکه محاسباتی افزایش یافت تا استقلال حل از شبکه برای توان ایرودینامیکی توربین فاز-۶ بدست آید. اما جواب بدست آمده برای آکوستیک پره این توربین انطباق مناسبی با نتایج مرجع نداشت. به همین منظور تراکم شبکه برای ناحیه نزدیک پره افزایش یافت و برای آن به جای $0/2$ متر از اندازه $0/14$ متر استفاده شد. این تغییر باعث افزایش تعداد المانهای شبکه از $5/1$ به $7/2$ میلیون و همچنین بهبود نتایج آکوستیکی گردید. در فرکانس های پایین، SPL تا 400 هرتز نتایج هر دو شبکه محاسباتی اختلاف قابل توجهی نداشتند و از روند تغییرات به خوبی پیروی نمودند. اما پس از آن شبکه متراکم تر نتیجه بهتری داده است، هم از نظر پیروی از روند تغییرات و هم از نظر انطباق با مقادیر آن. این بدان معنی است که دقت مورد نیاز برای محاسبات ایرودینامیکی و آکوستیکی متفاوت از یکدیگر است. همچنین با فرض استقلال حل از شبکه برای توان توربین بادی، تراکم بیشتر نقاط در نزدیکی پره از نظر آکوستیکی می تواند باعث بهبود نتایج شود.

مراجع

- [۱] M. v. d. Hoeven, "Technology Roadmaps: Wind energy (2013 edition)," ed 9, rue de la Fédération, 75739 Paris Cedex 15, France: International Energy Agency, 2013, p. 26.
- [۲] V. Hongisto, J. Radun, H. Maula, P. Saarinen, J. Keränen, and R. Alakoivu, "Health effects of environmental noise in a wind power area".
- [۳] A. L. Rogers, J. F. Manwell, and S. Wright, "Wind turbine acoustic noise," *Renewable Energy Research Laboratory, Amherst: University of Massachusetts*, 2006.
- [۴] G. Rao, W. Chu, and B. Hodder", Rotor noise due to inflow turbulence," 1973.
- [۵] T. F. Brooks, Pope, D. S. and Marcolini, M. A., "Airfoil self-noise and prediction " 1989.

- [۶] H. Kaviani and A. Nejat, "Aerodynamic noise prediction of a MW-class HAWT using shear wind profile," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 168, pp. 164-176, 2017.
- [۷] A. Tadamasa and M. Zangeneh, "Numerical prediction of wind turbine noise," *Renewable Energy*, vol. 36, pp. 1902-1912, 7// 2011.
- [۸] C. Stone, C. E. Lynch, and M. J. Smith, "Hybrid RANS/LES simulations of a horizontal axis wind turbine," in *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA-2010-459, Orlando, FL*, 2010.
- [۹] H. Kaviani and A. Nejat, "Aeroacoustic and aerodynamic optimization of a MW class HAWT using MOPSO algorithm," *Energy*, vol. 140, pp. 1198-1215, 2017.
- [۱۰] H. Kepekci, B. Zafer, and H. R. Guven, "Aeroacoustics investigations of unsteady 3D airfoil for different turbulence models using computational fluid dynamics software," *FEB-FRESENIUS ENVIRONMENTAL BULLETIN*, p. 7564.۲۰۱۹ ,
- [۱۱] C. Wagner, T. Hüttl, and P. Sagaut, *Large-eddy simulation for acoustics* vol. 20: Cambridge University Press, 2007.
- [۱۲] M. V. Salvetti, V. Armenio, J. Fröhlich, B. J. Geurts, and H. Kuerten, *Direct and Large-Eddy Simulation XI*: Springer International Publishing, 2019.
- [۱۳] F. R. Menter, R. B. Langtry, S. R. Likki, Y. B. Suzen, P. G. Huang, and S. Völker, "A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables—Part I: Model Formulation," *Journal of Turbomachinery*, vol. 128, pp. 413-422, 20۰۴
- [۱۴] J. Meyers, B. J. Geurts, and P. Sagaut, "A computational error-assessment of central finite-volume discretizations in large-eddy simulation using a Smagorinsky model," *Journal of Computational Physics*, vol. 227, pp. 156-173, 2007.
- [۱۵] M. Ghasemian and A. Nejat, "Aerodynamic noise prediction of a Horizontal Axis Wind Turbine using Improved Delayed Detached Eddy Simulation and acoustic analogy," *Energy Conversion and Management*, vol. 99, pp. 210-220, 2015.
- [۱۶] M. L. Shur, P. R. Spalart, M. K. Strelets, and A. K. Travin, "A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 29, pp. 1638-1649, 2008.
- [۱۷] O. Marsden, C. Bogey, and C. Bailly, "Direct noise computation of the turbulent flow around a zero-incidence airfoil," *AIAA journal*, vol. 46, p. 874, 2008.
- [۱۸] T. Hüttl, G. Kahl, F. Kennepohl, and K. Heinig, "Resolution requirements for the numerical computation of tonal noise in compressors and turbines of aeroengines ", DTIC Document 2003.
- [۱۹] M. J. Lighthill, "On sound generated aerodynamically. I. General theory," in *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 1952, pp. 564-587.
- [۲۰] 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*, vol. 264, pp. 321-342, 1969.
- [۲۱] R. <https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/۱۷,۰/en-us/help/flu th/flu th sec acoust fwh.html>.

- [۲۲] M. Hand, D. Simms, L. Fingersh, D. Jager, J. Cotrell, S. Schreck, *et al.*, "Unsteady aerodynamics experiment phase VI: wind tunnel test configurations and available data campaigns," National Renewable Energy Lab., Golden, CO.(US)2001.
- [۲۳] D. M. Somers, "Design and experimental results for the S809 airfoil," National Renewable Energy Lab., Golden, CO (United States)1997.
- [۲۴] J. M. Jonkman, "Modeling of the UAE Wind Turbine for Refinement of FAST { } AD," National Renewable Energy Lab., Golden, CO (US)2003.
- [۲۵] N. N. Sørensen, J. Michelsen, and S. Schreck, "Navier–Stokes predictions of the NREL phase VI rotor in the NASA Ames 80 ft× 120 ft wind tunnel," *Wind Energy: An International Journal for Progress and Applications in Wind Power Conversion Technology*, vol. 5, pp. 151-169, 2002.
- [۲۶] W. t.-P. A. n. m. t. IEC/TC88. 61400-11, International Electrotechnical Commission (IEC), ed.2, 2012, ed.