ISSN: 2476-6909; Modares Mechanical Engineering. 2023;23(08):455-465

Investigating the Effect of Icing on Aerodynamics and Aeroacoustics of an Airfoil

ARTICLE INFO

Article Type
Original Research

Authors
Kaviani H.R.[1*],
Bashtalem E[1].

How to cite this article
Kaviani H.R., Bashtalem E. Investigating the Effect of Icing on Aerodynamics and Aeroacoustics of an Airfoil. Modares Mechanical Engineering; 2023;23(08):455-465.

[1] Department of Mechanical Engineering, Technical and Engineering Faculty, Malayer University, Malayer, Iran.

***Correspondence**
Address: Malayer University, Department of Mechanical Engineering, Technical and Engineering Faculty, Malayer, Iran.

ahr-kaviani@malayeru.ac.ir

Article History
Received: October 2, 2022
Accepted: June 12, 2023
ePublished: October 5, 2023

ABSTRACT

Icing is a common issue in blowers, wind turbines and flying vehicles. This phenomenon has a great impact on reducing aerodynamic performance, increasing noise pollution and imposing extra load on the structure. In this article, the effect of icing on the aerodynamic and aeroacoustic performance of the Naka-0012 airfoil has been studied. Transient and three-dimensional Navier-Stokes equations have been used for aerodynamic prediction. Sound wave is calculated using Fox-Williams and Hawkins equations. Simulation of eddies has been done using LES method and WALE subgrid scale model. First, all calculation methods have been validated using experimental data. Then the effect of icing on airfoil performance has been studied. Flow vortices have been studied and sound production mechanisms corresponding to these vortices have been identified. The results show that icing reduces the lift force by 9.7% and increases the drag force by 3.8 times. In the range of maximum human hearing sensitivity (one to five kHz), the average amount of sound increase is around 9 dB, which is a significant amount in terms of noise pollution. The increase in sound caused by icing can be used to identify and deal with this phenomenon faster and reduce its risks.

Keywords Aeroacoustics, Airfoil, Icing, LES, WALE

CITATION LINKS

1- Wind energy in ... 2- A novel statistical-dynamical ... 3- Experimental and numerical ... 4- Influence analysis of ... 5- Effects of ice ... 6- A review on the ... 7- Review of wind ... 8- Further experiments on the ... 9- Exploring a Method for ... 10- Numerical simulation of iced ... 11- Advanced numerical prediction ... 12- A CASE STUDY OF ... 13- Numerical study of iced ... 14- Enhanced prediction of ... 15- Sound generation by ... 16- Large eddy simulation for ... 17- Subgrid-scale stress modelling ... 18- Computation of unsteady ... 19- Hybrid LES-RANS ... 20- scale-resolving simulations ... 21- Unsteady computational fluid ... 22- Wall-resolved LES ... 23- Aerodynamic noise characteristics ... 24- Airfoil aeroacoustics, les ... 25- LES prediction of ... 26- Numerical study comparing ... 27- On the evaluation of ... 28- Computational aerodynamics development ... 29- New approximate boundary ... 30- Zonal k–l based large ... 31- Airfoil self-noise ... 32- Experimental aerodynamic characteristics ... 33- Theory of wing sections ... 34- Eddies, streams, and ... 35- The structure of two-dimensional ... 36- Aeroacoustic and aerodynamic ... 37- The influence of turbulent ... 38- Numerical investigation of the ... 39- Effect of Cascade ... 40- Aerodynamic characteristics of different ... 41- Effect of spanwise domain ... 42- Aerodynamic noise prediction of ... 43- ...

Copyright© 2020, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.

بررسی تاثیر یخ‌زدگی بر ایرودینامیک و ایروآکوستیک ایرفویل

حمیدرضا کاویانی[1*] ، احسان بشتالم[1]
[1] گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه ملایر، ایران

چکیده
یخ‌زدگی مساله‌ای متداول در توربین‌های بادی، دمنده‌ها و وسایل نقلیه پروازی می‌باشد. این پدیده تاثیر زیادی بر کاهش عملکرد ایرودینامیکی، افزایش آلودگی صوتی و اعمال بار اضافی بر روی سازه دارد. در این مقاله تاثیر یخ‌زدگی بر عملکرد ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ مورد مطالعه قرار گرفته است. برای حل ایرودینامیکی از معادلات گذرا و سه‌بعدی ناویر-استوکس استفاده شده است. محاسبه صوت با استفاده از معادلات فاکس-ویلیام و هاوکینز صورت گرفته است. شبیه‌سازی گردابه‌ها با استفاده از روش LES و مدل مقیاس زیر شبکه WALE انجام شده است. ابتدا تمامی روش‌های محاسباتی با استفاده از داده‌های تجربی اعتبارسنجی شده‌اند. سپس اثر یخ‌زدگی بر عملکرد ایرفویل مطالعه شده است. گردابه‌های جریان مورد مطالعه قرار گرفته‌اند و مکانیسم‌های تولید صوت منطبق بر این گردابه‌ها شناسایی شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که یخ‌زدگی باعث کاهش نیروی برآ به مقدار ۹/۷ درصد و افزایش ۳/۸ برابری نیروی پسا می‌شود. در بازه حداکثر حساسیت شنوایی انسان (یک تا پنج کیلوهرتز) مقدار متوسط افزایش صوت نیز در حدود ۹ دسی‌بل می‌باشد که از نظر آلودگی صوتی مقدار قابل توجهی است. افزایش صوت ناشی‌از یخ‌زدگی می‌تواند برای شناسایی و مقابله سریع‌تر با این پدیده و کاهش خطرات ناشی از آن مورد استفاده قرار گیرد.

کلیدواژه‌ها: ایروآکوستیک، ایرفویل، یخ زدگی، LES، WALE

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۷/۱۰
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۲۲
*نویسنده مسئول: ahr-kaviani@malayeru.ac.ir

۱- مقدمه
بیش از ۳۰ درصد توربین‌های بادی در مناطق سردسیر با خطرات یخ‌زدگی روبرو هستند [1, 2]. وسایل پرنده نیز همانند پهپادها در شرایط کاری خود دچار یخ‌زدگی می‌شوند [3]. پدیده یخ‌زدگی با تشکیل لایه یخ بر روی سطح بال باعث تغییر شکل ایرفویل شده و عملکرد ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی آن را تحت تاثیر قرار می‌دهد. تاثیر یخ‌زدگی بر ضرایب ایرودینامیکی بستگی زیادی به رفتار ایرفویل در شرایط واماندگی، و امکان اتصال مجدد جریان جدا شده در پشت ناحیه یخ‌زده دارد. یخ‌زدگی می‌تواند انرژی تولیدی توربین بادی را سالانه تا ۲۲ درصد کاهش دهد [4]. یخ زدگی می‌تواند برای ایرفویل دوبعدی نیز باعث کاهش نیروی برآی تا ٤٠ درصد، کاهش زاویه واماندگی تا ۸ درجه، و افزایش نیروی پسا تا ۳۵ درصد شود [5, 6].

در شبیه‌سازی عددی، مدل آشفتگی بر پیش‌بینی دقیق اثرات یخ‌زدگی تاثیر زیادی دارد. بیشتر تحقیقات عددی در این زمینه با استفاده از معادلات ناویر استوکس متوسط گیری شده -زَنز (RANS)با فرض بوزینسک (Boussinesq)، انجام شده است. در این بین مدل یک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس (SA) و دومعادله‌ای انتقال تنش برشی کی-امگا (k-ω SST) در پیش‌بینی رفتار گردابه‌های جریان بسیار محبوب می‌باشد و تقریبا دو سوم تحقیقات انجام شده در زمینه یخ‌زدگی با استفاده از این دو مدل انجام شده است [7]. این روش‌ها هزینه محاسباتی کمی دارند ولی خطای محاسباتی قابل توجهی دارند، زیرا مدل‌های آشفتگی در معادلات RANS برای جریان برشی همگن کالیبره می‌شوند. در جریان برشی همگن نسبت سرعت تولید به اتلاف انرژی جنبشی اغتشاش (Pk/ε) تقریبا بین ١/٤ تا ١/٨ است [8]. در هنگام جدایش لایه مرزی در نزدیکی سطح ایرفویل این نسبت افزایش می‌یابد، و به حدود ۳ تا ٤ برابر می‌رسد [9]. در این شرایط این مدل‌ها مقدار تنش برشی و قدرت جدایش را کمتر از مقدار واقعی تخمین می‌زنند [10]. به همین دلیل شکل گردابه‌ها، مقیاس طولی و قدرت آنها درست محاسبه نمی‌شود. در نتیجه الگوی جریان پیش‌بینی شده با شرایط واقعی متفاوت خواهد بود و ضرایب ایرودینامیکی بدست آمده در این شرایط قابل اعتماد نمی‌باشند. در شرایط یخ‌زدگی مدل‌های آشفتگی جبری در معادلات RANS ضریب برآ و زاویه واماندگی را کمتر از مقدار واقعی پیش‌بینی می‌کنند [11, 3].

نواقص ذکر شده در معادلات RANS باعث استقبال پژوهشگران از روش LES شده است. اکبال و همکارانش [12] با استفاده از روش LES و مدل مقیاس زیر-شبکه اسماگورینسکی به مطالعه صوت ایرفویل NACA0012 در شرایط یخ‌زدگی پرداختند. ایشان برای ایجاد شکل یخ‌زدگی از نرم‌افزار FENSAP-ICE استفاده نمودند. در آن تحقیق محاسبات آکوستیکی با استفاده از روش فاکس ویلیامز-هاوکینگز (FWH) انجام شد. نتایج نشان داد که یخ‌زدگی باعث ۷/۸ دسی‌بل افزایش سطح فشار کلی صوت OASPL می‌شود. همچنین فرکانس پیک نمودار صوت تغییر می‌کند. در تحقیقات ایشان اعتبارسنجی ضرایب ایرودینامیک ایرفویل یخ‌زده صورت نگرفت [12].

ژیائو و ژانگ [13] اثر یخ‌زدگی بر دو ایرفویل GLC305/212 و NLF0414/623 را مورد مطالعه قرار دادند. در آن تحقیق شکل ایرفویل‌های یخ‌زده از آزمایشات تونل باد ناسا-گلن اقتباس شد. شبیه‌سازی با استفاده از روش LES انجام شد. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که شکل‌گیری امواج کلوین-هلمهولتز در مرز حباب جدایش باعث پیک نوسانات فشاری در فرکانس بالا می‌شوند. از طرف دیگر گردابه‌های ادغام شده باعث نوسانات فرکانس پایین هستند. شبیه‌سازی صحیح امواج کلوین-هلمهولتز از مزایای روش LES است که روش‌های ترکیبی RANS-LES در پیش‌بینی آن دچار مشکل هستند [14]. در آن تحقیق از مدلسازی لایه مرزی

استفاده شد و اعتبار سنجی آکوستیکی برای روش حل صورت نگرفت.

به‌رغم عملکرد مناسبی روش LES برای محاسبه صوت ناشی از گردابه‌ها، پیاده سازی این روش الزامات سخت‌گیرانه‌ای دارد. در روش LES 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 زیرشبکه وابسته است. به همین دلیل برای اطمینان از دقت نتایج دو نکته باید رعایت شود: ۱- ایجاد شبکه محاسباتی مناسب برای شبیه‌سازی حداقل ۹۰ درصد انرژی توربولانسی، بصورت مستقیم ۲-تحلیل خطا با استفاده از داده‌های تجربی.

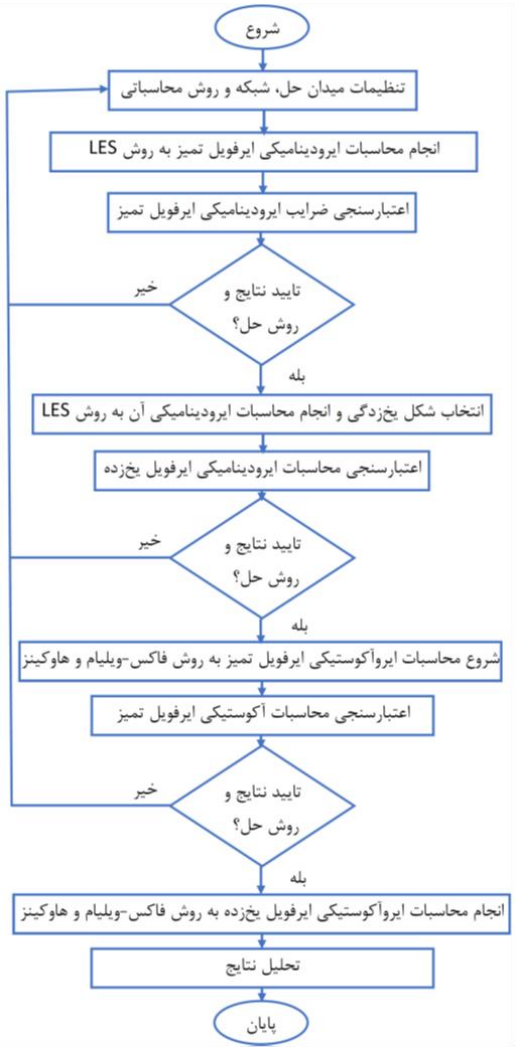
در تحقیقات قبلی که بدان اشاره شد، مواردی وجود داشت که باعث افزایش عدم قطعیت نتایج می‌شد: ۱- استفاده از مدل جریان لایه مرزی برای کاهش هزینه محاسباتی. ۲-عدم استفاده از شبکه مناسب در خارج لایه مرزی، برای شبیه‌سازی مستقیم حداقل ۹۰ درصد انرژی تلاطم. ۳- نقص در اعتبارسنجی ایرودینامیکی یا ایروآکوستیکی. همچنین در تحقیقات قبلی شناسایی گردابه‌ها بصورت موجز انجام شده بود. هدف از این پژوهش کاهش عدم قطعیت در شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل یخ‌زده (تا جای ممکن) و شناخت بیشتر پدیده‌های ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی مرتبط با آن می‌باشد.

به همین خاطر در این پژوهش در سه مرحله اعتبارسنجی انجام شده است (شکل ۱): نتایج محاسباتی ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تمیز اعتبارسنجی می‌شوند. فرم یخ‌زدگی ایرفویل اثر زیادی بر نتایج حل خواهد گذاشت. به‌همین خاطر شکل بدست آمده از آزمایشات تجربی تونل باد کرایوژنیک ناسا استفاده می‌گردد. پس از آن ضرایب ایرودینامیکی برای ایرفویل یخ‌زده با داده‌های تجربی اعتبارسنجی می‌شوند. همچنین سعی شده است تا بطور کامل الزامات شبکه محاسباتی (موجود در مراجع معتبر) برای اجرای روش LES رعایت شود. محاسبه امواج صوتی با استفاده از روش فاکس-ویلیام و هاوکینز انجام می‌شود. در ادامه توضیحات بیشتر در مورد نحوه انجام کار ارایه شده است.

۲- معادلات حاکم

۲-۱- معادلات آکوستیکی فاکس-ویلیامز و هاوکینز

روش فاکس ویلیامز-هاوکینز (که به صورت مخفف FWH نامیده می‌شود) یک فرم از معادلات تشابه اکوستیکی لایتهیل است که برای محاسبه صوت بکار می‌رود. سمت چپ معادله FWH یا معادله (۱) به فرم معادله موج است که بر نوسانات فشاری اعمال شده است.



شکل ۱) مراحل طی شده جهت استخراج صوت ایرفویل یخ‌زده

سمت راست معادله (۱) مکانیسم‌های صوتی مختلف را تشکیل می‌دهد که با کمک اطلاعات بدست آمده توسط LES محاسبه می‌شود [15]:

$$\begin{aligned}\frac{1}{a_0^2}\frac{\partial^2 p'}{\partial t^2}-\nabla^2 p' = {} & \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}\{T_{ij}H(f)\} \\ & -\frac{\partial}{\partial x_i}\Big\{\Big(P_{ij}n_j \\ & +\rho u_i(u_n-v_n)\Big)\delta(f)\Big\} \\ & -\frac{\partial}{\partial t}\{(\rho_0 v_n \\ & +\rho(u_n-v_n))\delta(f)\}\end{aligned} \qquad (۱)$$

برای محاسبه صوت، انتگرال نوسانات فشاری بر روی مرزهای محاط بر منابع صوتی محاسبه می‌شود (مجموع صوت با محاسبه مجموع نوسانات فشاری بدست می‌آید). در روابط فوق u_n سرعت سیال در جهت عمود بر سطح انتگرال گیری است، H(f) تابع هویساید (Heaviside)، v_n سرعت سطح انتگرال گیری است و δ(f) تابع دلتای دیراک است. زیرنویس 0 بیانگر مقدار متغیر در جریان آزاد و پریم (') بیانگر اختلاف مقدار متغیر در

میدان با جریان آزاد است. T_{ij} نیز تانسور تنش لایتهیل می‌باشد. جزییات بیشتر در خصوص این روش توسط فاکس ویلیام و هاوکینز [15] ارایه شده است.

۲-۲- معادلات ایرودینامیکی 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 یا SGS مدل می‌شود [16]. مدل گرانروی گردابه‌های محلی منطبق با دیواره یا WALE یکی از مدل‌های شناخته شده برای 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 اسماگورینسکی 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 [17] نشان داد که این مدل می‌تواند پدیده‌های گذار را بخوبی شبیه‌سازی کند. اطلاعات بیشتر در مورد مدل WALE در مرجع [17] ارایه شده است.

۳- انجام محاسبات

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

۱- اعتبارسنجی نتایج ایرودینامیکی برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تمیز

۲- اعتبارسنجی نتایج ایرودینامیکی برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ یخ‌زده

۳- اعتبارسنجی نتایج ایروآکوستیکی برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تمیز

در نهایت محاسبات ایروآکوستیکی برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ یخ‌زده انجام می‌شود و نوع گردابه‌ها و آنها بر صوت مورد بررسی قرار می‌گیرد. برای شبیه‌سازی از نرم‌افزار فلوئنت 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 [18]. به همین خاطر در شبیه‌سازی طول اسپن حداقل بایستی به اندازه طول لایه مرزی باشد [19]. 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 (جدول ۱).

استفاده از مدل دیواره باعث افزایش عدم قطعیت و کاهش دقت محاسبات می‌شود [20]. 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 درجهت y (عمود بر دیواره)، x (راستای جریان) و z (عمق میدان) بایستی مقادیر مناسبی برای آنها اختیار شود.

مقدار متوسط Δy^+ برابر با ۰/۲۵ انتخاب شده است. برای شبیه‌سازی جریان لایه مرزی در LES تعداد ۲۰ لایه شبکه پیشنهاد می‌شود [16]. همچنین حداقل ۵-۳ لایه شبکه تا فاصله $\Delta y^+ \leq 10$ پیشنهاد شده است [21]. پس از اولین ردیف، بیست لایه 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 می‌شود (۱۳ لایه تا قبل از شروع پروفایل لگاریتمی سرعت، در فاصله تقریبی Δy^+ برابر با ۳۰ ایجاد شده است). مقدار Δx^+ و Δz^+ انتخاب شده در این تحقیق نیز براساس مطالعاته قبلی صورت گرفته، محافظه کارانه می‌باشد (جدول ۱).

جدول ۱) تنظیمات شبکه LES برای شبیه سازی مستقیم لایه مرزی ایرفویل

مرجع	Δy^+	Δx^+	Δz^+	اسپن به وتر	زاویه حمله
گالگو و همکاران [22]	۰/۸	۴۵	۳۰	۰/۱۶۴	۱۲/۵ تا ۲/۵-
جواهر و همکاران [23]	۱	۱۵	۲۰	۰/۱	صفر تا ۴
ولف و لیلی [24]	۰/۵	۶۰	۲۰	۰/۱	۵
وانگ و همکاران [25]	۱/۱	۳۴	۲۰	۰/۱	۸
منتر و همکاران [20]	-	-	۳۶	۰/۰۵	۷/۳
رامسی و نیشینو [26]	۰/۸	۶۰	۳۵	۰/۰۶۴۱	صفر
تحقیق حاضر	۰/۲۵	۱۴/۱۱	۹/۰۷	۰/۱	۱۰/۸

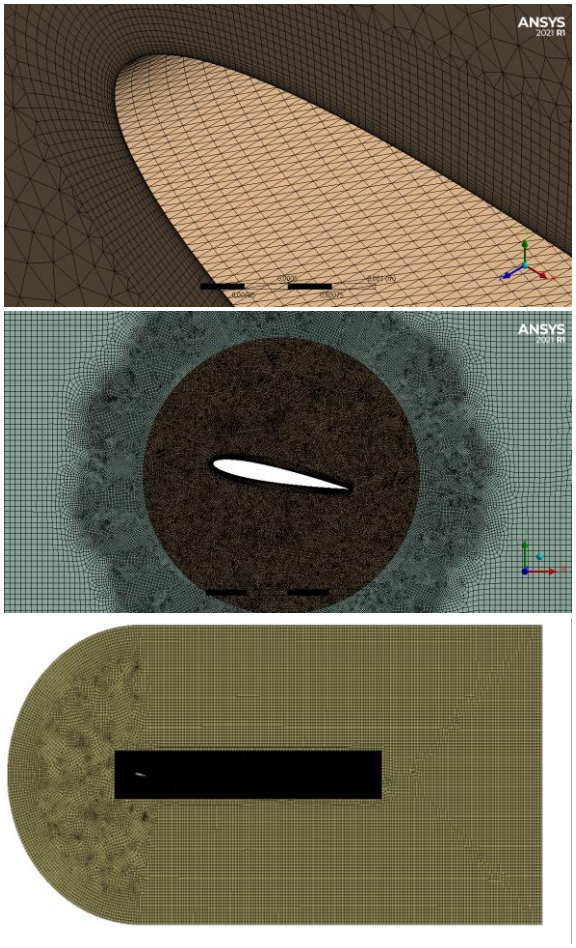
در مطالعه تاثیر پارامترهای شبکه بر نتایج حل LES، مقدم و گارون [27] به این نتیجه رسیدند که افزایش تراکم نقاط شبکه لزوما باعث بهتر شدن نتایج نمی‌شود و هر روش عددی در شبکه مشخصی بهتر جواب می‌دهد. به همین خاطر، و با توجه به زمان‌بر بودن محاسبات آکوستیکی در LES، سعی شده است تا پارامترهای پیشنهادی مراجع معتبر 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 [21]. برای این منظور مقادیر مختلفی برای نسبت $\frac{\Delta}{\delta}$ در تحقیقات پیشنهاد شده است (جدول ۲)، جایی که δ طول لایه مرزی و Δ اندازه سلول‌های شبکه می‌باشد. در این تحقیق مقدار بیشینه نسبت $\frac{\Delta}{\delta}$ در نقاط دور از ایرفویل برابر ۵/۵ می‌باشد که بر اساس مراجع معتبر در این زمینه مقدار قابل قبولی محسوب می‌شود (جدول ۲).

برای شبیه سازی جریان، میدان حل نوع-سی (C-Type) به طول چهل برابر و عرض بیست برابر طول وتر استفاده شده است (شکل ۲).

جدول ۲) مقدار پیشنهادی برای ابعاد شبکه LES خارج از لایه مرزی

مرجع	$\frac{\Delta}{\delta}$	هندسه مورد مطالعه
چپمن [28]	۱۳	ایرفویل و بال هواپیما
پیوملی و همکاران [29]	۱۰	کانال
تاکر و دیویدسون [30]	۱۱	کانال
تحقیق حاضر	۵/۵	ایرفویل

برای اعتبارسنجی ایروآکوستیکی ایرفویل تمیز از داده‌های تجربی بدست آمده توسط بروکس و همکاران [31] برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ استفاده شده است. شدت اغتشاش در تونل باد ناسا-لنگلی یک صدم درصد (یک ده هزارم) بوده که اجازه می‌دهد تا صوت چهارقطبی ناشی از اغتشاش جریان ورودی ناچیز در نظر گرفته شود. طول وتر ایرفول ۲/۵٤ سانتیمتر، طول اسپن برابر با ٤٥/٧٢ سانتیمتر، زاویه حمله ۱۰/۸ 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.



شکل ۲) شبکه ایجاد شده در لایه مرزی (بالا)، اطراف ایرفویل (وسط) با تغییر تدریجی ابعاد سلولهای شبکه از ناحیه نزدیک به ناحیه میانی، و کل میدان (پایین)

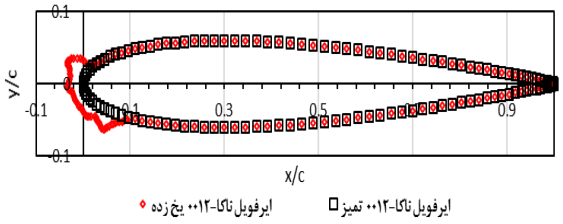
محل دریافت کننده صوت براساس اطلاعات ارایه شده در گزارش آزمون تجربی انتخاب شده است. براین اساس میکروفن در فاصله y=۱/۲۱ متری در بالای لبه فرار در وسط اسپن قرار داده شده است [31]. بخاطر افزایش همگرایی حل عددی، از گام زمانی $۱/۹۹\times۱۰^{-٦}$ برای محاسبات استفاده شده است. از معیار همگرایی یک هزارم برای کلیه باقیمانده‌ها استفاده شده است. با توجه به پرهزینه بودن روش LES-WALE در برخی مراجع ٤-۳ تکرار در هر گام زمانی توصیه شده است [20]. در این پژوهش از بیست تکرار در هر گام زمانی بهره گرفته شده است.

شکل یخ‌زدگی تاثیر زیادی بر عملکرد ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی پره دارد. به همین خاطر در این تحقیق از شکل دقیق بدست آمده از آزمایشات تونل باد ناسا-لویس برای یخ‌زدگی ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ استفاده شده است [32]. شکل یخ‌زدگی ایرفویل در زاویه حمله ٤ درجه، سرعت ۵۸/۱۱ متر بر ثانیه، دمای ۷/۷۸- درجه سلسیوس، قطر میانه حجم قطرات ۲۰ میکرومتر و رطوبت ۲/۱ گرم در متر مکعب، در طی مدت ۵ دقیقه بدست آمده است. در شکل ۳ ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تمیز و یخ‌زده نمایش داده شده است.

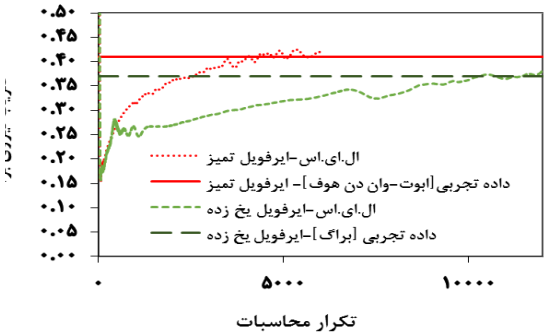
۴- نتایج محاسبات

۴-۱- نتایج محاسبات ایرودینامیکی

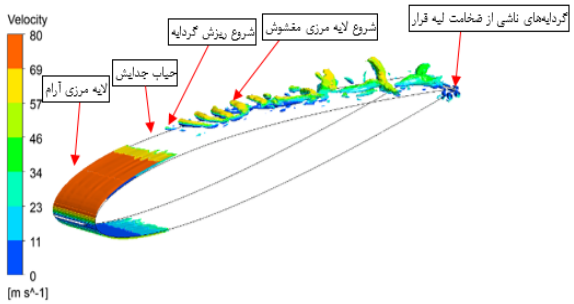
قبل از انجام محاسبات ایروآکوستیکی بایستی داده‌های ایرودینامیکی همگرا شوند. شکل ٤ همگرایی آیرودینامیکی را برای ضریب نیروی برآ در کنار داده‌های تجربی براگ [32] و ابوت و وان دن هوف [33] نشان می‌دهد. یخ زدگی باعث کاهش حدود ۹/۷ درصدی ضریب نیروی برآ شده است. محاسبات ایرفویل یخ‌زده مقداری دیرتر همگرا شده است، اما در هر دو مورد انطباق نتایج تجربی و محاسباتی مناسب ارزیابی می‌شود. بعلت عدم وجود داده تجربی برای ضریب پسای ایرفویل یخ‌زده، امکان اعتبارسنجی آن وجود نداشته است. در روش LES افزایش ۳/۸ برابری ضریب نیروی پسا نیز در اثر یخ‌زدگی بدست آمده است. براگ [32] با استفاده از کد لوایس (LEWICE) افزایش ٤/۲ برابری را برای نیروی پسا بدست آورده است. لازم به ذکر است که براگ بخاطر پیچیدگی شکل یخ‌زدگی، از فرم ساده شده آن در محاسبات استفاده نموده و اختلاف نتایج بخاطر اختلاف روش محاسباتی و هندسه یخ‌زدگی طبیعی است.



شکل ۳) شکل ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ در حالت تمیز و یخ‌زده



شکل ۴) مقایسه ضریب نیروی برآی ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ در زاویه حمله ۴ درجه

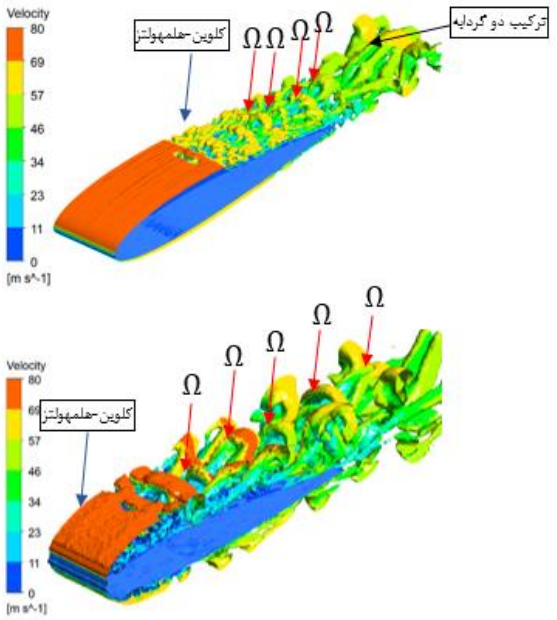


شکل ۵) گردابه‌های ایجاد شده در اثر ناپایداری لایه مرزی آرام در اطراف ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تمیز

برای مطالعه گردابه‌های جریان از معیار کیو (Q-Criterion) استفاده شده است. با توجه به تعریف هانت (Hunt) معیار کیو گردابه‌ها را به عنوان مناطقی تعریف می‌کند که مولفه چرخش جریان از نرخ کرنش آن بیشتر است [34]. گردابه‌های مشاهده شده در شکل ۵ در اثر ناپایداری لایه مرزی ایرفویل تمیز ایجاد شده است. برخی پژوهشگران این گردابه‌ها را از جنس امواج تولمن-شلیختینگ دانسته‌اند [35].

در تحقیقات پاولی و همکارانش [35] مشخص شد که در شرایط مشخصی از رژیم جریان این گردابه‌های سرریز و سپس میرا می‌شوند (که در آن صورت به حباب اولیه، حباب پایدار گفته می‌شود) یا بدون میرایی به پایین دست جریان منتقل می‌شوند (در آن صورت به حباب اولیه، حباب ناپایدار گفته می‌شود). در شرایط حباب ناپایدار، اصطلاحا پدیده ریزش گردابه از لایه مرزی آرام (Laminar Boundary Layer Vortex Shedding) رخ می‌دهد. در نهایت حباب ناپایدار می‌تواند باعث انتقال لایه مرزی آرام به مغشوش (Turbulent Boundary Layer) شود. این گردابه‌ها در کنار گردابه‌های ناشی از ضخامت لبه فرار (Trailing Edge Bluntness) سه مکانیسم از ۷ مکانیسم اصلی تولید صوت آیرودینامیکی را تشکیل می‌دهند (شکل ۵) [36].

شکل ٦ گردابه‌های ایجاد شده در اطراف ایرفویل را که با استفاده از معیار کیو (سطوح دارای مقدار $۳/۹۵\times۱۰^{٦}$ بر مجذور ثانیه) بدست آمده است، نشان می‌دهد.

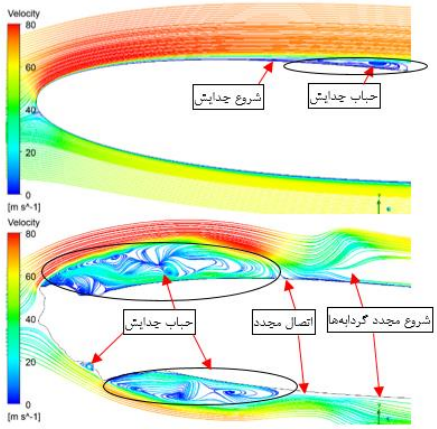


شکل ۶) گردابه‌های ایجاد شده در اثر تعامل لایه مرزی مغشوش و جریان آزاد در ایرفویل ناکا-۰۰۱۲، برای حالت عادی (بالا) و یخ‌زده (پایین) با استفاده از معیار-کیو $۳/۹۵\times۱۰^{۶}$ (بر ثانیه)

با ایجاد یخ‌زدگی، یک ناحیه کم سرعت مغشوش در پایین و بالای ایرفویل در نزدیکی لبه حمله (در پشت یخ) ایجاد می‌شود. در هر دو ایرفویل، گردابه همدوس معروف به "گیره‌سر" (Hairpin) که شکل امگا (Ω) دارد، قابل مشاهده است (شکل ٦). گردابه گیره‌سر از اثر مقابل جریان آزاد و لایه مرزی مغشوش ایجاد می‌شود. به همین خاطر در ایرفویل تمیز این گردابه‌ها دیرتر از ایرفویل یخ‌زده تشکیل شده است (چون لایه مرزی ایرفویل تمیز در نزدیکی لبه حمله مغشوش نیست).

گردابه گیره‌سر سه مرحله دارد: ۱- برخواستن (Lift-up) که به ۲- پرتاب (Ejection)، و در آخر ۳-انفجار (Bursting) یا تخریب. انفجار کلا لایه مرزی را از بین می‌برد و پس از آن زیرلایه لزج (Viscous sub-layer) مجددا ایجاد می‌شود [37]. در مرحله انفجار یا تخریب، یک جت پر سرعت (Sweep) ایجاد می‌شود، که زمینه‌ساز شکل‌گیری گردابه گیرسر بعدی می‌شود. این چرخه می‌تواند مجددا ادامه پیدا کند و این گردابه‌ها پشت سر هم تکرار شود (بردارهای قرمز رنگ در شکل ٦). در حل LES شکل گیره‌سر در وسط بطور کامل و در کناره‌ها بصورت نصف شده بدست آمده است، که در صورت تکرار عرضی شکل (با توجه به شرط مرزی تقارن) شکل گیره‌سر کامل می‌شود.

گردابه‌های کلوین-هلمهولتز نیز در شکل ٦ مشخص شده‌اند. ناپایداری کلوین-هلمهولتز بخاطر تنش برشی بین سیال کم سرعت نزدیک دیواره (یا حباب جدایش-در ایرفویل یخ‌زده) با جریان آزاد پرسرعت ایجاد شده است. این گردابه‌ها بخاطر داشتن ساختارهای کوچک در صوت فرکانس بالا تاثیر گذار هستند.



شکل ۷) خطوط میدان جریان حول ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ که با مقادیر سرعت رنگ آمیزی شده‌اند، برای ایرفویل عادی (بالا)، و یخ‌زده (پایین)

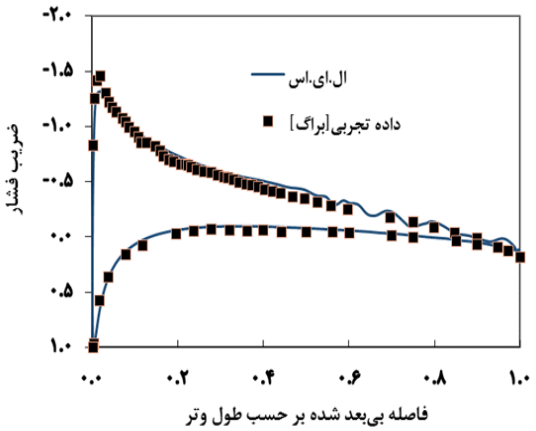
همچنین ترکیب دو گردابه گیره‌سر که باعث ایجاد یک گردابه بزرگتر شده است، با بردار مشکی نمایش داده شده است. گردابه‌های بزرگتر حاصل از ترکیب گردابه‌های اولیه بر صوت فرکانس پایین تاثیر گذار هستند.

در شکل ۷ خطوط جریان که با مقادیر سرعت رنگ آمیزی شده‌اند حول لبه فرار ایرفویل نشان داده شده است.

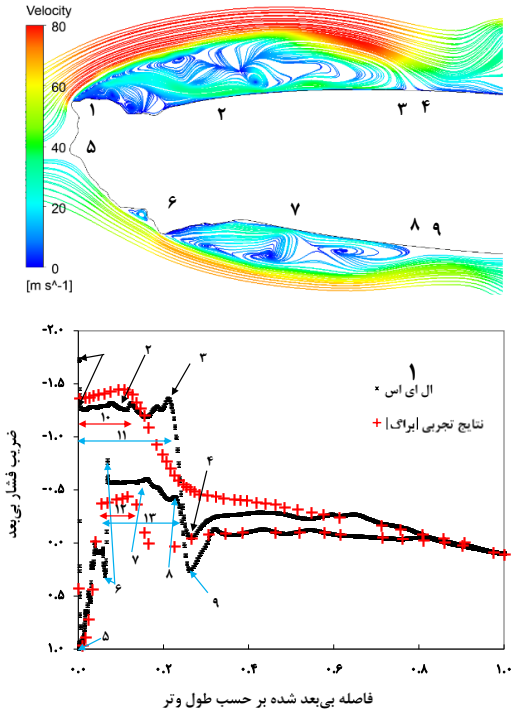
همانطور که مشاهده می‌شود، در ایرفویل تمیز جدایش جریان در سطح بالایی در فاصله یک چهارم طول وتر از لبه حمله اتفاق می‌افتد. اما هنگام یخ‌زدگی، دو حباب جدایش بلافاصله پشت یخ در بالا و پایین ایرفویل تشکیل می‌شود. علاوه بر دو حباب اصلی، بسته به شکل یخ‌زدگی حباب‌های دیگری نیز می‌تواند بصورت فرعی در لبه حمله تشکیل شود. طول مشخصه حباب‌های اصلی به فاصله طی شده برای اتصال مجدد جریان به سطح بستگی دارد. در این مورد اتصال مجدد در سطح بالایی پس از طی ۲۱ درصد طول وتر و در سطح پایینی اندکی عقب‌تر اتفاق می‌افتد.

در شکل ۸ ضریب فشار بی‌بعد حول ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تمیز نمایش داده شده است. انطباق بین نتایج محاسباتی و داده‌های تجربی براگ [32] مناسب ارزیابی می‌شود.

در شکل ۹ ضریب فشار بی‌بعد حول ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ یخ‌زده نمایش داده شده است. نقاط تعیین کننده در شکل ۹ با اعداد یک تا ده مشخص شده‌اند و محل متناظر این نقاط بر روی سطح ایرفویل نیز مشخص شده شده است. هنگامی که جریان به یک مانع مانند یخ‌زدگی با برجستگی شاخ مانند برخورد می‌کند (نقاط ۱ و ٦) ابتدا فشار در مقابل مانع افزایش می‌یابد، سپس با ادامه جریان به پایین دست، یک افت فشار محلی در پشت این مانع ایجاد می‌شود. این پدیده در تحقیقات دیگری که قبلا بر روی برجستگی‌های مصنوعی یا تولید کننده‌های گردابه بر روی ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ صورت گرفته، گزارش شده است [38]. فراز و فرود متناظر نقطه ۱ و ٦ در نتایج LES وجود دارد اما در نتایج



شکل ۸) ضریب فشار ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تمیز در زاویه حمله ۴ درجه



شکل ۹) توزیع فشار بر روی سطح ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ یخ‌زده

تجربی دیده نمی‌شود که می‌تواند بخاطر ناکافی بودن تعداد سنجنده‌های مورد استفاده در آزمایش باشد.

فاصله بین نقاط ۳-۱ بیانگر طول حباب جدایش در سطح بالایی ایرفویل در روش LES می‌باشد (که با بردار ۱۱ نیز نمایش داده شده است). این مقدار در داده‌های آزمایشگاهی با بردار ۱۰ نمایش داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، طول حباب جدایش در روش LES کمتر از روش تجربی است.

این مساله در سطح زیرین ایرفویل نیز مشاهده می‌شود (اختلاف طول بین بردار ۱۲ و ۱۳). مهم ترین دلیل این اختلاف‌ها می‌تواند لحاظ نکردن زبری سطح در شبیه‌سازی باشد. زبری سطح باعث افزایش ضریب پسای اصطکاکی و شدت اغتشاش در نزدیکی

سطح می‌شود [39]. افزایش شدت اغتشاش در زوایای حمله پایین (تا ۵ درجه) باعث بهبود ضریب فشار در دو طرف ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ می‌شود [39]. این مساله اختلاف فشار بین روش LES و روش تجربی را در نقاط ۳-۱ و ۸-٦ توجیه می‌کند. همچنین افزایش شدت اغتشاش باعث بهبود رفتار ایرودینامیکی ایرفویل در شرایط واماندگی می‌شود، ضریب برآ را افزایش داده و ضریب پسای فشاری را کاهش می‌دهد. همچنین قدرت گردابه‌های ناشی از جدایش را کاهش داده و اندازه حباب جدایش را نیز کاهش می‌دهد [40]. این نکته اختلاف بین اندازه بردار ۱۰ و ۱۱ در سطح بالا و بردار ۱۲ و ۱۳ در سطح پایین را می‌تواند توجیه کند. افزایش شدت اغتشاش باعث همواری نسبی منحنی فشار در سطح مکش می‌شود و تغییر شیب ناگهانی (ناشی از شدت جدایش یا قدرت بالای گردابه جریان مانند نقطه ۳ و ۸) را کاهش می‌دهد [40]. شباهت رفتار حباب جریان در پشت یخ با حباب ناشی از واماندگی جریان که در تحقیقات قبلی [5] به آن اشاره شده بود، در این بررسی نیز دیده می‌شود.

سایر نقاط در شکل ۹ نیز بیانگر نقطه سکون (۵)، گردابه‌های گذرای پشت ناحیه یخ‌زده (۲ و ۷)، و اتصال مجدد جریان (٤ و ۹) می‌باشند. تاثیر گردابه‌های گذرای پشت ناحیه یخ‌زده بر روی منحنی بصورت نوسانات فشاری کوچک مشاهده می‌شود. بین نقطه ۵ و ٦ یک گردابه کوچک درون ناحیه یخ‌زده مشاهده می‌شود که نوسانات فشاری جزئی ناشی از آن در روش LES دیده می‌شود، اما در روش تجربی منعکس نشده است. لازم به ذکر است که آزمایش تجربی محدودیت‌هایی (مانند جانمایی سنسورها و ابعاد و اندازه آنها) دارد که اجازه بررسی همه پدیده‌ها را نمی‌دهد، اما تحلیل عددی این محدودیت‌ها را ندارد.

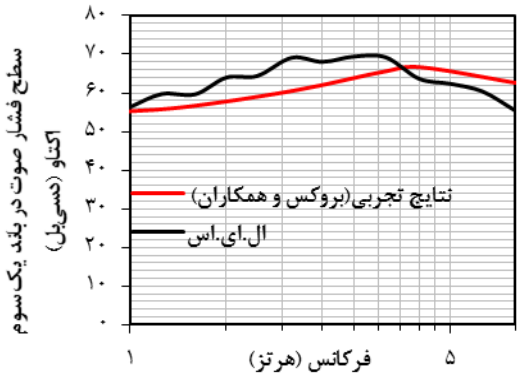
۴-۲- نتایج محاسبات ایروآکوستیکی

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 μPa) که بصورت زیر بیان می‌شود:

$$SPL = 10log\left(\frac{I}{I_{Ref}}\right) = 10log\left(\frac{\hat{p}^2}{\hat{p}_{Ref}^2}\right) \qquad (۲)$$

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. $\hat{p}$ مجذور میانگین مربعات (rms) فشار صوت است و P_{ref} فشار صوت مرجع برابر با ۲۰μPa است.

نتایج بدست آمده برای سطح فشار صوت ایرفویل تمیز در باند یک سوم اکتاو با نتایج تجربی بروکس و همکارانش [31] مقایسه شده است (شکل ۱۰). روند اطلاعات تجربی و نتایج محاسباتی انطباق مناسبی با یکدیگر دارند، اما بین مقادیر تجربی و محاسباتی اختلاف (با مقدار بیشینه ۱۳ درصد در فرکانس هزار و



شکل ۱۰) سطح فشار صوت متوسط گیری شده با فیلتر یک سوم باند اکتاو برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تمیز در زاویه حمله ۱۰/۸ درجه و سرعت باد ۷۱/۳ متر بر ثانیه

ششصد هرتز) دیده می‌شود. دقت محاسبات صوت در فرکانس بالا می‌تواند با کاهش ابعاد شبکه حل بهبود یابد. زیرا فرکانس صوت با طول مشخصه گردابه‌ها نسبت عکس دارد. بنابراین صوت فرکانس بالا ناشی از گردابه‌های کوچک است. با افزایش تراکم شبکه، گردابه‌های کوچک‌تر بیشتری به جای مدل‌سازی در روش LES 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 اسپن در شبیه‌سازی نسبت به آزمون تجربی باشد. در شبیه‌سازی‌ها برای کاهش هزینه محاسباتی معمولا میدان جریان در اطراف بخشی از اسپن ایرفویل شبیه‌سازی می‌شود و فرض می‌شود در سایر بخش‌های اسپن، رژیم جریانی مشابه می‌باشد (ستون پنجم در جدول ۱ را مشاهده بفرمایید). این مساله باعث عدم محاسبه صحیح میرایی گردابه‌ها در راستای اسپن (جهت عمود بر صفحه نمایش) می‌شود. در نتیجه صوت در فرکانس پایین بیش از مقدار واقعی تخمین زده می‌شود [41]. برای رفع این مساله، شبیه‌سازی کل طول اسپن می‌تواند (با افزایش هزینه محاسباتی) به بهبود نتایج کمک کند.

مشخصات جریان ورودی نیز تاثیر قابل توجهی بر رفتار صوت در فرکانس پایین دارد [42]. بنابراین برای افزایش دقت شبیه‌سازی بایستی اطلاعات کتابخانه‌ای باد ورودی را استفاده نمود، که در این مورد دردسترس 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. متاسفانه اطلاعات مربوط به دقت دستگاه‌های اندازه گیری و کالیبراسیون آنها در گزارش تجربی بروکس و همکارانش [31] ارایه نشده است.

لازم به ذکر است که ابتدا برای حل آکوستیکی ایرفویل تمیز از گام زمانی 5×10^{-5} استفاده شد. با توجه به این گام زمانی،

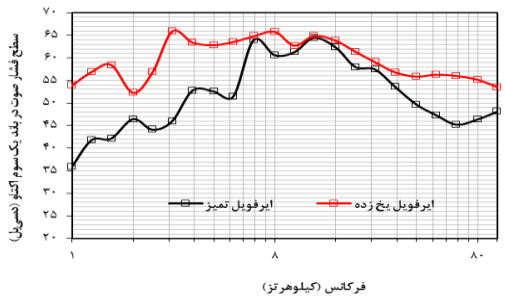
امکان محاسبه صوت تا بازه ۱۰ کیلوهرتز فراهم آمد. اما حل آکوستیکی ایرفویل یخ‌زده با گام زمانی فوق همگرا نبود.

به همین جهت افزایش همگرایی حل عددی، از گام زمانی 1.99×10^{-6} استفاده شد. این گام زمانی امکان محاسبه صوت تا فرکانس دویست و پنجاه کیلوهرتز را نیز فراهم نمود (بعلت کاهش اهمیت مطالعه صوت در فرکانس‌های بالا، داده‌های بالاتر از صد کیلوهرتز حذف شده است). همانطور که قبلا هم گفته شد، شکل یخ‌زدگی ایرفویل در زاویه حمله ٤ درجه و سرعت باد ۵۸/۱۱ متر بر ثانیه بدست آمده است. به همین خاطر محاسبات آکوستیکی ایرفویل یخ‌زده نیز در همان شرایط انجام شده است. مقایسه بین سطح فشار صوت ایرفویل تمیز و یخ‌زده ناکا-۰۰۱۲ با فیلتر یک سوم اکتاو در شکل ۱۱ نمایش داده شده است.

سطح فشار صوت ایرفویل یخ‌زده در کل بازه فرکانسی بیشتر از ایرفویل تمیز می‌باشد. روند کلی صوت بدست آمده از ایرفویل یخ‌زده با ایرفویل تمیز نیز کاملا متفاوت است. ایرفویل تمیز اولین پیک خود را با مقدار ٦٤/٨ دسی‌بل در فرکانس ٦/٤ کیلوهرتز ارایه نموده است. پیک بعدی نمودار ایرفویل تمیز در فرکانس ۱۲۵۰ هرتز با مقدار ٦٤/٩ دسی‌بل نمایش داده شده است و پس از آن نمودار شیب منفی پیدا می‌کند.

اما برای ایرفویل یخ‌زده مقدار بیشینه ٦٦ دسی‌بل در فرکانس دوهزار و پانصد اتفاق افتاده است، پیک دوم با مقدار ٦٥/٩ دسی‌بل در فرکانس هشت کیلوهرتز، و پیک سوم با مقدار ٦٤/٩ دسی‌بل در فرکانس دوازده و نیم کیلوهرتز. گوش انسان حساسیت متفاوتی به آلودگی صوتی در فرکانس‌های مختلف دارد و بیشترین حساسیت مربوط به بازه یک تا ۵ کیلوهرتز می‌شود [43]. در این بازه مقدار افزایش صوت بطور متوسط حدود ۹ دسی‌بل می‌باشد. افزایش قدرت گردابه‌ها و صوت ناشی‌از آنها، می‌تواند برای شناسایی و مقابله سریع‌تر با پدیده یخ‌زدگی پره‌ها (در وسایلی مانند توربین بادی، بالگردها، دمنده‌ها و ..) مورد استفاده قرار گیرد.

به این ترتیب خطر کاهش عملکرد ایرودینامیکی، افزایش آلودگی صوتی و مسایل جانبی (مانند افزایش فشار بر روی سازه) کاهش می‌یابد.



شکل ۱۱) سطح فشار صوت متوسط گیری شده در بازه یک سوم باند اکتاو برای ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تمیز و یخ‌زده در زاویه حمله ۴ درجه و سرعت باد ۵۸/۱۱ متر بر ثانیه

۵- نتیجه‌گیری

در این پژوهش به بررسی تاثیر یخ‌زدگی بر ایرودینامیک و ایروآکوستیک ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ پرداخته شد. معادلات سه‌بعدی و گذرای ناویر-استوکس برای حل ایرودینامیکی و روش فاکس-ویلیام و هاوکینز برای حل آکوستیکی استفاده شد. شبیه‌سازی گردابه‌ها با استفاده از روش LES و مدل مقیاس زیر شبکه WALE صورت گرفت. ابتدا نتایج حل ایرودینامیکی برای ایرفویل تمیز و یخ‌زده اعتبارسنجی شد. یخ‌زدگی باعث کاهش ۹/۷ درصدی ضریب برآ و افزایش ۳/۸ برابری ضریب پسا گردید. گردابه‌های غالب و تاثیر گذار بر صوت ایرفویل در این تحقیق شامل گردابه‌های تولمن-شلیختینگ، گیره‌سر، گردابه‌های ناشی از پخی لبه فرار و گردابه‌های کلوین-هلمهولتز بودند. این گردابه‌ها در قالب چهار مکانیسم ۱-ریزش گردابه از لایه مرزی آرام و تداخل آن با لبه فرار، ۲-لایه مرزی مغشوش و تداخل آن با لبه فرار، ۳-جدایش و ۴-ضخامت لبه فرار، ایجاد صوت می‌نمودند. پس از اعتبارسنجی آکوستیکی ایرفویل تمیز، صوت ایرفویل یخ‌زده نیز مورد محاسبه قرار گرفت. الگوی صوت و مقدار آن در فرکانس‌های مختلف پس از یخ‌زدگی بسیار تغییر نمود. در تمامی بازه فرکانسی سطح فشار صوت ایرفویل یخ‌زده بیشتر از ایرفویل تمیز بود. در بازه‌ای حداکثر حساسیت شنوایی انسان (یک تا پنج کیلوهرتز) مقدار متوسط افزایش صوت در حدود ۹ دسی‌بل بود. روش LES با تنظیمات استفاده شده در محاسبات ایرودینامیکی و ایروآکوستیکی نتایج قابل قبولی ارایه نمود و استفاده از آن در تحقیقات مشابه توصیه می‌گردد.

تاییدیه اخلاقی: نویسندگان در تهیه و تنظیم این مقاله رعایت کامل اصول اخلاقی را مدنظر قرار داده‌اند.

تعارض منافع: این مقاله تعارض منافعی ندارد .

منابع

1- Lehtomäki V, Task IW. Wind energy in cold climates available technologies-report. Task 19, Tech. Rep., IEA 2018.

2- Jeong JH, Choi J, Jeong JY, Woo SH, Kim SW, Lee D, Lee JB, Yoon JH. A novel statistical-dynamical method for a seasonal forecast of particular matter in South Korea. Science of The Total Environment. 2022.

3- Oswald JW, Enache A, Hann R, Glabeke G, Lutz T. Uav icing: Experimental and numerical study of glaze ice performance penalties on an rg-15 airfoil. InAIAA Scitech 2022.

4- Yang X, Bai X, Cao H. Influence analysis of rime icing on aerodynamic performance and output power of offshore floating wind turbine. Ocean Engineering. 2022.

5- Lynch FT, Khodadoust A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics. Progress in Aerospace Sciences. 2001.

6- Contreras Montoya LT, Lain S, Ilinca A. A review on the estimation of power loss due to icing in wind turbines. Energies. 2022.
7- Martini F, Contreras Montoya LT, Ilinca A. Review of wind turbine icing modelling approaches. Energies. 2021.
8- Tavoularis S, Karnik U. Further experiments on the evolution of turbulent stresses and scales in uniformly sheared turbulence. Journal of Fluid Mechanics. 1989.
9- Rumsey CL. Exploring a Method for Improving Turbulent Separated-Flow Predictions with Kappa-Omega Models. 2009.
10- Li H, Zhang Y, Chen H. Numerical simulation of iced wing using separating shear layer fixed turbulence models. AIAA Journal. 2021.
11- Costes M, Moens F. Advanced numerical prediction of iced airfoil aerodynamics. Aerospace Science and Technology. 2019.
12- Akbal Ö, Ayan E, Zafer B. A CASE STUDY OF AIRFOIL AEROACOUSTICS CHARACTERISTICS IN-FLIGHT ICING CONDITIONS.
13- Xiao M, Zhang Y, Zhou F. Numerical study of iced airfoils with horn features using large-eddy simulation. Journal of Aircraft. 2019.
14- Xiao M, Zhang Y, Zhou F. Enhanced prediction of three-dimensional finite iced wing separated flow near stall. International Journal of Heat and Fluid Flow. 2022.
15- Williams JF, Hawkings DL. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. Philosophical Transactions for the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences. 1969.
16- Sagaut P. Large eddy simulation for incompressible flows: an introduction. Springer Science & Business Media; 2005.
17- Nicoud F, Ducros F. Subgrid-scale stress modelling based on the square of the velocity gradient tensor. Flow, turbulence and Combustion. 1999.
18- Tucker PG. Computation of unsteady turbomachinery flows: Part 2—LES and hybrids. Progress in Aerospace Sciences. 2011.
19- Davidson L, Dahlström S. Hybrid LES-RANS: An approach to make LES applicable at high Reynolds number. International journal of computational fluid dynamics. 2005.
20- Menter FR. Best practice: scale-resolving simulations in ANSYS CFD. ANSYS Germany GmbH. 2012.
21- Tucker PG. Unsteady computational fluid dynamics in aeronautics. Springer Science & Business Media; 2013.
22- Solís-Gallego I, Argüelles Díaz KM, Fernández Oro JM, Velarde-Suárez S. Wall-resolved LES modeling of a wind turbine airfoil at different angles of attack. Journal of Marine Science and Engineering. 2020.
23- Jawahar HK, Vemuri SS, Azarpeyvand M. Aerodynamic noise characteristics of airfoils with morphed trailing edges. International Journal of Heat and Fluid Flow. 2022.
24- Wolf WR. Airfoil aeroacoustics, les and acoustic analogy predictions. Stanford University; 2011.
25- Wang M, Moreau S, Iaccarino G, Roger M. LES prediction of wall-pressure fluctuations and noise of a low-speed airfoil. International journal of aeroacoustics. 2009.
26- Rumsey CL, Nishino T. Numerical study comparing RANS and LES approaches on a circulation control airfoil. International Journal of Heat and Fluid Flow. 2011.
27- Seifollahi Moghadam Z, Guibault F, Garon A. On the evaluation of mesh resolution for large-eddy simulation of internal flows using OpenFOAM. Fluids. 2021.
28- Chapman DR. Computational aerodynamics development and outlook. AIAA journal. 1979.
29- Piomelli U, Ferziger J, Moin P, Kim J. New approximate boundary conditions for large eddy simulations of wall-bounded flows. Physics of Fluids A: Fluid Dynamics. 1989.
30- Tucker PG, Davidson L. Zonal k–l based large eddy simulations. Computers & Fluids. 2004.
31- Brooks TF, Pope DS, Marcolini MA. Airfoil self-noise and prediction. 1989.
32- Bragg MB. Experimental aerodynamic characteristics of an NACA 0012 airfoil with simulated glaze ice. Journal of Aircraft. 1988.
33- Abbott IH, Von Doenhoff AE. Theory of wing sections: including a summary of airfoil data. Courier Corporation; 2012.
34- Hunt JC, Wray AA, Moin P. Eddies, streams, and convergence zones in turbulent flows. Studying turbulence using numerical simulation databases, 2. Proceedings of the 1988 summer program. 1988.
35- Pauley LL, Moin P, Reynolds WC. The structure of two-dimensional separation. Journal of fluid Mechanics. 1990.
36- Kaviani H, Nejat A. Aeroacoustic and aerodynamic optimization of a MW class HAWT using MOPSO algorithm. Energy. 2017.
37- Salim S, Pattiaratchi C, Tinoco R, Coco G, Hetzel Y, Wijeratne S, Jayaratne R. The influence of turbulent bursting on sediment resuspension under unidirectional currents. Earth Surface Dynamics. 2017.
38- Bodavula A, Yadav R, Guven U. Numerical investigation of the unsteady aerodynamics of NACA 0012 with suction surface protrusion. Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2019.
39- Liu C, Li Y, Zhou Z, Wiśniewski P. Effect of Cascade Surface Roughness on Boundary Layer Flow Under Variable Conditions. Frontiers in Energy Research. 2022.
40- Zhang Y, Zhou Z, Wang K, Li X. Aerodynamic characteristics of different airfoils under varied turbulence intensities at low Reynolds numbers. Applied Sciences. 2020.
41- Turner JM, Kim JW. Effect of spanwise domain size on direct numerical simulations of airfoil noise during flow separation and stall. Physics of Fluids. 2020.
42- Kaviani HR, Nejat A. Aerodynamic noise prediction of a MW-class HAWT using shear wind

profile. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 2017.
43- W. t.-P. A. n. m. t. IEC/TC88. 61400-11, International Electrotechnical Commission (IEC), ed.2, 2012, ed.