



Tonal Noise prediction of SD7037 Airfoil using 3D Large Eddy Simulation Approach

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Sangbori M.¹ MSc,
Nejat A.*¹ PhD,
Gharali K.¹ PhD

How to cite this article

Sangbori M, Nejat A, Gharali K. Tonal Noise prediction of SD7037 Airfoil using 3D Large Eddy Simulation Approach. Modares Mechanical Engineering, 2020;20(3):599-610.

ABSTRACT

In this article, noise generation mechanisms are studied at different Reynolds numbers and angles of attack. Tonal noise is the major part of airfoil noise at low Reynolds numbers. Studying the tonal noise and the effects of Reynolds number and angle of attack is challenging in aeroacoustics. 3D numerical simulation is conducted using the large eddy simulation method on SD7037 airfoil. Sound propagation is computed using the Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) analogy. The numerical results are validated using available experimental results. Some discrete peaks and a dominant peak exist in frequency spectra at low angles of attack. Increase of Reynolds number and the angle of attack decreases the number of discrete peaks and at high angles of attack the dominant peak is diminished too. Studying the flow features shows that when a laminar boundary layer covers a vast area of the suction side, it can amplify acoustic waves that are generated in wake of the airfoil and this mechanism causes a dominant peak in the acoustic spectrum. Amplifying Tollmien-Schlichting waves by shear layer in laminar separation at suction side cause the discrete peaks and when a transition occurs in the airfoil suction side, discrete peaks are diminished. In the original semi-empirical Brooks, Pope and Marcolini (BPM) formulation, the boundary layer thickness of the pressure side is usually used as the length scale and it is replaced by the suction side boundary layer thickness. The results predict the frequency and amplitude of tonal noise successfully.

Keywords Tonal Noise; Aeroacoustics; Ffowcs Williams-Hawkings Analogy; Large Eddy Simulation; BPM Semi-Experimental Relationships

CITATION LINKS

[1] Wind turbine noise, annoyance and self-reported health and well-being in different ... [2] Wind turbine acoustic ... [3] Airfoil self-noise and ... [4] Vortex noise of isolated ... [5] Discrete tones of isolated ... [6] Prediction of airfoil tone ... [7] Noise generated by airfoil profiles placed in a uniform laminar ... [8] Laminar boundary layer aero-acoustic ... [9] On the generation of discrete frequency tones by the flow around an ... [10] Noise due to boundary layer ... [11] Boundary-layer instability noise on ... [12] Airfoil noise measurements at various angles of attack and low Reynolds ... [13] Numerical investigation of the tone noise mechanism over laminar ... [14] Tone-like noise from an isolated two dimensional ... [15] Self-noise effects on aerodynamics of cambered airfoils at low Reynolds ... [16] Experimental investigation of isolated aerofoil ... [17] LES modeling of a static and dynamic airfoil with the noise study of the static ... [18] Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary ... [19] Trailing-edge noise predictions using compressible large-eddy simulation and acoustic ... [20] Aeroacoustic computations for turbulent airfoil ... [21] Aerodynamic Noise computation of the flow field around NACA 0012 airfoil using large eddy simulation and acoustic ... [22] Aero-acoustics prediction of a vertical axis wind turbine using Large Eddy Simulation and acoustic ... [23] Aerodynamic noise prediction of a horizontal axis wind turbine using improved delayed detached eddy simulation and acoustic ... [24] Aerodynamic noise prediction of a MW-class HAWT using shear wind ... [25] Aeroacoustic and aerodynamic optimization of a MW class HAWT using MOPSO ... [26] A new boundary integral formulation for the prediction of sound ... [27] Turbulent ... [28] A proposed modification of the Germano subgrid-scale closure ... [29] The prediction of helicopter rotor discrete frequency ... [30] Permeable surface corrections for Ffowcs Williams and Hawkings ... [31] An aeroacoustic study of airfoil self-noise for wind turbine ... [32] Pitching airfoil study and freestream effects for wind turbine ... [33] Ten questions concerning the large-eddy simulation of turbulent ... [34] Large eddy simulation of a pulsed jet in ... [35] Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream ... [36] Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent ...

¹Mechanical Engineering School, College of Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Mechanical Engineering School, College of Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran
Phone: -
Fax: -
nejat@ut.ac.ir

Article History

Received: June 5, 2018
Accepted: May 30, 2019
ePublished: March 01, 2020

پیش‌بینی نویز تونال ایرفویل اس‌دی ۷۰۳۷ با رهیافت شبیه‌سازی سه‌بعدی گردابه‌های بزرگ

مهدی سنگبری MSc

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه تهران، تهران، ایران

امیر نجات* PhD

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه تهران، تهران، ایران

کبری قرثلی PhD

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه تهران، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله سازوکارهای تولید نویز در اعداد رینولدز و زوایای حمله مختلف، مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. بخش قابل توجهی از نویز ایرفویل را در رینولدزهای پایین، نویز تونال تشکیل می‌دهد. بررسی علت وقوع این پدیده و تأثیر عدد رینولدز و زاویه حمله در نویز تونال، چالش اساسی در آیرودینامیک است. بنابراین شبیه‌سازی عددی سه‌بعدی با روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ برای میدان جریان ایرفویل اس‌دی ۷۰۳۷ انجام شده و انتشار صوت توسط آنالوژی فاکس ویلیامز هاوکینگز محاسبه شده است. نتایج عددی با نتایج تجربی موجود اعتبارسنجی شده‌اند. در زوایای حمله پایین علاوه بر اوج غالب نویز تونال، اوج‌های گسسته نیز در طیف فرکانس مشاهده می‌شوند. افزایش عدد رینولدز و زاویه حمله تعداد اوج‌های گسسته را کاهش می‌دهد و در زوایای حمله بالاتر اوج غالب نیز از بین می‌رود. بررسی فیزیک جریان نشان می‌دهد که حضور لایه‌مرزی آرام در بخش عمده‌ای از سطح مکش، امواج صوتی تولیدشده در جریان دنباله‌ای ایرفویل را تقویت می‌کند و این مکانیزم مسئول اوج غالب است. تقویت امواج تولمن شلیختینگ توسط جدایش آرام جریان در انتهای سطح مکش ایرفویل عامل تولید اوج‌های گسسته در طیف فرکانس است و زمانی که نیمه انتهایی سطح مکش در محدوده گذار قرار می‌گیرد اوج‌های گسسته در طیف فرکانس از بین می‌روند. برای بررسی دقیق‌تر این موضوع، طول مشخصه روابط نیمه‌تجربی بروکس، پوپ و ماروکولینی (BPM) که به صورت رایج، ضخامت لایه‌مرزی در سطح فشار است و با ضخامت لایه مرزی سطح مکش جایگزین می‌شود. نتایج حاصل فرکانس اوج غالب و روند کلی سطح فشار صوت را بسیار بهتر نسبت به حالت رایج پیش‌بینی می‌کنند.

کلیدواژه‌ها: نویز تونال، آیرودینامیک، آنالوژی فاکس ویلیامز هاوکینگز، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، روابط نیمه‌تجربی BPM

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۳/۱۵

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۳/۹

*نویسنده مسئول: nejat@ut.ac.ir

۱- مقدمه

نویز آیرودینامیکی منتشرشده توسط توربین‌های باد، تأثیرات مخربی بر افرادی که در نزدیکی آنها زندگی می‌کنند، دارد^[1]. راجرز و همکاران^[2]، این تأثیرات را به سه دسته تقسیم کردند: دسته اول آزار و اذیت و ناراحتی، دسته دوم تأثیرات مخرب روی شنوایی و خواب و دسته سوم تأثیرات فیزیکی مانند اضطراب و آفت شنوایی است. نویز آیرودینامیکی در توربین‌های باد به سه بخش تقسیم می‌شود. گروه اول نویز فرکانس پایین بوده که ناشی از برخورد جریان عبوری از روی برج با پره چرخان است، گروه دوم نویز به‌وجودآمده

از تلاطم جریان ورودی و گروه سوم نویز تولیدی توسط ایرفویل هستند.

نویز ایرفویل به نویزی اطلاق می‌شود که نتیجه تحت تأثیر قرارگرفتن هندسه ایرفویل توسط جریان سیال است. بروکس و همکاران^[3]، بیان کردند که نویز ایرفویل نتیجه پنج مکانیزم نویز ریزش گردابه‌های لایه مرزی آرام، نویز لایه مرزی آشفته لبه فرار، نویز لبه فرار پهن، نویز جدایش استال و نویز گردابه‌های نوک پره است. بر اساس قطر پره، طول وتر و طراحی آیرودینامیکی توربین باد، تمام مکانیزم‌های معرفی‌شده ممکن است در توربین‌های باد مشاهده شوند. زمانی که در لایه مرزی ایرفویل، جریان آرام موجود است، نویز ریزش گردابه‌های لایه مرزی آرام به‌وجود می‌آید. در کاربرد توربین‌های باد، زمانی که عدد رینولدز در محدوده 10^4 تا 10^6 باشد، این نویز مشاهده می‌شود. این منبع نویز به کمک اوج‌هایی نازک‌باند در نمودار سطح فشار صوت قابل مشاهده است و به‌عنوان نویز تونال شناخته می‌شود. اعضای پهن‌باند نیز در نمودار سطح فشار آن مشاهده می‌شود ولی به‌عنوان مشخصه‌ای که معرف این بخش نویز باشد، معرفی نمی‌شود.

اولین مطالعات روی نویز ریزش گردابه‌های لایه مرزی آرام توسط پترسن و همکاران^[4] در سال ۱۹۷۳ انجام شد که آزمایش‌های آنها بر اساس ریزش گردابه‌های جسم بلاف انجام شده بود. آنها با رسم نمودار تجربی فرکانس نویز تونال بر حسب سرعت جریان آزاد، رابطه‌ای بین این دو پارامتر به‌دست آوردند و علت به‌وجودآمدن نویز تونال را ریزش گردابه‌های جریان دنباله‌ای (Wake) دانستند. آنها در برخی حالات، دو فرکانس غالب مجزا از هم را در شرایط ورودی یکسان مشاهده کردند. تام^[5] و فینک^[6] اشاره کردند که یک سطح جامد، توانایی تولید دو گردابه به‌صورت همزمان با فرکانس‌های مختلف را ندارد، بنابراین حضور چند فرکانس غالب در نمودار سطح فشار صوت نشان می‌دهد که این اوج‌ها به‌وسیله ریزش گردابه‌های جریان دنباله‌ای تولید نشده‌اند. آنها معتقد بودند که یک حلقه فیدبک، عامل تشدید نویز در فرکانس خاص و تولید نویز تونال می‌شود. تام^[5] اشاره کرد که این حلقه فیدبک شامل حرکت موج صوتی تشکیل‌شده در جریان دنباله‌ای به سمت بالادست و تحریک منبع ناپایدار در سطح فشار و لبه فرار است. فینک^[6] اشاره کرد که عبور امواج تولمین شلیختینگ (Tollmien-Schlichting) از لبه فرار، نویز لبه فرار را تولید می‌کند و موج آکوستیک ایجادشده باعث تقویت نوسانات تولمین شلیختینگ لایه‌مرزی در سطح فشار می‌شود.

آری و باتاعیل^[7] به ارزیابی نتایج پترسن و همکاران^[4]، تام^[5] و فینک^[6] پرداختند. سپس با استفاده از تحلیل دقیق طیف فرکانس به این نتیجه رسیدند که طیف فرکانس ایرفویل به‌صورت پهن‌باند و با اوج‌هایی گسسته با فواصل یکسان افزایش می‌یابد. آنها توضیح دادند که افزایش پهن باند فرکانس همان طور که فینک^[6] اشاره کرده بود، به دلیل شکستن امواج تولمین شلیختینگ هنگام عبور

فرکانس در این محدوده عدد رینولدز همچنان چالش اساسی در آیروآکوستیک است.

نویز لبه فرار لایه مرزی آشفته، زمانی به وجود می‌آید که لایه مرزی آشفته از روی لبه فرار ایرفویل عبور کند. این نویز در توربین‌های باد بزرگ و زمانی که عدد رینولدز به 10^7 می‌رسد، رخ می‌دهد. البته باید توجه داشت که در اعداد رینولدز کمتر از 10^7 و زمانی که لایه مرزی در لبه فرار آشفته است نیز نویز لایه مرزی آشفته رخ می‌دهد، بنابراین این پدیده در توربین‌های باد کوچک در شرایط خاص ممکن است حضور داشته باشد. نویز جدایش استال به نویزی اطلاق می‌شود که توسط ناحیه جریان جدا شده روی ایرفویل ایجاد می‌شود. این نویز به صورت کلی در محدوده فرکانس پایین و به صورت پهن‌بند منتشر می‌شود، اما ممکن است ریزش گردابه‌هایی با اندازه بزرگ در طی فرآیند استال، باعث تولید نویز تونال نیز شود. نویز نوک توسط جریان سه‌بعدی ایجاد شده در نوک پره ایجاد می‌شود که به صورت کلی به صورت پهن‌بند در طیف فرکانس صوت مشاهده می‌شود [3].

پیش‌بینی نویز و بررسی مکانیزم‌های مختلف تولید نویز به صورت عددی، نیازمند روش‌های بسیار دقیق است. استفاده از رهیافت RANS نمی‌تواند مولفه‌های جریان ناپایایی اطراف ایرفویل که مقادیر دقیق آن برای محاسبات نویز مورد نیاز است، را پیش‌بینی کند؛ به همین دلیل برای محاسبات، استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ پیشنهاد می‌شود که نیازمند سخت‌افزاری قدرتمند است. در ادامه، انتشار موج در دوردست با استفاده از مدل فاکس و لیامز و هاوکینگ [18] انجام می‌شود. استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و مدل فاکس و لیامز و هاوکینگ به‌طور گسترده در محاسبه نویز توربین‌های باد استفاده شده است [19-22].

قاسمیان و نجات [23]، جریان اطراف توربین باد محور افقی را به کمک روش مخلوط مدل کردند و محاسبات نویز را با استفاده از مدل فاکس و لیامز و هاوکینگ انجام دادند. کویانی و نجات، به بررسی نویز در توربین‌های محور افقی رده مگاواتی پرداختند [24]، آنها همچنین بهینه‌سازی این نوع توربین‌ها را با تابع هدف کاهش صدای آیروآکوستیکی و افزایش بازده آیرودینامیکی با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی چند هدفه ازدحام ذرات مورد مطالعه قرار دادند [25].

همان طور که اشاره شد، تاکنون مطالعه‌ای به صورت عددی و سه‌بعدی به بررسی مکانیزم تولید نویز تونال و فرکانس غالب در نمودار طیف فرکانس صوت، در زوایای حمله مختلف و در محدوده اعداد رینولدز پایین، انجام نشده است. در این مقاله، نویز حاصل از ایرفویل اس‌دی ۷۰۳۷، در رینولدزهای 4×10^6 ، 7×10^6 و 1×10^7 و در زوایای حمله مختلف بین صفر تا 20° درجه، مورد مطالعه قرار گرفته و مکانیزم اصلی تولید نویز تونال و سطح مکش معرفی شده است. در ادامه، روابط نیمه تجربی بروکس و همکاران [3]، مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این روابط، طول مشخصه معادله مربوط به نویز ریزش گردابه‌های لایه مرزی آرام، برابر با طول لایه مرزی ایرفویل در سطح فشار در نظر گرفته شده است و نتایج مربوط به این معادلات نیمه

از لبه فرار است و اوج‌هایی با فواصل مساوی توسط مکانیزم فیدبکی مشابه آنچه توسط تام [5] معرفی شد، ایجاد می‌شود.

در سال ۱۹۸۹، بروکس و همکاران [3]، به صورت تجربی، پژوهشی را روی مکانیزم‌های مختلف تولید نویز ایرفویل ناکا ۰۱۲ انجام دادند که یکی از این مکانیزم‌ها، ریزش گردابه‌های لایه مرزی آرام است. مدل آنها به مدل بروکس پوپ و مارکولینی (بی‌پی‌ام) معروف است و سطح فشار صوت در طیف یک‌سوم اکتاو را پیش‌بینی می‌کند و به صورت نیمه تجربی برای حالات مختلف، مقیاس شده است.

در دهه ۱۹۹۰، با هدف شناسایی تأثیر جدایش لایه مرزی و ساختارهای گردابه‌ای در دانشگاه بریستول، مطالعات گسترده‌ای [8-11] روی مکانیزم تولید نویز انجام شد. آنها با مقایسه حالت‌های مختلف، دریافتند که برای وقوع این نویز وجود سه شرط الزامی است: الف- قدرت ناپایداری‌های تولمین شلیختینگ به کمک ناحیه جدا شده در نزدیکی لبه فرار تقویت شود، ب- ساختارهای تکرارپذیر در لبه فرار حضور داشته باشند و ج- اغتشاشات تصادفی یا درهم‌شکستن گردابه‌ها توسط گرادیان فشار معکوس، مکانیزم تولید نویز را تحت تأثیر قرار دهد.

آرکوندولیس و همکاران [12] به صورت تجربی اندازه‌گیری نویز را در ایرفویل ناکا، اعداد رینولدز بالا و زوایای حمله مختلف مورد بررسی قرار دادند. آنها سطح فشار را مسئول تولید نویز تونال می‌دانستند و بررسی دقیقی از تغییرات فرکانس نویز تونال در اثر تغییر زاویه حمله انجام ندادند.

دسکوئینس و همکاران [13] با استفاده از شبیه‌سازی عددی مستقیم، به بررسی حضور سطح مکش در پدیده نویز تونال پرداختند. یافته‌های آنها مدلی را ارائه می‌کند که در آن، سطح مکش، مکانیزم ثانویه تولید نویز تونال است. آنها سطح فشار را مسئول اوج اصلی در طیف فرکانس معرفی کردند و موج آکوستیک که در جریان دنباله‌ای تولید شده است را مسئول تولید حلقه فیدبک دوم در سطح مکش دانستند که اوج‌های گسسته با فواصل یکسان را تولید می‌کند.

در تحقیقی که آکیشیتا [14] انجام داد نیز سطح مکش به عنوان مکانیزم ثانویه تولید نویز تونال معرفی شد. /یکد/ و همکاران [15] به صورت عددی و دوبعدی در رینولدز مشابه تحقیق حاضر، به بررسی ریزش گردابه‌ها پرداختند و مشاهده کردند که در این محدوده اعداد رینولدز، ریزش گردابه‌ها بر خلاف مطالعات پیشین در سطح مکش رخ داده است.

پرابستینگ و اسکارتو [16]، ایرفویل ناکا ۰۱۲ را در رینولدز مشابه پژوهش حاضر، به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند و عامل تولید نویز را سطح مکش ایرفویل دانستند.

سنگبری و همکاران [17]، با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ به بررسی استال دینامیکی اطراف ایرفویل اس‌دی ۷۰۳۷ پرداختند، آنها همچنین نویز حاصل از ایرفویل استاتیکی را در رینولدز 4×10^6 و در دو زاویه حمله مورد مطالعه قرار دادند و وقوع نویز تونال را مشاهده کردند، اما بررسی علت این پدیده و طیف

تجربی، با نتایج تجربی و عددی سازگاری ندارد. بنابراین در ادامه مقاله و به منظور بررسی صحت ادعای نتایج عددی که سطح مکش را مسئول تولید نويز تونال در محدوده اعداد رینولدز مورد مطالعه می‌داند، طول مشخصه در معادلات نیمه تجربی با طول لایه مرزی ایرفویل در سطح مکش جایگزین می‌شود و نتایج حاصل، با نتایج عددی مقایسه می‌شود.

۲- معادلات حاکم

۱-۲- معادلات شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

در این پژوهش به کمک روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ معادله سه‌بعدی، تراکم‌ناپذیر و ناپایای ناویر-استوکس حل شده است. مقیاس‌های بزرگ جریان مطابق با نظریه کولموگروف، شامل بیشترین مقدار انرژی هستند و بخش عمده پدیده‌های انتقال توسط آنها انجام می‌شود. این قسمت مهم‌ترین بخش جریان است که در روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ به صورت مستقیم محاسبه می‌شود؛ در ادامه فرض می‌شود که مقیاس‌های کوچک جریان به صورت یکنواخت عمل می‌کنند، بنابراین به سادگی می‌توان آنها را مدل کرد [27].

در این روش برای جداسازی مقیاس‌ها، میانگین‌گیری روی مکان انجام می‌شود که به آن متوسط‌گیری می‌گویند. مقیاس‌های آشفتگی بزرگ‌تر از طول فیلتر، در میدان حل جریان باقی می‌مانند و مقیاس‌های کوچک‌تر مدل می‌شوند. برای بازنویسی معادلات حاکم متغیرهای جریان مانند سرعت به صورت مجموع قسمت شبیه‌سازی شده و قسمت مدل شده نوشته می‌شود.

$$u = \bar{u} + u' \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (3)$$

تأثیر مقیاس‌های کوچک‌تر مدل شده در تانسور تنش زیرشبکه در نظر گرفته می‌شود (رابطه ۴).

$$\tau_{ij} = \rho (\bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j) \quad (4)$$

تانسور تنش زیرشبکه، ناشی از عملیات فیلترگیری روی معادلات ناویر-استوکس است و برای حل باید مدل شود که در این پژوهش از مدل زیرشبکه دینامیک که توسط لیلی [28] ارائه شده است استفاده می‌شود.

۲-۲- روابط آکوستیک

در این پژوهش برای پیش‌بینی نويز در دوردست از آنالوژی ویلیامز و هاوکینگ [18] استفاده شده است.

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{T_{ij} H(f)\} - \frac{\partial}{\partial x_i} \{[P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f)\} + \frac{\partial}{\partial t} \{[P_0 v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f)\} \quad (5)$$

در محاسبه صوت، انتگرال نوسانات فشاری روی مرزهای سطح کنترلی گرفته می‌شود که منابع نويز را در بر می‌گیرد. شکل و حرکت سطح کنترلی توسط رابطه $f(\vec{x}, t) = 0$ تعریف می‌شود. این مدل

به خوبی نويز ساعت شده از یک سطح متحرک دلخواه را شبیه‌سازی می‌کند. عبارات موجود در سمت راست رابطه (۵)، مکانیزم‌های مختلف تولید نويز را نمایش می‌دهند. جمله اول، تانسور تنش لایت‌هیل نامیده می‌شود. این تانسور شامل اثرات ممنوع، ویسکوزیته و توربولانسی است که روی سیال عمل کرده و تولید نويز می‌کنند. این بخش از نويز به صورت چهار قطبی در فضا منتشر می‌شود. جمله دوم شامل نیروهای آیرودینامیکی است. این جمله توزیعی از دوقطبی‌ها روی سطح جامد است که به نويزهای بار معروف است و در نزدیکی سطح و مرز، مکانیزم اصلی تولید نويز محسوب می‌شود. جمله سوم توزیعی از تک قطبی‌ها روی سطح جامد است و نويز ضخامت نامیده می‌شود. این جمله اغتشاشات ناشی از مرز در حال حرکت را نشان می‌دهد.

منابع نويز تک قطبی و دو قطبی، منابع نويز توزیع سطحی هستند، این منابع در معادله موج با تابع ضربه نمایش داده می‌شوند. منابع نويز چهار قطبی، منابع توزیع حجمی هستند و با تابع پله نمایش داده می‌شوند. معادله موج ارایه شده، با فرض عدم وجود مانع بین منبع و گیرنده صوت به صورت تحلیلی قابل محاسبه و انتگرال‌گیری است. حل کامل شامل انتگرال حجمی (نويز چهار قطبی) و انتگرال سطحی (نويز تک و دو قطبی و بخشی از نويز چهار قطبی) است و همان طور که اشاره شد مشارکت نويز چهار قطبی در عدد رینولدز پایین قابل چشم‌پوشی است و فشار آکوستیکی ذکر شده در رابطه (۵) متشکل از دو قسمت زیر است [29].

$$P'(\vec{x}, t) = P'_T(\vec{x}, t) + P'_L(\vec{x}, t) \quad (6)$$

$$4\pi P'_T(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 (U_n + U_n)}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 U_n (r M_r + C_0 (M_r - M^2))}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (7)$$

$$4\pi P'_L(\vec{x}, t) = \frac{1}{C_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{L_r - L_M}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS + \frac{1}{C_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r (r M_r + C_0 (M_r - M^2))}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (8)$$

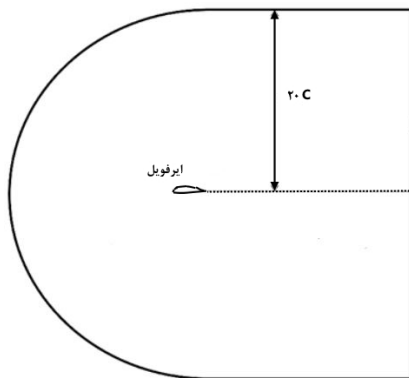
سطح انتگرال‌گیری در این روابط می‌تواند نفوذناپذیر (چسبیده به سطح منتشرکننده نويز) و نفوذپذیر (سطحی در اطراف سطح منتشرکننده نويز) باشد که در حالتی که سطح نفوذپذیر انتخاب می‌شود، اندازه شبکه در ناحیه نفوذپذیر باید به اندازه کافی ریز باشد [30]. محاسبه انتگرال‌ها با استفاده از تاخیر زمانی τ محاسبه شده‌اند.

$$\tau = t - \frac{r}{C_0} \quad (9)$$

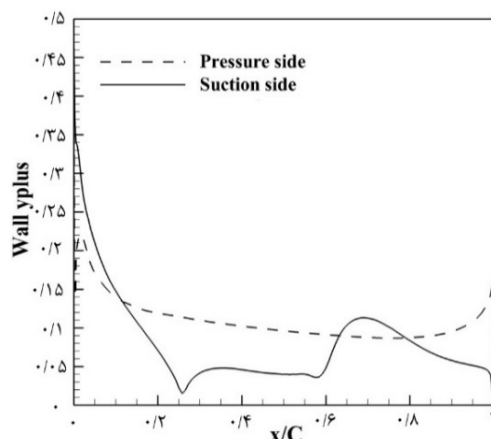
۳- تعریف مساله

خواص آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی ایرفویل اس دی ۷۰۳۷ با طول وتر ۰/۲۵ متر در حالات مختلف به صورت عددی و نیمه تجربی مورد بررسی قرار می‌گیرد. حل عددی با روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ انجام شده است. ابتدا نتایج را برای عدد رینولدز 4×10^4 و در زوایای حمله صفر تا ۲۰ درجه مورد بررسی قرار می‌دهیم. سپس این نتایج برای دو عدد رینولدز 7×10^4 و $1/5 \times 10^5$ در سه زاویه حمله، قبل از استال، محدوده استال و بعد از استال تکرار می‌شود. عدد رینولدز با استفاده از رابطه (۱۰) تعریف می‌شود.

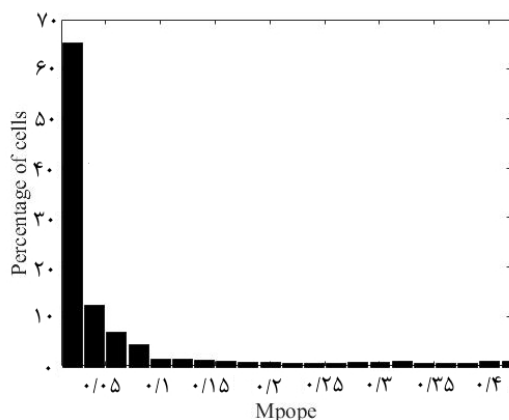
در رابطه (۱۴)، ν_t ویسکوزیته مقیاس زیرشبکه و Δ طول فیلترگیری را نشان می‌دهد و مقادیر K_0 و A در رابطه (۱۵) به‌ترتیب برابر با $1/4$ و 0.44 هستند. مقدار k_{res} با استفاده از این روابط بیش از مقدار واقعی تخمین زده می‌شود و این باعث دقیق‌تر شدن معیار معرفی‌شده توسط پوپ در رابطه (۱۱) می‌شود [28]. نمودار ۲ مقادیر M_{Pope} را برای شبکه موجود در این پژوهش نمایش می‌دهد. همان‌طور که در نمودار ۲ نشان داده شده است، مقادیر M_{Pope} برای بیش از 80% از سلول‌های شبکه مقداری کمتر از 0.2 دارد و این شبکه معیار ارایه‌شده توسط پوپ را به‌خوبی ارضا می‌کند.



شکل ۱) میدان محاسباتی اطراف ایرفویل اس‌دی ۷۰۳۷



نمودار ۱) توزیع y^+ روی سطح ایرفویل ($\alpha = 5^\circ$, $Re = 4 \times 10^5$)



نمودار ۲) درصد سلول‌ها بر حسب M_{Pope}

$$Re = \frac{\rho UC}{\mu} \quad (10)$$

کوپل کردن معادلات فشار و سرعت با استفاده از الگوریتم سیمپل سی (SIMPLEC) انجام شده است. گسسته‌سازی معادلات فشار با استفاده از روش مرتبه دوم و گسسته‌سازی معادلات ممنتوم با استفاده از روش اختلاف مرکزی کران‌دار انجام شده است. گسسته‌سازی زمانی با روش مرتبه دوم ضمنی انجام شده است و گام زمانی برابر با 5×10^{-6} در نظر گرفته شده است. نتایج نویز در تمامی محاسبات، در فاصله ۳ برابر طول وتر ایرفویل گزارش داده شده‌اند. برای اعتبارسنجی نتایج آکوستیک از نتایج تجربی تام [31] استفاده شده است و اعتبارسنجی نتایج آیرودینامیک با استفاده از داده‌های تجربی قرلی [32] انجام شده است. برای تحلیل بهتر نتایج، نتایج را با معادلات نیمه تجربی که توسط بروکس و همکاران [3] گسترش داده شده‌اند، مقایسه می‌کنیم. مقایسه نتایج تطابق خوبی را نشان نمی‌دهد که این به آن دلیل است که سطح مکش مسئول مکانیزم تولید نویز لایه مرزی آرام در ایرفویل مورد استفاده و عدد رینولدز مورد بررسی است. به همین دلیل این معادلات نیمه تجربی را برای پارامترهای لایه مرزی سطح مکش بازنویسی می‌کنیم. مقایسه نتایج عددی با نتایج حاصل از این روابط تطابق خوبی را نشان می‌دهند.

۴- تولید شبکه

شبکه مورد استفاده در این پژوهش به شکل C (شکل ۱)، با تعداد $10^6 \times 1/7$ سلول و با استفاده از نرم‌افزار گمبیت تولید شده است. توزیع شبکه در راستای اسپن (Span) به‌صورت یکنواخت در نظر گرفته شده است و طول اسپن مشابه با پژوهش‌های [19, 21] برابر با 0.1 است. طول وتر در نظر گرفته شده است. ارتفاع اولین سلول اطراف ایرفویل همانند نمودار ۱، طوری در نظر گرفته شده است که شرط $y^+ < 1$ ارضا شود. مرزها به اندازه 20 برابر طول وتر ایرفویل، دورتر از ایرفویل قرار داده شده‌اند.

برای دستیابی به یک حل دقیق در روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، شبکه ایجادشده باید معیار ارایه‌شده توسط پوپ را ارضا کند. بر اساس این معیار، باید 80% از انرژی جنبشی توربولانس حل شود، بنابراین باید مقدار M_{Pope} که در رابطه (۱۱) نشان داده شده است، برای بیش از 80% سلول‌های شبکه کمتر از 0.2 باشد [33].

$$M_{Pope}(x, t) = \frac{k_{res}(x, t)}{K(x, t) + k_{res}(x, t)} \quad (11)$$

$$K(x, t) = \frac{1}{2} \langle u_i' u_i' \rangle \quad (12)$$

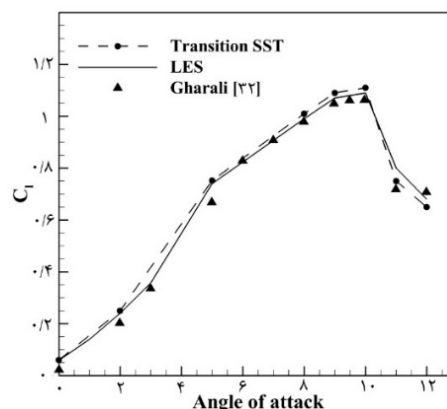
علامت $\langle \rangle$ در رابطه (۱۲) نشان‌دهنده میانگین‌گیری زمانی در دوره تناوب T است. $K(x, t)$ بخش حل‌شده انرژی جنبشی را نشان می‌دهد و $k_{res}(x, t)$ نشان‌دهنده انرژی جنبشی مقیاس زیرشبکه است که به فرم رابطه (۱۳) تعریف می‌شود.

$$k_{res}(x, t) = \frac{\langle v_t^2 \rangle}{(C_m \Delta)^2} \quad (13)$$

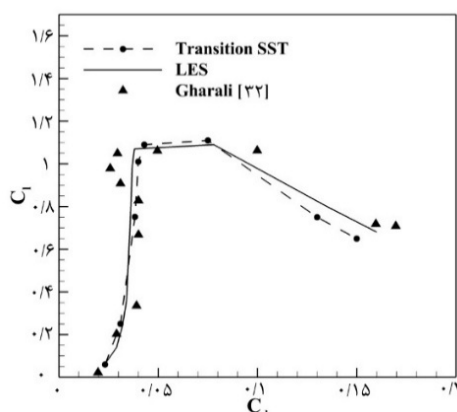
$$C_m = \sqrt{\frac{2}{3}} \frac{A}{\pi K_0^2} \quad (14)$$

۵- اعتبارسنجی نتایج

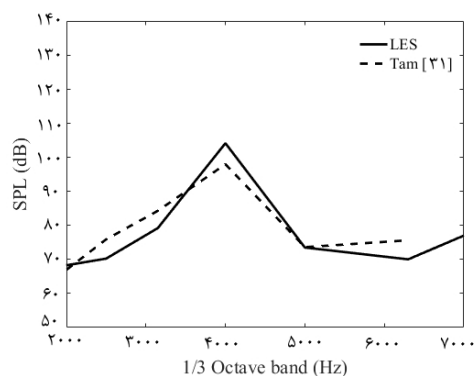
برای اعتبارسنجی نتایج، ابتدا ضریب لیفت و درگ حل عددی، با نتایج تجربی قرئلی [32] مقایسه می‌شود. همچنین برای مقایسه بهتر نتایج در محدوده گذار، نتایج با استفاده از مدل گذار اس‌اس‌تی (Transition SST) نیز تکرار شدند. مشاهده می‌شود که شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ نسبت به روش گذار اس‌اس‌تی تطابق بهتری با نتایج تجربی دارند (نمودارهای ۳ و ۴). در ادامه همان طور که در نمودار ۵ نشان داده شده است، نویز منتشرشده توسط ایرفویل، در زاویه حمله ۲ درجه با نتایج تجربی تام [31] مقایسه می‌شود.



نمودار ۳) مقایسه نتایج عددی ضریب لیفت با نتایج تجربی قرئلی [32]

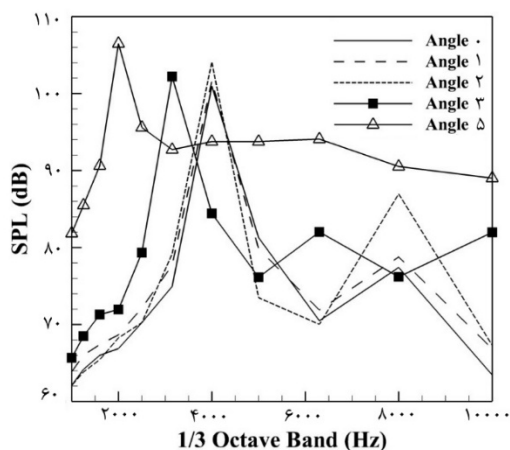
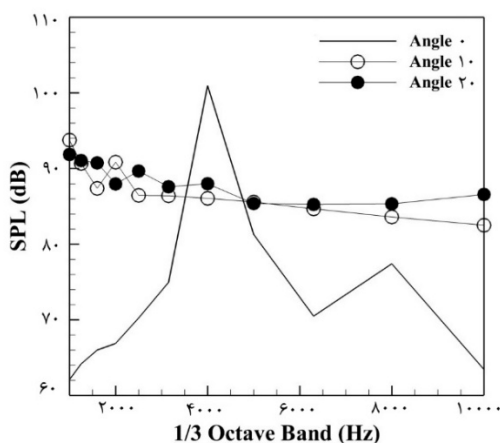


نمودار ۴) مقایسه نتایج عددی ضریب لیفت بر حسب ضریب درگ با نتایج تجربی قرئلی [32]

نمودار ۵) مقایسه نتایج تجربی [31] و عددی نویز ($\alpha = 2^\circ$, $Re = 4 \times 10^5$)

۶- نتایج و بحث

مقایسه نتایج طیف یک‌سوم اکتاو در عدد رینولدز 4×10^5 نشان می‌دهد که در زوایای صفر تا ۵ درجه (نمودار ۶) نویز تونال حضور دارد، این مورد در زوایای حمله ۱۰ و ۲۰ درجه مشاهده نمی‌شود (نمودار ۷). همچنین مشاهده می‌شود که به‌طور کلی با افزایش زاویه حمله، فرکانس نویز تونال به سمت فرکانس‌های پایین‌تر حرکت می‌کند و شدت کلی نویز افزایش می‌یابد.

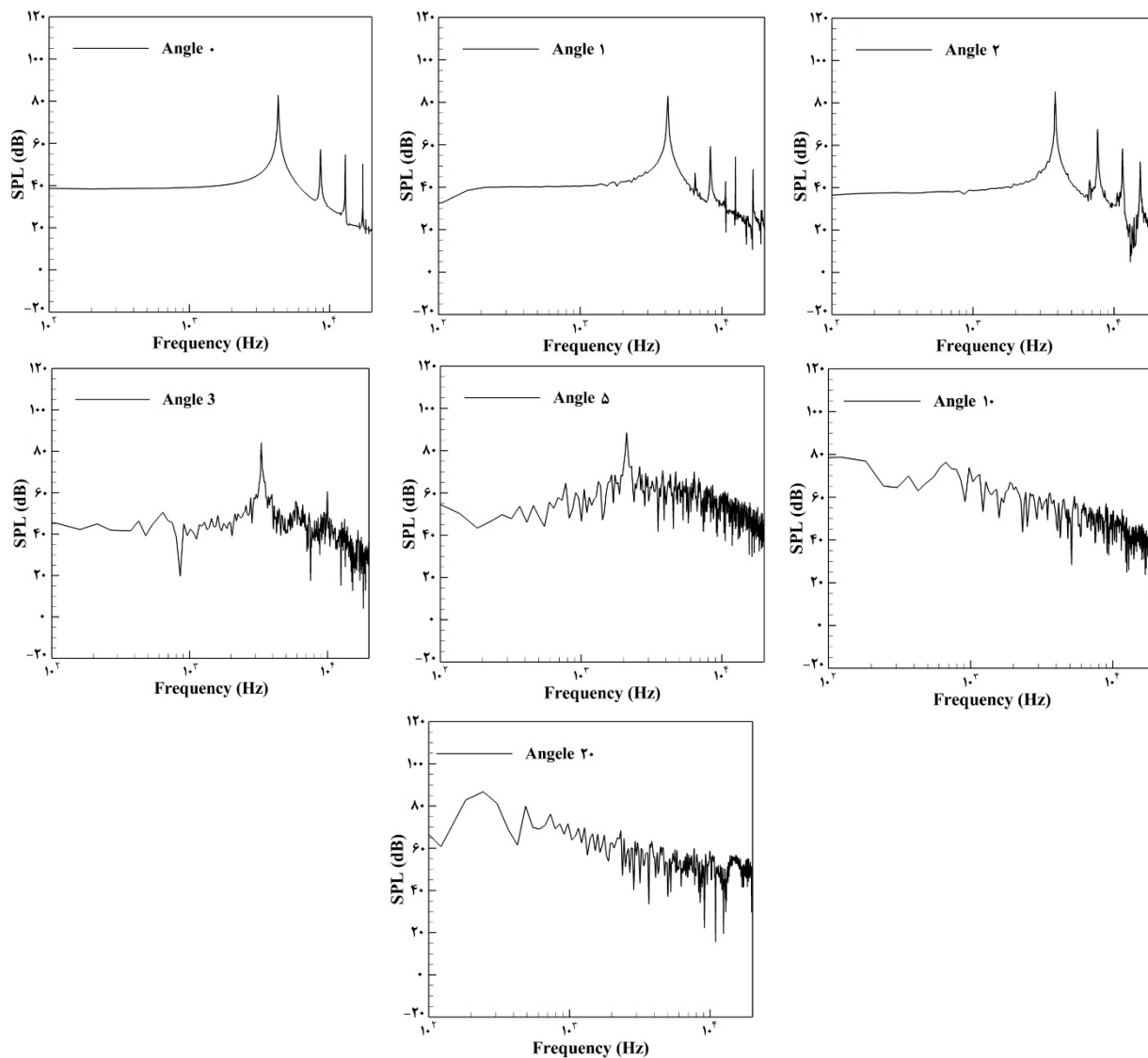
نمودار ۶) طیف یک‌سوم اکتاو نویز در زوایای حمله پایین ($Re = 4 \times 10^5$)نمودار ۷) طیف یک‌سوم اکتاو نویز در زوایای حمله پایین ($Re = 4 \times 10^5$)

مقایسه نتایج طیف یک‌سوم اکتاو (نمودار ۷) و طیف فرکانس (نمودار ۸) در زوایای حمله ۱۰ و ۲۰ درجه نشان می‌دهد که در این زوایا، نویز تونال از بین می‌رود و شدت صوت کلی نسبت به زوایای حمله پایین، بیشتر است. در واقع در این زوایا نویز به‌صورت پهن‌بند در طیف فرکانس مشاهده می‌شود. همچنین در این زوایا نویز جدایش استال به‌صورت فرکانس‌های پایین در نمودار سطح فشار صوت حضور دارد و شدت صوت فرکانس‌های پایین در این زوایا نسبت به زوایای قبل از استال (کمتر از ۱۰ درجه) بسیار بیشتر است. با بررسی طیف فرکانس در عدد رینولدز 4×10^5 و زوایای حمله مختلف در نمودار ۸ مشاهده می‌شود که در زوایای حمله پایین اوج‌های گسسته متعدد در طیف فرکانس وجود دارد و با افزایش زاویه حمله

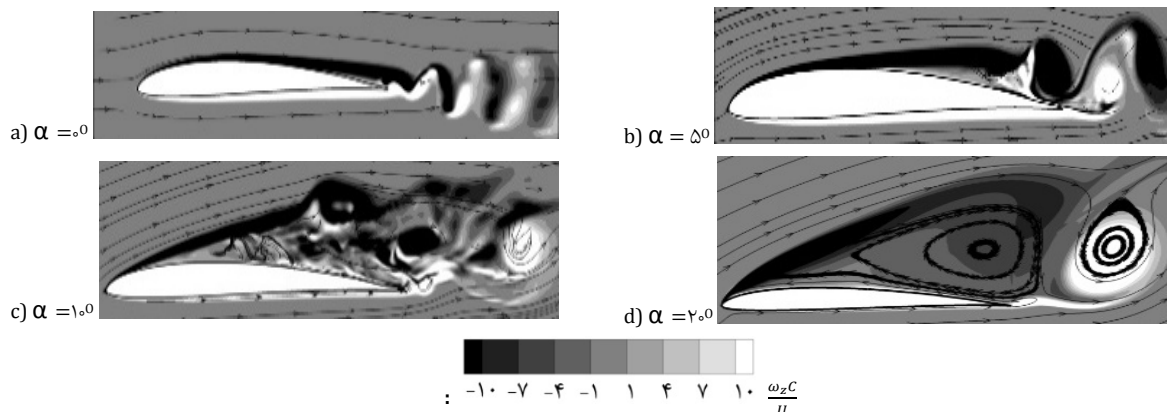
پایین‌تر حرکت می‌کند.

بررسی دقیق ساختار ورتیسسته بی‌بعد و خطوط جریان نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله اندازه گردابه‌ها بزرگ‌تر می‌شود و فرکانس ریزش آنها کاهش می‌یابد؛ در نتیجه فرکانس نویز غالب نیز با افزایش زاویه حمله کاهش پیدا می‌کند (شکل ۲).

تعداد این اوج‌ها کاهش و نوسانات کوچک در طیف فرکانس افزایش می‌یابد. همچنین با افزایش زاویه حمله، سطح کلی صوت به‌صورت پهن‌بند افزایش پیدا می‌کند. در زوایای حمله صفر تا ۵ درجه نویز تونال مشاهده می‌شود و با افزایش زاویه حمله فرکانسی (که شدت صوت در آن ماکزیمم است) به سمت فرکانس‌های



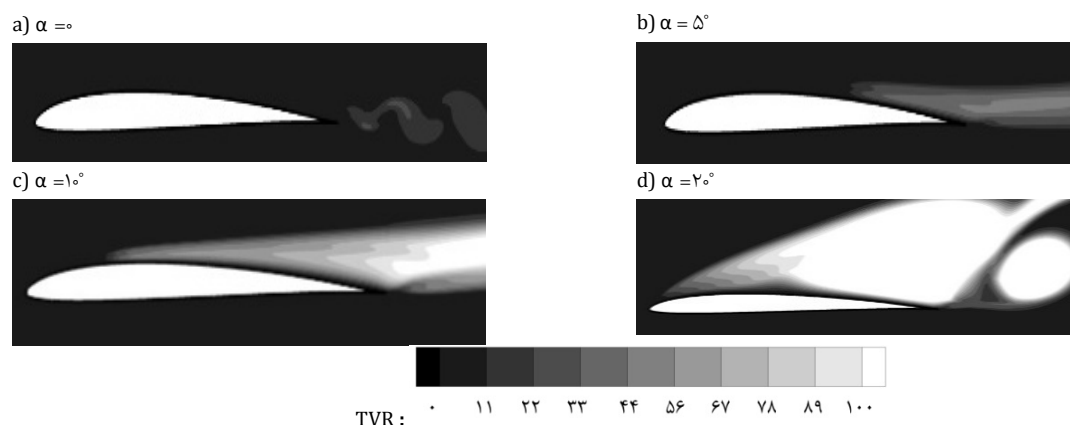
نمودار ۸) طیف نازک‌بند آکوستیک اطراف ایرفویل اس‌دی ۷۰۳۷ ($Re = 4 \times 10^5$)



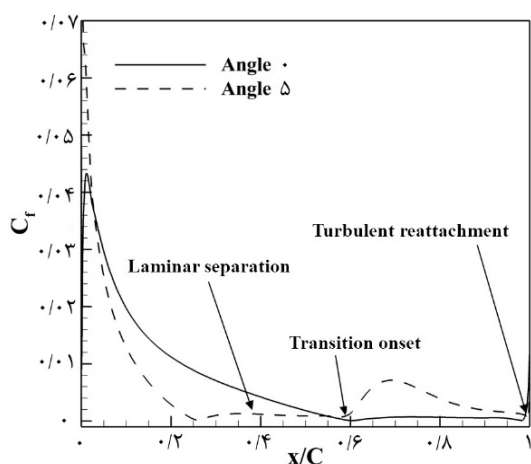
شکل ۹) ساختار ورتیسسته بی‌بعد به‌همراه خطوط جریان در زوایای حمله مختلف ($Re = 4 \times 10^5$)

جریان بدون شروع گذار در سطح مکش مشاهده می‌شود (نمودار ۹؛ زاویه حمله صفر، ۱ و ۲)، اوج‌های گسسته متعدد در طیف فرکانس به کمک تقویت امواج تولمین شلیختینگ سطح مکش توسط لایه برشی جدایش آرام در این سطح، ایجاد می‌شوند. همچنین اوج اصلی نویز تونال نتیجه تقویت امواج صوتی تولیدشده در جریان دنباله‌ای به کمک لایه مرزی آرام در سطح مکش است. با افزایش زاویه حمله همان طور که در شکل ۳ و نمودارهای ۹ و ۱۰ مشاهده می‌شود، بخش انتهایی ایرفویل به‌تدریج در ناحیه گذار قرار می‌گیرد و با آغاز مغشوش‌شدن جریان، مکانیزم تقویت امواج تولمین شلیختینگ در سطح مکش و در نتیجه اوج‌های متعدد در طیف فرکانس از بین می‌رود ولی به دلیل آنکه بخش عمده جریان در سطح مکش به‌صورت آرام است، اوج اصلی نویز تونال همچنان در این زوایا (زوایای حمله ۳ و ۵ درجه) مشاهده می‌شود. در ادامه و در زوایای حمله ۱۰ و ۲۰ درجه، بخش عمده سطح مکش در محدوده آشفته قرار می‌گیرد و مکانیزم‌های مسئول تولید نویز تونال به‌طور کلی از بین می‌روند که در نتیجه نویز تونال در این زوایا مشاهده نمی‌شود (شکل ۳).

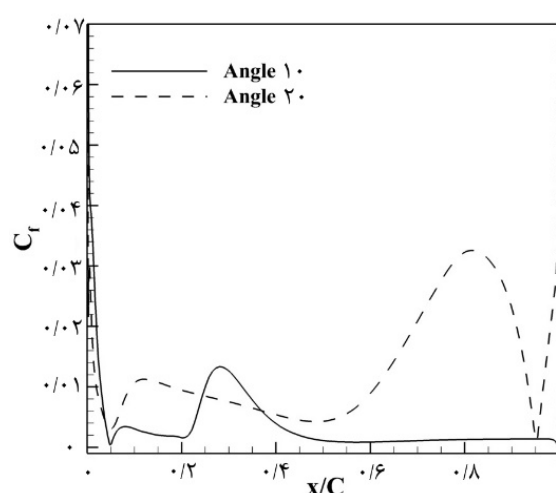
دسکوئسنس و همکاران^[13] لایه مرزی آرام در سطح مکش را مسئول تولید اوج‌های گسسته و سطح فشار را مسئول اوج اصلی می‌دانند و لوسون و همکاران^[8] عامل اصلی تولید نویز تونال را تقویت ناپایداری‌های تولمین شلیختینگ در سطح فشار به‌وسیله لایه برشی جریانی می‌دانند که در سطح فشار به‌صورت آرام جدا شده است. نتایج به‌دست‌آمده از این پژوهش نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله و آغاز گذار جریان از حالت آرام به درهم در انتهای سطح مکش، اوج‌های گسسته متعدد در نمودار سطح فشار صوت از بین می‌روند و با افزایش زاویه حمله و آشفته‌شدن بخش عمده‌ای از سطح مکش (شکل ۳)، اوج اصلی نویز تونال نیز از بین می‌رود. این در حالی است که لایه مرزی در سطح فشار همچنان به فرم آرام باقی می‌ماند. بنابراین برخلاف آنچه دسکوئسنس و همکاران^[13] اظهار داشتند و سطح مکش را به‌عنوان مکانیزم ثانویه تولید نویز تونال معرفی کردند، نتایج این پژوهش نشان می‌دهند که در محدوده عدد رینولدز مورد بررسی در این مطالعه، سطح مکش به‌عنوان مکانیزم اصلی در تولید نویز تونال حضور دارد. در واقع با بررسی نتایج می‌توان به این نتیجه رسید که وقتی جدایش آرام



شکل ۳) کانتور نسبت ویسکوزیته توربولانس اطراف ایرفویل ($Re = 4 \times 10^5$)



نمودار ۱۰) ضریب اصطکاک سطح ($Re = 4 \times 10^5$ و $\alpha = 5^\circ$ و 2°) (توضیحات شکل برای نمودار زاویه ۵ درجه است)



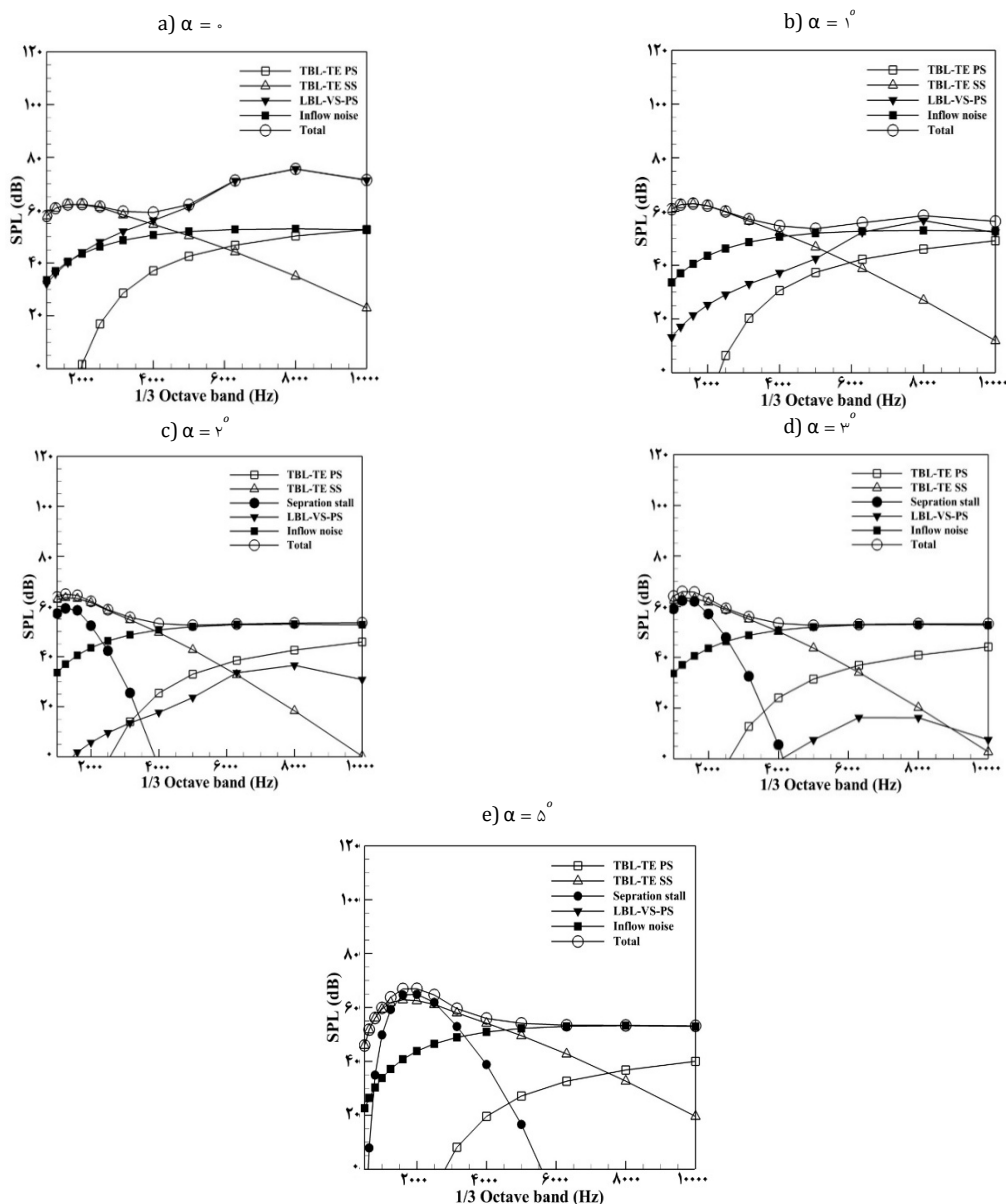
نمودار ۹) ضریب اصطکاک سطح ($Re = 4 \times 10^5$ و $\alpha = 10^\circ$ و 20°)

پیش‌بینی کنند. در ادامه طول مشخصه نویز لایه مرزی آرام با طول لایه‌مرزی ایرفویل در سطح مکش جایگزین می‌شود (نمودار ۱۲). مشاهده می‌شود که مکانیزم غالب تولید نویز در زوایای حمله پایین نویز لایه مرزی آرام است و با افزایش زاویه حمله، سطح اوج نویز لایه مرزی آرام همانند شبیه‌سازی عددی کاهش می‌یابد و افزایش زاویه حمله فرکانس نویز غالب را به سمت فرکانس‌های پایین می‌برد. همچنین با افزایش زاویه حمله، نویز ریزش گردابه‌های لایه مرزی آشفته سهم بیشتری در سطح فشار نویز کلی پیدا می‌کند و به‌صورت پهن‌بند باعث افزایش نویز کلی می‌شود که کاملاً مطابق با شبیه‌سازی عددی است. بنابراین می‌توان پیشنهاد کرد که در این محدوده عدد رینولدز طول مشخصه مناسب برای نویز لایه مرزی آرام در روابط نیمه تجربی بروکس و همکاران، طول لایه مرزی ایرفویل در سطح مکش است و در این زوایا، لایه مرزی آرام ایرفویل سهم عمده در نویز کلی ایرفویل را دارد (نمودار ۱۳).

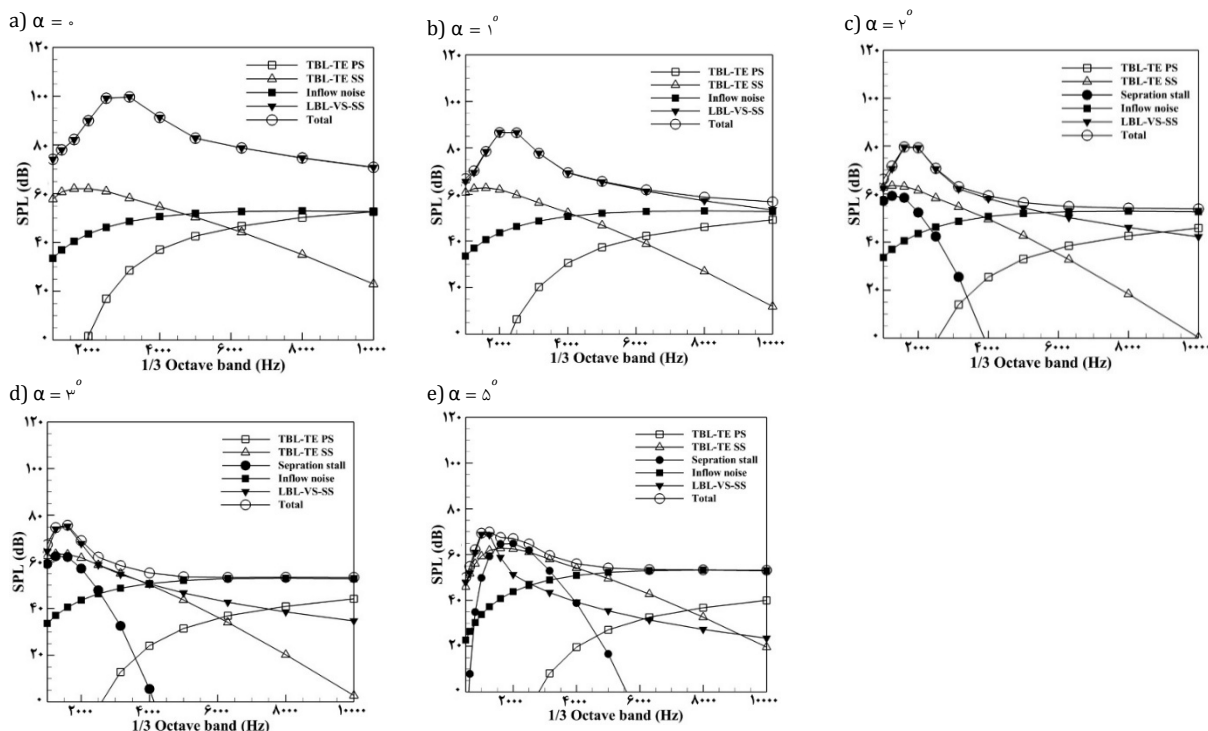
نمودار ۱۰ کانتور نسبت ویسکوزیته توربولانس که طبق رابطه (۱۷) تعریف می‌شود را نشان می‌دهد و مطابق با پژوهش [35] زمانی که مقدار آن بیشتر از ۱۰۰ باشد، می‌توان جریان را آشفته در نظر گرفت.

$$TVR = \frac{\mu_t}{\mu} \quad (15)$$

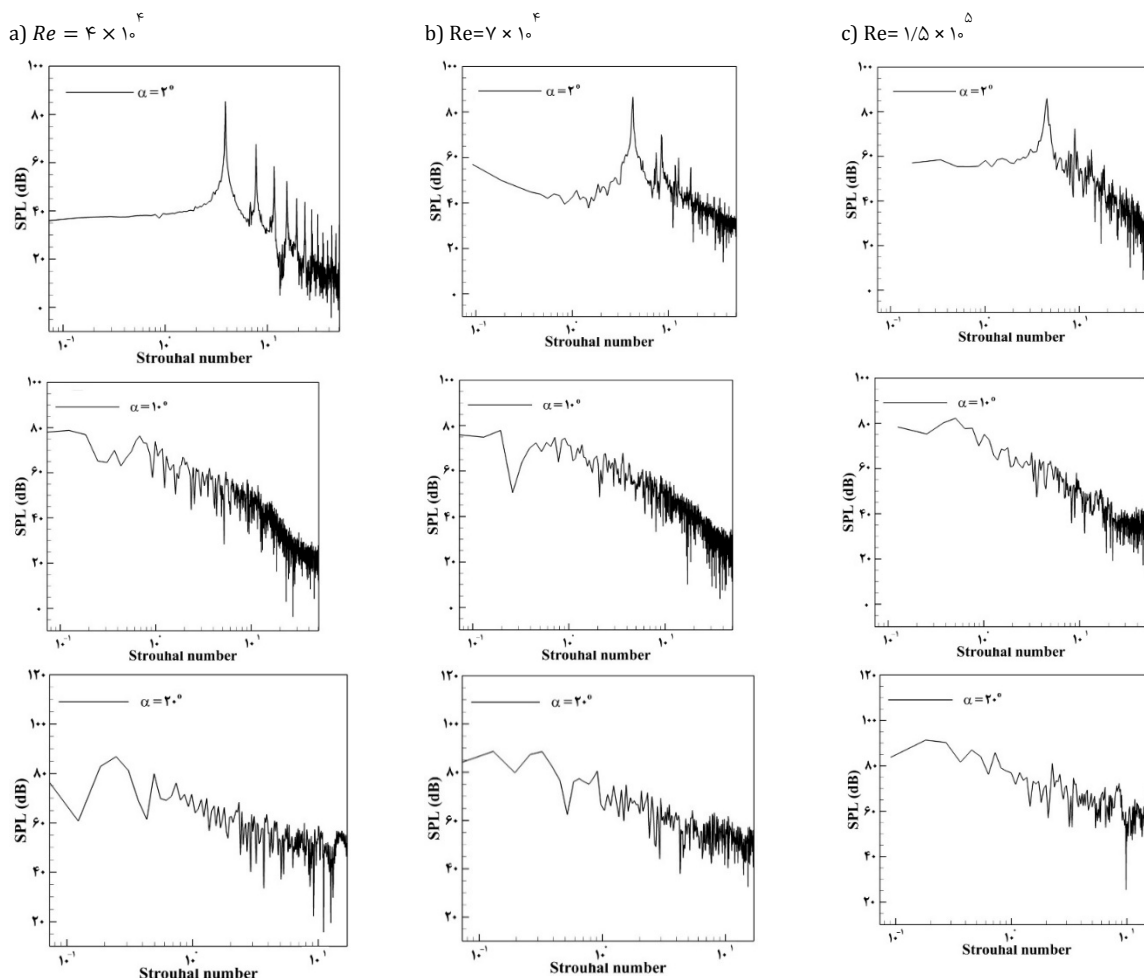
در ادامه برای بررسی دقیق‌تر تاثیر سطح مکش در نویز لایه مرزی آرام، روابط نیمه تجربی که توسط بروکس و همکاران [3] برای مکانیزم‌های مختلف تولید نویز ارایه شده است، مورد مطالعه قرار می‌گیرند. همچنین برای به‌دست‌آوردن نویز جریان ورودی از روابط ارایه‌شده توسط آمیت [36] استفاده شده است. طول مشخصه در روابط بروکس و همکاران برای نویز لایه مرزی آرام، طول لایه مرزی ایرفویل در سطح فشار است. نتایج حاصل از این روابط در نمودار ۱۱ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود نتایج نویز لایه مرزی آرام ایرفویل سهم اندکی در نویز کلی دارند و این روابط نمی‌توانند سطح فشار صوت و فرکانس نویز غالب را به‌درستی



نمودار ۱۱) طیف یک‌سوم اکتاو نویز حاصل از روابط نیمه تجربی بروکس، پوپ و مارکولینی در زوایای حمله مختلف ($Re = 4 \times 10^5$)



نمودار ۱۲) طیف یک‌سوم اکتاو نویز حاصل از روابط نیمه تجربی بروکس، پوپ و مارکولینی در زوایای حمله مختلف با استفاده از خواص لایه مرزی سطح مکش برای محاسبات نویز ریش گردابه‌های آرام ($Re = 4 \times 10^5$)



نمودار ۱۳) طیف نازک‌باند آکوستیک اطراف ایرفویل اس‌دی ۳۷-۷۰ در اعداد رینولدز و زوایای حمله مختلف

مکانیزم تقویت امواج تولمین شلیختینگ در سطح مکش و در نتیجه اوج‌های متعدد در طیف فرکانس از بین می‌روند؛ ولی به دلیل آنکه بخش عمده جریان در سطح مکش به‌صورت آرام است، اوج اصلی نویز تونال همچنان در این زوایا (زوایای حمله ۳ و ۵درجه) مشاهده می‌شود. در ادامه و در زوایای حمله ۱۰ و ۲۰درجه بخش عمده سطح مکش در محدوده آشفته قرار می‌گیرد و مکانیزم‌های مسئول تولید نویز تونال به‌طور کلی از بین می‌روند که در نتیجه نویز تونال در این زوایا مشاهده نمی‌شود.

در ادامه روابط نیمه تجربی که توسط بروکس و همکاران برای مکانیزم‌های مختلف تولید نویز ارایه شده است، مورد مطالعه قرار گرفت و طول مشخصه نویز ریزش گردابه‌های لایه مرزی آرام که در معادلات اصلی برابر با طول لایه مرزی ایرفویل در سطح فشار است، با طول لایه مرزی ایرفویل در سطح مکش جایگزین شد. مشاهده شد که نتایج حاصل، محدوده فرکانس و شدت نویز تونال را بسیار بهتر از معادلات اصلی پیش‌بینی می‌کنند و این نشان‌دهنده صحت ادعای حاصل از نتایج عددی است که سطح مکش را مسئول تولید نویز تونال در محدوده اعداد رینولدز مورد مطالعه در این پژوهش می‌داند.

در ادامه نتایج نویز در اعداد رینولدز مختلف مورد مطالعه قرار گرفتند. بررسی نتایج نشان می‌دهد که با افزایش عدد رینولدز، فرکانس نویز غالب در زاویه ۲درجه تقریباً در عدد استروهاال ثابتی رخ می‌دهد و با افزایش عدد رینولدز در این زاویه حمله، مکانیزم تقویت امواج تولمین شلیختینگ توسط جدایش لایه مرزی آرام در سطح مکش ایرفویل از بین می‌رود؛ در نتیجه تعداد اوج‌های گسسته در طیف فرکانس به‌تدریج کاهش می‌یابد. همچنین در زاویه حمله ۲درجه با افزایش عدد رینولدز، شدت اوج نویز تونال کاهش پیدا می‌کند و سطح کلی فشار صوت به‌صورت پهن‌بند در تمامی زوایای حمله، با افزایش عدد رینولدز افزایش پیدا می‌کند.

تشکر و قدردانی: نویسندگان موردی را گزارش نکردند.

تاییدیه اخلاقی: نویسندگان موردی را گزارش نکردند.

تعارض منافع: نویسندگان موردی را گزارش نکردند.

سهم نویسندگان: نویسندگان موردی را گزارش نکردند.

منابع مالی: نویسندگان موردی را گزارش نکردند.

فهرست علائم

C	طول وتر ایرفویل (m)
c_0	سرعت صوت (ms^{-1})
f	سطح کنترل در محاسبات نویز
M	عدد ماخ
P	فشار ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)
r	فاصله مستقیم بین گیرنده و منبع نویز (m)
Re	عدد رینولدز
St	عدد استروهاال
t	زمان (s)
u	سرعت (ms^{-1})
$\bar{x}$	مکان گیرنده نویز (m)
علائم یونانی	
α	زاویه حمله
μ	لزجت دینامیکی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)

در ادامه، نتایج طیف فرکانس صوت در زوایای حمله ۲، ۱۰ و ۲۰درجه در سه عدد رینولدز 4×10^4 ، 7×10^4 و $1/5 \times 10^5$ مقایسه می‌شوند. در این نمودارها فرکانس طبق رابطه (۱۶) با طول وتر ایرفویل و سرعت جریان آزاد بی‌بعد می‌شود.

$$St = \frac{fC}{U} \quad (16)$$

همان‌طور که مشاهده می‌شود، فرکانس نویز غالب در زاویه ۲درجه تقریباً در عدد استروهاال ثابتی رخ می‌دهد و مشابه با توضیحاتی که در قسمت قبل داده شد، در زاویه حمله ۲درجه و با افزایش عدد رینولدز زمانی، شروع گذار جریان در انتهای ایرفویل صورت می‌گیرد و مکانیزمی که مسئول تولید اوج‌های گسسته است، از بین می‌رود. همچنین در زاویه حمله ۲درجه با افزایش عدد رینولدز و از بین رفتن تدریجی مکانیزم‌های مسئول تولید نویز تونال، شدت اوج نویز تونال کاهش پیدا می‌کند. این مورد در نمودارهای ۸ و ۱۲ نیز مشاهده شد؛ در این نمودارها با افزایش زاویه حمله و کم‌رنگ شدن مکانیزم مسئول تولید نویز تونال، شدت اوج نویز تونال کاهش پیدا می‌کند. ولی همان‌طور که مشاهده می‌شود، سطح کلی فشار صوت به‌صورت پهن‌بند در تمامی زوایای حمله با افزایش عدد رینولدز افزایش پیدا می‌کند.

۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش به بررسی نویز حاصل از ایرفویل اس‌دی ۷۰۳۷ در رینولدزهای 4×10^4 ، 7×10^4 و $1/5 \times 10^5$ و در طیف وسیعی از زوایای حمله پرداخته شده است. بررسی نتایج نشان می‌دهد که در زوایای صفر تا ۵درجه نویز تونال مشاهده می‌شود و این نویز در زوایای حمله ۱۰ و ۲۰درجه از بین می‌رود و به‌طور کلی با افزایش زاویه حمله، فرکانس نویز تونال به سمت فرکانس‌های پایین‌تر حرکت می‌کند و شدت نویز به‌صورت پهن‌بند افزایش می‌یابد. در زوایای حمله ۱۰ و ۲۰درجه، نویز جدایش استال به‌صورت فرکانس‌پایین در نمودار سطح فشار صوت حضور دارد و شدت صوت فرکانس‌های پایین در این زوایا نسبت به زوایای قبل از استال (کمتر از ۱۰درجه) بسیار بیشتر است.

نتایج نشان می‌دهد که برخلاف آنچه سایر پژوهشگران اظهار داشتند و سطح مکش را به‌عنوان مکانیزم ثانویه تولید نویز تونال معرفی کردند، در محدوده عدد رینولدز مورد بررسی در این مطالعه، سطح مکش به‌عنوان مکانیزم اصلی در تولید نویز تونال حضور دارد. در واقع با استفاده از مفاهیم مربوط به امواج تولمین شلیختینگ و مجموعه نتایج، می‌توان نتیجه گرفت که وقتی جدایش آرام جریان در سطح مکش مشاهده می‌شود، اوج‌های گسسته متعدد در طیف فرکانس، به کمک تقویت امواج تولمین شلیختینگ سطح مکش توسط لایه برشی جدایش آرام در این سطح، ایجاد می‌شوند. همچنین بررسی نتایج نشان می‌دهد که اوج اصلی نویز تونال نتیجه تقویت امواج تولیدشده در جریان دنباله‌ای به کمک لایه مرزی آرام در سطح مکش است. با افزایش زاویه حمله، بخش انتهایی ایرفویل به‌تدریج در ناحیه گذار قرار می‌گیرد و با افزایش طول ناحیه گذار،

- 17- Sangbori M, Gharali K, Nejat A. LES modeling of a static and dynamic airfoil with the noise study of the static case. Proceeding of 6th International Conference and Exhibition on Clean Energy 2017. Unknown Publisher; 2017.
- 18- Williams JF, Hawkings DL. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. 1969;264(1151):321-342.
- 19- Wolf WR, Lele SK. Trailing-edge noise predictions using compressible large-eddy simulation and acoustic analogy. AIAA Journal. 2012;50(11):2423-2434.
- 20- Shen WZ, Zhu W, Sørensen JN. Aeroacoustic computations for turbulent airfoil flows. AIAA Journal. 2009;47(6):1518-1527.
- 21- Ghasemian M, Nejat A. Aerodynamic Noise computation of the flow field around NACA 0012 airfoil using large eddy simulation and acoustic analogy. Journal of Computational Applied Mechanics. 2015;46(1):41-50.
- 22- Ghasemian M, Nejat A. Aero-acoustics prediction of a vertical axis wind turbine using Large Eddy Simulation and acoustic analogy. Energy. 2015;88:711-717.
- 23- Ghasemian M, Nejat A. Aerodynamic noise prediction of a horizontal axis wind turbine using improved delayed detached eddy simulation and acoustic analogy. Energy Conversion and Management. 2015;99:210-220.
- 24- Kaviani HR, Nejat A. Aerodynamic noise prediction of a MW-class HAWT using shear wind profile. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 2017;168:164-176.
- 25- Kaviani HR, Nejat A. Aeroacoustic and aerodynamic optimization of a MW class HAWT using MOPSO algorithm. Energy. 2017;140 Pt 1:1198-1215.
- 26- Di Francescantonio P. A new boundary integral formulation for the prediction of sound radiation. Journal of Sound and Vibration. 1997;202(4):491-509.
- 27- Pope SB, Pope Stephen B. Turbulent flows. Cambridge: Cambridge University Press; 2000.
- 28- Lilly DK. A proposed modification of the Germano subgrid-scale closure method. Physics of Fluids A: Fluid Dynamics. 1992;4(3):633-635.
- 29- Farassat F, Succi GP. The prediction of helicopter rotor discrete frequency noise. 38th proceeding of American Helicopter Society, Annual Forum, May 4-7, 1982, Anaheim, CA. Washington: American Helicopter Society; 1982.
- 30- Lockard D, Casper J. Permeable surface corrections for Ffowcs Williams and Hawkings integrals. 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 23-25 May 2005, Monterey, California. Reston: AIAA; 2012.
- 31- Tam N. An aeroacoustic study of airfoil self-noise for wind turbine applications [Dissertation]. Ontario: University of Waterloo; 2017.
- 32- Gharali K. Pitching airfoil study and freestream effects for wind turbine applications [Dissertation]. Ontario: University of Waterloo; 2013.
- 33- Pope SB. Ten questions concerning the large-eddy simulation of turbulent flows. New Journal of Physics. 2004;6:35.
- 34- Coussement A, Gicquel O, Degrez G. Large eddy simulation of a pulsed jet in cross-flow. Journal of Fluid Mechanics. 2012;(695):1-34.
- 35- Gharali K, Johnson DA. Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity. Journal of Fluids and Structures. 2013;42:228-244.

چگالی (kgm^{-3})	ρ
لزجت سینماتیکی (m^2s^{-1})	ν
زمان به تاخیر افتاده	τ
تانسور تنش زیرشیکه	τ_{ij}
تنش برشی در دیواره	τ_w
زیرنویس‌ها	
نویز بار	L
بردار در جهت عمود بر سطح کنترل	n
بردار در جهت انتشار صوت	r
نویز ضخامت	T
توربولانس	t

منابع

- 1- Pedersen E, Persson Wayne K. Wind turbine noise, annoyance and self-reported health and well-being in different living environments. Occupational and Environmental Medicine. 2007;64(7):480-486.
- 2- Rogers AL, Manwell JF, Wright S. Wind turbine acoustic noise. Renewable Energy Research Laboratory, Amherst: University of Massachusetts. 2006.
- 3- Brooks TF, Pope DS, Marcolini MA. Airfoil self-noise and prediction. Technical Report. Washington: NASA; July 1989. Report No: NASA-RP-1218, L-16528.
- 4- Paterson RW, Vogt PG, Fink MR, Munch CL. Vortex noise of isolated airfoils. Journal of Aircraft. 1973;10(5):296-302.
- 5- Tam CKW. Discrete tones of isolated airfoils. The Journal of the Acoustical Society of America. 1974;55(6):10.1121.
- 6- Fink MR. Prediction of airfoil tone frequencies. Journal of Aircraft. 1975;12(2):118-120.
- 7- Arbey H, Bataille J. Noise generated by airfoil profiles placed in a uniform laminar flow. Journal of Fluid Mechanics. 1983;134:33-47.
- 8- Lowson M, Fiddes S, Nash E. Laminar boundary layer aero-acoustic instabilities. 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 10-13 January 1994, Reno, NV, USA. Reston: AIAA; 1994.
- 9- McAlpine A, Nash EC, Lowson MV. On the generation of discrete frequency tones by the flow around an aerofoil. Journal of Sound and Vibration. 1999;222(5):753-779.
- 10- Nash E, Lowson M. Noise due to boundary layer instabilities. CEAS/AIAA Aeroacoustic Conference. 1995;124:875-884.
- 11- Nash EC, Lowson MV, McAlpine A. Boundary-layer instability noise on aerofoils. Journal of Fluid Mechanics. 1999;382:27-61.
- 12- Arcondoulis E, Doolan C, Zander AC. Airfoil noise measurements at various angles of attack and low Reynolds number. Proceeding of ACOUSTICS 23-25 November 2009, Adelaide, Australia. Unknown Publisher; 2009.
- 13- Desquesnes G, Terracol M, Sagaut P. Numerical investigation of the tone noise mechanism over laminar airfoils. Journal of Fluid Mechanics. 2007;591:155-182.
- 14- Akishita S. Tone-like noise from an isolated two dimensional airfoil. 10th Aeroacoustics Conference, 9-11 July 1986, Seattle, WA, USA. Reston: AIAA; 2012.
- 15- Ikeda T, Atobe T, Fujimoto D, Inasawa A, Asai M. Self-noise effects on aerodynamics of cambered airfoils at low Reynolds number. AIAA Journal. 2015;53(8):2256-2269.
- 16- Pröbsting S, Scarano F. Experimental investigation of isolated aerofoil noise. Proceeding of 21st International Congress on Sound and Vibration, 2014. Unknown Publisher; 2014.