



## بررسی آبروآکوستیکی جریان اطراف ایرفویل به روش رهیافت‌های شبیه سازی گردابه‌های بزرگ، گردابه‌های جدا شده و میانگین زمانی رینولدز

بابک الهامی<sup>۱</sup>، مجتبی دهقان منشادی<sup>۲\*</sup> و علی اکبر دهقان<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

<sup>۲</sup> استاد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

<sup>۳</sup> استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۲/۲۷؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۹/۰۶/۲۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۸/۱۱

### چکیده

انتخاب رهیافت مناسب شبیه‌سازی عددی و مدل آشفتگی همواره یک دغدغه جدی برای محققان دینامیک سیالات محاسباتی به خصوص برای تحلیل لایه مرزی آشفته و پدیده‌های مرتبط به آن می باشد، چون این محاسبات گذرا و پرهزینه هستند. در این تحقیق سه رهیافت عددی میانگین زمانی رینولدز، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده، جهت تعیین خصوصیات آبرودینامیکی و آبروآکوستیکی جریان روی مقطع NACA0012 در شرایط جریانی خاص استفاده شده است. در تحقیق از شبکه‌بندی استفاده شده است که دارای متوسط  $(Y^+ < 5)$  است. این تحقیق نشان داد که با این شبکه‌بندی، رهیافت‌های میانگین زمانی رینولدز و شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده، ضریب فشار و نیروهای آبرودینامیکی اعمال شده روی مقطع را به خوبی پیش‌بینی می‌نمایند؛ اما مشخص می‌شود که رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، به خوبی توانایی تشخیص لایه مرزی آشفته و شروع آن را دارد و به تبع آن خصوصیات آبروآکوستیکی مرتبط به آن را نیز بهتر تخمین می‌زند. در این تحقیق میزان بیشینه خطای رهیافت‌های میانگین زمانی رینولدز، شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، در فرکانس‌های مختلف، برای تخمین سطح فشار صوت در دوردست، در مقایسه با نتایج تست تجربی موجود، به ترتیب ۱۹٪، ۱۷٪ و ۷٪ است.

**کلمات کلیدی:** رهیافت میانگین زمانی رینولدز؛ رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده؛ رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ؛ سطح فشار صوت دوردست؛ چگالی طیف توان فشاری.

## Numerical Investigation of the Aeroacoustic Behaviours Around an Airfoil by LES, DES and RANS Approaches

B. Elhami<sup>1</sup>, M. Dehghan Menshadi<sup>2,\*</sup>, A. Dehghan<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Ph.D. Student, Faculty of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology.

<sup>2</sup> Professor., Faculty of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology.

<sup>3</sup> Professor, Mechanical Engineering Faculty, Yazd University.

### Abstract

One of the challenging tasks in every computational fluid dynamic simulation, specifically those dealing with turbulent boundary layer and its subsequent phenomenon, is finding the suitable simulation method or turbulence model. In fact, finding the right method can save considerable amount of computational cost for the researchers. In this paper, aerodynamic and aeroacoustic characteristics of flow over NACA0012 airfoil have been investigated using three different turbulence models. These models include RANS, LES and DES. Experimental results are available for chosen flow condition and will be used for validation in every model considered. The results indicate that using RANS and DES approaches can well predict the pressure coefficient and aerodynamic forces on the cross-section by grids having  $Y^+ < 5$  on the average. On the other hand, LES approach is better suited for predicting the turbulent boundary layer and its starting point. Therefore, aero-acoustic characteristics of flow are better predicted by employing LES scheme. The maximum simulation error of RANS, DES and LES schemes in predicting the farfield sound pressure level for different frequencies were 19%, 17% and 7% respectively.

**Keywords:** Reynolds Averaged Navier-Stokes Approach (RANS); Detached Eddy Simulation Approach (DES); Large Eddy Simulation Approach (LES); Sound Pressure Level (SPL); Power Spectra Density (PSD).

## ۱- مقدمه

از مکانیزم‌های نوین ایجاد شده توسط ناحیه انتهایی ایرفویل یا لبه فرار، بروکس به موارد زیر اشاره کرده است. او این مکانیزم‌ها را به ۴ گروه تقسیم‌بندی نموده است: ۱- نوین لبه فرار لایه مرزی آشفته. ۲- نوین ریزش گردابه لایه مرزی آرام. ۳- نوین جدایش (واماندگی). ۴- نوین ریزش گردابه لبه فرار [۱]. به منظور درک عوامل ایجاد نوین ذکر شده در بالا تا یافتن راه حلی برای کاهش نوین نیاز است که ساختار لایه مرزی آشفته و تعامل آن با نوسانات فشار رخ داده در این ناحیه، به خوبی شناخته شود. بررسی میدان فشار برای پی بردن به رابطه‌ای که سینماتیک لایه مرزی آشفته و میدان فشار ناپایا را توصیف می‌کند، مخصوصاً رابطه بین توان گردابه‌ها و تغییرات فشار روی دیواره، بسیار مهم است. روی این مطلب آندروپولوس و آگویبی در سال ۱۹۹۶ کار کردند [۲]. نوسانات فشار در محدوده فرکانسی زیادی در لایه مرزی آشفته رخ می‌دهد که کل محدوده را می‌توان به دو محدوده فرکانس پایین و فرکانس بالا طبقه‌بندی کرد. توسط مدل آشفستگی رهیافت گردابه‌های بزرگ، میدان فشار جریان داخل یک کانال، توسط کیم در سال ۱۹۸۳ حدس زده شد. این مطالعه عددی محل قرار گرفتن نوسانات فشار فرکانس پایین را مورد تایید قرار داد که در اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی به ثبت رسیده بود [۳]؛ همچنین او در سال ۱۹۸۹ از روش رهیافت عددی مستقیم استفاده کرد که دقت بسیار بالایی در حل معادلات ناویر استوکس دارد [۴]. چانگ و همکاران در سال ۱۹۹۹ با روش شبیه‌سازی عددی مستقیم معادلات ناویر استوکس، رابطه بین ترم‌های سرعت و فشار دیواره را بررسی کردند. در این بررسی مشاهده شد که در زیرلایه لزج نوسانات فشار با فرکانس بالا و در زیرلایه لگاریتمی نوسانات فشار با فرکانس پایین و هردوی آن‌ها در لایه میانی رخ می‌دهند [۵]. کیم و همکاران، در سال ۲۰۰۲ یک بررسی دقیق روی منابع ماکزیمم دامنه نوسانات فشار به روش رهیافت عددی مستقیم معادلات ناویر استوکس و همچنین روش معادلات میانگین شده مقید بر گردابه‌های رخ داده در جهت جریان، انجام دادند و سپس این تحقیق را به طور عکس تکرار کردند و با بدست آوردن نوسانات سرعت، بیشینه دامنه مثبت و منفی نوسانات فشار رخ داده را تشخیص دادند [۶]. فرمائی و همکاران، اثر استفاده از دو روش متفاوت آشفته-

سازی جریان، شامل مرز ورودی لاند و آشفته‌سازی توسط تریپ، بر مشخصه‌های جریان لایه مرزی آشفته روی صفحه تخت را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها شبیه‌سازی ناپایای جریان را با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و ضریب محلی اسمانگورینسکی دینامیکی در نرم‌افزار اوپن‌فوم انجام دادند. سپس با مقایسه هر دو روش به این نتیجه رسیدند که مدل مرز ورودی لاند از دقت مناسب‌تری نسبت به مدل آشفته‌سازی توسط تریپ، برخوردار است [۷]؛ همچنین ایشان در پژوهشی دیگر که در سال ۲۰۱۹ انجام دادند، پس از رسیدن به مدل آشفته‌سازی جریان مناسب، به پیش‌بینی عددی پارامترهای مؤثر بر نوین ناشی از جریان لایه مرزی آشفته مانند طیف فشار سطح، طول مشخصه نوسانات فشار و گردابه‌ها در راستای دهانه مدل و سرعت جابجایی ساختارهای گردابه‌ای در محدوده لبه فرار یک صفحه تخت پرداختند [۸]. در دهه‌های گذشته مطالعات زیادی روی نوین لبه فرار در قالب تحقیقات تحلیلی، عددی و تجربی انجام گرفته است. دلیل این امر، اهمیت نوین لبه فرار در محدوده وسیعی از کاربردها همچون هواپیماها، زیردریایی‌ها، توربین‌های بادی، فن‌ها و غیره است [۹-۱۲]. به طور کلی دو رهیافت جهت پیش‌بینی نوین دوردست ناشی از لایه مرزی آشفته در لبه فرار ایرفویل وجود دارد: ۱- فرمول‌بندی بر اساس آنالوژی آکوستیک لایتیل [۱۳] که نیازمند داشتن میدان سرعت اطراف لبه فرار ایرفویل است. ۲- فرمول‌بندی براساس روش‌های هیدروآکوستیک خطی که نیازمند داشتن میدان فشار القایی روی سطح ایرفویل در فاصله نزدیک به لبه فرار است. موریو و همکاران در بررسی منابع صوتی لبه فرار ایرفویل NACA0012 هنگام واماندگی یا نزدیک به آن به مقایسه دو روش شبیه‌سازی عددی و آزمایشگاهی پرداختند. در شبیه‌سازی عددی با مقایسه رهیافت گردابه‌های بزرگ با رهیافت عددی مستقیم تطابق خوب رهیافت گردابه‌های بزرگ حاصل شد که حتی توانست به پیش‌بینی جزئیاتی مانند، ریختن گردابه فون کارمن بپردازد [۱۴]. لین و همکاران برای پیش‌بینی نوین دوردست لبه فرار ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله صفر، از میدان فشار و سرعت پیش‌بینی شده توسط رهیافت گردابه‌های بزرگ استفاده کردند [۱۵].

### معادله بقای جرم (پیوستگی)

معادله بقای جرم یا پیوستگی را می‌توان با رابطه (۱) زیر نوشت [۲۶]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

### معادلات بقای اندازه حرکت

معادله بقای اندازه حرکت برای یک سیال نیوتنی و در یک دستگاه لخت در جهت دلخواه  $i$  به شکل رابطه (۲) خواهد بود [۲۶]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i + F_i \quad (2)$$

در آن  $P$  فشار استاتیک بوده و  $\tau_{ij}$  تانسور تنش است. عبارت  $\rho g_i$  نیروی حجمی ناشی از وزن بوده و  $F_i$  نیروی حجمی خارجی مانند نیروی میدان الکتریکی و مغناطیسی در جهت دلخواه  $i$  است. تانسور تنش با رابطه (۳) تعریف می‌شود [۲۶]:

$$\tau_{ij} = \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \quad (3)$$

که  $\mu$  لزجت مولکولی بوده و تغییر شکل خطی را با تنش‌ها مرتبط می‌سازد؛ همچنین جمله دوم در سمت راست معادله، اثر انبساط حجم را بیان می‌کند.

### رهیافت متوسط‌گیری زمانی رینولدز (RANS)

در متوسط‌گیری زمانی رینولدز متغیرهای موجود برای حل در معادلات لحظه‌ای ناویراستوکس به دو قسمت تقسیم می‌شوند؛ یک قسمت متوسط (متوسط زمانی گرفته شده) و یک قسمت نوسانی، مثلاً برای متغیر سرعت داریم [۲۷]:

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i \quad (4)$$

به طوری که  $\bar{u}_i$  و  $u'_i$  به ترتیب مقادیر متوسط و لحظه‌ای سرعت می‌باشند. به همین ترتیب برای فشار و دیگر کمیت‌های اسکالر داریم:

$$\phi_i = \bar{\phi}_i + \phi'_i \quad (5)$$

با جای‌گذاری عبارت‌هایی از این دست در معادلات لحظه‌ای پیوستگی و اندازه حرکت و همچنین صرف نظر کردن از نیروی وزن، میدان الکتریکی و مغناطیسی داریم [۲۷]:

در یک نگاه کلی مشاهده می‌شود که تحقیقات وسیع عددی در زمینه مباحث مختلف آیرودینامیک صورت پذیرفته است، ولی کمتر مقایسه‌ای بین چگونگی کیفیت جواب‌های رهیافت‌های میانگین زمانی رینولدز، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و به خصوص شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده (DES)، صورت پذیرفته است. تمرکز این تحقیق روی این مقایسه است و برای این منظور، میدان جریان حول ایرفویل NACA0012 مورد تحلیل قرار گرفته است و برخی پارامترهای آیرودینامیکی و آیرودینامیکی به دست آمده و مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند.

### ۲- بیان مسئله

در این تحقیق، روی ایرفویل NACA0012، یک شبکه‌بندی متوسط بی‌سازمان ( $Y^+ < 5$ ) زده شده و پس از بررسی استقلال شبکه که توسط رهیافت میانگین زمانی رینولدز صورت می‌گیرد و تعیین شبکه‌بندی نهایی و گام زمانی مخصوص جهت شبیه‌سازی عددی گذرا، رهیافت‌های LES و DES نیز روی این شبکه‌بندی اعمال شده و نتایج حاصل، ارزیابی و مورد مقایسه قرار می‌گیرند. علت اینکه از شبکه‌بندی متوسط استفاده می‌شود، در بخش‌های بعدی توضیح داده شده است. در تمام محاسبات عددی، سرعت جریان آزاد  $71/3$  متر بر ثانیه و زاویه حمله  $7/3$  درجه است. این بدین خاطر است که در این شرایط، نتایج تجربی وجود دارند [۱]، که کمک به اعتبارسنجی محاسبات و تعیین میزان خطای آنها می‌نمایند.

### ۳- معادلات حاکم

در این تحقیق از سه رهیافت مختلف برای شبیه‌سازی جریان سیال استفاده شده است. هدف استفاده از این سه رهیافت، بررسی عملکرد آن‌ها در توصیف درست و دقیق لایه مرزی مغشوش در قسمت لبه فرار ایرفویل مورد نظر است. در شبیه‌سازی منابع صوتی ناشی از لایه مرزی مغشوش داشتن داده‌های درست از شبیه‌سازی جریان سیال، باعث دقیق‌تر شدن نتایج و نزدیک شدن آن‌ها به نتایج آزمایشگاهی می‌شود. پس بایستی برای یافتن بهترین رهیافت هر سه را با هم مقایسه کرد.

گام‌های زمانی بزرگتر نسبت به رهیافت عددی مستقیم استفاده شود. با این حال، هنوز رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ نسبت به نمونه‌هایی که معمولا برای محاسبات رهیافت متوسط‌گیری زمانی رینولدز استفاده می‌شوند، به شبکه‌بندی ظریف‌تر و بهتری نیاز دارد. علاوه بر این، باید برای رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ از زمان جریان به اندازه کافی بزرگ، برای رسیدن به معیارهای پایداری جریان در حال شبیه‌سازی، استفاده کرد. در نتیجه، رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ هزینه محاسباتی رایانه-ای از نظر، میزان حافظه موقت مورد نیاز و همچنین زمان درگیری پردازنده بیشتری را نسبت به حالت ناپایا رهیافت متوسط‌گیری زمانی رینولدز طلب می‌کند.

معادلات حاکم به کار گرفته شده برای رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ به وسیله فیلتر کردن معادلات وابسته به زمان نایویراستوکس در فضای فوریه (عدد موج) یا فضای پیکربندی (فیزیکی) به دست می‌آید. متغیر فیلتر شده، بدین صورت تعریف می‌شود:

$$\bar{\phi}(x) = \int_D \phi(x') G(x, x') dx' \quad (۸)$$

که D دامنه سیال است و G تابع فیلتر است که مقیاس گردابه‌های در حال بررسی را تعیین می‌کند. گسسته‌سازی به روش حجم محدود خود به طور ضمنی عملکرد فیلتر را فراهم می‌کند:

$$\bar{\phi}(x) = \frac{1}{V} \int_V \phi(x') dx', \quad x' \in V \quad (۹)$$

که V حجم سلولی است که محاسبات در آن انجام می‌شود [۲۶].

#### مدل در مقیاس زیرشبکه

تنش‌ها در مقیاس زیرشبکه که از عملیات فیلتر کردن ناشی می‌شوند، ناشناخته هستند و نیاز به مدل‌سازی دارند. برای مدل‌های آشفتگی در مقیاس زیرشبکه همانند مدل‌های رهیافت متوسط‌گیری زمانی رینولدز، فرضیه بوزینسک را به کار می‌گیرند. با استفاده از این فرضیه، تنش‌ها در مقیاس زیرشبکه از رابطه (۱۰) محاسبه می‌شوند [۲۸]:

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} = -2\mu_t \bar{S}_{ij} \quad (۱۰)$$

که  $\mu_t$  ویسکوزیته جریان آشفته در مقیاس زیرشبکه است. بخش ایزوتروپیک از تنش‌ها در مقیاس زیرشبکه  $\tau_{kk}$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (۶)$$

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\overline{\rho u'_i u'_j}) \quad (۷)$$

معادلات بالا را معادلات نایویراستوکس متوسط‌گیری شده زمانی می‌نامند که در یک دید کلی شبیه به همان معادلات لحظه‌ای نایویراستوکس می‌باشند. به طور کلی سرعت و دیگر متغیرهای حل، در این معادلات، به شکل متوسط‌گیری شده درآمدند. در عین حال عبارات جدیدی در آن ظاهر شده که تأثیر اغتشاش را به نمایش می‌گذارد. این عبارات (تنش‌های رینولدز  $-\overline{\rho u'_i u'_j}$ ) باید بگونه‌ای مدل شوند تا معادلات بسته گردد. لازم به ذکر است که در این معادلات از به کارگیری علامت اختصاصی متوسط (-) خودداری شده است که روی متغیرها قرار می‌گیرد و نشان دهنده مقدار متوسط کمیت است.

جهت بررسی جریان لزج و لایه مرزی آشفته در اثر ویسکوزیته بالا نیاز است، از مدل‌های آشفتگی مناسب استفاده شود. این مدل‌ها با اضافه کردن معادلاتی به معادلات حاکم بر سلول‌های محاسباتی، امکان همگرا شدن به جواب، با تعداد دفعات تکرار کمتر را فراهم می‌سازند. در این تحقیق از مدل آشفتگی انتقال تنش برشی SST استفاده شده است. این مدل آشفتگی ترکیبی از مدل آشفتگی  $k-\epsilon$  و  $k-\omega$  است. در این مدل در سلول محاسباتی مجاور دیواره‌ها از مدل  $k-\omega$  و در سلول‌هایی که از دیواره فاصله دارند، از مدل  $k-\epsilon$  استفاده می‌شود.

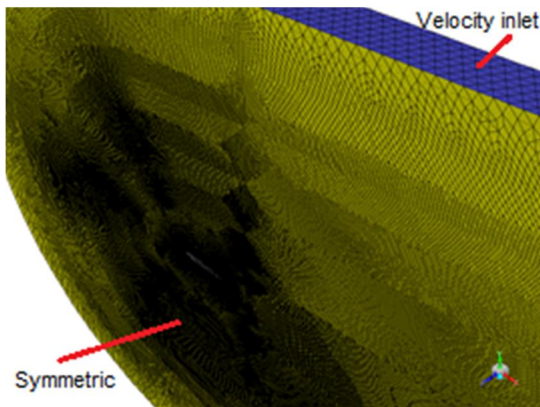
#### رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

در رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، این گردابه‌ها به صورت مستقیم حل و فصل می‌شوند، در حالی که گردابه‌های کوچک مدل می‌شوند؛ بنابراین رهیافت گردابه‌های بزرگ از نظر ساین شبکه بندی، بین رهیافت عددی مستقیم و رهیافت متوسط‌گیری زمانی رینولدز قرار می‌گیرد. بررسی تنها گردابه‌های بزرگ در رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ این امکان را ایجاد می‌نماید که از شبکه‌بندی درشت‌تر با

ابتدای ایرفویل تا مرز ورودی، ۵ برابر اندازه وتر ایرفویل و فاصله انتهایی ایرفویل تا مرز خروجی ۲۰ برابر وتر است، همچنین زاویه بازشدگی شیپوره برابر ۱۱ درجه در نظر گرفته شده است.

#### ۵- شبکه بندی

برای شبکه بندی حوزه حل در این شبیه سازی از دو روش ساختاریافته و بی سازمان استفاده شده است. برای اطراف نزدیک ایرفویل یا به اصطلاح لایه مرزی از روش ساختاریافته استفاده شده است. در این ناحیه ۱۲ لایه در راستای عمود بر ایرفویل با نرخ رشد ۱/۱۵ گسترش داده شده است. میزان  $y^+ < 5$  برای ناحیه لبه فرار ایرفویل در لایه مرزی رعایت شده است. از شبکه بندی لایه مرزی به بعد، نوع شبکه به بی سازمان تغییر کرده و حداکثر نسبت منطقی در شبکه بندی عدد ۳۵ است. با تمام تفاسیر بالا برای ایجاد شبکه ای با حداکثر کیفیت و حداقل کمیت سلول ها، تعداد سلول ها در این شبکه بندی به عدد ۱۲/۵ میلیون رسیده است. همانطور که در شکل ۱ مشخص است، چون محدوده اندازه گیری بیشتر مشخصه های جریانی و صوتی در نزدیکی ایرفویل است، سعی شده اطراف ایرفویل و در کنار دیواره، از تراکم سلولی مناسبی برخوردار باشد و هرچه از ایرفویل به سمت مرزهای حوزه حل پیش می رویم، از تراکم شبکه کاسته می شود. این امر جهت کاهش تعداد سلول های شبکه صورت گرفته است. در شکل ۲ گرد بودن انتهایی ایرفویل و همچنین شبکه بندی در قسمت لبه فرار به نمایش گذاشته شده است.



شکل ۱- نمای ۳ بعدی از حوزه محاسباتی و بعضی از شرایط مرزی

مدل سازی نشده است، اما به جمله فشار استاتیک فیلتر شده اضافه گردیده است.  $\bar{S}_{ij}$  نرخ تانسور کرنش برای مقیاس حل شده است که به صورت رابطه (۱۱) تعریف می شود [۲۸]:

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (11)$$

#### مدل اسمگورینسکی - لیلی

در مدل زیر شبکه اسمگورینسکی - لیلی، ویسکوزیته گردابه توسط رابطه (۱۲) مدل می شود [۲۹]:

$$\mu_t = \rho L_s^2 |\bar{S}| \quad (12)$$

که در آن  $L_s$  طول مخلوط برای مقیاس زیر شبکه است و  $|\bar{S}| = \sqrt{2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij}}$  در نهایت  $L_s$  توسط رابطه (۱۳) محاسبه می شود [۲۸]:

$$L_s = \min(kd, C_s \Delta) \quad (13)$$

که  $k$  ثابت ون-کارمن و  $d$  نزدیک ترین فاصله به دیوار است.  $C_s$  ثابت اسمگورینسکی است و  $\Delta$  نیز از رابطه (۱۴) محاسبه می شود [۲۸]:

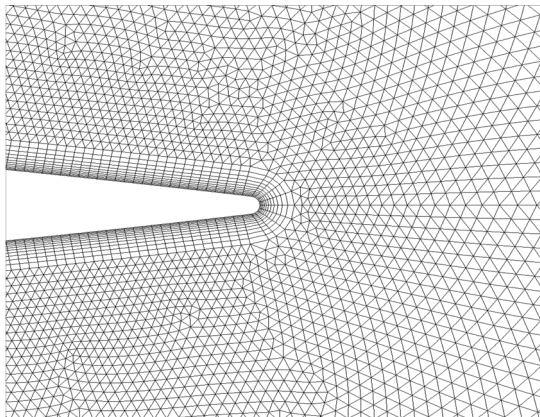
$$\Delta = V^{1/3} \quad (14)$$

#### رهیافت شبیه سازی گردابه های جدا شده (DES)

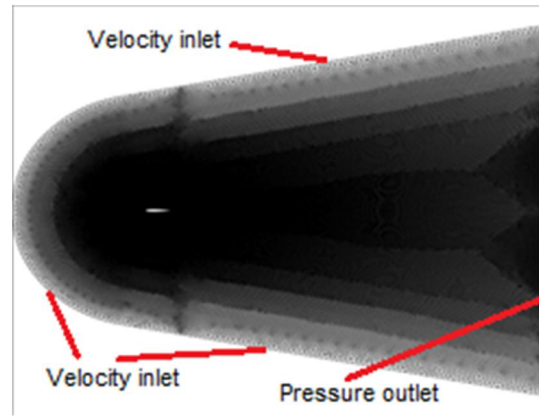
این رهیافت ترکیبی از رهیافت متوسط گیری زمانی رینولدز و رهیافت شبیه سازی گردابه های بزرگ است. در شبکه بندی لایه مرزی معادلات حاکم، معادلات رهیافت متوسط گیری زمانی رینولدز است و خارج از این محدوده، معادلات رهیافت شبیه سازی گردابه های بزرگ حاکم می شوند. در سلول های حد فاصل دو ناحیه، معادلات این دو رهیافت در هم آمیخته می شوند.

#### ۴- مشخصات هندسی ایرفویل و حوزه حل

برای شبیه سازی در این مقاله از ایرفویل NACA0012 با اندازه وتر ۲۲/۸۶ سانتی متر استفاده شده است. این ایرفویل با داشتن عمق ۱۵ سانتی متر دارای نسبت منطقی ۱/۵۲۴ است. ایرفویل استفاده شده دارای انتهایی گرد است. حوزه حل از مرجع [۱۶] الگو برداری شده است. حوزه حل استفاده شده در این شبیه سازی، مانند یک شیپوره در نظر گرفته شده است که ابتدای آن مانند حرف D انگلیسی است. فاصله



شکل ۳- جزئیات بیشتر شبکه از لبه فرار



شکل ۲- نمای جانبی حوزه حل و شرایط مرزی اعمال شده

خصوصیات آیرودینامیکی و سیالاتی میدان جریان استفاده می‌شود، پارامترهای آیرودینامیکی میدان جریان مانند ضریب فشار، ضریب پسا و ضریب برآ، برای تعیین میزان خطا در شبکه‌های مختلف با تعداد سلول‌های مختلف استفاده می‌شود؛ ولی زمانیکه از شبکه شبیه‌سازی شده برای تخمین پارامترهای آیرودینامیکی جریان استفاده می‌شود، بررسی این ضرایب کفایت نمی‌کند و باید یک خصوصیت آکوستیکی معیار سنجش باشد. زمانی که یک خصوصیت آکوستیکی معیار سنجش قرار گیرد، حل عددی دیگر دائم یا پایا نخواهد بود و حل گذرا انجام می‌شود که همین امر بررسی استقلال شبکه را بسیار سخت و پرهزینه می‌نماید؛ اما در این بررسی تعداد گام‌های زمانی نیز، مورد مطالعه قرار می‌گیرد؛ بگونه‌ای که بتوان با کمترین تعداد گام زمانی به جواب صحیح همگرا شد. البته هر چه تعداد گام زمانی بیشتر باشد، به این معنی است که نرخ نمونه‌برداری از میدان جریان بیشتر شده است که به طبع دقت محاسبات افزایش می‌یابد، اما افزایش تعداد گام زمانی به معنی افزایش شدید هزینه محاسبات است؛ لذا رسیدن به تعداد بهینه گام زمانی از واجبات بررسی استقلال شبکه در حل گذرا است. تمام شبیه‌سازی‌ها در محیط فلوئنت انجام شده است. شکل ۴ نمودارهای مختلف سطح فشار صوت را بر حسب فرکانس نشان می‌دهد که برای شبیه‌سازی‌های مختلف جهت تعیین مناسب‌ترین شبکه‌بندی و گام زمانی رسم شده است. روش محاسبات عددی در تمام نمودارهای این شکل، رهیافت میانگین زمانی رینولدز است که مدل آشفتگی نیز انتقال تنش برشی (sst) است. در شبیه‌سازی ۱، میزان دامنه محاسباتی در پشت ایرفویل ۲۵

#### ۶- سخت‌افزار مورد استفاده

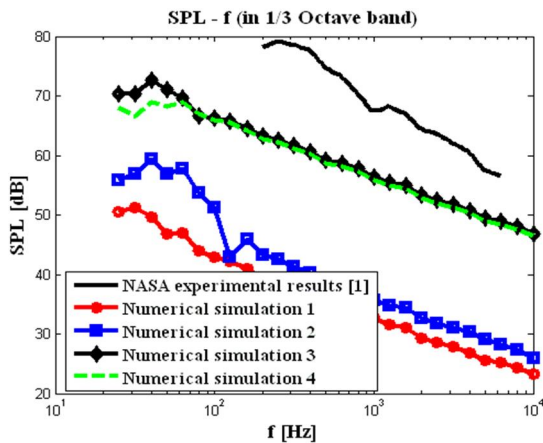
برای محاسبات سنگین در حوزه گذرا، نیاز به پردازش موازی است. سخت‌افزار مورد استفاده دارای ۱۶ واحد پردازنده با سرعت پردازش ۲/۳ گیگاهرتز است. حافظه موقت دستگاه مورد استفاده، ۶۴ گیگابایت است.

#### ۷- شرایط مرزی

برای شبیه‌سازی هر مسئله‌ای پس از تعیین فیزیک، معادلات، حوزه حل و شبکه، بایستی شرایط مرزی حاکم بر مسئله نیز مشخص شده و در حل عددی گنجانده شود. شرایط مرزی حاکم بر این مسئله شامل شرایط حاکم بر مرز ورودی و مرز خروجی و همینطور شرایط حاکم بر دیواره‌ها است. جریان سیال بدون اغتشاش در مرزهای ورودی دارای سرعتی برابر ۷۱/۳ متر بر ثانیه است. در خروجی نیز شرایط برابر شرایط محیط بر اساس میدان فشار در نظر گرفته شده است. در سطح ایرفویل نیز، شرط عدم لغزش دیواره لحاظ شده است. حوزه حل ۳ بعدی است؛ چون عمده بررسی روی لایه مرزی آشفته صورت می‌گیرد و در این ناحیه گردابه‌های نامنظم در جهات مختلف رخ می‌دهند که برای شبیه‌سازی دقیق تر این ناحیه، ۳ بعدی بودن حوزه حل الزامی است.

#### ۸- استقلال شبکه و گام زمانی

جهت تعیین بهترین شبکه محاسباتی با دقت بالا، کمترین خطا و کمترین میزان سلول، نیاز به بررسی استقلال شبکه است. زمانی که از شبکه شبیه‌سازی شده برای تعیین



شکل ۴- نمودار نتایج بررسی استقلال از شبکه و گام زمانی

رهیافت‌ها روی یک شبکه‌بندی اجرا شوند و به طور قطع نیز چنین است، ولی به دو دلیل، صلاح دیده شد که بدین طریق عمل شود؛ اول اینکه میزان توانایی رهیافت‌های گوناگون در زمینه‌های مختلف تخمین پارامترهای آیرودینامیکی و آیروآکوستیکی روی شبکه‌بندی محاسباتی متوسط ( $\gamma^+ < 5$ ) مورد ارزیابی قرار گیرد، دوم اینکه با توجه به ظرفیت و توانایی سخت افزار مورد استفاده و گذرا بودن محاسبات در این مقطع، امکان اجرا رهیافت‌ها روی شبکه-بندی ریزتر وجود نداشت.

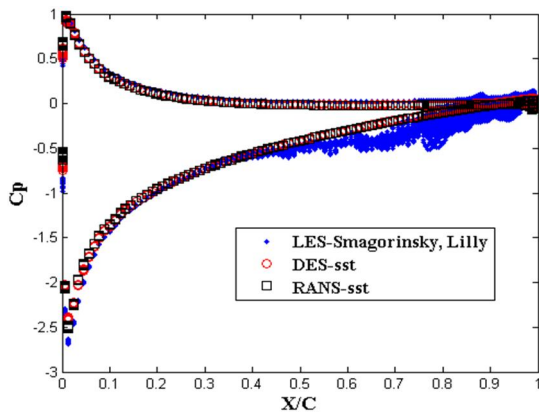
نکته قابل ذکر دیگر این است که در بخش استقلال شبکه، مشخص شد، رهیافت RANS، وقتی که میزان گام زمانی  $0/00002$  ثانیه است، بهترین جواب را دارا است؛ ولی دو رهیافت دیگر نیاز دارند برای افزایش پایداری و افزایش نرخ نمونه‌برداری، گام زمانی آن‌ها کوچک‌تر باشد؛ لذا در این دو رهیافت گام زمانی  $0/00001$  ثانیه، در نظر گرفته شده است. کل بازه زمانی بگونه‌ای است که جریان بتواند کل بازه محاسباتی را ۳ بار طی نماید. این بدین خاطر است که فرصت کافی وجود داشته باشد تا تمام گردابه‌های لایه مرزی آشفته تشکیل شود و نوسانات فشار صوتی حاصل از آن‌ها که با سرعت صوت در محیط منتشر می‌شوند، به پایین دست جریان رسیده و آثار آن‌ها در این ناحیه پدیدار شود. در ضمن برای پایداری رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ این امر الزامی است. با در نظر گرفتن سرعت جریان آزاد، کل بازه زمانی  $0/2$  ثانیه می‌شود.

برابر وتر در نظر گرفته شده است که همین امر افزایش تعداد سلول‌ها را در پی داشته است. در این شبیه‌سازی تعداد گام زمانی ۲۰۰۰۰ و هر گام زمانی ۱۰ میکروثانیه است. در شبیه‌سازی ۲، دامنه محاسباتی پشت ایرفویل به ۲۰ برابر وتر تقلیل یافته است که این امر باعث کاهش سلول‌های محاسباتی شده است. تعداد سلول‌های محاسباتی در این حالت، ۱۲۵۰۰۰۰۰ است. دیگر خصوصیات این شبیه‌سازی، مانند شبیه‌سازی ۱ است. در شبیه‌سازی ۳، تعداد سلول‌های محاسباتی ثابت نگه داشته شد، ولی تعداد گام زمانی به ۱۰۰۰۰ کاهش یافت و هر گام زمانی برابر با ۲۰ میکروثانیه قرار داده شد. در شبیه‌سازی ۴، تعداد گام زمانی و میزان آن ثابت نگه داشته شد، اما عرض ایرفویل از ۱۵ سانتی‌متر به ۲۰ سانتیمتر افزایش یافت که همین امر، تعداد سلول‌های محاسباتی را به ۱۸۰۰۰۰۰۰ افزایش داد. نکته قابل تأمل در تمام شبیه‌سازی‌های گذرای ذکر شده این است، هنگامی اجازه داده برداری از خواص آیروآکوستیکی جریان روی سطح ایرفویل و دوردست وجود دارد که حل ناپایا، پس از گذشت زمان کافی، به یک حل شبه پایا نزدیک شده باشد. تمام این شبیه‌سازی‌ها با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده است که در سال ۱۹۸۹، توسط ناسا، در همین مورد منتشر شده است، [۱]. این نتایج تجربی در شکل ۴ با رنگ آبی ممتد مشخص شده است. از آنجا که نتایج شبیه‌سازی شماره ۴ با شماره ۳ تفاوت چندانی ندارد و هر دوی آنها دارای خطای کمتری با نمونه آزمایش تجربی هستند و از آنجا که تعداد سلول‌های محاسباتی در شبیه‌سازی شماره ۳ کمتر است، لذا خصوصیات شبکه‌بندی مربوط به شبیه‌سازی شماره ۳ مد نظر قرار گرفته و در ادامه تحقیق، دیگر رهیافت‌های عددی روی این شبکه‌بندی اجرا شده و نتایج حاصل مقایسه شده و مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. بیشترین خطای شبیه‌سازی شماره ۳ در فرکانس‌های پایین رخ می‌دهد که از ۱۹ درصد تجاوز نمی‌کند؛ اما با این حال این درصد خطا مطلوب نمی‌باشد.

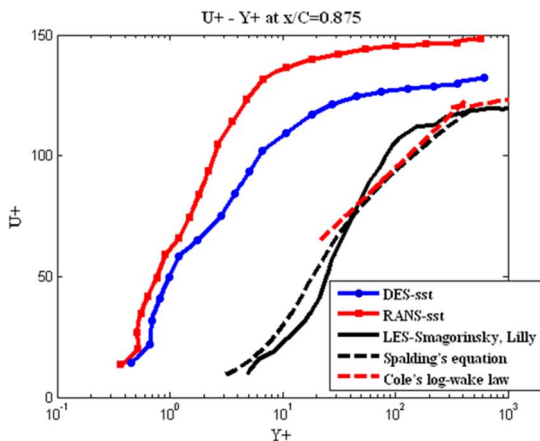
## ۹- مقایسه رهیافت‌های مختلف

در مرحله بعد رهیافت‌های مختلف روی شبکه‌بندی انتخاب شده اعمال شد و نتایج حاصل از جهت‌های مختلف مورد مقایسه و ارزیابی قرار گرفت. شاید اصولی نباشد که تمام





شکل ۵- مقایسه ضریب فشار محاسبه شده بر روی ایرفویل NACA0012 با سه رهیافت مختلف



شکل ۶- مقایسه نمودار  $U^+ - Y^+$  سه رهیافت مختلف در  $x/C=0.875$

لگاریتمی نقش غالب را دارد. برای مقایسه نمودارها با الگوی صحیح  $U^+ - Y^+$  در لایه مرزی مغشوش، از معادله اسپالدینگ [۱۷، ۱۸] و معادلات کول [۱۹، ۲۰] استفاده شده است. معادله اسپالدینگ به خوبی می‌تواند زیر لایه برشی یا لزوج و زیر لایه میانی را نشان دهد. در ضمن این معادله توسط یک سری توانی زیر لایه لگاریتمی را نیز شبیه‌سازی می‌نماید.

$$Y^+ = U^+ + e^{-kB} \left[ e^{kU^+} - 1 - kU^+ - \frac{(kU^+)^2}{2} - \frac{(kU^+)^3}{6} \right] \quad (15)$$

در معادله بالا،  $k$  و  $B$  ثابت ون-کارمن هستند که به ترتیب برابر با  $0.41$  و  $5$  می‌باشند. معادلات کول که روابط لگاریتمی

به وسیله سه رهیافت مختلف، ضریب فشار ایرفویل محاسبه شد که نتایج آن در شکل ۵ آورده شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، نتایج حاصل از رهیافت‌های RANS و DES به طور کامل بر هم منطبق شده‌اند، ولی نتیجه حاصل از رهیافت LES با مدل آشفتگی اسماغورینسکی-لیلی، به روی سطح پایین ایرفویل یا همان سطح فشار و در نزدیکی لبه فرار، اندکی با دو رهیافت دیگر دارای اختلاف است. همان‌طور که می‌دانید، رهیافت LES به طور ذاتی گذرا است. همین امر باعث می‌شود که در هر گام زمانی یک پروفیل فشار جدید محاسبه شود؛ اما اگر از تمام این پروفیل فشارها، میانگین‌گیری شود، باز هم یک میزان خطا نسبت به دو رهیافت دیگر وجود خواهد داشت. این امر نشان دهنده این است که رهیافت‌های RANS و DES در تخمین پروفیل فشار روی ایرفویل و به طبع آن محاسبه نیروهای اعمالی، با شبکه‌بندی متوسط، موفق‌تر از رهیافت LES با همین شبکه‌بندی، عمل می‌نماید. البته رهیافت LES در نزدیکی لبه فرار با اندکی انحراف مواجه است که در همین ناحیه نیز، احتمال وقوع لایه مرزی آشفته وجود دارد. این احتمال نیز وجود دارد که با ریز کردن شبکه بندی، این مشکل رفع شود.

جهت بررسی لایه مرزی و اینکه آیا لایه مرزی مغشوش رخ داده است یا خیر از منحنی بی‌بعد  $U^+$  و  $Y^+$  استفاده می‌شود که یک منحنی لگاریتمی است. منحنی بی‌بعد  $U^+$  و  $Y^+$  برای سه رهیافت مختلف در شکل ۶ به نمایش در آمده است. این نمودارها در  $x/C=0.875$  ترسیم شده‌اند. نمودارهای رسم شده در شکل ۶ نشان می‌دهند که رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، بهتر می‌تواند لایه مرزی مغشوش و شروع آن را شبیه‌سازی نماید. اگر به رابطه  $U^+$  که  $U^+ = u/u_\tau$  و سرعت اصطکاکی توجه شود که  $u_\tau = (\tau_w/\rho)^{0.5}$  می‌باشند، در این پارامترهای بی‌بعد، ویسکوزیته نقش به‌سزایی ایفا می‌نماید. شاید در رهیافت LES روش محاسبه ویسکوزیته سیال و ویسکوزیته آشفتگی و به طبع آن تنش برشی، از دقت بالایی برخوردار است و همین امر باعث می‌شود که این رهیافت، نسبت به رهیافت‌های دیگر در تشخیص لایه مرزی آشفته موفق‌تر عمل نماید. ویسکوزیته سیال در زیر لایه برشی یا لزوج و زیر لایه میانی نقش مهمی ایفا می‌کند و ویسکوزیته آشفتگی در زیر لایه



لایه مرزی آشفته در لبه فرار ایرفویل اطمینان حاصل شود. این مطلب در گزارش ناسا آورده شده است که در مرجع [۱] مندرج شده است.

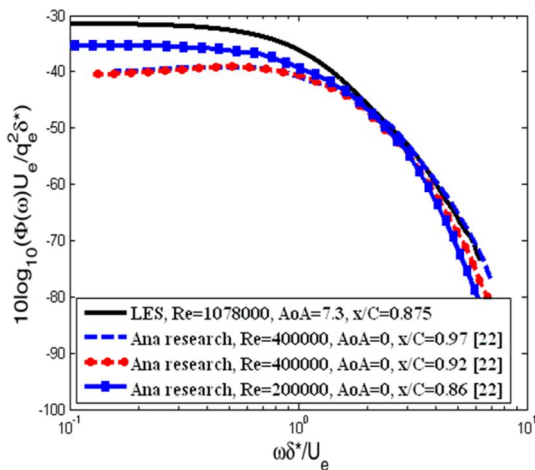
از آنجا که رهیافت LES ناحیه لایه مرزی آشفته در لبه فرار را بهتر از دو رهیافت دیگر شبیه‌سازی می‌نماید، به طبع آن نوسانات سرعت و فشار و همچنین چگالی طیف دیگر فشاری و سرعت را نیز در این ناحیه بهتر از دو رهیافت دیگر تخمین می‌زند، نتیجه آن پیش‌بینی موفق خصوصیات آیرودینامیکی جریان و سطح فشار صوت در دوردست است که این مطلب در شکل ۷ قابل مشاهده است. شکل ۷ سطح فشار صوت محاسبه شده از طریق رهیافت‌های مختلف با مدل آشفتگی گوناگون در یک نقطه خارج از دنباله جریان را نشان می‌دهد. این نقطه در ۵۰ سانتی‌متری بالای ایرفویل در امتداد لبه فرار است. در این سه رهیافت پس بدست آمدن میدان سرعت و فشار و همچنین نوسانات سرعت و فشار روی سطح ایرفویل، در صورت وجود داشتن، به روش فاکس ویلیامز و هاوکنگر [۲۳] که مبتنی بر آنالوژی لایت‌هیل [۱۳] است، سطح فشار صوت در نقطه مورد نظر تخمین زده شده است. در این نقطه و شرایط جریان و روی همین ایرفویل، نتایج تجربی در دست است که توسط بروکز و همکاران ارائه شده است [۱]. در این شکل مشاهده می‌شود که رهیافت‌های RANS و DES تقریباً مشابه هم، سطح فشار صوت را تخمین می‌زنند، ولی دو روش LES (یکی با مدل آشفتگی اسمانگورینسکی - لیلی و دیگری مدل آشفتگی WALE) با خطای بسیار کمتر سطح فشار صوت دوردست را تقریب می‌زنند. خصوصیت مهم مدل آشفتگی WALE این است که جریان اطراف دیواره‌ها را بهتر مدل می‌کند [۲۴، ۲۵]، ولی مدل آشفتگی اسمانگورینسکی - لیلی جریان پشت جسم را بهتر شبیه‌سازی می‌کند؛ لذا این مدل آشفتگی جهت تخمین سطح فشار صوت دوردست موفق‌تر از مدل آشفتگی WALE عمل می‌نماید و خطای کمتری دارد که این مطلب در شکل (۷) در مقایسه با نتایج تجربی ارائه شده توسط ناسا قابل رویت است [۱]. میزان بیشینه خطای رهیافت‌های RANS، DES و LES با مدل آشفتگی اسمانگورینسکی - لیلی، جهت تخمین میزان فشار صوت در دوردست، به ترتیب برابر با ۱۹، ۱۷ و ۷ درصد است.

هستند، زیر لایه لگاریتمی و لایه های بیرونی لایه مرزی آشفته را تخمین می‌زنند. معادله (۱۷)، زیر لایه لگاریتمی و معادله (۱۸)، لایه‌های بیرونی لایه مرزی آشفته را نشان می‌دهند. در معادله (۱۸) به وضوح تأثیر گرادیان فشار دیده می‌شود. به همین جهت این رابطه مناسب برای ایرفویل با زاویه حمله است.

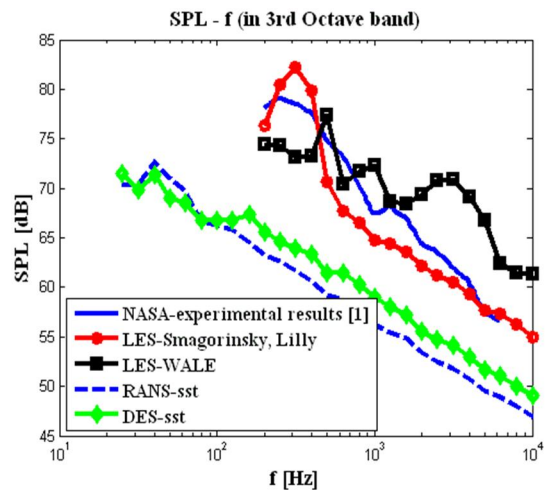
$$U^+ = \frac{1}{k} \ln(Y^+) + B \quad (16)$$

$$U_e / u_\tau = \frac{1}{k} \ln\left(\frac{\delta u_\tau}{\nu}\right) + B + 2 \frac{\Pi_w}{k} \quad (17)$$

که در آنها  $Y^+ = y u_\tau / \nu$ ،  $U_e$  سرعت جریان در مرز لایه مرزی با جریان آزاد و  $\nu$  ویسکوزیته سینماتیک است.  $\delta^*$ ،  $C_p$  و  $\tau_w$ ، به ترتیب ضخامت جابجایی لایه مرزی، تنش برشی دیواره و ضریب فشار در نقطه ای هستند که پروفیل سرعت بررسی می‌شود. این الگوها با خط چین مشکی و قرمز در شکل ۶ به نمایش در آمده‌اند. در این شکل، نمودار  $U^+ - Y^+$  رهیافت LES در برخی نقاط با انحراف نسبت به الگوها مواجه است و می‌تواند علت آن، ریز نبودن کافی شبکه‌بندی محاسباتی باشد و پیش‌بینی می‌شود، اگر شبکه محاسباتی به اندازه کافی ریز ( $y^+ < 1$ ) شود، این مشکل نیز رفع گردد که این مطلب در تحقیق عددی فرمانی و همکاران نشان داده شده است [۲۱]؛ اما با این حال، رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، نسبت به دو رهیافت دیگر جواب بهتری ارائه داده و لایه مرزی آشفته را بهتر از آنها درک کرده است. در شکل ۶ به وضوح مشخص است که رهیافت‌های RANS و DES به هیچ وجه نتوانستند شروع لایه مرزی آشفته را تشخیص دهند؛ چون همانطور که در این شکل دیده می‌شود،  $Y^+$  این دو رهیافت در زیر لایه برشی احتمالی، کوچکتر از یک است که این امر در لایه مرزی آشفته امکان پذیر نیست. این منحنی یک منحنی بی بعد است که برای سنجش وقوع لایه مرزی آشفته ترسیم می‌شود که می‌بایست در صورت وقوع لایه مرزی آشفته در تمام رهیافت‌ها، تمام نتایج در یک محدوده واقع می‌شد. این امر به معنی عدم توانایی تشخیص لایه مرزی آشفته توسط رهیافت‌های RANS و DES نیست، بلکه به معنای حساسیت کم و دقت پایین آنها، در این زمینه است. شرایط شبیه‌سازی که انتخاب شده است، از قبیل زاویه حمله، سرعت جریان آزاد، وتر ایرفویل و عدد رینولدز در لبه فرار، بگونه‌ای بوده که از شروع



شکل ۸- اعتبارسنجی چگالی طیف توان فشاری بی بعد شده بر اساس خواص لایه بیرونی لایه مرزی آشفته با نتایج تست تجربی



شکل ۷- مقایسه سطح فشار صوت محاسبه شده در دوردست توسط رهیافت‌های عددی مختلف و اعتبارسنجی آن‌ها با آزمایش تجربی

#### ۱۰- بحث و نتیجه‌گیری

با توجه به نتایج بدست آمده، به نظر می‌رسد که در تخمین خصوصیات آیرودینامیکی و نیروهای اعمالی روی ایرفویل، با شبکه بندی متوسط ( $y^+ < 5$ )، رهیافت LES، به خوبی رهیافت‌های RANS و DES عمل نمی‌نماید؛ اما رهیافت LES به خوبی توانایی پیش‌بینی وقوع لایه مرزی آشفته و به خصوص شروع آن را دارد که این توانایی به هیچ وجه در دو رهیافت دیگر دیده نمی‌شود. به طبع آن رهیافت LES نویز دوردست ناشی از نوسانات سرعت و فشار رخ داده در لایه مرزی آشفته را بهتر تخمین خواهد زد که این امر در شکل ۷ قابل مشاهده است؛ همچنین این رهیافت چگالی طیف توان فشاری دقیق‌تری را در نواحی ارائه می‌دهد که لایه مرزی آشفته رخ داده است که این نمودار چگونگی رخ دادن گردابه‌های مختلف با فرکانس گوناگون در نواحی مختلف را توضیح می‌دهد و حتی می‌تواند شروع لایه مرزی آشفته را نیز نشان دهد.

برای اینکه بتوان نویز ناشی از وقوع لایه مرزی آشفته در لبه فرار ایرفویل، در طیف‌های فرکانسی مختلف را کاهش داد، نیاز است این ناحیه و چگونگی رخ دادن گردابه‌ها در آن، به خوبی درک شود که شناخت بهترین روش شبیه‌سازی عددی برای این منظور، به این امر کمک می‌کند. پس از شناخت کامل فیزیک لایه مرزی آشفته، می‌توان با اعمال

برای اینکه مشخص شود که رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ در پیش‌بینی خصوصیات آیرودینامیکی روی سطح نیز موفق عمل می‌نماید، چگالی طیف توان فشاری بی بعد شده بر اساس خواص لایه‌های بیرونی لایه مرزی آشفته در  $x/C=0.875$ ، با نتایج تجربی حاصل از تحقیق‌های آنا گارسیا ساگرادو اعتبارسنجی شده است که روی ایرفویل NACA0012 صورت پذیرفته است [۲۲]. این مقایسه و اعتبارسنجی در شکل ۸ ارائه گردیده است. از آن جهت که چگالی طیف توان فشاری، بی بعد گشته است، لذا تأثیر عدد رینولدز، زاویه حمله و حتی محل سنجش چگالی طیف توان فشاری، کم شده و تمام نمودارها در یک محدوده واقع گشته و شیب نمودارها در فرکانس‌های بالا نیز یکسان شده است. البته در فرکانس‌های پایین قدری انحراف وجود دارد که این امر در مجموعه نمودارهایی که ساگرادو نیز ارائه کرده است، نیز مشهود است، اما باز محدوده تغییرات در فرکانس‌های پایین نیز، از یک محدوده مشخص تجاوز نمی‌کند که این امر به خوبی در شکل ۸ نمایش در آمده است. شکل ۸ حکایت از عملکرد نسبتاً خوب رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ در تخمین چگالی طیف توان فشاری روی سطح را دارد. البته لازم به ذکر است که شکل ۸ برای نواحی قابل قبول است که اطمینان از وقوع لایه مرزی آشفته وجود داشته باشد.

ثابت ون-کارمن  $k$   
 تابع فیلتر  $G$   
 چگالی طیف توان PSD

تغییراتی در شکل ظاهری ایرفویل در این ناحیه، گردابه‌های بزرگ را به گردابه‌های کوچک و یا برعکس، تبدیل کرد. با این عمل، شدت نویز در فرکانس‌های پایین و یا فرکانس‌های بالا، کاهش می‌یابد. یکی از این تغییرات، می‌تواند قرار دادن المان پرداخت سطح در لبه فرار ایرفویل باشد. این عمل را کاهش نویز به روش غیر فعال می‌نامند.

## ۱۲- مراجع

- [1] Brooks T, Pope D, Marcolini M (1989) Airfoil self-noise and prediction. National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Division.
- [2] Andropoulos J, Agui J (1996) Wall vorticity flux dynamics in two dimensional turbulent boundary layer. Fluid Mec A 309: 45-86.
- [3] Kim J (1983) On the structure of wall-bounded turbulent flow. Phys Fluids 26(8): 2088-2097.
- [4] Kim J (1989) On the structure of pressure fluctuations in simulated turbulent channel flow. Fluid Mec A 205: 421.
- [5] Chang P, Piomelli U, Blake W (1999) Relationship between wall pressure and velocity-field sources. Phys Fluids 11: 3434-3448.
- [6] Kim J, Choi J, Sung H (2002) Relationship between wall-pressure fluctuations and stream wise vortices in a turbulent boundary layer. Phys Fluids 14(2) 898-901.
- [۷] فرمانی م، دهقان ع ا، افشاری ع (۱۳۹۸) بررسی عددی اثر روش‌های مختلف آشفته‌سازی بر مشخصه‌های جریان لایه مرزی آشفته. بیست و هشتمین همایش سالانه بین‌المللی مهندسی مکانیک ایران ISME2019.
- [۸] فرمانی م، دهقان ع ا، افشاری ع (۱۳۹۸) پیش‌بینی عددی پارامترهای موثر بر نویز لبه فرار جریان لایه مرزی آشفته. نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر.
- [9] Ghaemi S, Scarano F (2013) Turbulent structure at high-amplitude pressure peaks with in the turbulent boundary layer. Fluid Mec A 735: 381-426.
- [10] Blake W (1986) Mechanics of flow induced sound and vibration. Complex flow-structure interactions vol. II, Academic Press, New York.
- [11] Lockard D, Lilley G (2004) The airframe noise reduction challenge. Tech. Rep. NASA/TM-2004-213013, NASA Langley Research Center.
- [12] Oerlemans S, Fisher M, Maeder T, Kogler K (2009) Reduction of wind turbine noise using optimized airfoils and trailing-edge serrations. AIAA J 47(6):1470-1481.
- [13] Lighthill MJ (1952) On sound generated aerodynamically, general theory. Proceedings of

## ۱۱- فهرست علائم

ضریب فشار	$C_p$
چگالی، $kg/m^3$	$\rho$
پروفیل سرعت بی بعد شده	$U^+$
ارتفاع از دیواره بی بعد شده	$Y^+$
سرعت اصطکاکی	$u_\tau$
ثابت ون کارمن	$B$
ضخامت جابجایی لایه مرزی	$\delta^*$
ضخامت لایه مرزی	$\delta$
ویسکوزیته سینماتیک	$\nu$
سرعت جریان در مرز لایه مرزی و جریان آزاد	$U_e$
سطح فشار صوت	$SPL$
سرعت سیال، m/s	$u$
تنش برشی، $N/m^2$	$\tau$
فشار استاتیک، $N/m^2$	$P$
نیروی حجمی خارجی، N	$F_i$
لزجت مولکولی، $kg/ms$	$\mu$
نرخ تانسور کرنش	$\bar{S}_{ij}$
ویسکوزیته آشفته	$\mu$
طول مخلوط، m	$L_s$
وتر ایرفویل، m	$C$
ثابت اسمانگورینسکی	$C_s$

- مرزی آشفته با رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ. *مجله مکانیک سازه‌ها و شماره‌ها* ۲۶۱-۲۷۴: ۹(۳).
- [22] Sagrado AG, Hynes T (2011) Wall-pressure sources near an airfoil trailing edge under separated laminar boundary layers. *AIAA J* 49(9): 1841-1856.
- [23] FowcsWilliams KE, Howkings Hall L (1970) Aerodynamic sound generation by turbulent flow in vicinity of a scattering half plane. *Fluid Mec A* 40(04): 457-670.
- [24] Ducros F, Nicoud F, Poinso T (1998) Wall-adapting local eddy-viscosity model for simulations in coplex geometries. CERFACS, 42, Avenue Gaspard Coriolis, 31057 Toulouse Cedex, France.
- [25] Ma J, Wang F, Tang X (2008) Comparison of several subgrid-scale models for large-eddy simulation of turbulent flows in water turbine. The 4th Internatinal Symposium on Fluid Machinery and Fluid Engineering.
- [26] Batchelor GK (1967) *An Introduction to fluid dynamics*. Cambridge Univ.Press. Cambridge, England.
- [27] Hinze JO (1975) *Turbulence*. McGraw-Hill, New York.
- [28] Erlebacher G, Hussaini MY, Speziale CG, Zang TA (1992) Toward the large-eddy simulation of compressible turbulent flows. *Fluid Mec A* 238: 155-185
- [29] Smagorinsky J (1963) General circulation experiments with the primitive equations. I. The basic experiment. *Month Wea Rev* 91: 99-164.
- the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences 211(1107): 564-587.
- [14] Moreau S, Christophe J Roger M (2008) LES of the trailing-edge flow and noise of a NACA0012 airfoil near stall. Center of Turbulence Research, Proceedings of the Summer program 317-329.
- [15] Lin Y, Savill M, Rao Vadlamani N, Jefferson-Loveday R (2013) Wall-resolved large eddy simulation over NACA0012 airfoil. *Int Aeros Sci Tech* 2(4): 149-162.
- [16] Greschner B, Zheng S, Wang J, Thiele F (2005) Knowledge based airfoil aerodynamic and aeroacoustic design. *AIAA J*. DOI:10.2514/6.2005-2968.
- [17] Afshari A., Azarpeyvand M., Dehghan A. A. (2017) Effects of streamwise surface Treatments on Traveling edge Noise Reduction. *AIAA J*. DOI: 10.2514/6.2017-3499.
- [18] Spaling D. (1961) A single formula for the Law of the wall. *Appl Mech Mater* 28(3): 455-458.
- [19] Afshari A, Azarpeyvand M, Dehghan AA, Szoke M, Maryami R (2019) Trailing edge flow minipulation using streamwise finlets. *Fluid Mec A* 870: 617-650.
- [20] Coles D (1956) The law of the wake in the turbulant boundary layer. *Fluid Mec A* 1(2): 191-226.
- [۲۱] فرمانی م، دهقان ع، افشاری ع (۱۳۹۸) بررسی عددی مدل‌های مختلف مرز ورودی بر مشخصه‌های جریان لایه