

تأثیر شدت فرسودگی (کم و زیاد) بر صوت و ایرودینامیک ایرفویل متقارن

حمیدرضا کاویانی^{۱*}، احسان بشتالم^۲

^۱ ایران، ملایر، دانشگاه ملایر، دانشکده فنی، گروه مهندسی مکانیک، کدپستی ۶۵۷۱۹۹۵۸۶۳، استادیار

^۲ ایران، ملایر، دانشگاه ملایر، دانشکده فنی، گروه مهندسی مکانیک، کدپستی ۶۵۷۱۹۹۵۸۶۳، کارشناسی

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

چکیده

فرسودگی لبه حمله ایرفویل که در اثر عوامل طبیعی یا مصنوعی رخ می‌دهد، تأثیر زیادی بر افزایش آلودگی صوتی و عملکرد ماشین‌های مکانیکی مانند توربین‌های بادی و وسایل نقلیه هوایی دارد. در این پژوهش به بررسی تأثیر شدت فرسودگی بر عملکرد ایرفویل‌ها با استفاده از روابط ناویر-استوکس و معادلات فاکس-ویلیام و هاوکینز پرداخته شده است. با توجه به تأثیر نوع و هندسه فرسودگی بر نتایج کار، در این تحقیق از الگوی فرسودگی پره‌های کارکرده استفاده شده است. برای این منظور دو نوع فرسودگی با شدت کم و زیاد بکار گرفته شده است. با افزایش شدت فرسودگی ضرایب نیروی برآ و پسا در زوایای حمله پایین تغییر چندانی ندارند، اما با افزایش زاویه حمله هر دو ضریب افزایش می‌یابند. در زاویه ۱۴ درجه این افزایش به حدود ۶/۱ درصد برای ضریب نیروی برآ و ۸/۴ درصد برای ضریب نیروی پسا می‌رسد. همچنین با افزایش فرسودگی زاویه واماندگی ایرفویل نیز افزایش می‌یابد. افزایش فرسودگی لبه حمله ایرفویل باعث افزایش شدت گردابه‌ها نیز شده است. این مساله در مورد گردابه‌هایی که طول مشخصه آنها بزرگتر است، شدت بیشتری دارد. به همین خاطر میرایی صوت ناشی از فرسودگی لبه حمله دیرتر رخ می‌دهد. حداکثر افزایش آلودگی صوتی در بازه حداکثر حساسیت شنوایی انسان رخ داده است. میزان افزایش آلودگی صوتی در فاصله ۱۹/۲ متری برای فرسودگی کم حدود یک دسی‌بل و برای فرسودگی زیاد حدود ۱۲ دسی‌بل بدست آمده است که مقدار قابل توجهی می‌باشد. بنابراین علاوه بر آزاردهنگی بالای صوت ایجاد شده در اثر فرسودگی، با استفاده از شناسه‌های صوتی حاصل می‌توان شدت فرسودگی ایجاد شده را نیز به موقع ارزیابی نمود و در اقدامات لازم را جهت تعویض و یا تعمیر قطعه آسیب دیده صورت داد.

کلمات کلیدی: ایروآکوستیک، ایرفویل، شدت فرسودگی لبه حمله.

۱- مقدمه

فرسایش و آسیب در لبه جلویی ایرفویل‌ها می‌تواند تأثیر قابل توجهی بر افزایش آلودگی صوتی ماشین‌های مکانیکی بکارگیرنده آنها به ویژه توربین‌های بادی، کمپرسورها و وسایل نقلیه هوایی داشته باشد. فرسایش لبه حمله باعث تغییر در هندسه و در نتیجه میدان جریان اطراف ایرفویل می‌شود. این تغییرات می‌تواند بر عملکرد آیرودینامیکی، کارایی و همچنین انتشار امواج صوتی آن تأثیر بگذارد [۱]. یکی از منابع اصلی آلودگی صوتی ایرفویل‌ها، نویز لبه فرار است که در اثر برهم کنش لایه مرزی آشفتگی با لبه فرار ایجاد می‌شود. فرسایش لبه حمله می‌تواند ضخامت و شدت آشفتگی لایه مرزی را افزایش دهد. این مساله می‌تواند نویز لبه فرار را افزایش دهد. علاوه بر این، فرسایش لبه جلویی همچنین می‌تواند حباب جدایش، گردش در حفره ایجاد شده در اثر فرسودگی، و گردابه ناشی از تیزی لبه فرسوده را ایجاد کند. این مکانیسم‌های جدید آلودگی صوتی را افزایش می‌دهد [۲]. آلودگی صوتی ناشی از ایرفویل‌ها می‌تواند اثرات منفی بر سلامت انسان و محیط زیست داشته باشد [۳-۵]. بنابراین، مطالعه و کاهش تأثیر فرسایش لبه‌های حمله بر ایرفویل‌ها اهمیت زیادی دارد.

مطالعات مختلفی تاکنون در زمینه بررسی اثر فرسایش لبه حمله ایرفویل بر عملکرد ماشین‌های مکانیکی انجام شده است. سارین و همکارانش [۶] برای درک اثر فرسایش لبه حمله پره و تعیین تأثیر آن بر عملکرد ایرفویل DU 96-W-180 آزمایشات مختلفی با سه عدد رینولدز از یک میلیون تا ۱/۸۵ میلیون انجام دادند. ایشان محدوده آسیب لبه حمله ایرفویل را به ۵ درجه مختلف تقسیم نمودند. سپس آسیب وارده و تأثیر آن را به قسمت‌های دیگر 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 خوردگی 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. کامپوسو و همکاران [۶] 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 می‌شوند و شبیه‌سازی صحیح آنها در نتایج تأثیر گذار است. با الگوی فرسایش در نظر گرفته شده افت بازده انرژی توربین آزمون بین ۲/۱ و ۲/۶ درصد بدست آمد. تجزیه و تحلیل پارامتریک هندسه حفره‌ها نیز نشان داد که شکل لبه حفره نسبت به عمق آن تأثیر بسیار بیشتری بر عملکرد آیرودینامیکی پره دارد. دراگان و گراد [۷] در تحقیق دیگری سعی نمودند تا ارتباط بین تغییر صوت پره کمپرسور را با خوردگی پیدا کنند. براساس نتایج ایشان در فرکانس کمتر از ۲۰۰ هرتز خوردگی در لبه حمله باعث افزایش صوت، و در لبه فرار خوردگی باعث کاهش صوت می‌شود. در پژوهش ایشان هیچ گونه اعتبارسنجی وجود نداشت، اطلاعاتی در مورد هندسه خوردگی ارائه نگردید و نام ایرفویل نیز بطور مشخص بیان نشد.

هدف از این پژوهش بررسی اثر شدت فرسودگی لبه حمله ایرفویل بر عملکرد آیرودینامیکی و ایروآکوستیکی آن می‌باشد. برای این منظور با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ LES، جریان حول ایرفویل شبیه‌سازی شده است. برای افزایش دقت محاسبات جریان در لایه مرزی مدل نشده و بصورت مستقیم محاسبه شده است. با توجه به هزینه بالای روش LES، برای سنجش میرایی صوت در پایین دست از معادلات فاکس-ویلیام و هاوکینز بهره گرفته شده است. ابتدا دقت روش‌های عددی بکار رفته با استفاده از داده‌های تجربی اعتبارسنجی شده است. پس از آن شکل فرسودگی از یک پره توربین بادی فرسوده اقتباس شده و تأثیر آن بر عملکرد آیرودینامیکی و آکوستیکی ایرفویل مورد بررسی قرار گرفته است. شدت فرسودگی لبه حمله را به سه درجه می‌توان تقسیم بندی نمود: ۱- فرسودگی کم یا نقطه‌ای، ۲- فرسودگی متوسط یا رشته‌ای و ۳- فرسودگی زیاد یا تکه‌ای. در این مقاله حالت اول و سوم (کم و زیاد) مورد مطالعه قرار می‌گیرد. توضیحات بیشتر در ادامه ارائه شده است.

۲- روش حل مسئله

روشی که برای محاسبات آیرودینامیکی در این تحقیق مورد استفاده قرار گرفته است، روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ نام دارد که به اختصار LES نامیده می‌شود. این روش علاوه بر حل مستقیم مقیاس‌های بزرگ و مهم توربولانسی، با حذف مقیاس‌های کوچک هزینه محاسبات را پایین می‌آورد [۸]. برای داشتن دقت مطلوب در این روش حداقل ۸۰ درصد قدرت جریان مغشوش بایستی بطور مستقیم شبیه‌سازی شود و فقط ۲۰ درصد قدرت اغتشاش مدل‌سازی شود. به همین خاطر روش LES نیاز به شبکه محاسباتی متراکم در نزدیکی دیواره و خارج از لایه مرزی دارد.

یکی از مدل‌های شناخته شده برای محاسبه عملکرد گردابه‌های کوچک، گرانروی گردابه‌های محلی منطبق با دیواره یا WALE نام دارد. مدل WALE طراحی شده است تا رفتار مجانبی تنش‌های رینولدز نزدیک به دیواره‌ها (ν^3) را 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 وجود ندارد. مدل WALE بر اساس مربع تانسور گرادیان سرعت است و تانسور تنش برشی و همچنین تانسور چرخش را در نظر می‌گیرد. علاوه بر این، نیکود [۹] نشان داد که این مدل می‌تواند پدیده‌های گذار را بخوبی شبیه‌سازی کند. اطلاعات بیشتر در مورد مدل گرانروی گردابه‌های محلی منطبق بر دیواره یا WALE در مرجع [۹] ارایه شده است.

برای انجام محاسبات آکوستیکی در این تحقیق از روش فاکس-ویلیام و هاوکینز (FWH) استفاده شده است. روش FWH یک فرم از معادلات لایت‌هیل است. سمت چپ معادله FWH نمایشگر نوسانات فشاری بدست آمده از روابط CFD است که به فرم معادله موج باز نویسی می‌شود. سمت راست معادله FWH شامل سه جمله است که منبع صوت تک قطبی، دو قطبی و چهار قطبی را تشکیل می‌دهد. بدین ترتیب با استفاده از نوسانات فشاری، شدت موج صوت و تضعیف آن محاسبه می‌شود [۱۰]. جزییات این روش توسط فاکس ویلیام و هاوکینز [۱۱] 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 [۱۲]. برای بیان سطح فشار صوت (Sound Pressure Level) 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 فشار مربع به مربع فشار صوت مرجع ($20 \mu\text{Pa}$) که بصورت زیر بیان می‌شود:

$$SPL = 10 \log \left(\frac{I}{I_{Ref}} \right) = 10 \log \left(\frac{\hat{p}^2}{\hat{p}_{Ref}^2} \right) \quad (1)$$

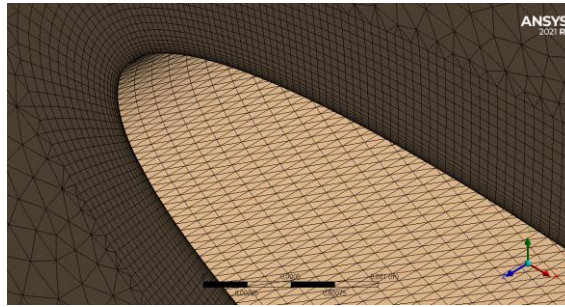
در رابطه فوق $I = \frac{\hat{p}^2}{\rho_0 c_0}$ بیانگر شدت صوت است و ρ_0 چگالی و c_0 سرعت صوت در هوای استاندارد است. \hat{p} ریشه دوم میانگین فشار صوت مربع است و P_{Ref} فشار صوت مرجع برابر با $20 \mu\text{Pa}$ است.

۳- اعتبارسنجی شبیه‌سازی روش‌های محاسباتی ایرودینامیکی و ابروآکوستیکی

در این پژوهش برای شبیه‌سازی از نرم‌افزار انسیس-فلونت نسخه ۲۰۲۲ استفاده شده است. در این تحقیق طول اسپن حدود ۳ برابر طول لایه مرزی در نظر گرفته شده است. این مقدار معادل ده درصد طول وتر است که در تحقیقات LES مقداری متداول می‌باشد [۱۵، ۱۶]. برای حل مستقیم جریان، ایجاد شبکه مناسب در لایه مرزی ضروری 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 (جدول ۱ و شکل ۱). برای شبیه‌سازی جریان، میدان حل نوع-سی (C-Type) به طول چهل برابر و عرض بیست برابر طول وتر استفاده شده است.

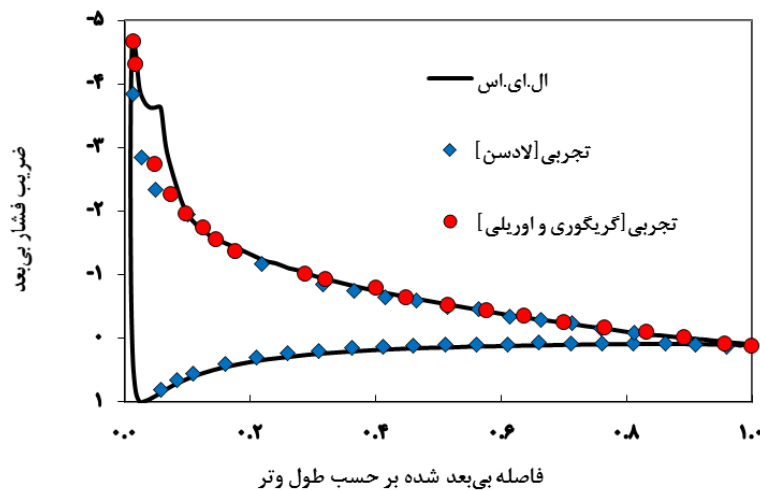
جدول ۱. مشخصات شبکه محاسباتی بکار رفته در نزدیکی سطح ایرفویل

پارامتر	ابعاد شبکه روی سطح (متر)	مقدار بی‌بعد بدست آمده
راستای عمود بر سطح - Δy	1×10^{-6}	۰/۲۵
راستای اسپن - Δz	$3/62 \times 10^{-5}$	۱۴/۱۱
راستای وتر - Δx	$5/64 \times 10^{-5}$	۹/۰۷



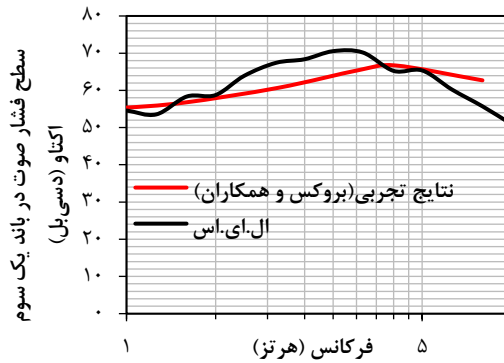
شکل ۱. شبکه ایجاد شده در لایه مرزی

مقایسه نتایج محاسباتی با داده‌های تجربی لادسن و همکارانش [۱۷] و گریگوری و اوریلی [۱۸] در زاویه حمله ۱۰ درجه و عدد رینولدز ۳ میلیون در شکل ۲ نشان داده شده است. در فاصله هفت صدم طول وتر از لبه حمله یک حباب جدایش در نتایج عددی مشاهده می‌شود که نتایج تجربی آن را نشان نمی‌دهد. براساس گزارش گریگوری و اوریلی (بصورت بصری) حباب جدایش در زاویه ۱۰- درجه تشکیل می‌شود [۱۸]. اما نمودارهای ارائه شده تجربی در گزارش ایشان تا قبل از ۱۲ درجه آن را نمایش نمی‌دهند. علت این مساله می‌تواند خطاها یا حساسیت مرتبط با بکارگیری دستگاه‌های اندازه‌گیری باشد.



شکل ۲. توزیع ضریب فشار در اطراف ایرفویل ناکا-۰۰۱۲

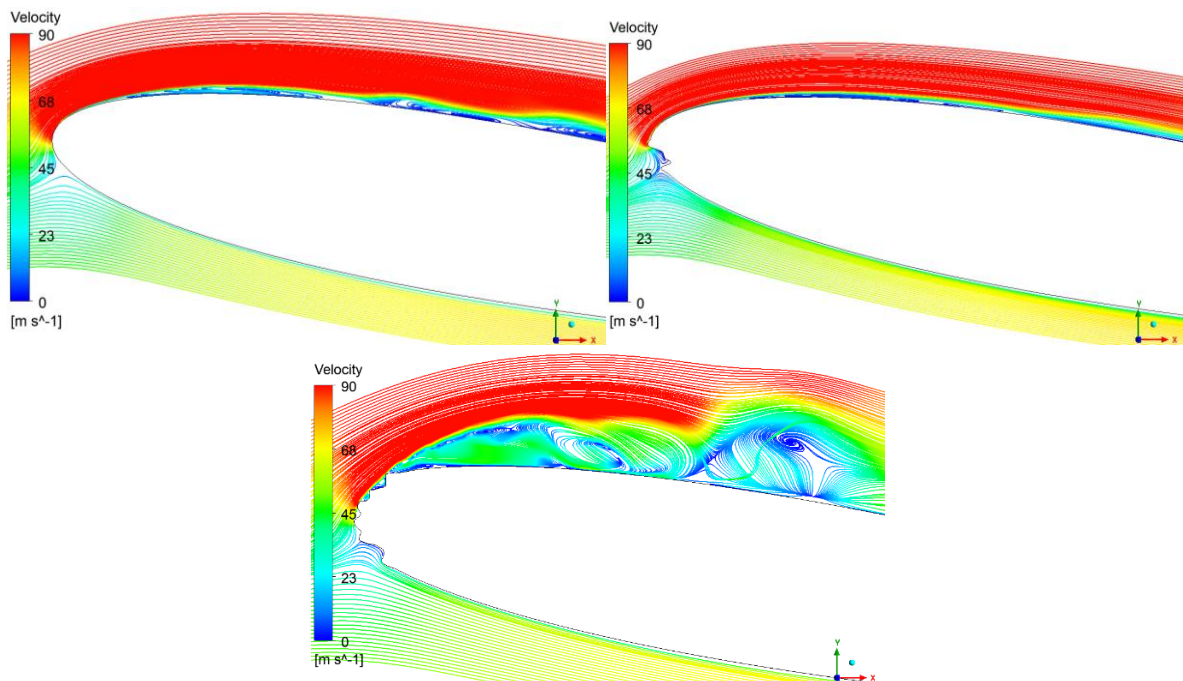
برای تعریف منبع صوت از نوسانات فشاری بر روی سطح ایرفویل استفاده می‌شود. برای افزایش همگرایی حل عددی از گام زمانی 1.99×10^{-6} با بیست تکرار در هر گام زمانی برای محاسبات استفاده شده است. از معیار همگرایی یک هزارم برای کلیه باقیمانده‌ها استفاده شده است. نتایج بدست آمده برای سطح فشار صوت در باند یک سوم اکتاو با نتایج تجربی ارائه شده توسط بروکس و همکارانش [۱۹] در شکل ۳ مقایسه شده است. اطلاعات تجربی و نتایج محاسباتی انطباق مناسبی با یکدیگر دارند. در فرکانس‌های پایین تلاطم جریان ورودی تاثیر قابل توجهی دارد [۱۰] و برای افزایش دقت شبیه‌سازی بایستی اطلاعات کتابخانه‌ای باد ورودی را استفاده نمود که در این مورد دردسترس نبوده است. همچنین در فرکانس‌های ۵ کیلوهرتز و بالاتر گردابه‌های کوچک نقش بیشتری ایفا می‌کنند [۱۰] و برای افزایش دقت محاسبات در این بازه می‌توان از شبکه متراکم‌تری با هزینه بیشتر استفاده نمود.



شکل ۳. سطح فشار صوت متوسط گیری شده با فیلتر یک سوم باند اکتاو برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ با طول وتر ایرفویل ۲/۵۴ سانتیمتر، زاویه حمله ۹/۵ درجه و سرعت جریان ۷۱/۳ متر بر ثانیه

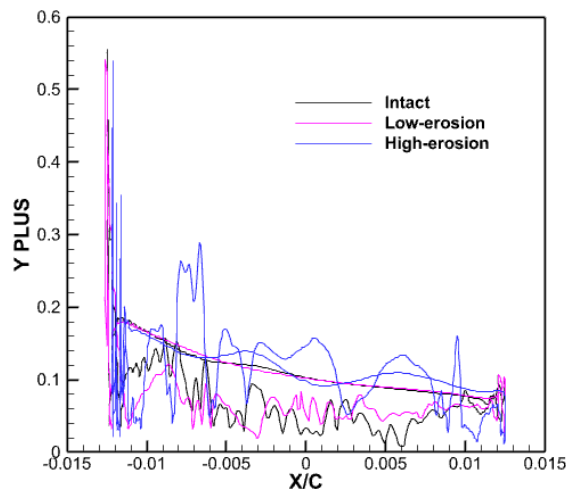
۴- نتایج ایروآکوستیکی برای فرسودگی ایرفویل

در این پژوهش تاثیر فرسودگی لبه حمله بر صوت ایرفویل مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به تاثیر شکل فرسودگی بر ایرودینامیک و صوت ایرفویل، در این تحقیق سعی شده است تا از شکل ارایه شده توسط هان و همکارانش [۲۰] از پره توربین مستهلک در اثر عوامل طبیعی استفاده شود. در شکل ۴ خطوط جریان در اطراف ایرفویل سالم و فرسوده ناکا-۰۰۱۲ نمایش داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، وقتی فرسودگی لبه حمله ایرفویل کم باشد، ضخامت لایه مرزی روی سطح بالایی ایرفویل کاهش می‌یابد. این مساله به دلیل انتقال زود هنگام جریان آرام به مغشوش در لایه مرزی اتفاق می‌افتد. اما هنگامی که شدت فرسودگی افزایش می‌یابد، جدایش جریان از روی سطح و گردابه‌های بزرگی اتفاق می‌افتد که باعث می‌شود الگوی جریان به کلی تغییر کند.



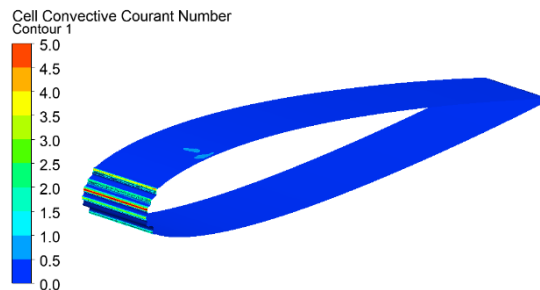
شکل ۴. خطوط جریان در اطراف ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ سالم (بالا سمت چپ)، فرسوده با درجه کم (بالا سمت راست) و زیاد (پایین)

در نتایج بدست آمده برای Δy^+ (شکل ۵) مقدار بیشینه Δy^+ در لبه حمله، جایی که سیال شتاب می‌گیرد، حدود ۰/۵۵ بدست آمده است که مقدار مناسبی می‌باشد.



شکل ۵. تغییرات y^+ بر روی سطح ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ در حالت سالم و فرسوده

برای اطمینان صحت نتایج بایستی شرط کورانت-فردریش-لوی ($CFL < 1$) رعایت شود. این مساله 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. در این پژوهش از گام زمانی 1.99×10^{-6} استفاده شده است. شکل ۶ عدد کورانت را بر روی ایرفویل فرسوده نمایش می‌دهد. برای اغلب پره بجز یک ناحیه کوچک در لبه حمله عدد کورانت کمتر از یک می‌باشد.

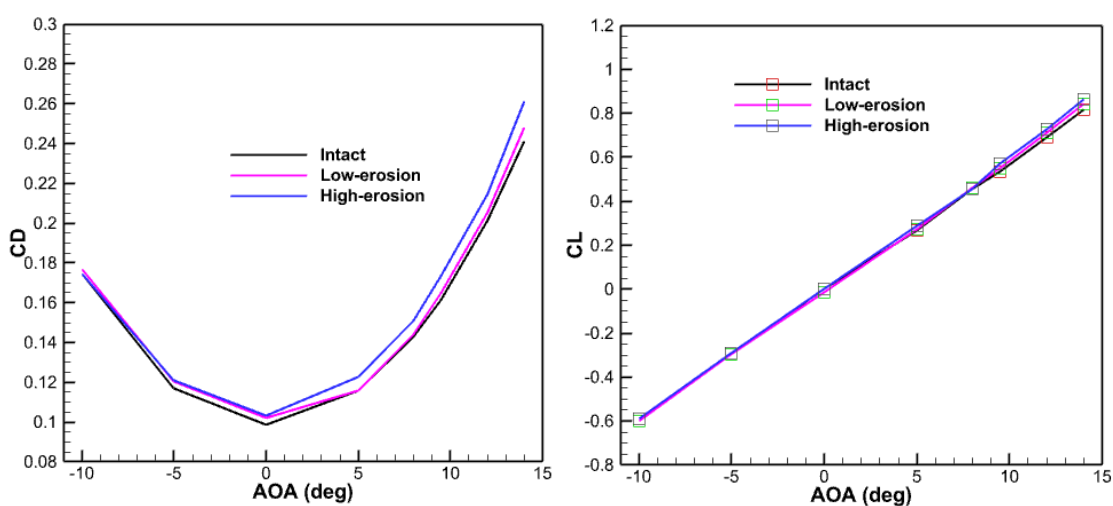


شکل ۶. تغییرات عدد CFL بر روی سطح ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ در حالت فرسودگی زیاد

در شکل ۷ ضریب نیروی برای شکل ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ سالم و فرسوده مقایسه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، در زوایای حمله پایین اختلاف چندانی بین ضریب نیروی برای ایرفویل سالم و فرسوده مشاهده نمی‌شود، اما در زوایای حمله ۱۰ درجه و بالاتر ضریب نیروی برای ایرفویل فرسوده بیشتر شده است. در زاویه ۱۴ درجه افزایش نیروی برآ برابر با ۶/۱ درصد بوده است. در پژوهش‌های قبلی نیز افزایش برآ در زوایای حمله بالا در اثر تولید گردابه و یا افزایش ضریب زبری سطح گزارش شده بود. ایجاد گردابه در نزدیکی لبه حمله باعث افزایش ضریب پسا اصطکاکی و شدت اغتشاش در نزدیکی سطح می‌شود [۲۱]. افزایش شدت اغتشاش باعث بهبود رفتار ایرودینامیکی ایرفویل در زوایای حمله بالا می‌شود، ضریب برآ را افزایش داده و ضریب پسا (ناشی از پسای فشاری) را کاهش می‌دهد. همچنین اندازه حباب جدایش و قدرت گردابه‌های ناشی از جدایش را نیز کاهش می‌دهد [۲۲].

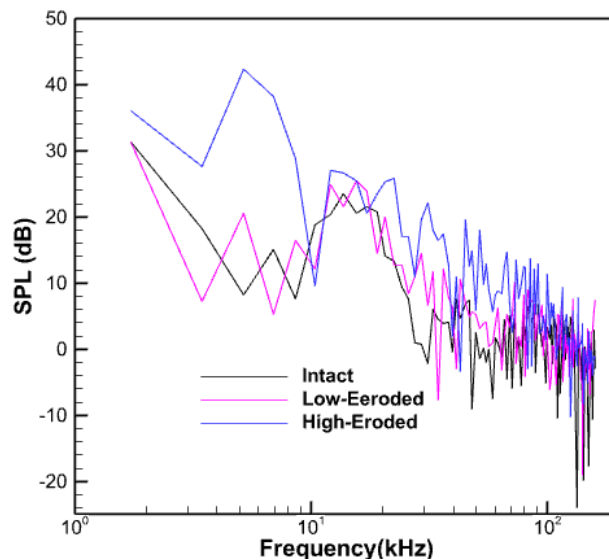
ضریب نیروی پسا مرکب از دو بخش پسای فشاری و پسای اصطکاکی می‌باشد. زبری سطح باعث افزایش پسای اصطکاکی و شدت گردابه‌ها می‌شود. اما همین گردابه‌ها می‌تواند در زوایای حمله بالا پسای فشاری را کاهش دهد. بنابراین تاثیر گردابه‌های ایجاد

شده در اثر آسیب دیدگی لبه حمله بسته به شکل ایرفویل، شدت فرسودگی، زاویه حمله و اغتشاش جریان ورودی می‌تواند متفاوت باشد [۲۲]. در شکل ۷ ضریب پسای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ سالم و فرسوده نمایش داده شده است. آسیب دیدگی لبه حمله (با مشخصات هندسی مورد استفاده در این پژوهش) در مجموع باعث افزایش ضریب نیروی پسا شده است. با افزایش زاویه حمله این افزایش ضریب نیروی پسا بیشتر می‌شود. حداکثر افزایش پسا در زاویه حمله ۱۴ درجه به ۸/۴ درصد می‌رسد.



شکل ۷. ضریب نیروی برآ (سمت راست) و پسا (سمت چپ) ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ سالم و فرسوده

مقایسه بین سطح فشار صوت ایرفویل سالم و فرسوده که در بازه یک تا ۲۵۰ هزار هرتز در شکل ۸ نمایش داده شده است. این نمودار با توجه به گام زمانی 1.99×10^{-6} بدست آمده است.



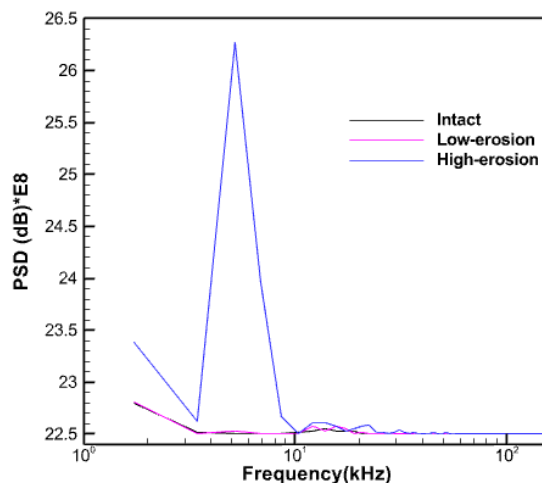
شکل ۸. سطح فشار صوت برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ سالم و فرسوده

سطح فشار صوت ایرفویل با افزایش فرسودگی در کل بازه فرکانسی افزایش می‌یابد. روند کلی صوت بدست آمده از فرسودگی ایرفویل با ایرفویل سالم نیز متفاوت است. ایرفویل سالم بیشترین مقدار خود را در فرکانس پانزده هزار هرتز ارایه نموده است. اما نمودار سطح فشار صوت ایرفویل فرسوده با درجه بالا، مقدار بیشینه خود را در حدود ۵ کیلوهرتز دارد و شیب منفی آن بیشتر است. شیب نزولی و روند کلی نمودار SPL ایرفویل فرسوده با نتایج ارایه شده در مرجع [۷] نیز هم‌خوانی دارد.

برای بررسی تضعیف صوت با افزایش فاصله از میانگین کلی سطح فشار صوت 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 فرسوده ۱۱/۲۶ دسیبل اختلاف دارد (صوت ایرفویل فرسوده بیشتر است). این مقدار در فاصله ۱۹/۲ متری به ۱۲/۱۸ دسیبل می‌رسد و 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 (شکل ۹). گردابه‌های بزرگ باعث ایجاد امواج صوتی در فرکانس‌های پایین می‌شوند و تضعیف صوت فرکانس پایین کمتر از صوت فرکانس بالا می‌باشد [۱۰].

جدول ۲. مقایسه میرایی صوت در کل بازه فرکانسی ایرفویل فرسوده نسبت به ایرفویل سالم

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



شکل ۹. چگالی طیفی توان نوسانات فشاری برای ایرفویل ناکا-۰۱۲ سالم و فرسوده در فرکانس‌های مختلف

۵- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

آسیب دیدگی لبه حمله ایرفویل‌ها که بعلت عوامل مختلف طبیعی، مصنوعی یا مشکلات ساختی ایجاد می‌شود، یکی از معضلاتی است در ماشین‌های مکانیکی مانند توربین‌ها، کمپرسورها و وسایل نقلیه هوایی مانند بالگردها باعث کاهش عملکرد ایرودینامیکی، افزایش سوخت و یا 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-۰۱۲ بود. روش‌های محاسباتی ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی 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، ضخامت لایه مرزی کاهش یافته است. اما با افزایش شدت فرسودگی،

گرادیان فشار، جدایش جریان و ریزش گردابه‌ها بیشتر می‌شود و این الگوی جریان در اطراف ایرفویل را کاملاً تغییر می‌دهد. این تغییر الگو منجر به افزایش ضرایب نیروی برآ و پسا، و تاخیر در واماندگی ایرفویل شده است. میزان سپس تاثیر شدت فرسودگی بر مشخصات آکوستیکی ایرفویل مورد بررسی قرار گرفت. فرسودگی به مقدار کم تاثیر چندانی بر رفتار آکوستیکی ایرفویل ندارد. 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 این حالت به ۱۲/۱۸ دسی‌بل در فاصله ۱۹/۲ متری رسیده است. عمده افزایش صوت نیز در فرکانسهای پایین بود که میرایی آن کمتر صورت می‌گیرد. این آلودگی صوتی در فرکانسی رخ می‌دهد که در محدوده حساسیت بالای شنوایی انسان است و بر سلامتی و بهداشت محیطی تاثیر بالایی دارد. با استفاده از مشخصه‌های آکوستیکی بدست آمده در این تحقیق می‌توان شدت آسیب به لبه پره‌ها را مشخص و به هنگام جهت رفع آسیب اقدام نمود.

۶- مراجع

1. A. K. Ravishankara, H. Özdemir, and E. van der Weide, "Analysis of leading edge erosion effects on turbulent flow over airfoils," *Renewable energy*, vol. 172, pp. 765-779, 2021.
2. Y. Wang, X. Zheng, R. Hu, and P. Wang, "Effects of leading edge defect on the aerodynamic and flow characteristics of an S809 airfoil," *PloS one*, vol. 11, p. e0163443, 2016.
3. J. Radun, H. Maula, P. Saarinen, J. Keränen, R. Alakoivu, and V. Hongisto, "Health effects of wind turbine noise and road traffic noise on people living near wind turbines," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 157, p. 112040, 2022.
4. E. Karasmanaki, "Is it safe to live near wind turbines? Reviewing the impacts of wind turbine noise," *Energy for Sustainable Development*, vol. 69, pp. 87-1.۲۰۲۲, ۰۲
5. S. Benz, J. Kuhlmann, S. Jeram, S. Bartels, B. Ohlenforst, and D. Schreckenber, "Impact of Aircraft Noise on Health," in *Aviation Noise Impact Management: Technologies, Regulations, and Societal Well-being in Europe*, ed: Springer International Publishing Cham, 2022, pp. 173-195.
6. 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.
7. V. Drăgan and D. Grad, "aero-acoustic properties of eroded airfoils of compressor blades for use in non-invasive diagnostics," *Int. J. Turbo Jet-Engines*, vol. 30, pp. 243-248, 2013.
8. P. Sagaut, *Large eddy simulation for incompressible flows: an introduction*: Springer Science & Business Media, 2006.
9. F. Nicoud and F. Ducros, "Subgrid-scale stress modelling based on the square of the velocity gradient tensor," *Flow, turbulence and Combustion*, vol. 62, pp. 183.۱۹۹۹, ۲۰۰۰-
10. 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.
11. 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.
12. R. https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/17.0/en-us/help/flu_th/flu_th_sec_acoust_fwh.html.
13. P. Tucker, "Computation of unsteady turbomachinery flows: Part 2—LES and hybrids," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 47, pp. 546-569, 2011.

14. L. Davidson and S. Dahlström, "Hybrid LES-RANS: An approach to make LES applicable at high Reynolds number," *International journal of computational fluid dynamics*, vol. 19, pp. 415-427, 2005.
15. H. Kaviani and E. Bashtalam, "Investigating the effect of non-dimensional distances on the calculation of sound intensity in large eddy simulation method," *Journal of Vibration and Sound*, vol. 11, pp. 61-78, 2023.
16. H. Kaviani and E. 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–Hawkins equation," *Journal of Vibration and Sound*, 2023.
17. C. L. Ladson, A. S. Hill, and W. 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," 1987.
18. N. Gregory and C. O'reilly, "Low-speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost," 1970.
19. T. F. Brooks, Pope, D. S. and Marcolini ,M. A., "Airfoil self-noise and prediction " 1989.
20. W. Han, J. Kim, and B. Kim, "Effects of contamination and erosion at the leading edge of blade tip airfoils on the annual energy production of wind turbines," *Renewable energy*, vol. 115, pp. 817-823. ۲۰۱۸ ,
21. C. Liu, Y. Li, Z. Zhou, and P. Wiśniewski, "Effect of Cascade Surface Roughness on Boundary Layer Flow Under Variable Conditions," *Frontiers in Energy Research*, vol. 9, 2022.
22. Y. Zhang, Z. Zhou, K. Wang, and X. Li, "Aerodynamic characteristics of different airfoils under varied turbulence intensities at low Reynolds numbers," *Applied Sciences*, vol. 10, p. 1706, 2020.