

# تحلیل محاسباتی اثر شدت فرسایش لبه حمله ایرفویل بر صوت آیرودینامیکی

حمیدرضا کاویانی \*

استادیار

گروه مکانیک، دانشگاه ملایر

Ahr-kaviani@malayeru.ac.ir

احسان بشتالم

کارشناسی

گروه مکانیک، دانشگاه ملایر

ehsan92bashtalam@gmail.com

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۱۲/۰۲

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۲۸

## چکیده

فرسایش لبه حمله ایرفویل‌ها یکی از چالش‌های مهم در صنایع هوافضا و انرژی بادی است که به طور قابل توجهی بر عملکرد آیرودینامیکی و آلودگی صوتی تأثیر می‌گذارد. این پژوهش به بررسی تأثیر شدت فرسایش لبه حمله بر عملکرد و صوت مقاطع پره پرداخته است. برای این منظور از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ<sup>۱</sup> برای مدل‌سازی جریان آشفتته و از معادلات تشابه آکوستیکی فاکس-ویلیامز و هاوکینز<sup>۲</sup> برای محاسبه نویز آکوستیکی استفاده شده است. ابتدا روش‌های محاسباتی با داده‌های تجربی اعتبارسنجی شدند و سپس الگوهای فرسایش واقعی بر روی مقطع پره سه‌بعدی اعمال گردیده است. نتایج نشان می‌دهد که فرسایش لبه حمله منجر به تغییرات قابل توجهی در ساختار جریان، افزایش قدرت گردابه‌ها و تأخیر در جدایش لایه مرزی می‌شود. با افزایش شدت فرسایش، افت نیروی برآ<sup>۳</sup> تا ۵ درصد و افزایش نیروی پسا تا ۱۰ درصد مشاهده می‌شود. همچنین، فرسایش لبه حمله باعث افزایش سطح فشار صوت<sup>۴</sup> در محدوده فرکانس‌های پایین می‌شود، به طوری که در حالت فرسودگی شدید، افزایش نویز آکوستیکی به ۱۲/۱۸ دسی‌بل در فاصله ۱۹/۲ متری رسیده است. این افزایش نویز عمدتاً ناشی از تقویت گردابه‌های بزرگ و کاهش میرایی صوت در فرکانس‌های پایین است. این مطالعه نه تنها مکانیسم‌های فیزیکی مرتبط با فرسایش لبه حمله را روشن می‌کند، بلکه راه‌حلی برای تشخیص سریع‌تر آسیب و کاهش اثرات نامطلوب آن بر عملکرد آیرودینامیکی و آلودگی صوتی ارائه می‌دهد.

واژگان کلیدی: آیرودینامیک، لبه حمله ایرفویل، آسیب، فرسودگی، LES

## ۱. مقدمه

آسیب دیدگی لبه حمله ایرفویل‌ها بعلمت عوامل مختلف طبیعی، مصنوعی یا مشکلات ساختی ایجاد می‌شود. این معضل در ماشین‌های مکانیکی مانند توربین‌ها، کمپرسورها و بالگردها باعث کاهش عملکرد ایرودینامیکی، افزایش آلودگی صوتی و کاهش بهره‌وری می‌شود. با گسترش استفاده از توربین‌های بادی در سال‌های اخیر اهمیت این مساله بیشتر شده است. زیرا صرف‌نظر از جنبه‌های بهره‌وری، توربین‌های بادی باید استانداردهای زیست محیطی را برای کاهش آلودگی صوت رعایت کنند.

بصورت طبیعی ذرات و اجسام معلق در هوا (مانند گرد و غبار، ذرات ماسه، تگرگ و باران) باعث فرسایش لبه حمله پره‌ها می‌شود. این آسیب با افزایش سرعت باد محلی، که ترکیبی از سرعت دورانی پره و سرعت باد پیرامونی است، بیشتر می‌شود. این مشکل در مناطق بیابانی و ساحلی به دلیل پیشرفت سریع فرسایش ناشی از شرایط محیطی شدیدتر نیز می‌باشد [۱]. ذرات معلق در هوا به دو صورت ضربه و سایش به پره‌ها نیرو وارد می‌کنند. در پره‌های کامپوزیتی فیبرها و مواد رزین دچار شکستگی شده و به مرور از بخش‌های زیرین جدا می‌شوند [۲]. آسیب‌های وارد شده به مرور زمان شامل ۱- آسیب نقطه‌ای ۲- جدا شدن الیاف رشته‌ای و ۳- جدا شدن تکه‌ای می‌شود. آسیب فیزیکی در صورت وجود حباب در رزین بیشتر نیز می‌شود [۳].

در تحقیقی که توسط ایم و کیم [۴] بر روی ایرفویل NACA 64\_618 مورد استفاده در توربین ۵ مگاواتی صورت گرفت، فرسودگی در لبه جلویی، نیروی برآی ایرفویل را تا ۲۳ درصد کاهش و پسای آن را تا ۱۰۰

درصد افزایش داد، که در واقع منجر به ۴ درصد کاهش تولید انرژی سالانه شد. کاپوگی و همکارانش [۱] نیز با ترکیب ضرایب ایرودینامیکی ایرفویل فرسایش یافته با تئوری اندازه حرکت المان پره، اثر فرسایش لبه حمله را بر انرژی تولیدی سالیانه توربین ۵ مگاواتی مورد بررسی قرار دادند. در تحقیق ایشان مشخص شد که انرژی سالیانه بسته به شدت آسیب و شرایط باد بین ۰/۳ تا ۴ درصد کاهش می‌یابد.

قرائلی و جانسون [۵] اثر فرسایش لبه حمله ایرفویل در جریان آزاد نوسانی را بصورت ساده شده (غیر واقعی) با یک حفره مستطیلی شبیه‌سازی نمودند. ایشان برای حل عددی جریان گردابه‌ای از مدل‌های  $k-e$  و  $k-w$  SST استفاده کردند و در نهایت مدل  $k-w$  SST را دقیق‌تر یافتند. در آن تحقیق اثر عمق و طول فرسایش مختلف بر نیروی برآ و رانش<sup>۵</sup> ایرفویل اس-۸۰۹ مورد بررسی قرار گرفت. تاثیر عمق فرسایش بر ضرایب ایرودینامیکی بیشتر از گسترش سطح فرسایش ارزیابی شد. همچنین اثر فرسایش بر نیروی برآ بیشتر از نیروی رانش ایرفویل بود. متوسط و حداکثر تاثیر فرسایش بر نیروی برآ در آن تحقیق برابر ۳۴ و ۷۶ درصد تخمین زده شد.

اورتلانی و همکاران [۶] به بررسی تخریب و آسیب دیدگی روی ایرفویل NACA633-618 پرداخته‌اند. این ایرفویل فرسایش یافته از پره مستهلک یک توربین بادی چند مگاواتی فراساحلی به دست آمد. در این پژوهش مشخص شد که الف) ارتفاع متوسط زبری آشفتگی‌های هندسی مشاهده شده بسیار بالاتر از ارتفاع زبری بحرانی است و عملاً در این شرایط لایه مرزی آرام وجود ندارد، و ب) در نظر گرفتن مقیاس‌های فرسایش بزرگ یا کوچک به تنهایی باعث عدم دقت در محاسبه عملکرد ایرفویل

آسیب دیده می‌شود. پیشنهاد ایشان مدل نمودن ناهمواری‌های کوچک، و شبیه‌سازی ناهمواری‌های بزرگ‌تر بطور همزمان بود.

در حالی که کارایی و دوام مواد و پوشش پره توربین‌های بادی در حال بهبود است، برخی نیز به راه‌حل‌های نوآورانه در سطح طراحی آیرودینامیکی برای کاهش اثرات نامطلوب فرسایش سطح پرداخته‌اند. از این جمله می‌توان به تحقیقی اشاره نمود که توسط پایپ و همکارانش [۷] انجام شد. پژوهش ایشان در مورد استفاده از فلپ‌های گارنی کوچک<sup>۶</sup> برای جبران تأثیر فرسایش شدید لبه پیشرو<sup>۷</sup> بود. نمونه آزمون یک ایرفویل به نام FFAW3-241 بود که در طراحی پره روتور توربین بادی ۱۰ مگاواتی DTU بکار رفت. نتایج نشان داد که هرچند فلپ مینی گارنی قادر به افزایش ضریب نیروی برآ است، اما قادر به جبران افت توان ناشی از فرسایش نوک پره نمی‌باشد. در تحقیقی دیگر سلین و فیوره [۸] تلاش نمودند تا با افزایش نسبت نیروی برآ به پسا وضعیت بهتری برای ایرفویل ایجاد نمایند تا مدت بیشتری در برابر تخریب لبه حمله، کارایی خود را حفظ کنند. ایشان برای این منظور استفاده از ایرفویل‌های دارای ضریب برآی بالا را پیشنهاد دادند.

سارین و همکارانش [۹] برای درک اثر سطوح مختلف فرسایش لبه حمله پره و تعیین تاثیر آن بر عملکرد ایرفویل DU 96-W-180 آزمایشات مختلفی با سه عدد رینولدز بین ۱ میلیون تا ۱/۸۵ میلیون انجام دادند. ایشان محدوده آسیب لبه حمله ایرفویل را به ۵ درجه مختلف تقسیم نمودند. سپس آسیب وارده و تاثیر آن را به قسمت‌های دیگر پره یک توربین ۲/۵ مگاواتی تعمیم دادند. در کم‌ترین درجه آسیب (که فقط شامل چاله‌های

کوچک بود) ضریب نیروی پسا تا ۸۰ درصد افزایش و انرژی سالیانه ۵ درصد کاهش یافت. در بیشترین درجه فرسودگی لبه حمله (شامل ترکیبی از چاله‌ها، جداشدن تراشه‌ها و جداشدن لایه‌های کامپوزیتی) ضریب نیروی پسا حداکثر ۵۰۰ درصد افزایش و انرژی سالیانه تولیدی توسط توربین تا ۲۵ درصد کاهش یافت.

کامپوباسو و همکاران [۹] به بررسی فرسایش نقطه‌ای در لبه پره توربین پرداخته‌اند. تحقیق ایشان نشان داد که حفره‌های کوچک در نظر گرفته شده می‌توانند باعث انتقال لایه مرزی آرام به مغشوش شوند، که نشان‌دهنده لزوم حل هندسه آنها در شبیه‌سازی است. با استفاده از داده‌های اندازه‌گیری و محاسبه‌شده، افت بازده انرژی یک توربین به دلیل الگوی فرسایش در نظر گرفته شده بین ۲/۱ و ۲/۶ درصد بوده است. تجزیه و تحلیل پارامتریک هندسه حفره در آن تحقیق نشان داد که هندسه لبه حفره نسبت به عمق حفره تأثیر بسیار بیشتری بر عملکرد آیرودینامیکی پره دارد.

این پژوهش برای درک بهتر اثرات آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی ناشی از فرسودگی لبه حمله ایرفویل انجام شده است. برای بهبود دقت و درک پدیده‌های فیزیکی، از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ یا LES بهره گرفته شده است. به‌رغم عملکرد مناسب روش LES برای محاسبه صوت ناشی از گردابه‌ها، پیاده‌سازی این روش الزامات سخت‌گیرانه‌ای دارد. در روش LES با استفاده از گسسته‌سازی، گردابه‌ها به دو دسته بزرگ و کوچک تقسیم می‌شود. گردابه‌های بزرگ بصورت مستقیم شبیه‌سازی می‌شود و اثر گردابه‌های کوچک با استفاده از مدل زیرشبکه اعمال می‌شود. بنابراین دقت روش LES به خطای ناشی از گسسته‌سازی و خطای

ناشی از مدل زیر شبکه وابسته است. به همین دلیل برای اطمینان از دقت نتایج دو نکته باید رعایت شود: ۱- شبکه محاسباتی مناسبی برای شبیه‌سازی باید ایجاد شود، بگونه‌ای که حداقل ۹۰ درصد انرژی توربولانسی بصورت مستقیم شبیه‌سازی شود. ۲- تحلیل خطا با استفاده از داده‌های تجربی صورت گیرد.

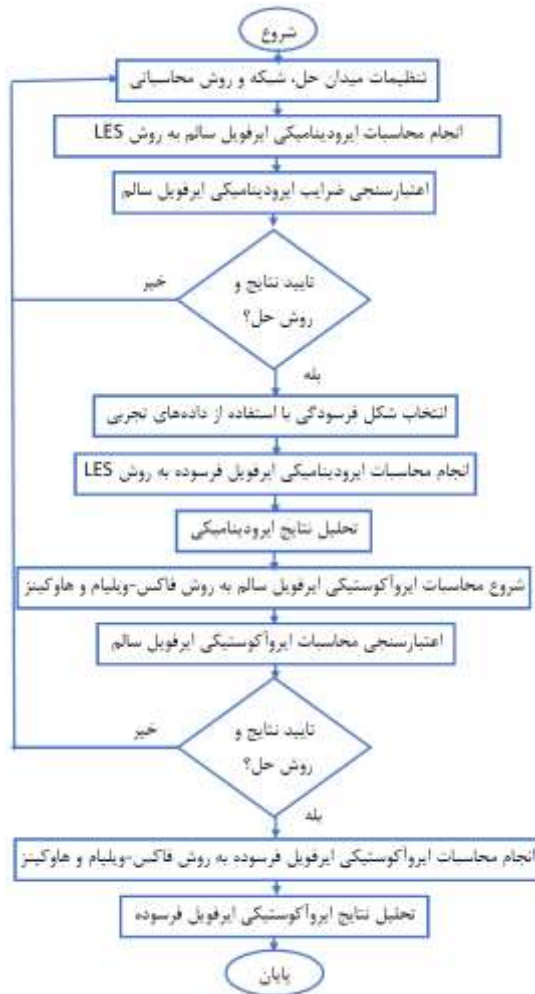
در تحقیقات قبلی که بدان اشاره شد، مواردی وجود داشت که باعث افزایش عدم قطعیت نتایج می‌شد: ۱- استفاده از مدل جریان لایه مرزی برای کاهش هزینه محاسباتی. ۲- عدم استفاده از شبکه مناسب در خارج لایه مرزی، برای شبیه‌سازی مستقیم حداقل ۹۰ درصد انرژی تلاطم. ۳- نقص در اعتبارسنجی آیرودینامیکی یا آیروآکوستیکی و ۴- واقعی نبودن الگوی فرسودگی. همچنین در تحقیقات قبلی شناسایی گردابه‌ها بصورت خلاصه انجام شده بود. هدف از این پژوهش کاهش عدم قطعیت در شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل فرسوده (تا جای ممکن) و شناخت بیشتر پدیده‌های آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی مرتبط با آن می‌باشد. در ادامه توضیحات بیشتری در مورد مراحل کار (شکل ۱) ارائه می‌شود.

## ۲. معادلات حاکم

### ۱-۲. معادلات آکوستیکی FWH

روش فاکس ویلیامز-هاوکینز (که به صورت مخفف FWH نامیده می‌شود) یک فرم از معادلات تشابه آکوستیکی لایتھیل است که برای محاسبه صوت بکار می‌رود. اولین بار مهندسی به نام جیمز لایتھیل<sup>۸</sup> با بازنویسی معادلات ناویر-استوکس آن را شبیه معادله

موج صوت نوشت. به همین دلیل این دسته از معادلات "تشابه آکوستیکی لایتھیل"<sup>۹</sup> نامیده می‌شوند.



شکل ۱. مراحل طی شده جهت استخراج صوت ایرفویل فرسوده

سمت چپ رابطه FWH (معادله ۱) به فرم معادله موج است که بر نوسانات فشاری اعمال شده است. سمت راست رابطه FWH مکانیسم‌های صوتی مختلف را تشکیل می‌دهد که با کمک اطلاعات بدست آمده توسط LES محاسبه می‌شوند [۱۰]:

$$\frac{1}{a_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{T_{ij} H(f)\} \quad (1)$$

تخمین اثر گردابه‌های موجود در مقیاس زیرشبکه می‌باشد. مدل WALE بگونه‌ای طراحی شده تا رفتار مجانبی تنش رینولدز را نزدیک دیوارها ( $y^3$ ) به خوبی مدل کند. مزیت دیگر مدل WALE محاسبه گرانروی اغتشاشی  $\mu_t = 0$  برای جریان آرام لزج می‌باشد. این مساله به محاسبه صحیح جریان در نواحی غیر مغشوش کمک می‌کند. این قابلیت در برخی مدل‌ها مانند اسمگورینسکی<sup>۱۳</sup> وجود ندارد. مدل WALE بر اساس مربع تانسور گرادیان سرعت است و تانسور تنش برشی و همچنین تانسور چرخش را در نظر می‌گیرد. همچنین این مدل می‌تواند پدیده‌های گذار را بخوبی شبیه‌سازی کند. اطلاعات بیشتر در مورد مدل WALE در مرجع [۱۲] ارایه شده است.

### ۳. انجام محاسبات

بعلت عدم وجود داده تجربی برای صوت ایرفویل فرسوده واقعی، برای افزایش اطمینان در دو مرحله اعتبارسنجی روش محاسباتی انجام شده است:

- ۱- اعتبارسنجی نتایج آیرودینامیکی برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تمیز
- ۲- اعتبارسنجی نتایج آیروآکوستیکی برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تمیز

در نهایت محاسبات آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ فرسوده انجام می‌شود و نوع گردابه‌ها و اثر آنها بر صوت مورد بررسی قرار می‌گیرد. برای شبیه‌سازی از نرم‌افزار فلونت<sup>۱۴</sup> نسخه ۲۰۲۲ استفاده شده است. از آنجا که بزرگ‌ترین گردابه در لایه مرزی دارای قطری به اندازه لایه مرزی است، احتمال می‌رود همین گردابه در خارج از لایه مرزی مشاهده شود

$$-\frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)) \delta(f) \right\} - \frac{\partial}{\partial t} \left\{ (\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)) \delta(f) \right\}$$

که در آن  $a$  سرعت صوت (متر بر ثانیه)،  $p$  فشار (پاسکال)،  $t$  زمان (ثانیه) و  $\rho$  چگالی (کیلوگرم بر متر مکعب) می‌باشد. برای محاسبه صوت، از انتگرال نوسانات فشاری بر روی مرزهای محیط بر منابع صوتی استفاده می‌شود. در رابطه فوق  $u_n$  سرعت سیال در جهت عمود بر سطح انتگرال‌گیری است،  $H(f)$  تابع هویساید<sup>۱۰</sup>،  $v_n$  سرعت سطح انتگرال‌گیری است و  $\delta(f)$  تابع دلتای دیراک است. زیرنویس 0 بیانگر مقدار متغیر در جریان آزاد،  $n$  بیانگر جهت عمود و پریم (<sup>۱</sup>) بیانگر اختلاف مقدار متغیر در میدان با جریان آزاد است.  $P_{ij}$  تانسور تنش فشاری شامل تنش لزجت و فشار می‌باشد.  $T_{ij}$  نیز تانسور تنش لایتھیل می‌باشد که بیانگر صوت چهار قطبی ناشی از نوسانات جریان ورودی است. جمله دوم و سوم در سمت راست معادله ۱ به ترتیب بیانگر صوت دوقطبی ناشی از نیروهای آیرودینامیکی و صوت تک قطبی ناشی از ضخامت لبه فرار می‌باشد. جزئیات بیشتر در خصوص این روش توسط فاکس ویلیام و هاوکینز [۱۰] ارایه شده است.

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

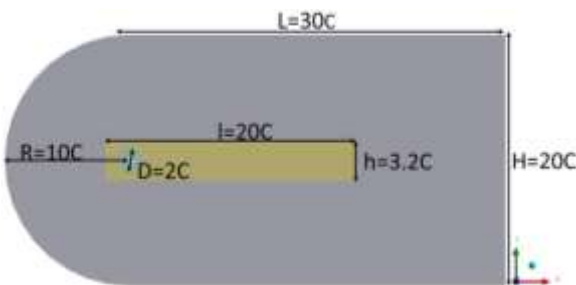
یکی از روش‌های پر طرفدار در حل میدان جریان متلاطم روش LES می‌باشد. در LES رفتار گردابه‌های بزرگ بطور مستقیم محاسبه می‌شود و اثر گردابه‌های کوچک با استفاده از مقیاس زیر شبکه<sup>۱۱</sup> یا SGS مدل می‌شود [۱۱]. مدل گرانروی گردابه‌های محلی منطبق با دیواره<sup>۱۲</sup> یا WALE یکی از مدل‌های شناخته شده برای

[۱۳]. به همین خاطر در شبیه‌سازی طول پره<sup>۱۵</sup> حداقل بایستی به اندازه ارتفاع لایه مرزی باشد [۱۴]. در این تحقیق طول پره حدود ۳ برابر ارتفاع لایه مرزی در نظر گرفته شده است. این مقدار معادل ده درصد طول وتر است که در تحقیقات LES مقداری متداول می‌باشد [۱۵، ۱۶].

استفاده از مدل دیواره باعث افزایش عدم قطعیت و کاهش دقت محاسبات می‌شود [۱۷]. به همین جهت در این پژوهش از حل مستقیم جریان در لایه مرزی استفاده شده است. با توجه به حساسیت روش‌های محاسباتی به فاصله‌های بی‌بعد شبکه بر روی دیواره در جهت  $y$  (عمود بر دیواره)،  $x$  (راستای جریان) و  $z$  (عمق میدان) بایستی مقادیر مناسبی برای آنها اختیار شود. با توجه به سرعت جریان آزاد، مقدار  $\Delta y^+$  برابر با  $0.25$  انتخاب شده است. برای شبیه‌سازی جریان لایه مرزی در LES تعداد ۲۰ لایه شبکه پیشنهاد می‌شود [۱۱]. همچنین حداقل ۵-۳ لایه شبکه تا فاصله  $\Delta y^+ \leq 10$  پیشنهاد شده است [۱۸]. پس از اولین ردیف، ۲۰ لایه از شبکه با نسبت رشد یک و سه دهم بصورت ساختار یافته ایجاد شده است. بدین ترتیب تا قبل از  $\Delta y^+ \leq 10$  هشت لایه شبکه ایجاد شده است (۱۳ لایه تا قبل از شروع پروفایل لگاریتمی سرعت، در فاصله تقریبی  $\Delta y^+$  برابر با ۳۰ ایجاد شده است). مقدار  $\Delta x^+$  و  $\Delta z^+$  انتخاب شده در این تحقیق نیز برابر  $14/11$  و  $9/07$  می‌باشد که براساس مطالعات صورت گرفته، محافظه‌کارانه و مناسب است [۱۵، ۱۹-۲۲].

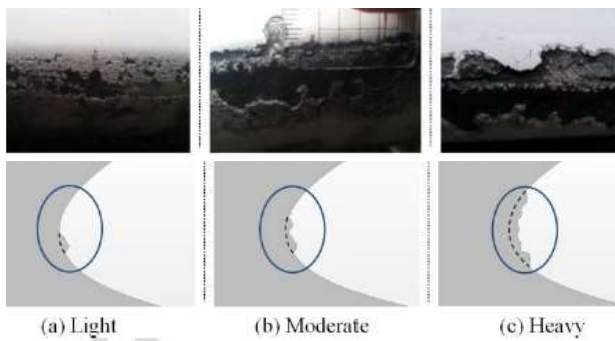
در مطالعه تاثیر پارامترهای شبکه بر نتایج حل LES، مقدم و گارون [۲۳] به این نتیجه رسیدند که افزایش تراکم نقاط شبکه لزوماً باعث بهتر شدن نتایج نمی‌شود

و هر روش عددی در شبکه مشخصی بهتر جواب می‌دهد. به همین خاطر، و با توجه به زمان‌بر بودن محاسبات آکوستیکی در LES، سعی شده است تا پارامترهای پیشنهادی مراجع معتبر برای تنظیمات شبکه استفاده شود. در خارج از لایه مرزی اندازه سلول‌ها بایستی بگونه‌ای باشد تا حداقل ۹۰ درصد از گردابه‌ها بطور مستقیم شبیه‌سازی شوند [۱۸]. برای این منظور مقادیر مختلفی برای نسبت  $\frac{\Delta}{\delta}$  در تحقیقات پیشنهاد شده است، جایی که  $\delta$  طول لایه مرزی و  $\Delta$  اندازه سلول‌های شبکه می‌باشد [۲۴]. در این تحقیق مقدار بیشینه نسبت  $\frac{\Delta}{\delta}$  در نقاط دور از ایرفویل برابر  $5/5$  می‌باشد که بر اساس مراجع معتبر در این زمینه مقدار قابل قبولی محسوب می‌شود [۲۷-۲۵]. با این تنظیمات یک شبکه حل بدست آمد که بیش از ۴ میلیون گره محاسباتی دارد. برای تسلط بیشتر بر توزیع تراکم نقاط شبکه در میدان حل، میدان حل به سه ناحیه (نزدیک، میانی و دور دست) تقسیم شده است (شکل ۲). ابتدا ناحیه نزدیک بصورت دایروی به قطر دو برابر طول وتر در اطراف ایرفویل ایجاد شده است. سپس ناحیه میانی به شکل مستطیلی با طول بیست برابر و عرض  $3/2$  برابر طول وتر انتخاب گردیده است. ناحیه دور دست از نوع سی (C-Type) می‌باشد که طول معادل چهل برابر و ارتفاع آن بیست برابر طول وتر می‌باشد.



شکل ۲. میدان حل جریان در اطراف ایرفویل (C بیانگر طول وتر می‌باشد)

از شکل تجربی ارایه شده توسط هان و همکارانش [۲۹] از پره توربین بادی مستهلک شده در اثر عوامل طبیعی استفاده شده است (شکل ۳). سه نوع فرسودگی کم، متوسط و زیاد در این تحقیق مورد بررسی قرار گرفته است که عمق بیشینه و گستردگی ناحیه فرسوده آنها در جدول ۱ ارایه شده است.



شکل ۳. شکل ایرفویل برگرفته از شرایط واقعی در سه حالت فرسودگی کم، متوسط و زیاد [۲۹]

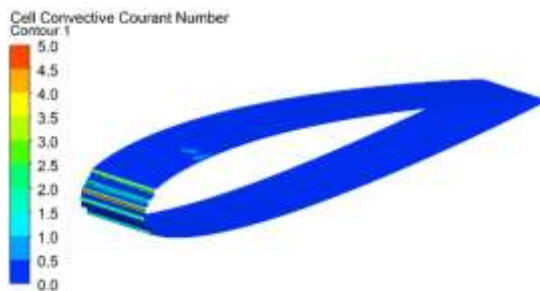
جدول ۱. مشخصات هندسی فرسودگی با شدت‌های مختلف

شدت فرسودگی	عمق بیشینه فرسودگی نسبت به طول وتر (%)	گسترش منطقه فرسودگی نسبت به طول وتر (%)
کم	۰/۵	۱/۶
متوسط	۰/۷	۳/۳
زیاد	۱/۲	۸/۹

برای اطمینان از صحت نتایج شرط کورانت-فردریش-لوی<sup>۱۶</sup> ( $CFL < 1$ ) توصیه می‌شود [۳۰]. رعایت این شرط در هنگام شبیه‌سازی مستقیم گردابه‌ها در لایه مرزی کار مشکلی محسوب می‌شود. دلیل این مساله کوچک بودن سلول‌های محاسباتی در نزدیکی سطح است که الزام بکارگیری گام زمانی بسیار کوچک را به همراه خواهد داشت. شکل ۴ عدد CFL را بر روی ایرفویل فرسوده

برای اعتبارسنجی آیرودینامیکی ایرفویل تمیز از داده‌های تجربی بدست آمده توسط بروکس و همکاران [۲۸] برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ استفاده شده است. شدت اغتشاش در تونل باد ناسا-لنگلی یک صدم درصد بوده که اجازه می‌دهد تا صوت چهارقطبی ناشی از اغتشاش جریان ورودی ناچیز در نظر گرفته شود. طول وتر ایرفویل ۲/۵۴ سانتی‌متر، طول پره برابر با ۴۵/۷۲ سانتی‌متر، زاویه حمله ۹/۵ درجه و سرعت جریان ۷۱/۳ متر بر ثانیه انتخاب شده بود. بدین ترتیب عدد رینولدز جریان در حدود ۱۲۳۹۸۰ و عدد ماخ برابر با ۰/۲ بدست می‌آید. براساس گزارش آزمون تجربی، محل میکروفن در فاصله  $y=1/21$  متری در بالای لبه فرار در وسط مقطع پره قرار داده شده است [۲۸]. ابتدا برای حل آکوستیکی ایرفویل تمیز از گام زمانی  $5 \times 10^{-5}$  ثانیه استفاده شد. با توجه به این گام زمانی، امکان محاسبه صوت تا بازه ۱۰ کیلوهرتز فراهم آمد. اما حل آکوستیکی ایرفویل فرسوده با گام زمانی فوق همگرا نبود. جهت افزایش همگرایی حل عددی، از گام زمانی  $1/99 \times 10^{-6}$  ثانیه استفاده شد. این گام زمانی امکان محاسبه صوت تا فرکانس دوپست و پنجاه کیلوهرتز را نیز فراهم نمود (بعلت کاهش اهمیت مطالعه صوت در فرکانس‌های بالا، داده‌های بالاتر از صد کیلوهرتز حذف شده است). از معیار همگرایی یک هزارم برای کلیه باقیمانده‌ها استفاده شده است. با توجه به پرهزینه بودن روش LES-WALE تعداد ۳-۴ تکرار در هر گام زمانی توصیه شده است [۱۷]. در این پژوهش برای اطمینان از همگرایی از بیست تکرار در هر گام زمانی بهره گرفته شده است. هندسه، عمق بیشینه و گستردگی ناحیه فرسوده تاثیر زیادی بر عملکرد پره دارد. به همین جهت در این تحقیق

نمایش می‌دهد. برای اغلب پره بجز یک ناحیه کوچک در لبه حمله عدد کورانت کمتر از یک می‌باشد که وضعیت مناسبی محسوب می‌شود. دلیل این مساله استفاده از گام زمانی بسیار کوچک ( $10^{-6} \times 1/99$  ثانیه) در این پژوهش است.

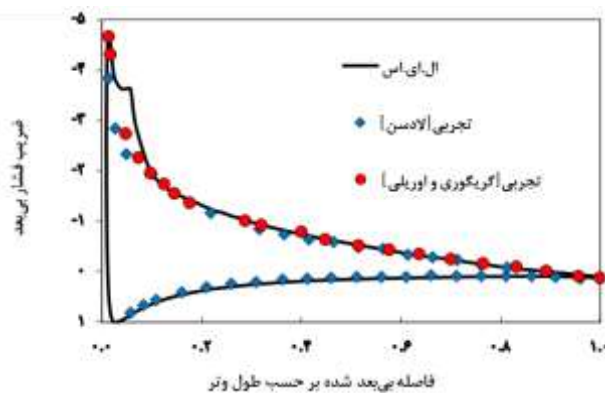


شکل ۴. تغییرات عدد CFL بر روی سطح ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ در حالت فرسودگی زیاد

#### ۴. نتایج محاسبات

##### ۴-۱. نتایج محاسبات آیرودینامیکی

مقایسه نتایج محاسباتی با داده‌های تجربی لادسن و همکارانش [۳۱] و گریگوری و اوریلی [۳۲] در زاویه حمله ۱۰ درجه و عدد رینولدز ۳ میلیون انجام شده است. همانطور که در شکل ۵ نشان داده شده است. نتایج عددی و تجربی انطباق مناسبی با یکدیگر دارند.

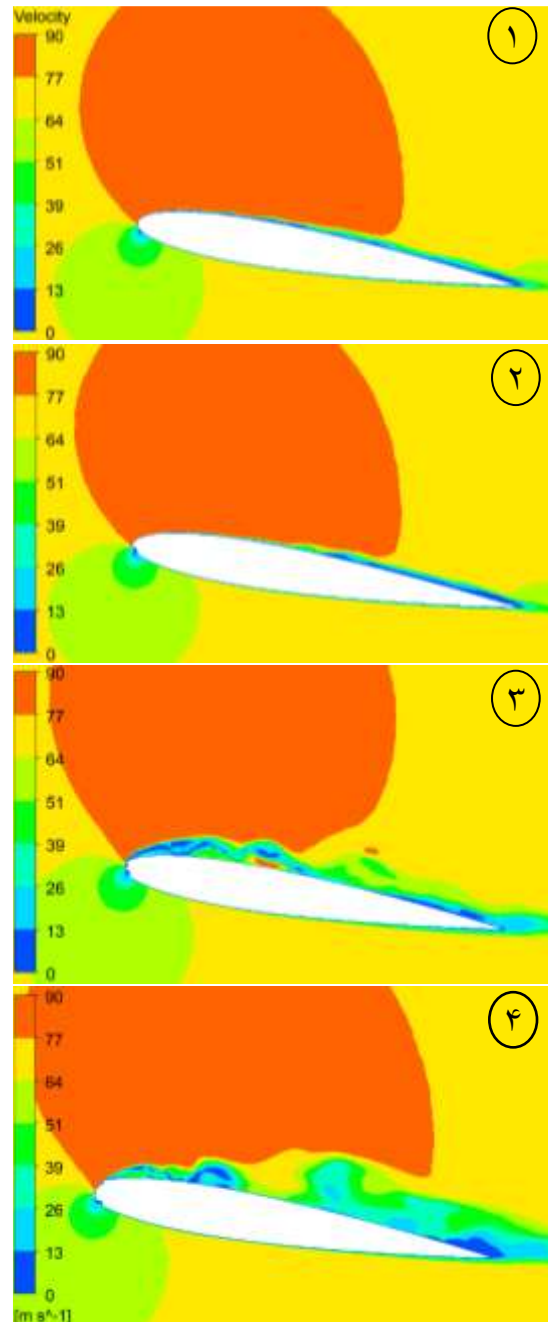


شکل ۵. توزیع ضریب فشار در اطراف ایرفویل ناکا-۰۰۱۲

در شکل ۶ کانتور سرعت در اطراف ایرفویل‌های سالم و فرسوده ناکا-۰۰۱۲ نمایش داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، وقتی فرسودگی لبه حمله ایرفویل کم باشد (حالت-۲) ضخامت لایه مرزی روی سطح بالایی ایرفویل (در فاصله یک چهارم طول وتر از لبه حمله) کاهش می‌یابد. این مساله به دلیل انتقال زودهنگام جریان آرام به مغشوش در لایه مرزی اتفاق می‌افتد که باعث تاخیر جدایش می‌شود [۳۳]. اما با افزایش فاصله از لبه حمله در میانه وتر گردابه‌ها قدرت گرفته و در نتیجه ارتفاع لایه مرزی افزایش می‌یابد. هنگامی که شدت فرسودگی بیشتر شود (حالت ۳ و ۴) جدایش جریان از روی لبه حمله اتفاق می‌افتد و شدت گردابه‌ها بیشتر از حالت ۱ و ۲ خواهد شد. در شدیدترین حالت (حالت ۴) در زاویه حمله ۱۴ درجه) افت نیروی برآ حدود ۵ درصد و افزایش پسا حدود ۱۰ درصد اتفاق می‌افتد.

در شکل ۷ در ایرفویل فرسوده با شدت زیاد (حالت ۴) جریان در نزدیکی لبه حمله نمایش داده شده است. الگوی جریان در وضعیت فرسودگی زیاد و متوسط (حالت ۳ و ۴) به یکدیگر شبیه است و فقط شدت گردابه‌ها فرق می‌کند. حفره‌هایی که در اثر فرسودگی در لبه حمله ایجاد شده‌اند (نقطه ۱) محل ایجاد گردابه‌هایی هستند که حوزه اثر آنها به همان حفره محدود خواهد شد. پس از آن از آخرین پله یا لبه تیز (نقطه ۲) جدایش لایه مرزی اتفاق می‌افتد و دو دسته گردابه ایجاد می‌شوند (نقطه ۳): الف- گردابه‌های ناشی از گرادیان فشار معکوس و جدایش بر روی سطح و ب- گردابه‌های ناشی از تنش برشی بین

جریان داخل لایه مرزی و جریان آزاد (که گردابه‌های کلوین-هلمهولتز<sup>۱۷</sup> نیز نامیده می‌شوند). این دو دسته

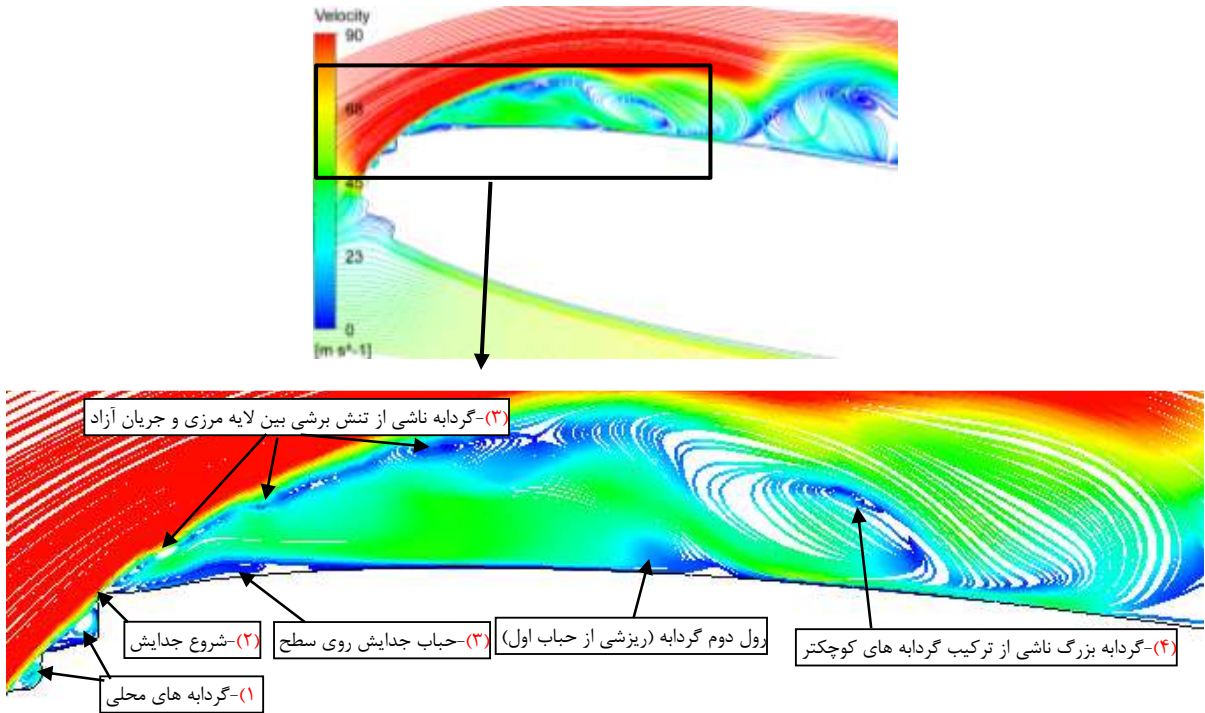


شکل ۶- کانتور سرعت در اطراف ایرفویل ناکا-۱۲ در زاویه حمله ۹ درجه برای ۱- ایرفویل تمیز ۲- فرسودگی کم ۳- فرسودگی متوسط و ۴- فرسودگی زیاد

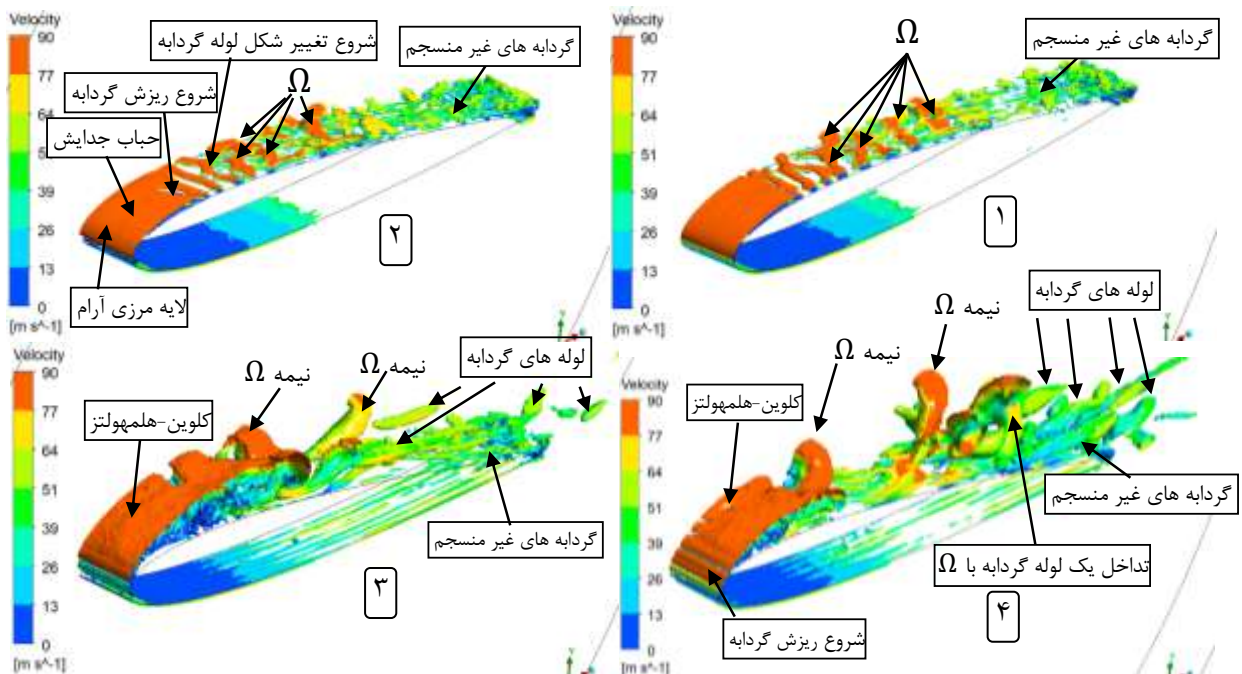
گردابه پس از طی مسافتی به یکدیگر پیوسته (نقطه ۴) و گردابه‌های بزرگ‌تری را تشکیل می‌دهند.

پس از شروع اغتشاش در لایه مرزی گردابه‌های متفاوتی ایجاد می‌شود که می‌تواند همدوس یا منسجم<sup>۱۸</sup> یا غیر منسجم<sup>۱۹</sup> باشد. گردابه‌های غیر منسجم آشفته و گذرا هستند و به نوسانات در مقیاس کوچک و اتلاف انرژی در آشفتگی (آبشار انرژی) کمک می‌کنند. شناسایی آنها سخت‌تر است و ساختار پایداری ندارند. گردابه‌های منسجم سازمان‌یافته و از نظر زمانی پایدار هستند و نقش مهمی در حرکت و انتقال انرژی در جریان‌های متلاطم دارند (مانند همزن در میدان جریان عمل می‌کنند). آنها را می‌توان با استفاده از معیارهای خاص (مانند معیار-کیو<sup>۲۰</sup> یا معیار- $\lambda_2$ ) شناسایی کرد. در این مطالعه برای مطالعه گردابه‌های جریان از معیار-کیو استفاده شده است (شکل).

با توجه به تعریف هانت<sup>۲۱</sup> معیار-کیو گردابه‌ها را به عنوان مناطقی تعریف می‌کند که مولفه چرخش جریان از نرخ کرنش آن بیشتر است [۳۴]. شکل گردابه‌های ایجاد شده در اطراف ایرفویل که با استفاده از معیار-کیو (سطوح دارای مقدار  $10^6 \times 3/95$  بر مجذور ثانیه) بدست آمده است را نشان می‌دهد. در سطح بالایی ایرفویل سالم و وضعیت فرسودگی کم (حالت ۱ و ۲) در ابتدا جریان لایه مرزی آرام است. پس از آن حباب جدایش ایجاد می‌شود. بسته به شرایط سطح و رژیم جریان این حباب



شکل ۷. خطوط جریان در اطراف ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ برای ایرفویل با فرسودگی زیاد



شکل ۸. نمایش گردابه‌ها در اطراف ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ برای ۱- ایرفویل تمیز ۲- فرسودگی کم ۳- فرسودگی متوسط و ۴- فرسودگی زیاد با

استفاده از معیار-کیو معادل  $(S^{-2}) \times 10^6 / 3/95$

می‌تواند پایدار یا ناپایدار باشد. در شرایط حباب ناپایدار پدیده ریزش گردابه از لایه مرزی آرام<sup>۲۲</sup> رخ می‌دهد. این گردابه‌ها بصورت لوله‌ای روی سطح می‌غلطند. در ابتدا این لوله‌ها حالت یکنواختی دارند. در اثر اختلاف سرعت بین مقاطع مختلف، حالت خمیده به خود گرفته و گردابه همدوس معروف به گیره‌سر<sup>۲۳</sup> که شکل امگا ( $\Omega$ ) دارد را تشکیل می‌دهند. این گردابه‌ها سه مرحله ۱-تشکیل، ۲-رشد و ۳-فروپاشی دارند و در صورت مساعد بودن شرایط در چند ردیف پشت سر هم (در حالت‌های مختلف این تحقیق بین دو تا پنج بار) تکرار می‌شوند. با افزایش شدت فرسودگی (حالت ۳ و ۴) قدرت و اندازه گردابه‌ها افزایش می‌یابد، بگونه‌ای که فقط نیمی از آن در شکل قابل مشاهده است. در صورت تکرار عرضی شکل (با توجه به شرط مرزی تقارن) شکل گیره‌سر کامل می‌شود. گردابه‌های بزرگ‌تر بر صوت فرکانس پایین تاثیر گذار هستند. حالت‌های دیگری از اعوجاج لوله‌های گردابه در شکل قابل مشاهده می‌باشد. این گردابه‌ها همگی منسجم هستند. در آبشار انرژی بایستی گردابه‌های بزرگ به گردابه‌های کوچک‌تر (غیر منسجم) شکسته شده و نهایتاً انرژی خود را در مقیاس کولوموگروف<sup>۲۴</sup> توسط چسبندگی مولکولی تبدیل به گرما کنند. گردابه‌های غیر منسجم در شکل در قسمت انتهای ایرفویل‌ها نمایش داده شده‌اند.

دو عامل اساسی تحریک و ناپایداری جریان را می‌توان امواج تولمن-شلیختینگ<sup>۲۵</sup> و ناپایداری کلونین-هلمهولتز دانست که از عوامل اصلی تشکیل تلاطم در لایه مرزی

به حساب می‌آیند. ناپایداری کلونین-هلمهولتز نیز در شکل مشخص شده‌است. سطوح ناهموار با رنگ نارنجی در حالت فرسودگی متوسط و زیاد به خوبی این پدیده را نشان می‌دهد. این گردابه‌ها بخاطر داشتن ساختارهای کوچک در صوت فرکانس بالا تاثیرگذار هستند.

#### ۴-۲. نتایج محاسبات آیروداکوستیکی

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 میانگین مربع فشار به مربع فشار صوت مرجع ( $20 \mu\text{Pa}$ ) که بصورت زیر بیان می‌شود:

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

در رابطه فوق  $I = \frac{\hat{p}^2}{\rho_0 c_0}$  بیانگر شدت صوت است و  $\rho_0$  چگالی و  $c_0$  سرعت صوت در هوا در شرایط استاندارد است.  $\hat{p}$  جذر میانگین مربعات (rms) فشار صوت است و  $P_{\text{Ref}}$  فشار صوت مرجع برابر با  $20 \mu\text{Pa}$  است.

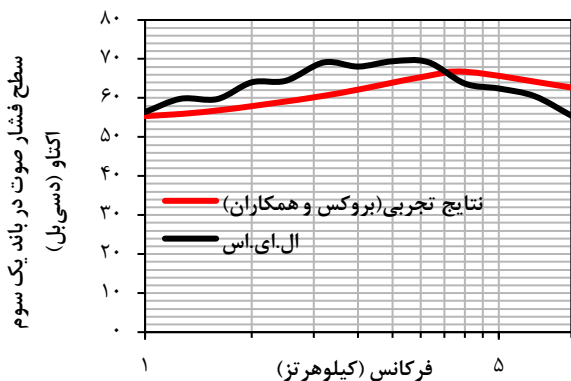
نتایج بدست آمده برای سطح فشار صوت ایرفویل تمیز در باند یک سوم اکتاو با نتایج تجربی بروکس و همکارانش [۲۸] مقایسه شده است (شکل ۱). روند اطلاعات تجربی و نتایج محاسباتی انطباق مناسبی با یکدیگر دارند، اما بین مقادیر تجربی و محاسباتی مقداری اختلاف دیده می‌شود. مقدار بیشینه خطا برابر ۱۳ درصد در فرکانس هزار و ششصد هرتز می‌باشد. دقت محاسبات صوت در فرکانس بالا می‌تواند با افزایش تراکم شبکه حل (و افزایش هزینه محاسبات) بهبود یابد. زیرا فرکانس

صوت با طول مشخصه گردابه‌ها نسبت عکس دارد. بنابراین صوت فرکانس بالا ناشی از گردابه‌های کوچک است. در روش LES با افزایش تراکم شبکه گردابه‌های کوچک‌تر به جای مدل‌سازی، شبیه‌سازی می‌شوند و این می‌تواند به بهبود نتایج در فرکانس بالا منجر شود.

سطح فشار صوت در فرکانس پایین بالاتر از مقدار تجربی تخمین زده شده است. این مساله می‌تواند ناشی از کوچک بودن طول پره در شبیه‌سازی نسبت به آزمون تجربی باشد. در شبیه‌سازی‌ها برای کاهش هزینه محاسباتی معمولاً میدان جریان در اطراف بخشی از مقطع پره شبیه‌سازی می‌شود و فرض می‌شود در سایر بخش‌ها رژیم جریانی مشابه می‌باشد. این مساله باعث عدم محاسبه صحیح میرایی گردابه‌ها در راستای طول پره (جهت عمود بر صفحه نمایش) می‌شود. در نتیجه صوت در فرکانس پایین بیش از مقدار واقعی تخمین زده می‌شود [۳۵]. برای رفع این مساله، شبیه‌سازی کل طول پره می‌تواند (با افزایش هزینه محاسباتی) به بهبود نتایج کمک کند. مشخصات جریان ورودی نیز تاثیر قابل توجهی بر رفتار صوت در فرکانس پایین دارد [۳۶].

بنابراین برای افزایش دقت شبیه‌سازی بایستی اطلاعات کتابخانه‌ای باد ورودی را استفاده نمود، که در این مورد در دسترس نبوده است. در نهایت بخشی از اختلاف بین نتایج متوجه داده‌های آزمایشگاهی است. ارایه عدم قطعیت روش و وسایل مورد استفاده در آزمایش تجربی می‌تواند به تحلیل خطا کمک کند. متأسفانه اطلاعات مربوط به دقت دستگاه‌های اندازه‌گیری و کالیبراسیون

آن‌ها در گزارش تجربی بروکس و همکارانش [۲۸] ارایه نشده است.

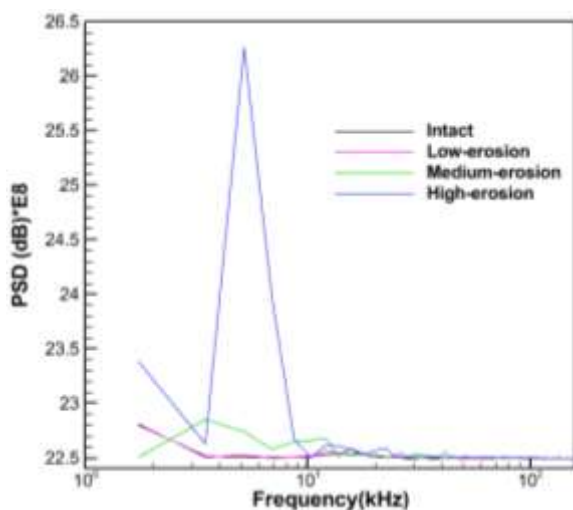


شکل ۹. سطح فشار صوت متوسط‌گیری شده با فیلتر یک سوم باند اکتاو برای ایرفویل ناکا-۱۲۰۰ تمیز در زاویه حمله ۹/۵ درجه و سرعت باد ۷۱/۳ متر بر ثانیه

مقایسه بین سطح فشار صوت SPL ایرفویل‌های سالم و فرسوده در شکل ۷ نمایش داده شده است. سطح فشار صوت در حالت ایرفویل سالم و فرسودگی کم به یکدیگر نزدیک است. با افزایش فرسودگی (فرسودگی متوسط و زیاد) در کل بازه فرکانسی سطح فشار صوت افزایش می‌یابد. فرسودگی لبه حمله بیشتر تاثیر خود را بر افزایش صوت در فرکانس پایین گذاشته است. با توجه به اینکه گردابه‌های بزرگ باعث ایجاد امواج صوتی در فرکانس‌های پایین می‌شوند [۳۶]، می‌توان گفت افزایش فرسودگی باعث افزایش قدرت گردابه‌های بزرگ شده است. این نکته در مطالعه گردابه‌های منسجم در شکل نیز دیده شد.

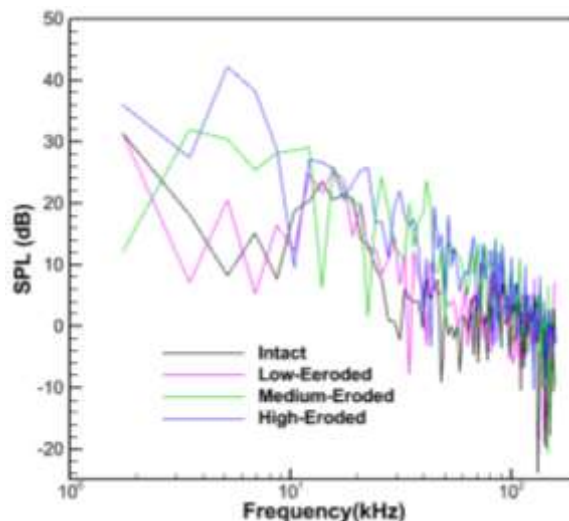
جدول ۲. مقایسه میرایی صوت در کل بازه فرکانسی برای ایرفویل‌های فرسوده نسبت به ایرفویل سالم (دسی‌بل)

میرایی صوت طی فاصله دو گیرنده	افزایش صوت در فاصله ۱۹/۲ متری	افزایش صوت در فاصله ۱/۲ متری	شدت فرسودگی لبه حمله
۰/۱۷	۱/۱۸	۱/۰۱	کم
۱/۰۱	۵/۷۸	۴/۷۷	متوسط
۰/۹۲	۱۲/۱۸	۱۱/۲۶	زیاد



شکل ۱۱. چگالی طیفی توان (PSD) نوسانات فشاری برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ سالم و فرسوده در فرکانس‌های مختلف

در مطالعات آکوستیکی هم سطح میانگین و هم مقدار بیشینه صوت دارای اهمیت می‌باشد. در جدول ۳ بیشینه صوت حاصل که با فیلتر یک سوم اکتاو بدست آمده است، در کنار میانگین کلی سطح فشار صوت برای ایرفویل‌های سالم و فرسوده ارائه شده است. ایرفویل تمیز مقدار بیشینه خود را با مقدار ۵۷/۶ دسی‌بل ارائه نموده است. با افزایش فرسودگی شدت گردابه‌ها و در نتیجه صوت ناشی از آنها افزایش یافته است. برای ایرفویل‌های فرسوده (به ترتیب افزایش فرسودگی) مقدار بیشینه



شکل ۷. سطح فشار صوت برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ سالم و فرسوده

برای بررسی تضعیف صوت با افزایش فاصله، از میانگین کلی سطح فشار صوت<sup>۲۷</sup> یا OASPL استفاده شده است. OASPL با میانگین گیری از سطح فشار صوت در سراسر بازه فرکانسی بدست می‌آید. در جدول ۲ کاهش تضعیف OASPL بر حسب فاصله نشان داده شده است. در محل گیرنده اصلی (فاصله ۱/۲ متر از وسط وتر) مقدار OASPL برای ایرفویل سالم و فرسودگی شدید ۱۱/۲۶ دسی‌بل اختلاف دارد (صوت ایرفویل فرسوده بیشتر است). این مقدار در فاصله ۱۹/۲ متری به ۱۲/۱۸ دسی‌بل می‌رسد. این بدان معنی است که تضعیف صدای ایرفویل فرسوده با افزایش فاصله کمتر از ایرفویل سالم می‌باشد. دلیل این مساله سهم بیشتر امواج فرکانس پایین در صوت ایرفویل فرسوده می‌باشد. این نکته به خوبی در نمودار چگالی طیفی توان<sup>۲۸</sup> مربوط به نوسانات فشاری در شکل نشان داده شده است. یادآوری می‌شود که تضعیف صوت فرکانس پایین با فاصله کمتر از صوت فرکانس بالا می‌باشد [۳۶].

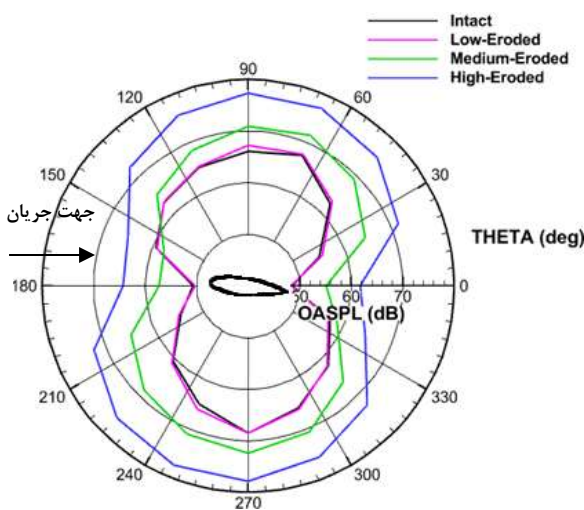
۶۰/۱، ۶۱/۵ و ۶۲/۲ دسی بل بدست آمده است (جدول ۳). صوت بیشینه در فرکانس ۱۲/۵ کیلوهرتز ایجاد شده است که داخل محدوده شنوایی (۲۰ هرتز تا ۲۰ کیلوهرتز) قرار می‌گیرد. میانگین کلی سطح فشار صوت نیز بیانگر روند افزایش انرژی صوتی با افزایش آسیب به لبه حمله پره می‌باشد. این مشخصه صوتی می‌تواند برای شناسایی و مقابله سریع‌تر با فرسودگی پره‌ها (در وسایلی مانند توربین بادی، بالگردها، دمنده‌ها و ..) مورد استفاده قرار گیرد. به این ترتیب خطر کاهش عملکرد آیرودینامیکی، افزایش آلودگی صوتی و مسایل جانبی (مانند افزایش تنش و آسیب سازه) کاهش می‌یابد.

جدول ۳. مقایسه نتایج صوت در بازه یک سوم اکتاو و در کل بازه فرکانسی برای ایرفویل‌های سالم و فرسوده (بر حسب دسی بل)

OASPL	حداکثر سطح فشار صوت (باند یک سوم اکتاو)	شدت فرسودگی
۴۳/۶۵	۵۷/۶	بدون فرسودگی
۴۴/۶۶	۶۰/۱	فرسودگی کم
۴۸/۴۲	۶۱/۵	فرسودگی متوسط
۵۴/۹۱	۶۲/۲	فرسودگی زیاد

علاوه بر مقدار، جهت انتشار صوت نیز دارای اهمیت می‌باشد. در شکل ۸ شدت صوت دریافتی در جهت‌های مختلف برای ایرفویل‌های سالم و فرسوده نمایش داده شده است. در این شکل ورودی هوا از سمت چپ بوده و ایرفویل در مرکز نمودار قرار دارد. همانطور که مشاهده می‌شود، مقادیر بیشینه در دو طرف بالا و پایین نمودار ایجاد شده است. این به معنی غالب بودن مکانیسم صوتی دوقطبی است که ناشی از بارگذاری آیرودینامیکی بر روی پره می‌باشد. افزایش صوت (در حالت ایرفویل سالم و

فرسودگی کم) در زاویه ۱۵۰ درجه می‌تواند بخاطر گردابه‌های ریزشی از لایه مرزی آرام باشد. این گردابه‌ها در حباب جدایش در سطح بالایی ایرفویل ایجاد می‌شوند. با افزایش شدت فرسودگی، لایه مرزی از ابتدا مغشوش بوده و این منبع صوتی (در حالت فرسودگی متوسط و زیاد) شکل نمی‌گیرد.



شکل ۸. شدت صوت دریافتی در جهت‌های مختلف برای ایرفویل سالم و فرسوده در زاویه حمله ۹/۵ درجه

### ۵. نتیجه‌گیری

آسیب‌دیدگی لبه حمله ایرفویل‌ها که بعلت عوامل مختلف طبیعی، مصنوعی یا مشکلات ساختی ایجاد می‌شود، یکی از معضلاتی است که در ماشین‌های مکانیکی مانند توربین‌ها، کمپرسورها و وسایل نقلیه هوایی مانند بالگردها باعث کاهش عملکرد آیرودینامیکی، افزایش سوخت و یا کاهش بهره‌وری می‌شود. این مساله همچنین آلودگی صوتی به همراه دارد. در این پژوهش با استفاده از الگوی تجربی بدست آمده از استهلاک پره‌های توربین بادی، تاثیر شدت فرسودگی ایرفویل بر عملکرد آن مورد بررسی قرار گرفت. ایرفویل مورد استفاده ناکا-

تاثیر شدت فرسودگی بر مشخصات آکوستیکی ایرفویل مورد بررسی قرار گرفت. فرسودگی به مقدار کم (عمق ۰/۵ درصد و گسترش ۱/۶ درصد طول وتر) تاثیر چندانی بر رفتار آکوستیکی ایرفویل نداشت. شدت افزایش صوت برای فرسودگی کم در فاصله ۱۹/۲ متر حدود ۱/۱۸ دسی‌بل بود. با افزایش شدت فرسودگی ریزش گردابه‌ها بیشتر می‌شود و این در مورد گردابه‌های بزرگ‌تر، شدیدتر است. افزایش آلودگی صوتی در حالت فرسودگی بیشینه (عمق ۱/۲ درصد و گسترش ۸/۹ درصد طول وتر) به ۱۲/۱۸ دسی‌بل در فاصله ۱۹/۲ متری رسید. بدین ترتیب با تغییر مشخصه صوتی می‌توان شدت فرسودگی را نیز تشخیص داد. عمده افزایش صوت نیز در فرکانس‌های پایین بود که میرایی در آن کمتر صورت می‌گیرد. این آلودگی صوتی در محدوده حساسیت شنوایی انسان است و بر سلامتی و بهداشت محیطی تاثیرگذار است. بدین ترتیب با استفاده از مشخصه‌های آکوستیکی بدست آمده در این تحقیق، و تشخیص به موقع فرسودگی و شدت آن، می‌توان به موقع جهت رفع آسیب ایجاد شده به پره اقدام کرد و ضمن حفظ بهداشت محیطی، مانع از آسیب بیشتر به دستگاه و عملکرد آن شد.

۰۰۱۲ بود. روش‌های محاسباتی آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی عبارت بودند از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و معادلات تشابه آکوستیکی فاکس-ویلیام و هاوکینز. برای افزایش دقت نتایج، جریان در لایه مرزی نیز با رعایت الزامات شبکه مرزی حل شد. ابتدا روش‌های محاسباتی با استفاده از داده‌های تجربی معتبر مورد اعتبارسنجی قرار گرفتند. سپس با اعمال شکل فرسودگی به لبه حمله ایرفویل مورد نظر، اثرات آن بر جریان حول ایرفویل مورد بررسی قرار گرفت. در فرسودگی کم بخاطر انتقال جریان لایه مرزی از آرام به مغشوش، ابتدا ضخامت لایه مرزی کاهش یافت. اما با افزایش شدت فرسودگی، گرادیان فشار، جدایش جریان و ریزش گردابه‌ها بیشتر شد و این الگوی جریان در اطراف ایرفویل را کاملاً تغییر داد. این تغییر الگو منجر به افزایش کاهش نیروی برآ تا حدود ۵ درصد و افزایش پسا تا حدود ۱۰ درصد شد. مشاهده شد که با افزایش میزان فرسودگی لبه، محل شروع ریزش گردابه‌ها به لبه حمله ایرفویل نزدیک می‌شود. ناپایداری کلون-هلمهولتز افزایش می‌یابد، و این خود منجر به افزایش قدرت و اندازه گردابه‌های منسجم (مانند گردابه  $\Omega$  و لوله‌های گردابه<sup>۹</sup>) می‌شود.

## ۶. مراجع

- [۱] Cappugi, Lorenzo, Alessio Castorrini, Aldo Bonfiglioli, Edmondo Minisci, and M. Sergio Campobasso. "Machine learning-enabled prediction of wind turbine energy yield losses due to general blade leading edge erosion." *Energy Conversion and Management* 245 (2021): 114567.
- [۲] Mishnaevsky Jr, Leon, Charlotte Bay Hasager, Christian Bak, Anna-Maria Tilg, Jakob I. Bech, Saeed Doagou Rad, and Søren Fæster. "Leading edge erosion of wind turbine blades: Understanding, prevention and protection." *Renewable Energy* 169 (2021): 953-969.
- [۳] Doagou-Rad, Saeed, and Leon Mishnaevsky Jr. "Rain erosion of wind turbine blades: computational analysis of parameters controlling the surface degradation." *Meccanica* 55, no. 4 (2020): 725-743.

- [۴] Im, Heejeon, and Bumsuk Kim. "Numerical study on the effect of blade surface deterioration by erosion on the performance of a large wind turbine." *Journal of Renewable and Sustainable Energy* 11, no. 6 (2019).
- [۵] Gharali, Kobra, and David A. Johnson. "Numerical modeling of an S809 airfoil under dynamic stall, erosion and high reduced frequencies." *Applied Energy* 93 (2012): 45-52.
- [۶] Ortolani, Andrea, Alessio Castorrini, and M. Sergio Campobasso. "Multi-scale Navier-Stokes analysis of geometrically resolved erosion of wind turbine blade leading edges." In *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 2265, no. 3, p. 032102. IOP Publishing, 2022.
- [۷] Papi, Francesco, Pier Francesco Melani, Jörg Alber, Francesco Balduzzi, Giovanni Ferrara, Christian Navid Nayeri, and Alessandro Bianchini. "Potential of mini Gurney flaps as a retrofit to mitigate the performance degradation of wind turbine blades induced by erosion." In *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 2265, no. 3, p. 032046. IOP Publishing, 2022.
- [۸] Fiore, Giovanni, and Michael S. Selig. "Optimization of wind turbine airfoils subject to particle erosion." In *33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, p. 3393. 2015.[۹] M. S. Campobasso, A. Castorrini, L. Cappugi, and A. Bonfiglioli, "Experimentally validated three-dimensional computational aerodynamics of wind turbine blade sections featuring leading edge erosion cavities," *Wind Energy*, vol. 25, pp. 168-189, 2022.
- [۱۰] Ffowcs Williams, John E., and David L. Hawkings. "Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion." *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences* 264, no. 1151 (1969): 321-342.
- [۱۱] Sagaut, Pierre. *Large eddy simulation for incompressible flows: an introduction*. Springer Science & Business Media, 2005.
- [۱۲] Kaviani, Hamidreza, and Ehsan Bashtalam. "Investigating the effect of SGS models in the LES method on the shape of eddies and calculating the emitted sound by implementing the Ffowcs Williams–Hawkings equation." *Journal of Vibration and Sound* 12, no. 23 (2023): 55-71.
- [۱۳] Tucker, P. G. "Computation of unsteady turbomachinery flows: Part 2—LES and hybrids." *Progress in Aerospace Sciences* 47, no. 7 (2011): 546-569.
- [۱۴] Davidson, Lars, and Simon Dahlström. "Hybrid LES-RANS: An approach to make LES applicable at high Reynolds number." *International journal of computational fluid dynamics* 19, no. 6 (2005): 415-427.
- [۱۵] Jawahar, Hasan Kamliya, S. Vemuri, and Mahdi Azarpeyvand. "Aerodynamic noise characteristics of airfoils with morphed trailing edges." *International Journal of Heat and Fluid Flow* 93, no. 108892 (2022): 108892.
- [۱۶] Kaviani, Hamidreza, and Ehsan Bashtalam. "Investigating the effect of non-dimensional distances on the calculation of sound intensity in large eddy simulation method." *Journal of Vibration and Sound* 11, no. 22 (2023): 61-78.
- [۱۷] Menter, Florian R. "Best practice: scale-resolving simulations in ANSYS CFD." *ANSYS Germany GmbH* 1 (2012): 1-70.
- [۱۸] Tucker, Paul G. *Unsteady computational fluid dynamics in aeronautics*. Vol. 104. Springer Science & Business Media, 2013.
- [۱۹] Rumsey, Christopher L., and Takafumi Nishino. "Numerical study comparing RANS and LES approaches on a circulation control airfoil." *International Journal of Heat and Fluid Flow* 32, no. 5 (2011): 847-864.

- [۲۰] Wang, Meng, Stephane Moreau, Gianluca Iaccarino, and Michel Roger. "LES prediction of wall-pressure fluctuations and noise of a low-speed airfoil." *International journal of aeroacoustics* 8, no. 3 (2009): 177-197.
- [۲۱] Wolf, William Roberto. *Airfoil aeroacoustics, les and acoustic analogy predictions*. Stanford University, 2011.
- [۲۲] 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* 8, no. 3 (2020): 212.
- [۲۳] Seifollahi Moghadam, Zahra, François Guibault, and André Garon. "On the evaluation of mesh resolution for large-eddy simulation of internal flows using OpenFOAM." *Fluids* 6, no. 1 (2021): 24.
- [۲۴] Kaviani, Hamidreza, and Ehsan Bashtalem. "Investigating the effect of modeling and simulation of vortices on aeroacoustic calculations in homogeneous shear flow." *Modares Mechanical Engineering* 23, no. 11 (2023): 615-626.
- [۲۵] Chapman, Dean R. "Computational aerodynamics development and outlook." *AIAA journal* 17, no. 12 (1979): 1293-1313.
- [۲۶] Tucker, Paul G., and Lars Davidson. "Zonal k-1 based large eddy simulations." *Computers & Fluids* 33, no. 2 (2004): 267-287.
- [۲۷] 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* 1, no. 6 (1989): 1061-1068.
- [۲۸] Brooks, Thomas F., D. Stuart Pope, and Michael A. Marcolini. *Airfoil self-noise and prediction*. No. L-16528. 1989.
- [۲۹] Han, Woobeom, Jonghwa Kim, and Bumsuk Kim. "Effects of contamination and erosion at the leading edge of blade tip airfoils on the annual energy production of wind turbines." *Renewable energy* 115 (2018): 817-823.
- [۳۰] Kaviani, Hamid R., and Mohammad Moshfeghi. "Power Generation Enhancement of Horizontal Axis Wind Turbines Using Bioinspired Airfoils: A CFD Study." *Machines* 11, no. 11 (2023): 998.
- [۳۱] Ladson, Charles L., Acquilla S. Hill, and William G. Johnson Jr. *Pressure distributions from high Reynolds number transonic tests of an NACA 0012 airfoil in the Langley 0.3-meter transonic cryogenic tunnel*. No. NASA-TM-100526. 1987.
- [۳۲] Gregory, Nigel, and C. L. O'reilly. "Low-speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost." (1970).
- [۳۳] Kaviani, Hamidreza, and Ehsan Bashtalam. "Investigating the Effect of Icing on Aerodynamics and Aeroacoustics of an Airfoil." *Modares Mechanical Engineering* 23, no. 8 (2023): 455-465.
- [۳۴] 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).
- [۳۵] 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* 32, no. 6 (2020).
- [۳۶] 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* 168 (2017): 164-176.

- 
- 1 Large Eddy Simulation, LES
  - 2 Ffowcs Williams-Hawkings, FWH
  - 3 Lift
  - 4 Sound pressure level, SPL
  - 5 Thrust
  - 6 Mini-Gurney Flap
  - 7 Leading Edge (LE)
  - 8 James Lighthill
  - 9 Lighthill Acoustic Analogy
  - 10 Heaviside
  - 11 Sub-Grid Scale (SGS) Model
  - 12 Wall Adapting Local Eddy Viscosity, WALE
  - 13 Smagorinsky
  - 14 Fluent
  - 15 Span length
  - 16 Courant-Friedrich-Lewy(CFL)
  - 17 Kelvin-Helmholtz
  - 18 Coherent
  - 19 Non-Coherent
  - 20 Q-Criterion
  - 21 Hunt
  - 22 Laminar Boundary Layer Vortex Shedding
  - 23 Hairpin
  - 24 Kolmogorov length scale
  - 25 Tollmen-Schlichting Waves
  - 26 Sound Pressure Level(SPL)
  - 27 Overall Average Sound Pressure Level(OASPL)
  - 28 Power spectral density, PSD
  - 29 Vortex tubes