

بررسی مدل عددی مناسب جهت شبیه‌سازی ایرفویل‌های ریشه توربین بادی محور افقی

سجاد پورهابیلی^۱، رضا رزاقی^{۲*}

اطلاعات مقاله	چکیده
<p>نوع مقاله: پژوهشی دریافت مقاله: ۱۳۹۶/۱۱/۰۹ بازنگری مقاله: ۱۴۰۱/۰۴/۱۴ پذیرش مقاله: ۱۴۰۱/۰۴/۲۲</p>	<p>در این تحقیق جریان هوا حول یک مدل ایرفویل ریشه توربین بادی با عنوان SG6040 با روش حجم محدود، توسط سه مدل آشفتگی کامگا، کامگا اس تی و اسپالارت آلماراس، در دو عدد رینولدز ۱۳۷،۱۲۲ و ۱۴۹،۹۶۹ و در زوایای حمله صفر تا ۱۰ درجه شبیه‌سازی گردیده است. هدف اصلی در این مقاله ارائه مدل عددی مناسب جهت شبیه‌سازی ایرفویل‌های ریشه توربین‌های بادی با اندازه روتور کوچک می باشد. همچنین، اثرات زاویه حمله و عدد رینولدز بر روی ضرایب آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفته و نتایج با یکدیگر مقایسه گردیده است. نتایج نشان می‌دهد که مدل آشفتگی $k - \omega$ SST نتایج بهتری را نسبت به دیگر مدل‌ها دارا می‌باشد و با نتایج تجربی همخوانی بیشتری دارد. همچنین، با افزایش عدد رینولدز مدل‌های آشفتگی روند یکسان‌تری دارند و بیشترین اختلاف بین مدل‌ها در رینولدزهای پایین اتفاق می‌افتد. نتایج بدست آمده در این مطالعه می‌تواند در راستای طراحی پره‌های توربین بادی و همچنین به منظور استفاده از مدل‌سازی عددی مناسب نقش بسزایی را ایفا نماید.</p>
<p>واژگان کلیدی: مدلسازی عددی، ایرفویل ریشه توربین باد، مدل آشفتگی، ایرفویل SG6040</p>	

۱- مقدمه

۲۰۱۲، بررسی عددی روی ایرفویل‌های FX 79-W-15 A و NACA 63-430 با استفاده از دو مدل آشفتگی کامگا و کامگا اس تی انجام دادند. نتایج نشان داد که هر دو مدل آشفتگی از نظر کیفی و کمی از شرایط قابل قبولی نسبت به داده‌های تجربی برخوردار است. بررسی‌ها نشان داد که نسبت برآ و پسا و ضرایب فشار در مدل آشفتگی کامگا نتایج قابل قبول‌تری را دارد. جی یاو و همکارانش [۶] در سال ۲۰۱۲، شبیه‌سازی عددی و بررسی عملکرد آیرودینامیکی بر روی ایرفویل NACA0018 توربین بادی انجام داده و به تجزیه و تحلیل ضریب لیفت و درگ نسبت به داده‌های تجربی پرداختند. در این تحقیق کاربرد مدل‌های آشفتگی مختلف مورد بررسی قرار گرفت و نتایج محاسبات ارائه شده یک مرجع مناسب برای تحقیق و توسعه در زمینه ایرفویل توربین‌های بادی می‌باشد. محمد سعید و همکارانش [۷] در سال ۲۰۱۲ به تجزیه و تحلیل

امروزه استفاده از انرژی‌های پاک نظیر انرژی باد نقش به‌سزایی در زندگی بشر دارد [۱]. توربین‌های بادی یکی از مولدهای تولید انرژی پاک بوده که به دلیل راندمان بالا و هزینه‌های تعمیرات و نگهداری پایین به عنوان جایگزین مناسبی برای سوخت‌های فسیلی در دهه اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته است [۲]. انرژی باد به عنوان یک انرژی پایدار می‌تواند نقش مهمی در افزایش تولید انرژی کشورها و همچنین سیاست‌های بین‌المللی در مواجهه با تغییرات آب و هوایی ایفا نماید [۳]. طراحی و ساخت بهینه مقطع پره‌های توربین بادی می‌تواند باعث افزایش ضرایب آیرودینامیکی و بهینه‌سازی توان توربین گردد [۴]. مدلسازی جریان حول ایرفویل‌های مقطع توربین بادی اولین گام موثر در جهت طراحی و بهینه‌سازی ایرفویل‌های پره توربین بادی می‌باشد. رحیمی و همکاران [۵] در سال

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: R.razaghi@iau-garmsar.ac.ir

۱- کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد گرمسار، گرمسار، ایران
۲. استادیار، گروه مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد گرمسار

اعداد رینولدز پایین بر روی ایرفویل های -UMY02-T01 و 26 و DU93-w-210 مورد بررسی قرار داده و نتایج را با داده‌های تجربی مقایسه کردند.

نتایج نشان داد که افزایش زاویه حمله باعث افزایش ضریب لیفت و فشار استاتیک در رینولدزهای مختلف می‌شود. ژانگ و همکارانش [۱۳] در سال ۲۰۱۶ اثر گردابه‌سازها را بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل‌های CAS-W1-450، CAS-W2-400 و CAS-W1-350 مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان می‌داد که ضریب لیفت به سبب وجود گردابه‌سازها بر روی ایرفویل تا ۲۰ درصد افزایش پیدا می‌کند. بلامدی و همکارانش [۱۴] در سال ۲۰۱۶ به منظور تجزیه و تحلیل عملکرد نیروهای آیرودینامیکی ایرفویل‌های ریشه پره توربین بادی، ایرفویل S809 NREL را با استفاده از مدل‌های آشفتگی کا امگا، کا اپسیلون، کا امگا اس اس تی و اسپالارت آلماراس به صورت دوبعدی در زاویه حمله‌های ۱۰ تا ۲۰ درجه مدل سازی نمودند. نتایج کار آنها تطابق خوبی با داده‌های تجربی داشت. نتایج نشان می‌داد که سیستم کنترل، باعث بهبود عملکرد آیرودینامیکی تنها در یک محدوده خاص از زاویای حمله است. همچنین، در زاویای حمله کم نسبت درگ به لیفت بیشتر شده اما در زاویای حمله متوسط و بالا نتایج آیرودینامیکی قابل قبول تری بدست آمده است.

با توجه به مطالعات و تحقیقات صورت گرفته شبیه‌سازی ایرفویل‌های مقطع پره‌های توربین بادی همواره مورد توجه محققان و طراحان پره‌های توربین بادی بوده است. از آنجاییکه عمده تحقیقات انجام گرفته بر روی ایرفویل‌های نوک و میانی پره‌های توربین بادی بوده و با توجه به اینکه ایرفویل‌های ریشه توربین بادی به دلیل ضخامت زیاد، جدایش جریان، ایجاد نویز و تحمل گشتاور پیچشی بالا، نقش مهمی را در طراحی پره‌های توربین‌های بادی ایفا می‌کنند. لذا در این تحقیق، بررسی عددی دو بعدی بر روی ایرفویل SG6۰۴۰ که یک ایرفویل جدید ریشه توربین بادی است انجام شده و نتایج حاصل با نتایج حاصل از تست تونل باد مقایسه گردیده است.

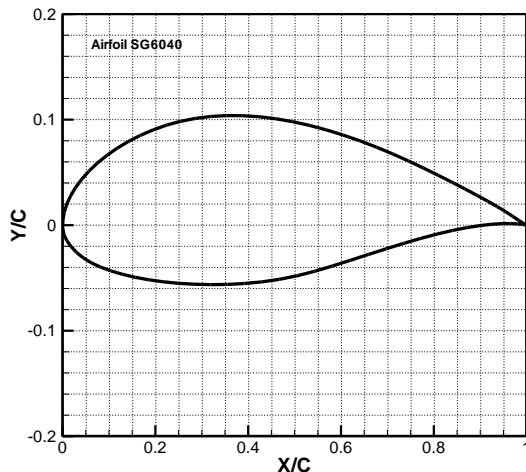
نتایج این بررسی می‌تواند مرجعی برای داده‌های مربوط به ضرایب آیرودینامیکی این ایرفویل در اختیار محققان قرار گیرد. هدف اصلی در این تحقیق، بررسی مدل‌های عددی مختلف و ارائه مدل عددی مناسب و بهینه جهت مدلسازی این نوع ایرفویل می‌باشد.

آیرودینامیکی ایرفویل‌های مختلف پره توربین‌های بادی با استفاده از روش حجم محدود پرداختند. در این تحقیق شبیه‌سازی آیرودینامیکی ایرفویل‌های سری S از آزمایشگاه ملی انرژی‌های تجدیدپذیر با روش حجم محدود و اعداد رینولدز متوسط انجام شد و عملکرد نیروهای برآ و پسا بر روی ایرفویل‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت و با اندازه‌گیری تونل باد مقایسه شد. نتایج نشان می‌دهد که دینامیک سیالات محاسباتی می‌تواند مبنای مناسبی جهت مطالعه بارهای آیرودینامیکی بر روی ایرفویل‌ها باشد. اصفهانیان و همکارانش [۸] در سال ۲۰۱۳ به محاسبه ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل S809 به صورت دو بعدی از طریق دینامیک سیالات محاسباتی و شبیه سازی جریان بصورت سه‌بعدی در روتور توربین بادی از روش المان پره پرداختند. نتایج کار آنها نشان داد که ترکیبی از روش دینامیک سیالات محاسباتی و روش المان پره بسیار سریع تر از روش دینامیک سیالات محاسباتی به نتایج مهندسی قابل قبول می‌رسد.

یونگ خو [۹] و همکارانش در سال ۲۰۱۵ با روش کنترل جریان از طریق تزریق جت جریان، عملکرد ایرفویل S809 را در عدد رینولدز متوسط مورد مطالعه قرار داده و نتایج بدست آمده را با داده‌های تجربی مقایسه نمودند. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که حرکت جریان جت در اطراف ایرفویل اثر مثبت و قابل توجهی در افزایش لیفت، کاهش واماندگی و کاهش درگ دارد. مالدونادو و همکارانش [۱۰] در سال ۲۰۱۵ اثر جریان آزاد آشفتگی با مقیاس بزرگ در عملکرد آیرودینامیکی پره توربین بادی را بر روی ایرفویل S809 در عدد رینولدز پایین با استفاده از آزمایش‌های تونل باد مورد مطالعه قرار دادند. نتایج نشان می‌دهد که توربولانس، حتی با پیچش زیاد در مقیاس بزرگ در اندازه طول وتر به طور قابل توجهی باعث بهبود عملکرد آیرودینامیکی و افزایش ضریب لیفت در همه زوایا به جز زاویه صفر می‌شود. درخشان و همکارانش [۱۱] در سال ۲۰۱۵ به منظور بررسی عددی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل‌های ریشه پره‌های توربین‌های بادی، شبیه سازی عددی را توسط مدل‌های آشفتگی کا اپسیلون، کا امگا اس اس تی و اسپالارت آلماراس بر روی ایرفویل S809 انجام دادند.

کین گان لی و همکارانش [۱۲] در سال ۲۰۱۶ اثر آشفتگی جریان بر عملکرد ایرفویل برای توربین بادی محور افقی در

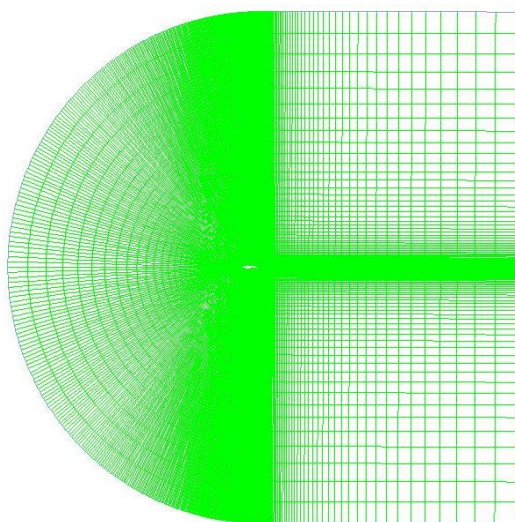
۲۰۱۶ بر روی ایرفویل SG6040 انجام گردیده است. تعداد سلول‌های اولیه و سلول‌های نهایی در جدول ۱ نشان داده شده است. در شکل (۲) شبکه‌بندی ایرفویل به شیوه استاندارد C شکل می‌باشد و شبکه‌بندی نهایی در نوک ایرفویل در شکل (۳) نشان داده شده است



شکل ۱- ایرفویل SG6040 [15]

جدول ۱- مشخصات تعداد شبکه بندی اولیه و نهایی

ردیف	تعداد تکرار	تعداد سلول	تعداد سطح	تعداد گره ها
۱	اولیه	۸۱۲۰۰	۱۶۳۵۶۰	۸۲۳۶۰
۲	تکرار اول	۸۲۸۴۰	۱۶۹۷۲۲	۸۵۸۸۲
۳	تکرار دوم	۸۸۹۵۲	۱۸۱۶۵۴	۹۲۷۰۲
۴	تکرار نهایی	۹۸۷۸۹	۱۹۷۶۱۳	۱۰۱۸۲۴



شکل ۲- شبکه بندی ایرفویل SG6040

۲- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر جریان سیال در توربین بادی افقی به ترتیب معادلات پیوستگی و مومنتوم جریان به شرح زیر می باشد:

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial z} (r \rho u) + \frac{\partial}{\partial z} (\rho v) = 0 \quad (1)$$

معادله مومنتوم:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{u}) + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\vec{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2)$$

معادله مومنتوم برای ویسکوزیته جریان در جهت X و Y:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \rho f_x \quad (3)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \rho f_y \quad (4)$$

که در آن ρ دانسیته سیال، p فشار استاتیک، $\vec{\tau}$ تانسور تنش، $\vec{\rho g}$ نیروی گرانشی، \vec{F} نیروهای خارجی و u و v به ترتیب سرعت سیال در جهت X و Y می‌باشد. در این بررسی از رهیافت رنس به منظور حل آشفتگی و از سه مدل آشفتگی کامگا، کامگا اس تی و اسپالارات آلماراس جهت مدل سازی آشفتگی استفاده شده است.

۳- مدل سازی عددی

۳-۱ مدل هندسی

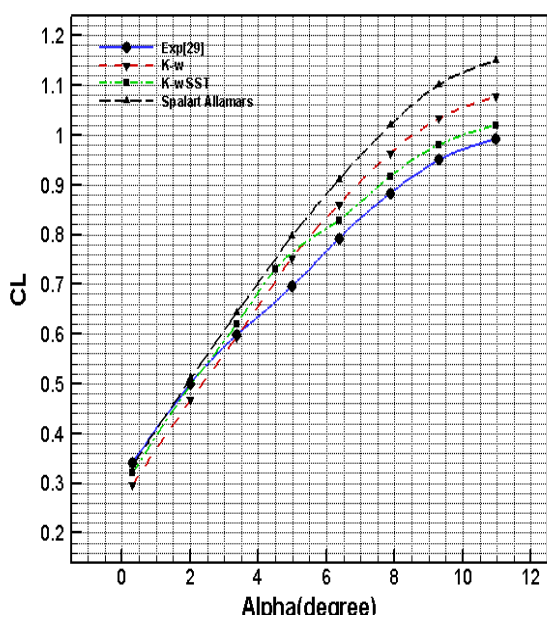
در این بررسی مدل سازی عددی بر روی ایرفویل ریشه توربین بادی SG6040 انجام گردیده است. از خواص ایرفویل فوق می‌توان به ضخامت زیاد ایرفویل و کارکرد در رینولدز پایین نام برد. مدل سازی در دو عدد رینولدز شامل ۱۳۷۱۲۲، ۱۴۹۹۶۹ و در زاویه حمله صفر تا ۱۰ درجه، توسط سه مدل آشفتگی کامگا، کامگا اس تی و اسپالارات آلماراس انجام گردیده و اثر زاویه حمله، اثرات لایه مرزی بر روی سطح ایرفویل ها، ضریب فشار، استاتیک فشار و عدد رینولدز جریان بر ضریب گشتاور پیچشی وارده بر نقطه فرار ایرفویل و اثر جدایش جریان مورد بررسی قرار گرفته و نتایج با یکدیگر مقایسه گردیده است. هندسه ایرفویل SG6040 در شکل (۱) نشان داده شده است.

۳-۲ شبکه بندی بهینه

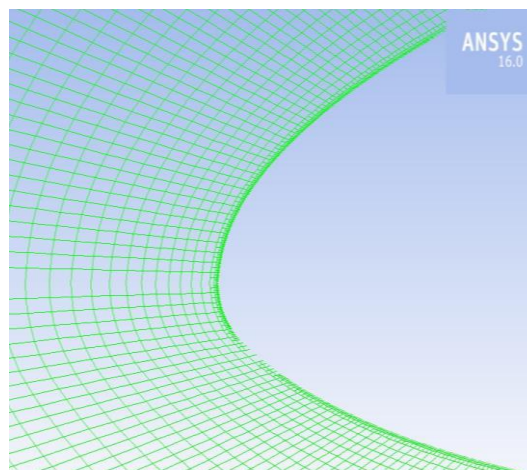
مدل سازی انجام شده توسط نرم افزار انسیس فلوئنت

در شکل‌های (۵) الی (۸) بررسی عملکرد آیرودینامیکی سه مدل توربولانسی و مقایسه این سه مدل با داده‌های تجربی نشان داده شده است. نتایج بدست آمده از این حل با حداکثر خطای ۸٪ با نتایج تجربی صحت سنجی گردیده است.

شکل‌های (۵) الی (۸) نشان دهنده نمودار ضرایب لیفت و درگ در رینولدزهای ۱۳۷۱۲۲ و ۱۴۹۹۶۹ می‌باشند که با نتایج تجربی مقایسه شده‌اند. مقادیر مربوط به ضرایب فوق در جداول ۳ الی ۸ به همراه خطای نسبی نسبت به داده تجربی ارائه گردیده است. با توجه به مقایسه مقادیر عددی و تجربی مشخص گردید که مدل توربولانسی دو معادله‌ای کا امگا اس تی دارای حداقل خطای نسبی بوده و عملکرد بهتری دارد. در واقع چون مدل توربولانسی کا امگا اس تی مدل تکامل یافته مدل کا امگا است و به علت اینکه مدل‌سازی عددی در این تحقیق در رینولدزهای پایین و زوایای پایین انجام گردیده است، در نتیجه جریان عمدتاً تحت تأثیر لایه مرزی نزدیک دیواره بوده و مدل کا امگا اس تی عملکرد بهتری در نزدیکی دیواره و در داخل لایه مرزی دارد. بنابراین خطای نسبی مدل کا امگا اس تی بسیار کمتر از دو مدل توربولانسی کا امگا اسپالارت آلماراس می‌باشد. با توجه به اینکه داده‌های بدست آمده در این مدل به داده‌های تجربی نزدیک می‌باشد نتایج قابل قبول‌تری در این شبیه‌سازی دارد.



شکل ۵- نمودار ضریب لیفت نسبت به زاویه حمله در $Re=137122$ و مقایسه نتایج عددی با داده‌های تجربی



شکل ۳- شبکه‌بندی نهایی ایرفویل SG6040

۳-۳- شرایط مرزی

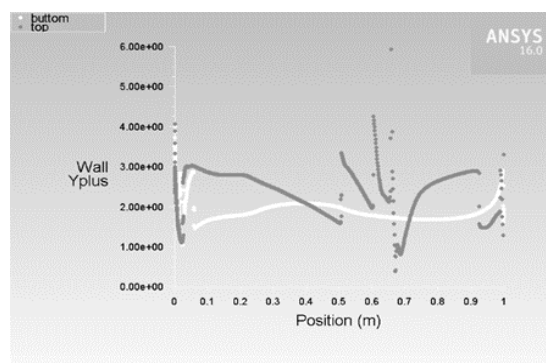
مسئله با سه مدل آشفتگی کا امگا، کا امگا اس تی و اسپالارات آلماراس و طبق شرایط مرزی جدول ۲ بر روی ایرفویل ریشه توربین بادی SG6040 در نظر گرفته شده است.

جدول ۲- شرایط مرزی

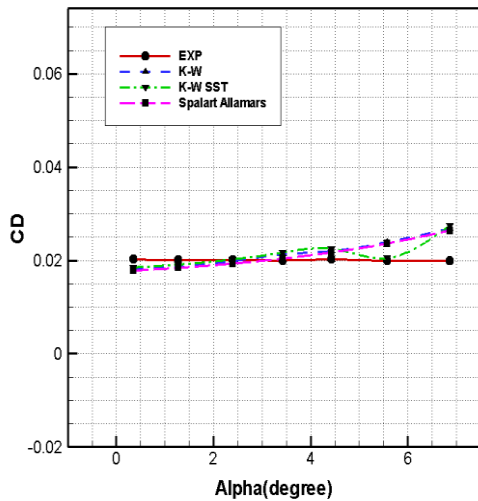
مقادیر	شرایط مرزی	ردیف
1.225 Kg/m ³	چگالی	۱
137122; 149969	عدد رینولدز	۲
1.7894×10^{-5} kg/m - s	ویسکوزیته	۳

۳-۴- صحت سنجی مدل عددی

در این تحقیق به منظور حل عددی در کنار دیواره از روش Enhanced Wall Treatment استفاده شده که نمودار Yplus در این روش می‌بایست در محدوده ۱ تا ۵ باشد. لذا صحت نتایج بدست آمده از مدل‌سازی انجام شده در شکل (۴) نشان داده شده است.



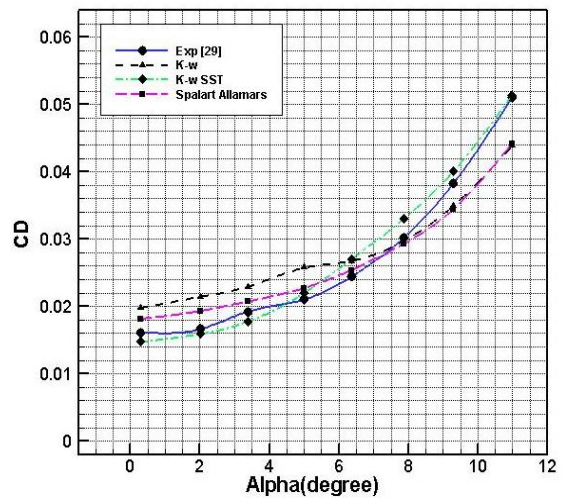
شکل ۴- نمودار YPLUS



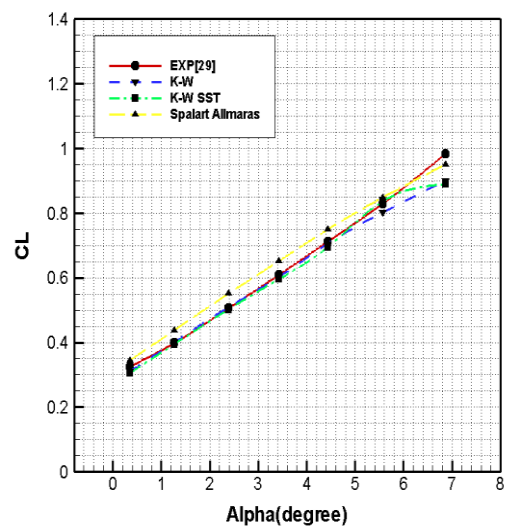
شکل ۸- نمودار ضریب درگ نسبت به زاویه حمله در $Re=149969$ و مقایسه نتایج عددی با داده های تجربی

جدول ۳- ضریب خطای نسبی مدل آشفتگی $\omega - K$ در رینولدز ۱۳۷۱۲۲

ردیف	زاویه حمله	داده تجربی ضریب لیفت	نتایج عددی ضریب لیفت	خطای نسبی ضریب لیفت	داده تجربی ضریب درگ	نتایج عددی ضریب درگ	خطای نسبی ضریب درگ
۱	۰/۳۰	۰/۳۴۱	۰/۲۹۷	۱۲٪	۰/۰۱۶۱	۰/۰۱۸۵	۱۲٪
۲	۲/۰۱	۰/۵۰۰	۰/۴۶۷	۶٪	۰/۰۱۶۶	۰/۰۱۹۷	۱۵٪
۳	۳/۳۷	۰/۵۹۸	۰/۵۹۴	۰/۰۶٪	۰/۰۱۹۲	۰/۰۲۱۴	۱۰٪
۴	۴/۹۹	۰/۶۹۶	۰/۷۵۲	۷٪	۰/۰۲۱۰	۰/۰۲۲۹	۸٪
۵	۶/۳۶	۰/۷۹۲	۰/۸۶۱	۸٪	۰/۰۲۴۴	۰/۰۲۵۷	۵٪
۶	۷/۸۷	۰/۸۸۳	۰/۹۶۴	۸٪	۰/۰۳۰۲	۰/۰۲۹۷	۱٪
۷	۹/۲۹	۰/۹۵۰	۱/۰۳۳	۸٪	۰/۰۳۸۲	۰/۰۳۴۹	۸٪
۹	۱۰/۹۸	۰/۹۹۲	۱/۰۷۷	۷٪	۰/۰۵۱۱	۰/۰۴۳۸	۱۴٪



شکل ۶- نمودار ضریب درگ نسبت به زاویه حمله در $Re=137122$ و مقایسه نتایج عددی با داده های تجربی



شکل ۷- نمودار ضریب لیفت نسبت به زاویه حمله در $Re=149969$ و مقایسه نتایج عددی با داده های تجربی

جدول ۴- ضریب خطای نسبی مدل آشفتگی $\omega - K$ SST در رینولدز ۱۳۷۱۲۲

ردیف	زاویه حمله	داده تجربی ضریب لیفت	نتایج عددی ضریب لیفت	خطای نسبی ضریب لیفت	داده تجربی ضریب درگ	نتایج عددی ضریب درگ	خطای نسبی ضریب درگ
۱	۰/۳۰	۰/۳۴۱	۰/۳۲۰	۶٪	۰/۰۱۶۱	۰/۰۱۴۷	۸٪
۲	۲/۰۱	۰/۵۰۰	۰/۴۹۶	۰/۰۰۶۸٪	۰/۰۱۶۶	۰/۰۱۵۸	۴٪
۳	۳/۳۷	۰/۵۹۸	۰/۶۲	۳٪	۰/۰۱۹۲	۰/۰۱۷۶	۷٪
۴	۴/۹۹	۰/۶۹۶	۰/۷۳	۴٪	۰/۰۲۱۰	۰/۰۲۲۰	۴٪
۵	۶/۳۶	۰/۷۹۲	۰/۸۲۸	۴٪	۰/۰۲۴۴	۰/۰۲۲۷	۹٪
۶	۷/۸۷	۰/۸۸۳	۰/۹۱۷	۳٪	۰/۰۳۰۲	۰/۰۳۳	۸٪
۷	۹/۲۹	۰/۹۵۰	۰/۹۸	۳٪	۰/۰۳۸۲	۰/۰۴	۴٪
۹	۱۰/۹۸	۰/۹۹۲	۱/۰۲	۲٪	۰/۰۵۱۱	۰/۰۵۱۴	۰/۰۰۵٪

جدول ۵- ضریب خطای نسبی مدل آشفتگی Spalarat Allamaras

ردیف	زاویه حمله	داده تجربی ضریب لیفت	نتایج عددی ضریب لیفت	خطای نسبی ضریب لیفت	داده تجربی ضریب درگ	نتایج عددی ضریب درگ	خطای نسبی ضریب درگ
۱	۰/۳۰	۰/۳۴۱	۰/۰۳۳۵	۱٪	۰/۰۱۶۱	۰/۰۱۸۱	۱۱٪
۲	۲/۰۱	۰/۵۰۰	۰/۵۱۰	۱٪	۰/۰۱۶۶	۰/۰۱۹۳	۱۳٪
۳	۳/۳۷	۰/۵۹۸	۰/۶۴۳	۶٪	۰/۰۱۹۲	۰/۰۲۰۷	۷٪
۴	۴/۹۹	۰/۶۹۶	۰/۷۹۶	۱۲٪	۰/۰۲۱۰	۰/۰۲۲۷	۷٪
۵	۶/۳۶	۰/۷۹۲	۰/۹۱۰	۱۳٪	۰/۰۲۴۴	۰/۰۲۵۴	۳٪
۶	۷/۸۷	۰/۸۸۳	۱/۰۲۰	۱۳٪	۰/۰۳۰۲	۰/۰۲۹۳	۲٪
۷	۹/۲۹	۰/۹۵۰	۱/۱۰۱	۱۳٪	۰/۰۳۸۲	۰/۰۳۴۴	۹٪
۹	۱۰/۹۸	۰/۹۹۲	۱/۱۴۹	۱۴٪	۰/۰۵۱۱	۰/۰۴۴۲	۱۳٪

جدول ۶- ضریب خطای نسبی مدل آشفتگی K- ω در رینولدز ۱۴۹۹۶۹

ردیف	زاویه حمله	داده تجربی ضریب لیفت	نتایج عددی ضریب لیفت	خطای نسبی ضریب لیفت	داده تجربی ضریب درگ	نتایج عددی ضریب درگ	خطای نسبی ضریب درگ
۱	۰/۳۷	۰/۳۲۵	۰/۳۱۰	۴٪	۰/۰۲۰۲	۰/۰۱۸۱	۱۰٪
۲	۱/۲۷	۰/۳۹۸	۰/۴۰۱	۰,۰۰۷٪	۰/۰۲۰۱	۰/۰۱۸۶	۷٪
۳	۲/۳۹	۰/۵۰۶	۰/۵۰۹	۰,۰۰۵٪	۰/۰۲۰۱	۰/۰۱۹۸	۱٪
۴	۳/۴۳	۰/۶۰۹	۰/۶۰۳	۰,۰۰۹٪	۰/۰۲۰۰	۰/۰۲۱۳	۶٪
۵	۴/۴۳	۰/۷۱۱	۰/۷۰۵	۰,۰۰۸٪	۰/۰۲۰۲	۰/۰۲۲۰	۸٪
۶	۵/۵۷	۰/۸۲۹	۰/۸۰۲	۳٪	۰/۰۱۹۹	۰/۰۲۳۹	۱۶٪

جدول ۷- ضریب خطای نسبی مدل آشفتگی K- ω SST در رینولدز ۱۴۹۹۶۹

ردیف	زاویه حمله	داده تجربی ضریب لیفت	نتایج عددی ضریب لیفت	خطای نسبی ضریب لیفت	داده تجربی ضریب درگ	نتایج عددی ضریب درگ	خطای نسبی ضریب درگ
۱	۰/۳۷	۰/۳۲۵	۰/۳۰۵	۶٪	۰/۰۲۰۲	۰/۰۱۸۵	۸٪
۲	۱/۲۷	۰/۳۹۸	۰/۳۹۵	۰,۰۰۷٪	۰/۰۲۰۱	۰/۰۱۹۱	۴٪
۳	۲/۳۹	۰/۵۰۶	۰/۵۰۲	۰,۰۰۷٪	۰/۰۲۰۱	۰/۰۲۰۲	۰,۰۰۴٪
۴	۳/۴۳	۰/۶۰۹	۰/۵۹۶	۲٪	۰/۰۲۰۰	۰/۰۲۱۷	۷٪
۵	۴/۴۳	۰/۷۱۱	۰/۶۹۴	۲٪	۰/۰۲۰۲	۰/۰۲۲۵	۱۰٪
۶	۵/۵۷	۰/۸۲۹	۰/۸۳۷	۱٪	۰/۰۱۹۹	۰/۰۲۰۵	۲٪

جدول ۸- ضریب خطای نسبی مدل آشفتگی Spalarat Allamaras

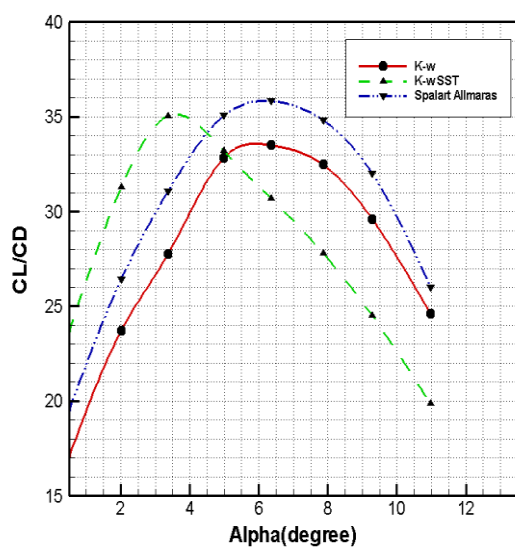
ردیف	زاویه حمله	داده تجربی ضریب لیفت	نتایج عددی ضریب لیفت	خطای نسبی ضریب لیفت	داده تجربی ضریب درگ	نتایج عددی ضریب درگ	خطای نسبی ضریب درگ
۱	۰/۳۷	۰/۳۲۵	۰/۳۴۵	۶٪	۰/۰۲۰۲	۰/۰۱۸۵	۱۱٪
۲	۱/۲۷	۰/۳۹۸	۰/۴۲۸	۰,۰۰۷٪	۰/۰۲۰۱	۰/۰۱۹۱	۸٪
۳	۲/۳۹	۰/۵۰۶	۰/۵۵۱	۰,۰۰۷٪	۰/۰۲۰۱	۰/۰۲۰۲	۰,۰۰۴٪
۴	۳/۴۳	۰/۶۰۹	۰/۶۵۲	۲٪	۰/۰۲۰۰	۰/۰۲۱۷	۷٪
۵	۴/۴۳	۰/۷۱۱	۰/۷۴۹	۲٪	۰/۰۲۰۲	۰/۰۲۲۵	۱۰٪
۶	۵/۵۷	۰/۸۲۹	۰/۸۴۸	۱٪	۰/۰۱۹۹	۰/۰۲۰۵	۲٪

۴- نتایج و بحث

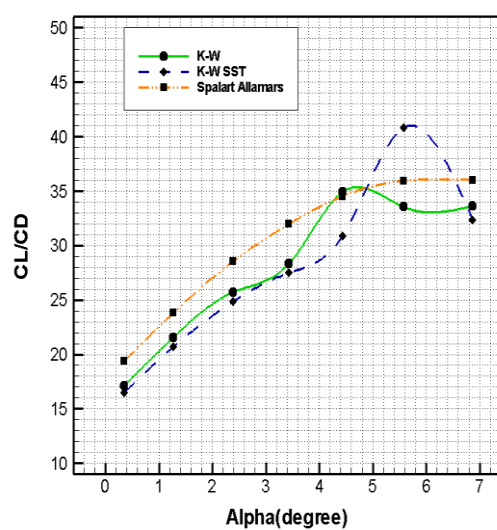
برای مدل‌سازی عددی ایرفویل SG6040 مدل توربولانسی کامگا اس اس تی است. همانطور در شکل‌های (۹) و (۱۰) مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله توزیع فشار در پایین

۱-۴ اثر زاویه حمله بر روی ضریب فشار ایرفویل با توجه به نتایج صحت سنجی مشخص گردید بهترین مدل

تغییر می‌شود. همانطور که در شکل (۱۲) مشاهده می‌شود در رینولدز ۱۴۹۹۶۹ عملکرد مدل آشفتگی کا امگا اس اس تی بهتر شده و زاویه واماندگی را به تأخیر انداخته و در زاویه حمله ۶ درجه به نقطه واماندگی رسیده است. پس می‌توان نتیجه گرفت که مدل کا امگا اس اس تی یک مدل دو معادله ای است که در نزدیکی دیواره بهتر جواب داده و چون کا امگا اس اس تی تنش برشی را با دقت بالاتر نسبت به مدل مشابه خود کا امگا مدل آشفتگی تک معادله‌ای اسپالارت آلماراس بررسی می‌کند، در نتیجه با افزایش رینولدز عملاً درگ به تأخیر می‌افتد و باعث افزایش لیفت می‌شود.

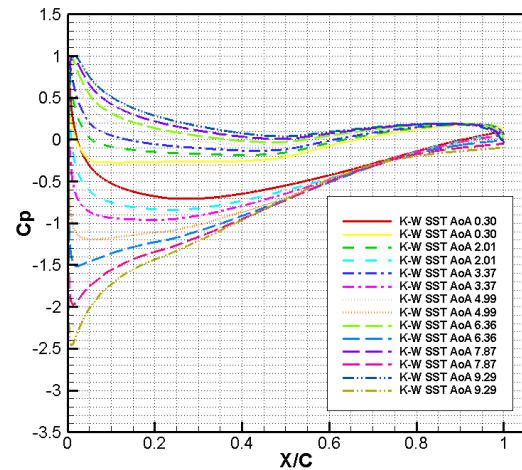


شکل ۹- نمودار ضریب لیفت و درگ نسبت به زاویه حمله در رینولدز ۱۳۷،۱۲۲

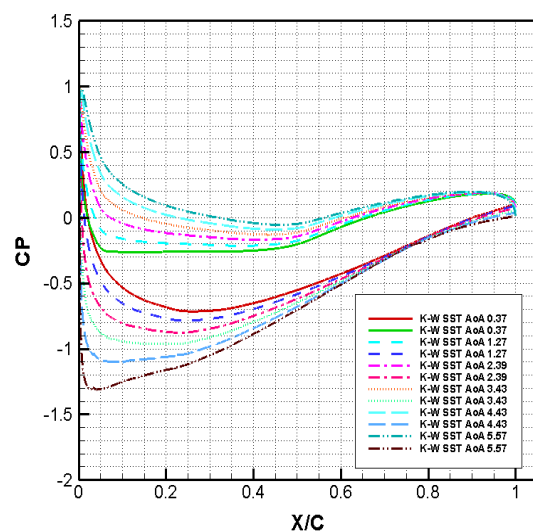


شکل ۱۰- نمودار ضریب لیفت و درگ نسبت به زاویه حمله در رینولدز ۱۴۹۹۶۹

و بالای ایرفویل اختلاف بیشتری دارد در نتیجه مقدار نیروی لیفت افزایش پیدا می‌کند تا به زاویه واماندگی برسد. در نتیجه با افزایش زاویه حمله ضریب فشار ایرفویل افزایش پیدا می‌کند.



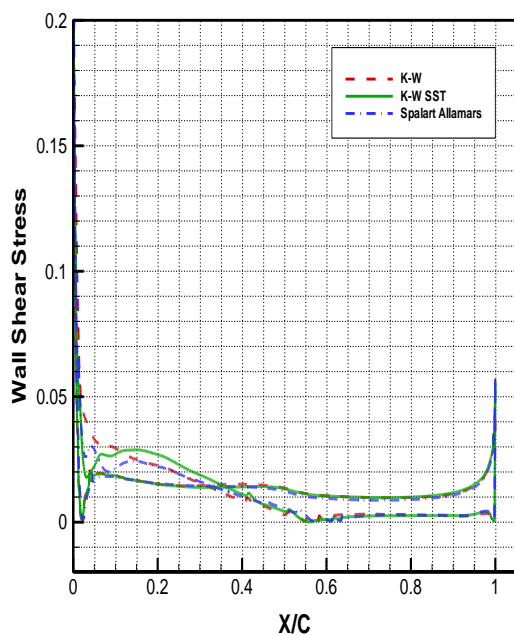
شکل ۱۱- نمودار ضریب فشار مدل K-omega SST در رینولدز ۱۳۷۱۲۲



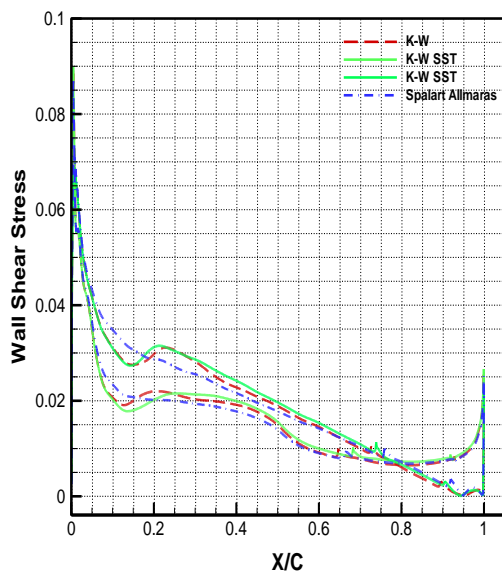
شکل ۱۲- نمودار ضریب فشار مدل K-omega SST در رینولدز ۱۴۹۹۶۹

۴-۲- تأثیر زاویه حمله بر روی ضرایب آیرودینامیکی همانطور که در شکل (۱۱) مشاهده می‌شود، در رینولدز ۱۳۷۱۲۲ بیشترین مقدار CL/CD در مدل کا امگا اس اس تی مربوط به زاویه حمله ۴ درجه می‌باشد که بعد از این زاویه ضریب CL/CD به شدت کاهش می‌یابد ولی در مدل‌های کا امگا و اسپالارت آلماراس به ترتیب در زوایای ۷ و ۶ درجه ضریب CL/CD کاهش پیدا می‌کند. با تغییر عدد رینولدز و افزایش آن شرایط CL/CD کاملاً دچار

آشفته‌گی تقریباً یکسان می‌باشد. اما در اعداد رینولدز و زوایای حمله پایین مقادیر مربوط به مدل آشفته‌گی کا امگا اس تی قدری بیشتر از دو مدل دیگر است. این امر بدان دلیل است که در زوایای حمله و اعداد رینولدز پایین توسعه لایه مرزی در نزدیکی دیواره نقش مهمی را در فیزیک جریان بازی می‌کند. در این حالت مدل آشفته‌گی کا امگا اس تی عملکرد بهتری را در مدل‌سازی لایه مرزی و حل جریان داخل لایه مرزی ایفا می‌کند.



شکل ۱۴- نمودار مقایسه تنش برشی در زاویه $10,98$ در رینولدز $137,122$

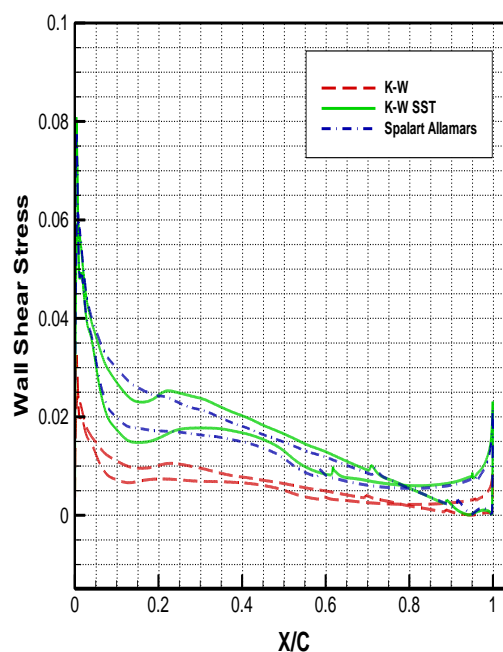


شکل ۱۵- نمودار مقایسه تنش برشی در زاویه $0,37$ در رینولدز 149969

۳-۴- تأثیر عدد رینولدز و مدل‌های آشفته‌گی بر روی

تنش برشی

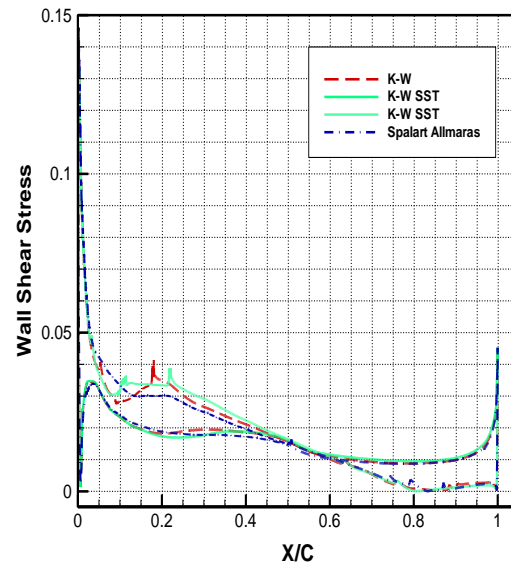
شکل (۱۳) نشان دهنده مقایسه تنش برشی در هر سه مدل توربولانسی در عدد رینولدز $137/122$ می‌باشد. همانطور که در شکل (۱۳) مشاهده می‌شود، در رینولدز $137/122$ و زاویه حمله $0/30$ وتر ایرفویل، مدل کا امگا اس تی بیشترین و مدل کا امگا کمترین مقدار تنش برشی را در طول ایرفویل نسبت به مدل‌های دیگر نشان می‌دهد. همچنین هر سه مدل نقطه جدایش جریان را در حدود $X/C=0/95$ نشان می‌دهند. با افزایش زاویه حمله به $10/98$ درجه همانطور که در شکل (۱۴) مشاهده می‌گردد، مقدار تنش برشی در هر سه مدل تقریباً برابر و نقطه جدایش جریان تقریباً در $X/C=0/6$ اتفاق می‌افتد.



شکل ۱۳- نمودار مقایسه تنش برشی در زاویه $0,30$ در رینولدز $137,122$

همین روند در شکل‌های (۱۵) و (۱۶) در عدد رینولدز $149,969$ و زوایای حمله $0/37$ و $5/57$ قابل مشاهده است. در زاویه حمله $0,37$ درجه نقطه جدایش حدوداً در $X/C=0/95$ اتفاق افتاده و مقادیر تنش برشی برای هر سه مدل متفاوت بوده در صورتیکه با افزایش زاویه حمله مقادیر تنش برشی بر روی ایرفویل برای هر سه مدل یکسان بوده و نقطه جدایش حدوداً در $X/C=0/8$ اتفاق می‌افتد. به طور کلی می‌توان گفت با افزایش عدد رینولدز و زاویه حمله نتایج مربوط به تنش برشی روی ایرفویل در هر سه مدل

عدد رینولدز ۱۳۷۱۲۲ و ۱۴۹۹۶۹ در زوایای حمله صفر تا ۱۰ درجه، توسط مدل‌های آشفتگی کامگا، کامگا اس تی و اسپالارات آلماراس انجام گردید و اثر زاویه حمله بر روی ضریب فشار، تأثیر زاویه حمله بر روی ضرایب آیرودینامیکی، تأثیر رینولدز و مدل‌های آشفتگی بر روی تنش برشی و کانتور فشار و سرعت بر روی ایرفویل مورد بررسی قرار گرفته و نتایج با داده‌های تجربی تونل باد ایرفویل SG6040 مقایسه گردید. نتایج نشان می‌دهد که مدل آشفتگی کامگا اس تی نتایج بهتری نسبت به سایر مدل‌ها دارا می‌باشد. همچنین، تغییرات عدد رینولدز نسبت به تنش برشی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد با افزایش عدد رینولدز مدل‌های آشفتگی روند یکسان‌تری دارند ولی در رینولدزهای پایین اختلاف بیشتری در مدل‌های آشفتگی وجود دارد. به منظور طراحی یک پره توربین شناخت مدل‌های آشفتگی و رفتار آنها حول پره توربین کمک فراوانی به طراح می‌کند که بررسی این ایرفویل نقش بسزایی جهت طراحی و انتخاب ریشه ایرفویل توربین بادی ایفا می‌نماید.



۶- نمودار مقایسه تنش برشی در زاویه ۵,۵۷ در رینولدز ۱۴۹,۹۶۹

۵- نتیجه‌گیری

هدف اصلی در این بررسی، مقایسه مدل‌های آشفتگی مختلف و انتخاب مدل مناسب جهت مدل‌سازی ایرفویل SG6040 توربین بادی می‌باشد. مدل‌سازی عددی در دو

مراجع

- [1] M.Jahani Miri, A.SH.Rezvani, "Numerical analysis of flow in a vertical wind turbine direct drive axis and check The effect of increasing the thickness of the blade on the aerodynamic coefficients and the performance of these turbines", Int. conf. Aerospace Eng., 2015, pp. 664-668.
- [۲] علی افتخاری، "تحلیل و بهینه‌سازی توزیع فشار در یک شیرکنترلی"، نشریه مدل‌سازی در مهندسی، دوره ۱۴، شماره ۴۵، تابستان ۱۳۹۵، صفحه ۹۳-۹۸.
- [۳] محمد حسن جوارشکیان و هادی دستورانی، "بررسی آیرودینامیکی جریان پتانسیل روی هواپیماهای بال و بدنه یکپارچه"، نشریه مدل‌سازی در مهندسی، دوره ۱۴، شماره ۴۷، زمستان ۱۳۹۵، صفحه ۱۲۷-۱۴۰.
- [۴] سید هادی قادری، احسان حاجی اسماعیلی، "الگوریتم چینش بهینه پره‌های توربین با در نظر گرفتن نامیزانی اولیه دیسک" نشریه مدل‌سازی در مهندسی، دوره ۱۴، شماره ۴۷، زمستان ۱۳۹۵، صفحه ۱۱۵-۱۲۵.
- [5] Rahimi, H., Medjroubi, W., Stoevesandt, B., & Peinke, J., "Numerical investigation of the laminar and turbulent flow over different airfoils using openfoam", Int. Journal of Physics: Conference Series, Vol. 555, No. 1, 2014, p. 012070.
- [6] Yao, J., Yuan, W., Xie, J., Zhou, H., Peng, M., & Sun, Y., "Numerical simulation of aerodynamic performance for two dimensional wind turbine airfoils", Procedia Engineering, Vol. 31, 2012, pp. 80-86.
- [7] Sayed, M.A., Kandil, H.A., & Shaltot, A., "Aerodynamic analysis of different wind-turbine-blade profiles using finite-volume method", Journal of Energy conversion and Management, Vol. 64, 2012, pp. 541-550.
- [8] Esfahanian, V., Pour, A.S., Harsini, I., Haghani, A., Pasandeh, R., Shahbazi, A., & Ahmadi, G., "Numerical analysis of flow field around NREL Phase II wind turbine by a hybrid CFD/BEM method", Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 120, 2012, pp. 29-36.

- [9] Xu, H., Xing, S., & Ye, Z., "Numerical simulation of the effect of a co-flow jet on the wind turbine airfoil aerodynamic characteristics", *Journal of Procedia Engineering*, Vol. 126, 2015, pp.706-710.
- [10] Maldonado, V., Castillo, L., Thormann, A., & Meneveau, C., "The role of free stream turbulence with large integral scale on the aerodynamic performance of an experimental low Reynolds number S809 wind turbine blade", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 142, 2015, 246-257.
- [11] Derakhsahan, S. and Tavazziani, A., "Study of wind turbine aerodynamic performance using numerical methods", *Journal of Clean Energy Technology*, Vol. 3, No. 2, 2015, pp.83-90.
- [12] Li, Q. A., Kamada, Y., Maeda, T., Murata, J., & Nishida, Y., "Effect of turbulent inflows on airfoil performance for a Horizontal Axis Wind Turbine at low Reynolds numbers (part I: Static pressure measurement)", *Journal of Energy*, Vol. 111, 2016, pp. 701-712.
- [13] Zhang, L., Li, X., Yang, K., & Xue, D., "Effects of vortex generators on aerodynamic performance of thick wind turbine airfoils", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 156, 2016, pp. 84-92.
- [14] Belamadi, R., Djemili, A., Ilinca, A., & Mdouki, R., "Aerodynamic performance analysis of slotted airfoils for application to wind turbine blades", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 151, 2016, pp.79-99.
- [15] A.Lyon, A,P,Broeren, P.Giguere, A.Gopalarathnam, and M,S,Selig, "Summary of Low-Speed Airfoil Data", *Department of Aeronautical and Astronautical Engineering University of Illinois at Urbana-Champaign*, Vol, 3. 1997.