

## Research Article

# Comparison of Different Turbulence Models in Flow on a Rotating Airfoil Considering Centrifugal Acceleration Force and Coriolis Force

Iraj Fazeli Farsani<sup>1</sup>, Bahman Asadi<sup>2,\*</sup>

1. M.Sc. student, Golpayegan College of Engineering, Isfahan University of Technology
2. Assistant Professor, Golpayegan College of Engineering, Isfahan University of Technology

\*Corresponding Author: b.asadi@iut.ac.ir

## PAPER INFO

### Article history:

Received: 17 May 2022

Revised: 10 December 2022

Accepted: 01 January 2023

### Keywords:

Rotating Airfoil,  
Coriolis,  
RANS,  
LES.

## ABSTRACT

The blades moving in a circular path have many industrial applications, these include their use in some turbomachines. In more modern turbo machines, such as jet engine compressors, the flow conditions are completely incompressible. On the other hand, 2-D study of the flow around these blades, which shows many characteristics of the flow and to simplify the matter, it is usually unavoidable. In this regard, the simulation method LES and RANS in order to simulate the flow around the NACA0012 airfoil, different modes of fixed and rotating airfoil with opposite attack angle and 3-D impeller mode have been implemented. Lift coefficient, drag coefficient, torque and mass flow of S-A, RNG, SST, RSM and LES models are compared. Among the turbulence methods, the best result for Lift coefficient, drag coefficient and torque coefficient and mass flow of LES method is obtained. In according to, adding " the work of centrifugal forces and Coriolis acceleration" to Momentum equation, a better and more accurate convergence has been achieved compared to the works of others.

© 2023 Published by Semnan University Press.

DOI: <https://doi.org/10.22075/jme.2023.27007.2265>

## How to cite this article:

Fazeli Farsani, I., & Asadi, B. (2023). Comparison of different Turbulent Modeling on Rotating Airfoil with Coriolis and centrifugal acceleration. *Journal of Modeling in Engineering*, 21(73), 135-145.  
doi: 10.22075/jme.2023.27007.2265

## مقایسه مدل‌های توربولانسی مختلف در جریان روی ایرفویل دوار با در نظر گرفتن نیروی ناشی از شتاب گریز از مرکز و کوریولیس

ایرج فاضلی فارسانی<sup>۱</sup>، بهمن اسدی<sup>۲\*</sup>

اطلاعات مقاله	چکیده
<p>نوع مقاله: پژوهشی            دریافت مقاله: ۱۴۰۱/۰۲/۲۸            بازنگری مقاله: ۱۴۰۱/۰۹/۱۹            پذیرش مقاله: ۱۴۰۱/۱۰/۱۱</p>	<p>پره‌های درحال حرکت در مسیر دایروی کاربردهای صنعتی زیادی دارند، از این جمله می‌توان به کاربرد آنها در بعضی از توربوماشین‌ها اشاره نمود. در توربوماشین‌های مدرن‌تر مثل کمپرسورهای موتورهای جت شرایط جریان کاملاً تراکم ناپذیر می‌باشد. از طرفی بررسی دو بعدی جریان در اطراف این تیغه‌ها که خیلی از مشخصه‌های جریان را نشان می‌دهد و نیز بخاطر ساده کردن مساله معمولاً امری اجتناب‌ناپذیر است. در این راستا روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و متوسط‌گیری زمانی به منظور شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ حالت‌های مختلف ایرفویل ثابت و دوار با زاویه حمله مخالف و حالت پروانه سه بعدی اجرا شده است. ضرایب لیفت، درگ و گشتاور و جریان جرمی مدل‌های اسپالارت آماراس، کا-اِپسِلین رنگ، اس‌اس‌تی، تنش‌های رینولدز و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ باهم مقایسه شده است. در بین روش‌های آشفتگی بهترین نتیجه برای ضرایب لیفت، درگ و گشتاور و جریان جرمی روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ بدست آمده است. بر این اساس با در نظر گرفتن کار نیروهای ناشی گریز از مرکز و شتاب کوریولیس همگرایی بهتری و دقیق‌تری نسبت به کارهای دیگران حاصل شده است.</p>
<p><b>واژگان کلیدی:</b>            ایرفویل دوار،            کوریولیس،            RANS،            گردابه‌های بزرگ.</p>	

### ۱- مقدمه

در این مقاله، سعی بر شبیه‌سازی عددی جریان لزج آشفته حول ایرفویل متحرک بر روی مسیر دایروی شده است. در شبکه‌بندی این مسئله از شبکه استوانه‌ای استفاده شده است. برای صحت و مقایسه با نتایج تجربی از ایرفویل بدون چرخش استفاده شده است. از کارهای انجام گرفته می‌توان به کارهای میتچل و همکاران [۱] که به بررسی ویژگی‌های آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ و پیش‌بینی عملکرد توربین‌های بادی با محاسبه نیروهای آیرودینامیکی با مدل‌های متوسط‌گیری زمانی و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ در زوایای مختلف حمله پرداختند و پس از مقایسه نتایج تجربی و کارهای دیگران با نتایج خودشان نشان داده

شد که مدل متوسط‌گیری زمانی قادر به باز تولید انتشار گردابه و تشکیل گردابه‌ها نیست ولی مدل و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ مطابقت خوبی با نتایج تجربی ارائه می‌دهد.

بلکومر [۲] که به بررسی جریان روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با اعداد رینولدز بالا و با استفاده مدل دیواری و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ پرداخت و نتایج را با روش شبیه‌سازی عددی مستقیم موجود و مجموعه داده‌های مرجع تجربی مقایسه کرد که نشان داده شد توزیع فشار و ضریب اصطکاک به خوبی با نتایج موجود مطابقت دارد. با این حال، شدت آشفتگی و تنش‌های برشی مدل گردابه‌های بزرگ در مقایسه با شبیه‌سازی عددی مستقیم نزدیک

\* پست الکترونیک نویسنده مسئول: b.asadi@iut.ac.ir

۱. دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده فنی مهندسی گلپایگان، دانشگاه صنعتی اصفهان

۲. استادیار، دانشکده فنی مهندسی گلپایگان، دانشگاه صنعتی اصفهان

به نمایش نتایج صحیح در زوایای حمله بالا نیستند. توماس سیپلا [۷] بر روی تأثیرات جریان های نوسانی حول ملخها بحث و نتایج ارزشمندی را در حوزه ارتعاشات ناشی از جریان را در اختیار محققان قرار داد در واقع ارتعاشات در پرهها یکی از عوامل مغشوش شدن جریان است که این امر هم مزایا و مضراتی را به همراه دارد.

ویکیو و همکاران [۸] به بررسی و تأثیرات روی نوک ملخها با روش متوسط گیری زمانی پرداختند و نتایجی مطلوب را در حوزه اغتشاش در نوک پرهها مطرح کردند. نوک پره یکی از عوامل ایجاد کننده جریان چرخشی و اغتشاش در جریان است در این پژوهش سعی بر این شده است که نحوه جدایش جریان را نمایش دهند.

ابوت و همکاران [۹] به بررسی آزمایشگاهی طراحی ایرفویل های ناکا ۰۰۱۲ پرداختند و خلاصه ای کامل از مشاهدات خود که شامل داده های برش بال، ویژگی های بال و نمودارهای ضرایب لیفت<sup>۹</sup>، درگ<sup>۱۰</sup> و ... ارائه کردند. اسدی و کمری [۱۰] به بررسی جریان تراکم پذیر لزج حول ایرفویل متحرک با روش های مختلف متوسط گیری زمانی پرداختند و نمودار ضریب فشار و اصطکاک پوسته برای زاویه های مختلف حمله و کانتور سرعت در طول پروانه و چگونگی تشکیل گردابه ها را استخراج نموده اند.

اکبرزاده و مصطفوی [۱۱] به بررسی اثر دمش و مکش از یک یا دو موقعیت روی سطح مکش ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ بر عملکرد آیرودینامیکی آن در جریان آشفته پرداختند. با استفاده از رفتار هیدرو دینامیکی جریان آشفته عبوری از ایرفویل نشان دادند که می توان به کاهش ۱۰ الی ۵۰ درصدی نیروی لیفت (در حالت دمش) و کاهش ۵ الی ۳۰ درصدی نیروی درگ و افزایش ۵ الی ۱۰ درصدی نیروی لیفت (در حالت مکش) با در نظر گرفتن دو شکاف تزریق در مقایسه با یک شکاف تزریق کاهش یابد.

رنجبر [۱۲] به بررسی تغییر زاویه جریان هوا در ورودی پره های راهنما بر کیفیت جریان خروجی و میزان دبی جریان هدایت شده توسط پره های راهنما، با استفاده از آزمایش های تونل باد پرداخت. نتایج نشان می دهد که در

لبه ی انتهایی بیش از حد پیش بینی شده است.

ژو و همکاران [۳] به شبیه سازی کاویتاسیون حول ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با استفاده از مدل های اس اس تی، کا-امگا و مدل اسمگورینسکی پرداختند. سپس نتایج شبیه سازی مانند شکل کاویتاسیون، فرکانس ریزش و بالابر و ضرایب لیفت و درگ سه مدل آشفته گی تحلیل را با یکدیگر و نتایج تجربی مقایسه کردند. که نتایج حاصل نشان داد که مدل اسمگورینسکی روش شبیه سازی گردابه های بزرگ<sup>۱</sup> قادر است اطلاعات خاصی را در زمینه جریان کاویتاسیون ارائه دهد که روش های متوسط گیری زمانی<sup>۲</sup> نتوانسته است.

اوکاسو و همکاران [۴] به شبیه سازی جریان دوبعدی حول ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ و ناکا ۲۴۱۲<sup>۴</sup> در اعداد رینولدز و زوایای حمله مختلف پرداختند. ضرایب لیفت، درگ، فشار را با استفاده از سه مدل اسپالارت-آلماراس<sup>۵</sup>، کا-پسیلون رنگ<sup>۶</sup> و اس اس تی<sup>۷</sup> با نتایج تجربی در تونل باد انجمن مشاوره ملی هوانوردی مقایسه کردند به طور کلی، تطابق خوبی مشاهده کردند.

فیلمینا [۵] به بررسی هم زمان ملخ چند پره سوار بر بال ثابت پرداخت که در آن تنها نیروی ناشی از شتاب کوریولیس<sup>۸</sup> را به ترم چشمه معادلات مومنوم ناویر - استوکس جهت همگرایی سریعتر اضافه شده است. نتایج با داده های تجربی در محدوده عملکرد پروانه مطابقت خوبی دارد و نتایج محاسباتی به وضوح تأثیر سرعت چرخش و افزایش فشار کل بر روی چرخنده و بال را نشان داد.

النی و همکاران [۶] مدل های آشفته گی اسپالارت-آلماراس، کی-پسیلون و اس اس تی-کی امگا را برای شبیه سازی جریان روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با عدد رینولدز ۳ میلیون با جریان مادون صوت و حالت دوبعدی مورد ارزیابی قرار دادند. هدف آنها بررسی رفتار ایرفویل در آن شرایط و صحت گذاری بر روش های حل و مدل های آشفته گی از طریق پیش بینی و مقایسه با نتایج آزمایشگاهی بود. گستره محاسباتی آنها شامل ۸۰۰۰۰ شبکه در نزدیکی دیواره به منظور در برگرفتن صحیح لایه مرزی است. النی و همکارانش دریافتند که مدل های آشفته گی بکار برده شده در کدهای دینامیک سیالات محاسباتی تجاری هنوز قادر

<sup>7</sup> SST

<sup>8</sup> Coriolis Acceleration

<sup>9</sup> Lift Coefficient (C<sub>l</sub>)

<sup>10</sup> Drag Coefficient (C<sub>d</sub>)

<sup>1</sup> Large Eddy Simulation (LES)

<sup>2</sup> RANS

<sup>3</sup> NACA0012

<sup>4</sup> NACA2412

<sup>5</sup> Spalart-Allmaras

<sup>6</sup> K-Epsilon RNG

سرعت و فشار و چگونگی توزیع چرخش سیال در اطراف پروانه است.

## ۲- معادلات و روش حاکم

معادلات کلی ناویر استوکس برای جریان‌های چرخشی به شکل معادلات ۱ الی ۳ بیان می‌شود [۱۴]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{v}_r = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho \vec{v} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r \vec{v}) + \rho [\vec{\omega} \times (\vec{v} - \vec{v}_r)] = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\tau} + \vec{F} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho E + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r H + \rho \vec{u}_r) = \nabla \cdot (K \nabla T + \vec{\tau} \cdot \vec{v}) + S_h \quad (3)$$

فرم کلی معادلات ناویر استوکس است و در فرم برداری معادلات فوق به صورت معادله ۴ خلاصه می‌شوند [۱۴]:

$$\frac{\partial \vec{X}}{\partial t} + \nabla \vec{F}_I + \nabla \vec{F}_V = \vec{Q}_x \quad (4)$$

که بردار  $\vec{X}$  به صورت معادله ۵ تعریف می‌گردد [۱۴]:

$$\vec{X} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix} \quad (5)$$

در روابط بالا  $F_I$  و  $F_V$  بردارهای مربوط به شار هستند که به صورت معادلات ۶ و ۷ تعریف می‌گردد [۱۴].

$$F_{Ii} = \begin{bmatrix} \rho v_i \\ \rho v_1 v_i + p \delta_{1i} \\ \rho v_2 v_i + p \delta_{2i} \\ \rho v_3 v_i + p \delta_{3i} \\ (\rho E + p) v_i \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$-F_{Vi} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{i1} \\ \tau_{i2} \\ \tau_{i3} \\ q_i + v_j \tau_{ij} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$Q_x$  برداری است که به جمله چشمه اضافه شده است [۱۴].

$$\vec{Q}_x = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho f_e \\ W_f \end{bmatrix} \quad (8)$$

که  $W_f$  کار نیروهای چشمه ظاهر شده در معادله مومنوم می‌باشد. که به صورت معادله ۹ بیان شده است [۱۴]:

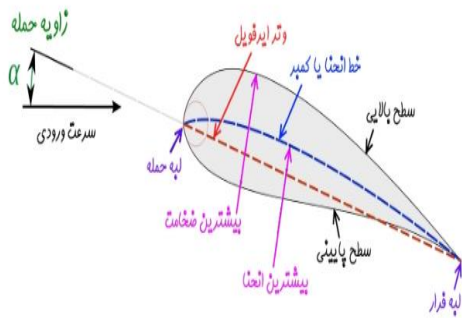
$$W_f = \rho \vec{f}_e \cdot \vec{v} \quad (9)$$

زاویه ورودی صفر درجه نسبت به سطح پره‌ها، توزیع سرعت در خروجی پره‌ها یکنواخت و دنباله پره‌ها کوچک و افت فشار کل در حدود ۲ درصد می‌باشد. با افزایش زاویه جریان هوا در ورودی به پره‌ها (در محدوده ۳۰ تا ۶۰ درجه)، یکنواختی توزیع سرعت از بین رفته و میزان افت فشار کل افزایش می‌یابد که نشان دهنده کاهش کارایی پره‌ها در هدایت جریان ورودی می‌باشد.

قاضی و همکاران [۱۳] به بررسی افزایش اثربخشی خنک کاری لایه‌ای پره توربین در حال چرخش با استفاده از سوراخ تزریق شکل داده شده پرداختند. تحلیل عددی سه بعدی میدان جریان و انتقال حرارت آشفته خنک کاری لایه ای در پره توربین با استفاده از مدل‌های اصلاح شده رینولدز پایین کا-ا-پسیلن نشان می‌دهد که افزایش سرعت دورانی پره به واسطه ایجاد شتاب کریولیس، منجر به انحراف جریان هوای خنک کننده از روی خط مرکزی می‌شود. انحراف جریان هوای خنک کننده باعث کاهش میزان اثربخشی در خط مرکزی پره به ویژه در پایین دست سوراخ تزریق می‌شود. همچنین تزریق هوای خنک از طریق سوراخ گسترش یافته طولی منجر به کاهش اختلاط هوای خنک و جریان هوای گرم می‌شود.

همان‌طور که در مقالات مروری بالا اشاره شد، بررسی جریان حول ایرفویل از حدود سال ۱۹۸۵ میلادی تاکنون با استفاده از مدل‌های مختلف در مقالات زیادی مورد بررسی قرار گرفته است اما در این مقاله با استفاده از ایرفویل با حرکت دایره‌ای و اضافه کردن نیروهای ناشی از شتاب گریز از مرکز و کوریولیس به جمله چشمه معادله مومنوم ناویر استوکس، روش حجم محدود، حل بر مبنای فشار، روش تجزیه بردار استفاده شده است. شایان ذکر است که با توجه به متحرک بودن مرزها می‌توان از شبکه‌بندی در حال حرکت استفاده کرد ولی با توجه به قوانین انتقال گالیله، می‌توان مسئله را در دیدگاه ناظر متحرک (غیر لخت) با اضافه کردن ترم‌های ناشی از نیروهای گریز از مرکز و کوریولیس بررسی نمود و از پیچیدگی شبکه‌بندی متحرک کاست. هدف از حل جریان لزج آشفته با مدل‌های مختلف توربولانسی روش‌های متوسط‌گیری زمانی و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ در اطراف ایرفویل مورد نظر به دست آوردن ضرایب درگ، لیفت، کانتورهای سرعت، فشار و نمودارهای تغییرات فشار و سرعت در طول پروانه و همچنین کانتور سطح ایزوله

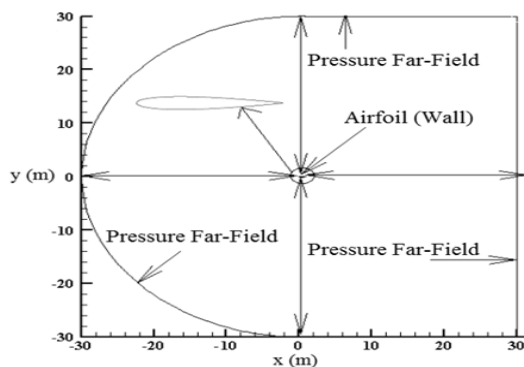
۳- هندسه مسئله



شکل ۱- شماتیکی از ایرفویل و هندسه مسئله [۱۷]

۳-۱- ایرفویل ثابت

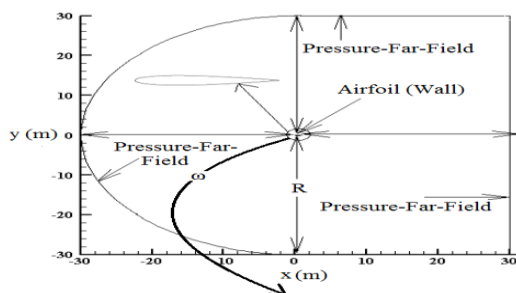
جریان لزج آشفته دوبعدی در اطراف ایرفویل ثابت ناکا ۰۰۱۲ در هوای آزاد (گاز ایده‌آل) و بدنه ایرفویل به صورت دیواره<sup>۱</sup> تعریف می‌شود و محیط هندسه شرط مرزی فشار در بی‌نهایت<sup>۲</sup> مطابق شکل (۲) در نظر گرفته شده است.



شکل ۲- هندسه و شرایط مرزی مسئله برای ایرفویل ثابت

۳-۱- ایرفویل با حرکت دوار

جریان لزج آشفته دو بعدی در اطراف ایرفویل با مقطع ناکا ۰۰۱۲ در هوا آزاد (گاز ایده‌آل) با سرعت زاویه‌ای ۲۴ دور بر دقیقه حول نقطه (۰،۰) در حال چرخش است و شرایط مرزی هم مطابق با شکل (۳) است.



شکل ۳- هندسه و شرایط مرزی مسئله برای ایرفویل دوار

$$\vec{Q}_x = \begin{bmatrix} 0 \\ -\rho(\omega \times \vec{v}) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

که Q را نیز می‌توان به صورت معادله ۱۰ تعریف کرد [۱۴].

۲-۱- معادلات حاکم در مدل روش‌های متوسط‌گیری زمانی

معادلات حاکم بر جریان، معادلات ناویر-استوکس میان‌گیری شده از رینولدز و معادله انرژی می‌باشد که در فرم بقایی برای سیال نیوتنی به صورت تانسوری زیر نوشته می‌شود [۱۵]:

$$\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{p} + \frac{2}{3} \rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \mu_{eff} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right\} \quad (12)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_j \bar{T}) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_{eff} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \right) \quad (13)$$

۲-۲- معادلات حاکم در مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ

حرکت سیال توسط قوانین بقای جرم و بقای ممنتوم توصیف می‌شود. معادلات بقای جرم و ممنتوم توسط روابط زیر بدست می‌آیند [۱۶].

معادله بقای جرم:

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (14)$$

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + \frac{\partial U_i U_j}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \nu \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \right) \quad (15)$$

در شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ عملگر فیلتر برای جداسازی هر متغیر  $\phi$  که  $(\Phi = U, V, W, P)$  به مقیاس‌های فیلتر شده با علامت  $\bar{\phi}$  و مقیاس‌های کوچک (زیر شبکه‌ای) با علامت  $\phi$  مورد استفاده قرار می‌گیرد بطوریکه:

$$\Phi = \bar{\Phi} + \phi \quad (16)$$

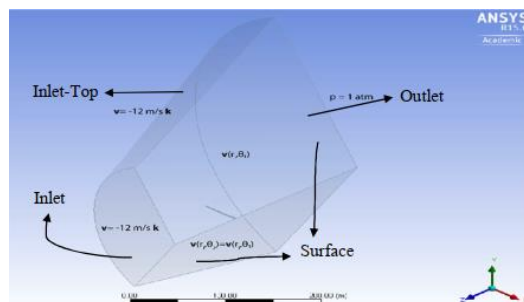
تفاوت مهم بین مدل روش‌های متوسط‌گیری زمانی و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ در نوع این عملگرها می‌باشد. در روش‌های متوسط‌گیری زمانی یک عملگر متوسط‌گیری زمانی بر معادلات حاکم اعمال می‌شود ولی عملگر مورد استفاده در شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، یک فیلتر مکانی محلی مستقل از زمان با اندازه می‌باشد [۱۶].

<sup>2</sup> Pressure-Far-Field

<sup>1</sup> Well

### ۳-۳- پروانه

جریان لزج آشفته سه‌بعدی در اطراف پروانه (سه‌بعدی) با سرعت ۲۱/۲ دور بر دقیقه در حال گردش و سرعت ورودی ۱۲ متر بر ثانیه و خروجی دارای فشار ۱ اتمسفر است و سایر شرایط مطابق با شکل (۴) است. این حالت در واقع شبیه‌ساز حرکت پروانه چرخان در توربین‌ها، هواپیما، هلی‌کوپترها است.



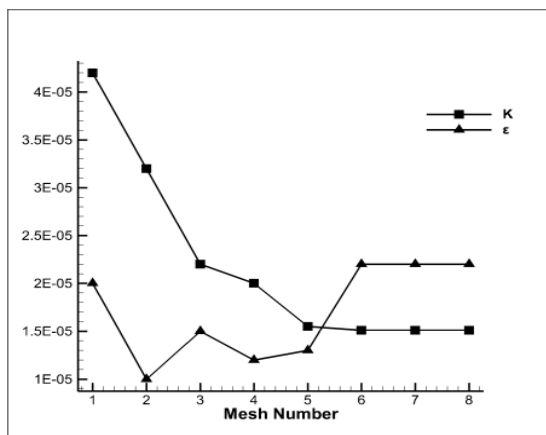
شکل ۴- مشخصات پروانه سه‌بعدی

### ۴- استقلال از شبکه‌بندی

از آنجا که هندسه‌ی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ متقارن می‌باشد، در این شبیه‌سازی از یک شبکه‌ی سازمان یافته برای ایجاد دامنه‌ی محاسباتی استفاده شده است. اندازه‌ی شبکه در نواحی نزدیک به دیواره‌ی ایرفویل و کنار آن نقشی کلیدی را در ایجاد مکانیزم‌های جریان و دینامیک آن دارا می‌باشند. لذا سعی شده است تا شبکه‌های تولید شده کاملاً مربعی و عمود بر دیواره‌ی ایرفویل و مماس بر آن باشند. و همچنین به علت محدود بودن هزینه‌ها و زمان و حافظه رایانه‌ای مجبور به محاسبه‌ی بهینه‌ترین حالت از شبکه‌بندی و ضخامت اولین مش و ضریب انبساط مش ۱/۲ انتخاب شده است. برای به دست آوردن شبکه‌بندی بهینه که بتواند پیش‌بینی‌های درستی را نسبت به مسئله در اختیار قرار دهد ۸ شبکه مختلف لحاظ شده است که در جدول ۱ قابل مشاهده است:

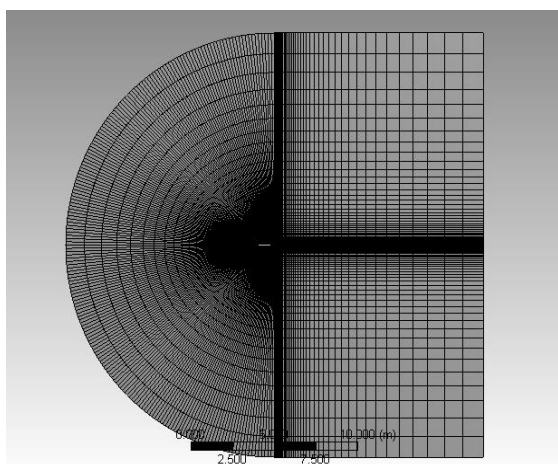
جدول ۱- مقادیر شبکه‌بندی

ردیف	تعداد شبکه
۱	۱۵۶۰۰
۲	۲۱۹۶۰
۳	۳۶۰۰۰
۴	۵۲۵۲۰
۵	۷۲۰۰۰
۶	۹۵۸۸۰
۷	۱۲۱۶۰۰
۸	۱۵۲۰۴۰

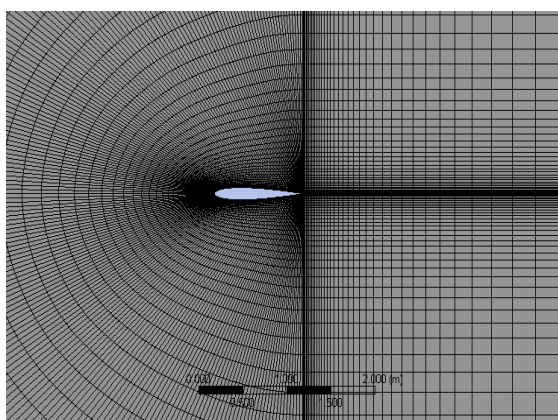


شکل ۵- تغییرات k و ε برای ۸ نوع شبکه‌بندی مختلف

پس در نتیجه تعداد نقاط را برابر با شبکه ۷ در جدول ۱ به عنوان اندازه شبکه بهینه در ادامه مقاله در نظر گرفته می‌شود زیرا که تغییرات انرژی جنبشی آشفته و نرخ اتلاف آشفته در چند شبکه‌ی آخر تقریباً ثابت مانده است. شبکه‌بندی به صورتی انتخاب شده است که شبکه نزدیک به دیواره ایرفویل ریزتر و هرچه به نزدیک مرزهای مسئله رسیده شبکه بزرگ‌تر در نظر گرفته شده است.

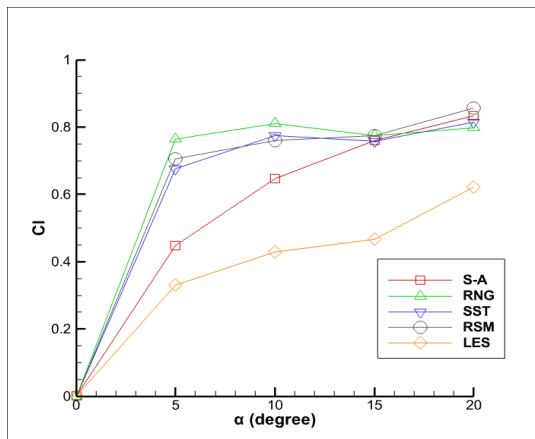


شکل ۶- نمای از شبکه‌بندی مسئله



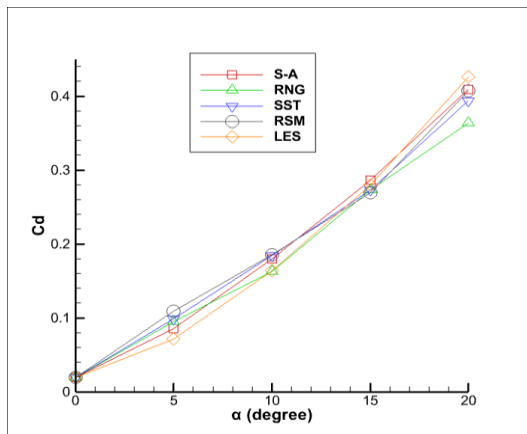
شکل ۷- نمای نزدیک از شبکه‌بندی مسئله

است. پس ایرفویل برای این شرایط مرزی در مدل‌های RNG و SST بعد از زاویه ۵ درجه وامانده می‌شود.



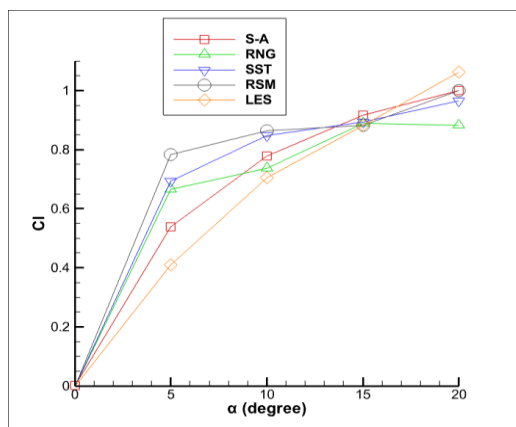
شکل ۱۱- مقایسه نمودار تغییرات ضریب لیفت ایرفویل ثابت

### ۲-۶- نتایج ایرفویل با حرکت دوار

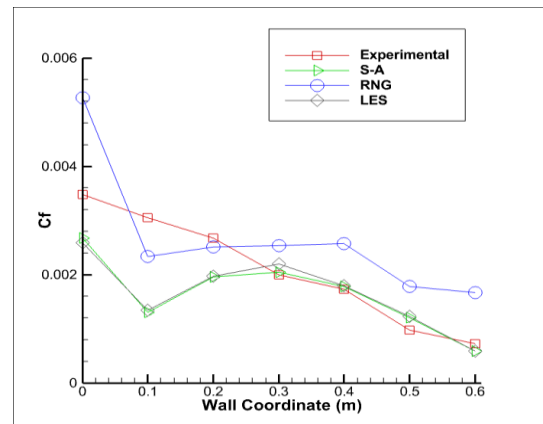


شکل ۱۲- مقایسه نمودار تغییرات ضریب درگ ایرفویل با حرکت دوار

در شکل (۱۲) ضریب درگ با افزایش زاویه حمله به طور صعودی این مقدار افزایش پیدا کرده است.



شکل ۱۳- مقایسه نمودار تغییرات ضریب لیفت ایرفویل با حرکت دوار

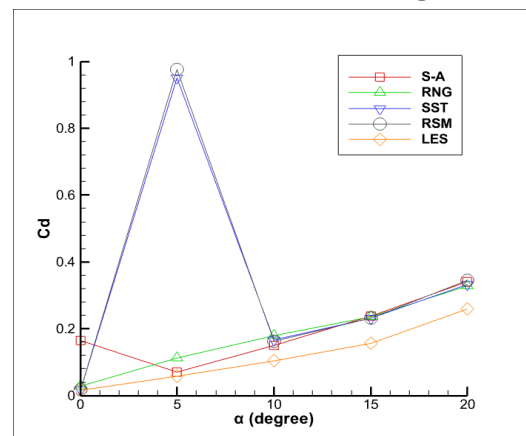


شکل ۹- مقایسه نمودار تغییرات ضریب اصطکاک برای نتایج به دست آمده برای مدل S-A, RNG, LES و نتایج تجربی [۹]

در شکل (۹) برای مدل LES ناحیه اول که همان نزدیک نوک ایرفویل است و دارای انحنای زیادی است ضریب اصطکاک بیشترین مقدار پیش‌بینی شده است و در طول مسیر ایرفویل مقدار اصطکاک کم شده است. برای مدل RNG مقدار ضریب اصطکاک در طی طول مسیر دوباره با شیب ملایمی تغییر می‌کند که حداکثر مقدار آن حدوداً ۰/۶ متر پیش‌بینی شده است. در واقع در دو مدل S-A و LES تا حدودی مشابه حالت تجربی است.

### ۶- نتایج

#### ۱-۶- نتایج ایرفویل ثابت

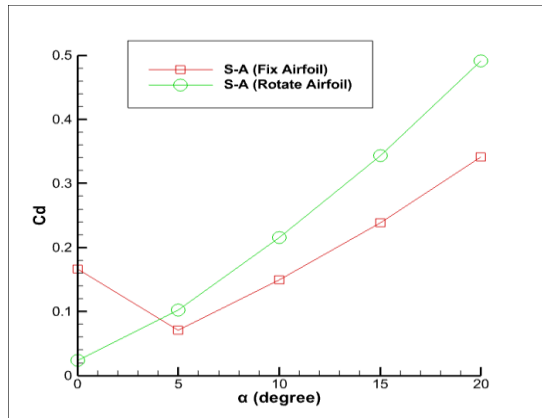


شکل ۱۰- مقایسه نمودار تغییرات ضریب درگ ایرفویل ثابت

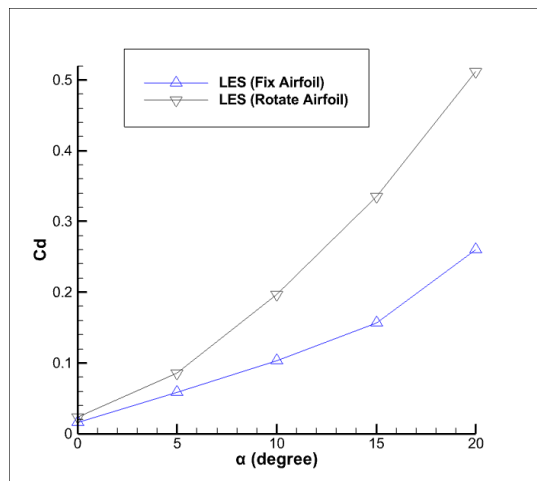
در شکل‌های (۱۰) و (۱۱) به ترتیب مقادیر ضریب درگ و لیفت برای مدل‌های RANS و LES نمایش داده شده است. در همه مدل‌ها ضریب درگ افزایش یافته است. ولی ضریب لیفت برای مدل‌های RNG و SST بعد از زاویه ۵ درجه کاهش می‌یابد پس زاویه ۱۰ درجه دوباره صعودی می‌شود و برای مدل‌های S-A, RSM و LES افزایشی بوده

متغیرهای مهم و ضروری در مسائل آیرودینامیک منطقی به نظر می‌رسند. مدل تک معادله‌ای S-A و LES در پیش‌بینی نقطه جدایش، ضریب لیفت و درگ، ضریب فشار و اصطکاک دقت کافی دارند.

### ۳-۶- مقایسه جریان حول ایرفویل ثابت و دوار



شکل ۱۶- مقایسه نمودار تغییرات ضریب اصطکاک ایرفویل ثابت و دوار مدل S-A

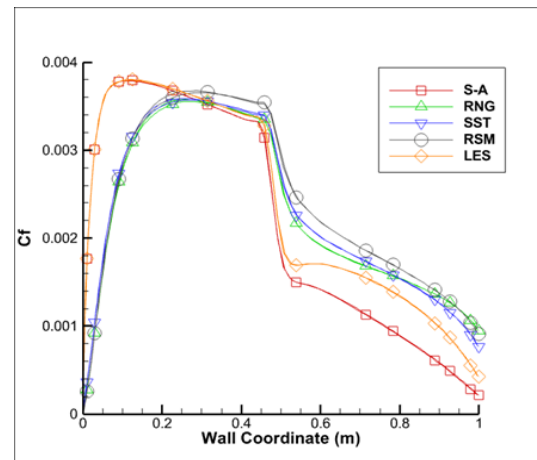


شکل ۱۷- مقایسه نمودار تغییرات ضریب اصطکاک ایرفویل ثابت و دوار مدل LES

در شکل‌های (۱۶) و (۱۷) مقدار ضریب اصطکاک ایرفویل دوار به علت وجود ترم‌های شتابی کوریولیس و گریز از مرکز، تفاوتی زیادی با ایرفویل ثابت دارد.

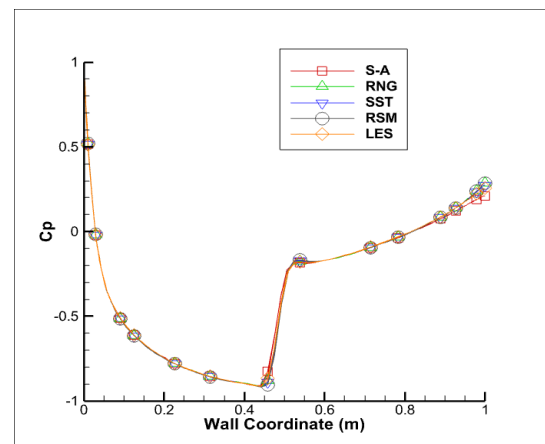
در شکل‌های (۱۸) و (۱۹) مقدار ضریب لیفت برای زاویه‌های مختلف در مقایسه دو حالت ایرفویل ثابت و ایرفویل دوار با دو مدل S-A و LES نمایش داده شده است. ضریب لیفت ایرفویل دوار بسیار بیشتر پیش‌بینی شده است که علت آن اضافه کردن ترم‌های شتابی گریز از مرکز و شتاب کوریولیس به ترم چشمه معادله انتقال مومنوم است.

در شکل (۱۳) با افزایش زاویه حمله برای ایرفویل چرخان ضریب لیفت افزایش داشته است.



شکل ۱۴- مقایسه نمودار تغییرات ضریب اصطکاک ایرفویل با حرکت دوار در زاویه حمله ۰ درجه

مقدار ضریب اصطکاک با تنش برشی ارتباط مستقیم دارد. با توجه به شکل (۱۴) تنش برشی روی دیواره در اوایل بیشترین و در اواخر مختصات دیواره کمترین مقدار دارد پس مدل S-A و LES پیش‌بینی درست‌تری نسبت به دیگر مدل‌ها دارد [۱۸].



شکل ۱۵- مقایسه نمودار تغییرات ضریب فشار ایرفویل با حرکت دوار در زاویه حمله ۰ درجه

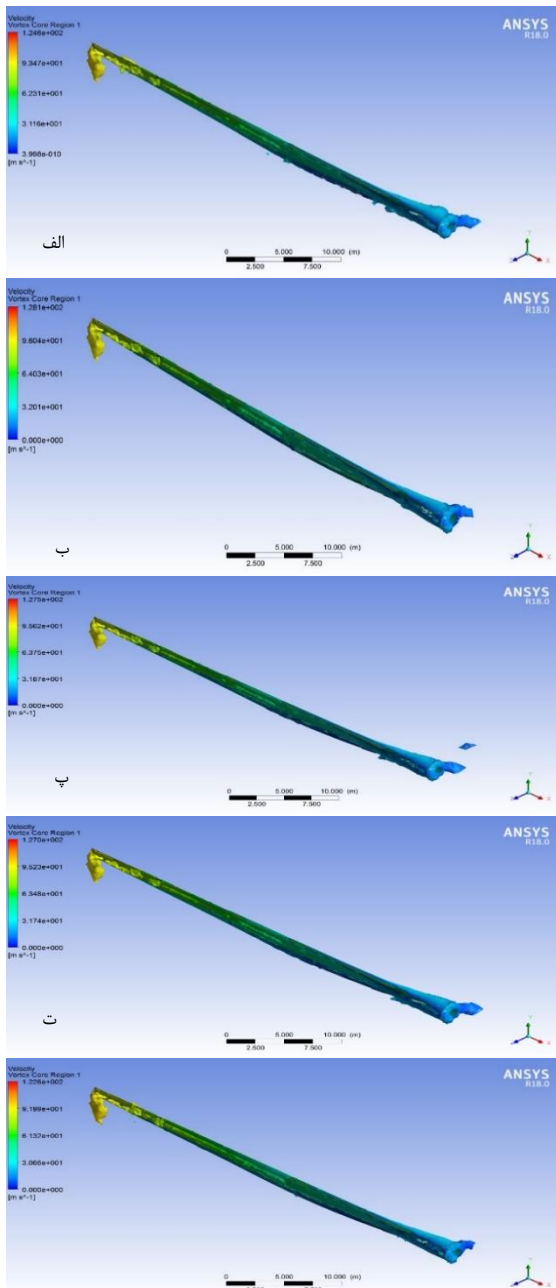
در شکل (۱۵) مقدار ضریب فشار برای هر پنج مدل روش RANS و LES پیش‌بینی یکسانی را تخمین زده‌اند. که این مقدار در ابتدا بیشترین، سپس تا حدود ۰/۴ متری دیواره نزولی و دوباره صعودی می‌شود.

در این نمودارهای مدل‌های RANS و LES مشاهده شده است که مدل تک معادله‌ای S-A و LES اختلاف زیادی در پیش‌بینی ضریب اصطکاک دارند. در واقع پیش‌بینی‌هایی که دو مدل S-A و LES انجام داده‌اند در بسیاری از



است. و در مدل های RANS جریان برگشتی شده است.

۵-۶- نتایج پروانه

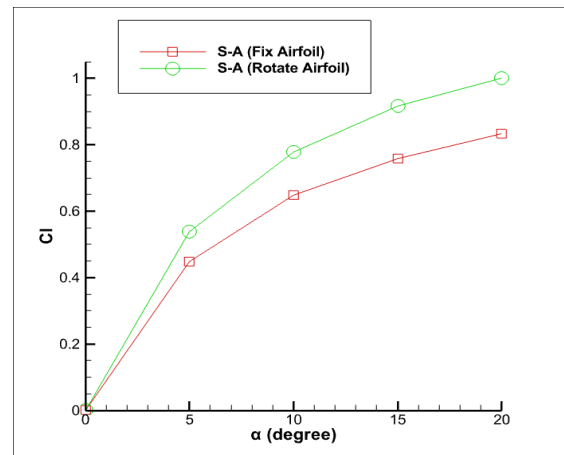


شکل ۲۰- هسته گردابه پروانه برای سرعت بر حسب قدرت چرخشی سیال برای  $s^{-1} 4.41812$  مدل های الف) S-A، ب) RSM، پ) RNG، ت) SST، ث) LES

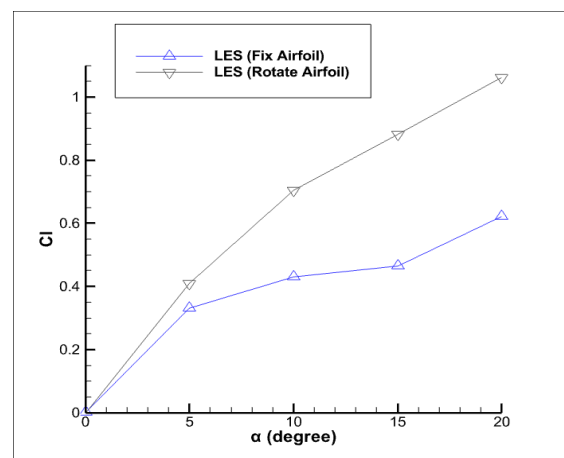
جدول ۳- مقایسه گشتاور روی پروانه

مدل	S-A	RNG	SST	RSM	LES
گشتاور (N.m)	۸۸۳۸۱	۱۱۶۱۰۲	۹۳۰۶۷	۱۶۳۰۹۱	۱۷۲۱۱۶

با توجه به جدول ۳ بیشترین مقدار گشتاور در روش LES و کمترین مقدار گشتاور در روش S-A است.



شکل ۱۸- مقایسه نمودار تغییرات ضریب لیفت ایرفویل ثابت و دوار مدل S-A



شکل ۱۹- مقایسه نمودار تغییرات ضریب لیفت ایرفویل ثابت و دوار مدل LES

هسته گردابه نمونه‌ی ویژه‌ای از سطح ایزوله‌ای است که تنها گرداب‌ها را نشان می‌دهد. در شکل به خوبی نمایان است که مقادیر مختلف از ورتیسیت، گردابه‌ها چگونه رشد و ناپدید شده‌اند. و همچنین در لبه فرار سرعت زوایه‌ای زیاد هست و در روش LES بیشترین مقدار هست.

جدول ۲- مقایسه نرخ جریان جرمی ( کیلوگرم بر ثانیه) پروانه

مدل	S-A	RNG	SST	RSM	LES
نرخ جریان جرمی خالص (Kg/s)	-18.33	-0.69	-0.94	-1.1	0.37

در جدول ۲ مشاهده می‌شود در روش‌های RANS مقدار نرخ جرمی خالص منفی است یعنی اتلاف نرخ جرمی رخ می‌دهد، ولی در روش LES مقدار نرخ جرمی خالص مثبت است. بیشترین نرخ جرمی خالص مربوط به روش LES

## ۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله، جریان حول ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ ثابت و حرکت دایره‌ای و حالت سه بعدی پروانه با روش RANS و LES بررسی شده است. مشاهده گردید که نتایج به دست آمده به شرح زیر می‌باشد:

- برای اجسام دوار دو شتاب به جمله چشمه معادله مومنوم شتاب کوریولیس و گریز از مرکز اضافه می‌گردد. در این پژوهش از چارچوب مرجع متحرک در معادلات استفاده شده است که با توجه به متحرک بودن مرزها می‌توان از شبکه‌بندی در حال حرکت استفاده کرد ولی با توجه به قوانین انتقال گالیله، می‌توان مسئله را در دیدگاه ناظر متحرک (غیر لخت) با اضافه کردن جملات ناشی از نیروهای گریز از مرکز و کوریولیس بررسی نمود و از پیچیدگی شبکه‌بندی متحرک کاست.
- در حالت کلی نمودارهای مدل S-A و LES در پیش‌بینی شبیه به هم عمل کرده‌اند. مقدار  $C_f$  در مدل LES متفاوت پیش‌بینی شده است.
- در مدل دوبعدی که در خطوط جریان به دست آمده است در زاویه‌های بیشتر از ۱۵ درجه پس از به وجود آمدن گردابه‌های بزرگ به علت انرژی زیادی که دارند دنباله‌ی جریان را تحت تأثیر قرار می‌دهند. به طور مثال اگر بعداز این ایرفویل، ایرفویل دیگری قرار بگیرد جریانی که روی آن ایرفویل می‌گذرد در ابتدا و به صورت کامل آشفته می‌باشد که این پدیده تا حدودی مخرب است. به طوری که در هواپیماهایی
- هم دارای بال و هم دارای ملخ هستند نحوه‌ی قرارگیری بال که معمولاً بعد از ملخ قرار می‌گیرد باید طوری باشد که با این گردابه‌های بزرگ و پر انرژی کمتر برخورد کند. یا اگر در توربوماشین‌ها استفاده شود پره‌ای که بعد از این پره‌ی مورد نظر قرار می‌گیرد قطعاً تحت تأثیر بوده به طوری که باید فاصله‌ی مطلوب با این پره رعایت شود تا عملکرد بهتری داشته باشد. گردابه‌های بزرگ طبق نظریه‌ی کولموگروف به گردابه‌های کوچک‌تر تبدیل می‌شوند و انرژی خود را این‌گونه انتقال می‌دهند و در نهایت اندازه‌ی طولی آنها آنقدر کوچک می‌شود که ویسکوزیته بر آن‌ها غلبه کرده و در نهایت به شکل گرما و صدا می‌شوند.
- نتایج به دست آمده از روش LES برای ضرایب لیفت و برآ در مقایسه با روش RANS از دقت بهتری برخوردار بوده و این روش اثرات فیزیکی مربوط به گردابه‌ها، شتاب کوریولیس و گریز از مرکز در جریان روی ایرفویل به خوبی نشان می‌دهد.
- نتایج به دست آمده از روش LES برای گشتاور و نرخ جریان جرمی حاصل از حالت سه‌بعدی پروانه در مقایسه با روش RANS از دقت بهتری برخوردار بوده بیشترین و کمترین نرخ جرمی و گشتاور به ترتیب برای روش LES و S-A است.
- روش LES در مقایسه با روش‌های RANS از هزینه محاسباتی کمتری برخوردار است و همچنین نتایج بهتری نسبت به مدل‌های RANS ارائه می‌دهد.

## مراجع

- [1] Mitchell, S., I. Ogbonna, and K. Volkov, "Aerodynamic characteristics of a single airfoil for vertical axis wind turbine blades and performance prediction of wind turbines", *Fluids*, 6(7), 2021, pp. 257.
- [2] Balakumar, P, "Wall-Modeled LES for flows over an NACA-0012 Airfoil", in *AIAA Scitech 2020 Forum*. 2020.
- [3] Zhao, M., D. Wan, and G. Chen, "Comparison of SST  $k-\omega$  and Smagorinsky Model in Cavitation Simulation around NACA0012", in *The 29th International Ocean and Polar Engineering Conference, OnePetro*, 2019.
- [4] Oukassou, K., et al., Comparison of the power, lift and drag coefficients of wind turbine blade from aerodynamics characteristics of Naca0012 and Naca2412. *Procedia Manufacturing*, 2019. 32: pp. 983-990.
- [5] Filomena, C., N. Ceresola, and R. Arina, "External aerodynamics simulations in a rotating frame of reference", *International Journal of Aerospace Engineering*, 2014.
- [6] Eleni, D.C., T.I. Athanasios, and M.P, "Dionissios, Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil", *Journal of Mechanical Engineering Research*, 4(3), 2012, pp. 100-111.

- [7] Sipilä, T., T. Siikonen, and I. Saisto, "FINFLO RANS-predictions for propeller performance", in Second International Symposium on Marine Propulsors smp, 2011.
- [8] Qiu, W., et al. "Effect of turbulence modeling on RANS computation of propeller tip vortex flow", in The Twentieth International Offshore and Polar Engineering Conference, OnePetro, 2010.
- [9] Abbott, I.H. and A.E. Von Doenhoff, Theory of wing sections: including a summary of airfoil data, Courier Corporation, 1992.
- [۱۰] بهمن اسدی و محمد کمری، " شبیه‌سازی عددی جریان تراکم پذیر لزج حول ایرفویل متحرک به روش RANS"، مجله مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز، دوره ۴۷، شماره ۲، مرداد ۱۳۹۶، صفحه ۲۲۳-۲۳۱.
- [۱۱] پوریا اکبرزاده و مهسا مصطفوی، " بررسی اثر دمش و مکش از یک یا دو موقعیت روی سطح مکش ایرفویل NACA0012 بر عملکرد آیرودینامیکی آن در جریان آشفته"، مجله مدل سازی در مهندسی، دوره ۱۵، شماره ۵۱، زمستان ۱۳۹۶، صفحه ۳۴۰-۳۳۱.
- [۱۲] محمدعلی رنجبر، "بررسی تجربی تاثیر زاویه جریان هوا در ورودی پره‌های راهنما بر کیفیت جریان خروجی"، مجله مدل سازی در مهندسی، دوره ۱۶، شماره ۵۴، پاییز ۱۳۹۷، صفحه ۳۶۹-۳۶۱.
- [۱۳] محسن قاضی، امیرحسین معینی، مهرا رجبی زرگرآبادی، " افزایش اثربخشی خنک کاری لایه ای پره توربین در حال چرخش با استفاده از سوراخ تزریق شکل داده شده"، مجله مدل سازی در مهندسی، دوره ۱۵، شماره ۵۱، زمستان ۱۳۹۶، صفحه ۲۳۶-۲۲۵.
- [14] Schobeiri, M.T., "Fluid mechanics for engineers: a graduate textbook", Springer Science & Business Media, 2010.
- [۱۵] محمدحسین شجاعی‌فر، مقدمه‌ای بر جریان‌های متلاطم و مدل سازی آن، انتشارات دانشگاه علم و صنعت، تهران، ۱۳۹۱.
- [16] Piomelli, U., "Large-eddy simulation of turbulent flows", Department of Theoretical and Applied Mechanics, College of Engineering, 1994.
- [17] Anderson Jr, j., " Fundamentals of Aerodynamics", McGraw-Hill Education, 5<sup>th</sup>, 2020.
- [18] Ochoa ,J. and N. Fueyo. "Large Eddy Simulation of the flow past a square cylinder", in International PHOENICS Conference, Melbourne, Australia. 2004.