

بررسی عددی مکانیزم مکش و دمش هوا جهت کنترل جریان غیر فعال بر روی ایرفویل توربین بادی

سید مهدی مرتضوی

رضا رزاقی*

کارشناسی ارشد مهندسی انرژی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران،
mehdimortazavi1986@gmail.com

استادیار، گروه مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد گرمسار، گرمسار، ایران،
r.razaghi@iau-garmsar.ac.ir

چکیده

پدیده جدایش یکی از عوامل مهم در اتلاف انرژی جریان روی پره توربین بادی بوده و جلوگیری از رخ دادن این پدیده در افزایش بازدهی این سیستم‌ها بسیار موثر است. در این مطالعه جریان دو بعدی حول ایرفویل مقاطع نزدیک به ریشه پره توربین بادی شبیه‌سازی شده است. اساس حل معادلات بر مبنای پایه فشار و مبنای زمانی محاسبات بصورت گذرا در نظر گرفته شده است. به منظور حل معادلات آشفتگی از رهیافت RANS و از مدل آشفتگی $k - \omega SST$ استفاده گردیده است. نتایج عددی تطابق قابل قبولی را با داده‌های آزمایشگاهی دارد. سپس به منظور کنترل جدایش جریان و افزایش نسبت ضرایب برآ به پسا، یازده مکانیزم مرتبط با ایده مکش و دمش جریان طراحی و بررسی شده است. همچنین، طراحی بهینه برای سایر زوایای حمله مرتبط بررسی گردیده است. نتایج مطالعه بهبود عملکرد ایرفویل مرجع را نشان می‌دهد به طوریکه طراحی بهینه نسبت به حالت مرجع ۳۸٪ بهبود ضریب برآ و ۳۶٪ بهبود ضریب پسا را به همراه دارد و جدایش جریان به کلی برطرف شده است. **واژه‌های کلیدی:** کنترل جریان، مکش و دمش، ایرفویل توربین بادی، جدایش جریان.

Numerical investigation of air suction and blow mechanism for passive control flow over a wind turbine airfoil

S. M. Mortazavi

R. Razaghi

Energy Engineering, Islamic Azad University, Science and Research Branch, Tehran, Iran
Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Islamic Azad University, Garmsar Branch, Garmsar, Iran

Abstract

Flow separation phenomena near root regions of wind turbine blades is one of the main factors of energy loss in these machines, and preventing it from taking place is considered impactful in efficiency increase for these systems. In this study, through utilization of a 2d incompressible CFD solver, 2D flow around the airfoils used near root regions of a wind turbine has been analyzed. The governing equations have been considered to be solved through pressure-based and transient form. The RANS approach with $k - \omega SST$ turbulence model have been employed in order to solve the turbulence equations. Good agreement was observed with numerical results and experimental data. In the next step 11 different flow controlling designs have been devised and investigated; eventually, the final design meets the needs for flow separation control and lift to drag ratio increase. Then, the optimum design was tested with different angles of attack and the result demonstrated that the performance of the base airfoil has been ameliorated significantly. In comparison with the base case, 38% and 36% increases in lift and drag coefficients has been achieved respectively while the separation phenomena have been absolutely diminished.

Keywords: Flow Control, Air Suction and Blow, Wind Turbine Airfoil, Separation.

۱- مقدمه

وقوع بحران جهانی نفت در اواسط سال ۱۹۷۰ باعث گردید تا کشورهای جهان در خصوص استفاده از منابع انرژی دیگری به جز سوخت‌های فسیلی نیز تحقیق و بررسی نمایند. در آن زمان انرژی برق بادی به عنوان یکی از گزینه‌ها جهت کاهش وابستگی به سوخت‌های فسیلی مطرح گردید، اما دانش طراحی توربین‌های بادی آن زمان، بسیار ابتدایی و ناقص بود و در نتیجه نیاز بسیاری به تحقیق و توسعه احساس می‌شد [۱]. بدین منظور اجرای برنامه‌های گسترده تحقیق و توسعه در کشورهای مختلف شروع گردید [۲]. در سال ۱۹۸۰ توان توربین‌های بادی موجود بین ۵۰ تا ۲۰۰ کیلووات بود ولی در سال‌های بعد به ۲۵۰ تا ۳۰۰ کیلووات افزایش یافت. از آغاز سال ۱۹۹۰ سازه‌های توربین‌ها مجدداً افزایش یافته و با نصب توربین‌های بادی در کنار هم احداث مزرعه بادی برای اولین بار مطرح گردید [۳]. به هنگام طراحی یک توربین بادی، هدف دستیابی به بالاترین توان خروجی ممکن تحت شرایط جوی معین می‌باشد. از نقطه نظر فنی

این امر به شکل پره توربین بستگی دارد [۲]. تغییر شکل پره یکی از روش‌ها جهت اصلاح سختی و پایداری می‌باشد. این تغییر همچنین می‌تواند بازده آیرودینامیک توربین را تحت تأثیر قرار دهد [۴]. بنابراین در شرایط جوی معین توربینی می‌تواند از لحاظ آیرودینامیکی بیانگر بالاترین توان خروجی باشد که پره بازده‌ترین شکل هندسی پره را دارا باشد [۴]. پارامترهای هندسی پره نظیر طول پره، توزیع وتر در طول پره، توزیع پیچش پره در طول آن و زاویه حمله پره تأثیر بسزایی بر روی میزان انرژی استحصال شده توسط توربین از جریان باد دارند. بنابراین یک طراحی بهینه برای هندسه پره توربین بایستی این پارامترها را به گونه‌ای انتخاب نماید که تا حد امکان توان بیشتری از جریان باد استحصال گردد.

پدیده واماندگی^۱ در توربین‌های بادی از اصلی‌ترین موانع تولید انرژی بیشتر در این ماشین‌ها می‌باشد [۵]. جهت جلوگیری از این پدیده یا

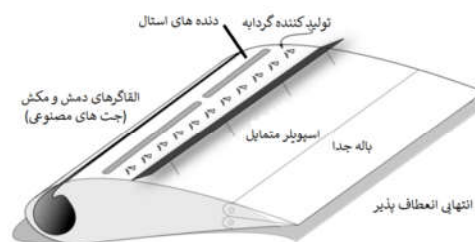
¹ Stall

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: r.razaghi@iau-garmsar.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۸/۷/۷

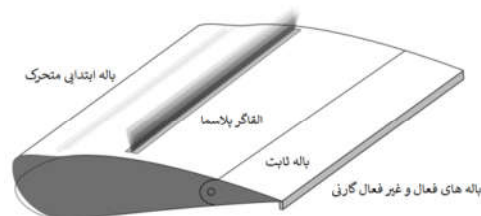
تاریخ پذیرش: ۹۹/۵/۱۳

به تعویق انداختن آن، استفاده از مکانیزم‌های کنترل جریان امری متداول است. کنترل جریان به معنی تغییر رفتار جریان یک سیال متناسب با اهداف مورد نظر می‌باشد. این اهداف می‌تواند کاهش نیروی پسا، افزایش نیروی برآ و کاهش آلودگی‌های صوتی و یا اختلال چند جریان باشد [۶]. کنترل جریان می‌تواند به دو روش فعال و غیر فعال انجام شود. در روش کنترل غیر فعال نیازمند هیچگونه مصرف انرژی نیست. ایجاد زبری سطح و یا استفاده از تولید کننده‌های گردابه‌های مثالهایی از این روش می‌باشند [۷]. شکل ۱ طرحواره مکانیزم‌های کنترل جریان غیر فعال را نشان می‌دهد.



شکل ۱- طرحواره مکانیزم‌های کنترل جریان غیر فعال

در روش‌های کنترل جریان فعال یک انرژی خارجی جهت کنترل جریان بر روی سطوح می‌بایست بکار گرفته شود. الفا گره‌های پلاسما، مکانیزم‌های جت مصنوعی مکش و دمش و بالک‌ها نمونه‌ای از این نوع کنترل جریان به حساب می‌آیند. شکل ۲ طرحواره مکانیزم‌های کنترل جریان فعال را نشان می‌دهد [۷].



شکل ۲- طرحواره مکانیزم‌های کنترل جریان فعال

اکاتاریناریس و همکاران [۸] در سال ۱۹۹۷ پدیده واماندگی دینامیک روی یک ایرفویل را به روش عددی بررسی نمودند. مدل‌های اغتشاشی مختلفی در این مطالعه به کار گرفته شد. روش عددی شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده^۱ توسط شور و همکاران [۹] در سال ۱۹۹۹ برای شبیه‌سازی پدیده واماندگی ایرفویل‌ها به کار رفت. لیو [۱۰] در سال ۲۰۰۳ به منظور بررسی پدیده جدایش و انتقال جریان از لایه‌ای به مغشوش روی ایرفویل از روش شبیه‌سازی مستقیم عددی^۵ استفاده نمودند، این مطالعه امکان بررسی دقیق‌تر گردابه‌های حاصل را فراهم نمود. در سال ۲۰۰۵ هیس و اسمیت [۱۱] با استفاده از تولید گردابه جدایش جریان روی ایرفویل را تحت مطالعه عددی کنترل نمودند. در

این مطالعه شکل و نحوه قرارگیری تولید کننده‌های گردابه جهت کنترل جریان بررسی شد. لی و چانگ [۱۲] نیز در سال ۲۰۰۵ به شبیه‌سازی عددی کنترل جریان روی ایرفویل به روش میکرو-ریبلت-فیلم پرداختند. در سال ۲۰۰۸ شان و همکاران [۱۳] به بررسی روش‌های مختلف فعال و غیر فعال برای کنترل جدایش جریان روی ایرفویل NACA0012 اقدام کردند. این مطالعه از تولید کننده‌های گردابه ثابت و متحرک برای کنترل شکل گیری گردابه‌ها بهره می‌برد. برنارد و همکاران [۱۴] در سال ۲۰۰۹ تأثیر استفاده از الفا گره پلاسما روی ضرایب برآ و پسا ایرفویل در شرایط واماندگی را بررسی نمودند. نتایج بررسی‌ها نشان می‌داد که میدان مغناطیسی القا شده قابلیت تزریق انرژی به لایه مرزی جریان روی ایرفویل را داراست. ماکوت و همکاران [۱۵] در سال ۲۰۱۳ تأثیر ایجاد انحنا روی سطح ایرفویل برای کنترل بهتر جریان را بررسی نمودند. نتایج نشان داد در بسیاری از رژیم‌های جریان چنین هندسه‌ای کاربردی خواهد بود. در سال ماکوت و همکاران [۱۶] ۲۰۱۴ ایجاد گردابه‌های پلاسما را به عنوان روشی برای کنترل جریان روی ایرفویل مورد بررسی قرار دادند. بهبود ضرایب برآ و پسا در ناحیه واماندگی از نتایج برجسته این مطالعه است. در سال ۲۰۱۵ تأثیر استفاده از تولید کننده‌های گردابه برای توربین‌های بادی توسط گائوو همکاران [۱۷] مورد بررسی قرار گرفت. در این مطالعه حساسیت ضرایب آیرودینامیکی به وضعیت قرار گرفتن و شکل تولید کننده‌های گردابه بررسی شد. همچنین یاوز و همکاران [۱۸] در سال ۲۰۱۵ تأثیر دنباله متحرک روی عملکرد ایرفویل در شرایط واماندگی را بررسی نمودند.

صداقت و بدری در سال ۱۳۹۲ کنترل جدایش جریان فروصوت بر روی ایرفویل NACA0015 را از طریق اعمال میدان الکترومغناطیس از طریق مدلسازی عددی بررسی نمودند [۱۹]. نتایج نشان می‌دهد که با اعمال کنترل بر ایرفویل به کمک نیروی لورنتز، ضریب برآ افزایش ولی ضریب پسا تغییر چندانی ننموده است. طالقانی در سال ۱۳۹۸ کنترل جریان به طریق مکش بر روی یک سیلندر را به منظور کاهش ناپایایی‌های جریان و ریزش گردابه‌ها مورد بررسی قرار داد [۲۰]. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد ریزش گردابه‌ها که سبب ایجاد ارتعاشات مخرب و تحمیل ناپایداری در سیلندر می‌شود با اعمال مکش کافی بر روی سیلندر از بین می‌رود.

در این مطالعه هدف طراحی و بررسی مکانیزمی است که به صورت غیر فعال از مکش یا دمش جریان هوا استفاده کند تا به مصرف انرژی نیازی نباشد. از آنجاییکه پدیده واماندگی در ایرفویل‌های ریشه توربین بادی آغاز می‌شود و در آن نواحی جدی‌تر است [۲۱]، ایرفویل S814 که توسط آزمایشگاه ملی انرژی‌های تجدیدپذیر آمریکا طراحی شده است برای این مطالعه انتخاب می‌شود. هدف اصلی به عقب انداختن جدایش جریان در یکی از اعداد رینولدز بحرانی ایرفویل خواهد بود و در این راستا از ابزار دینامیک سیالات محاسباتی و داده‌های مربوط به آزمایشات تونل باد ایرفویل S814 استفاده می‌شود. از گام‌های ابتکاری این مطالعه می‌توان به تعیین نقاط مکش و دمش روی ایرفویل و ایجاد طراحی‌های مختلف جهت کاهش اثرات پدیده واماندگی بر روی ایرفویل پره توربین بادی نام برد. مکانیزم‌های ابتکاری به کار رفته در این تحقیق در هیچ یک از منابع مطالعه شده به کار نرفته است.

^۱ Discrete Eddy Simulation

^۵Direct Numerical Simulation

همچنین، عدد رینولدز جریان به عنوان یک عدد بی بعد مهم در تعیین نوع رژیم جریان به شرح ذیل تعریف می شود:

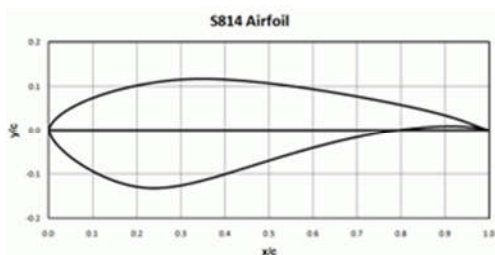
$$Re = \frac{\rho U_{\infty} W}{\mu} \quad (7)$$

که در آن، W طول مشخصه جسم می باشد.

۳- مدل سازی عددی

۳-۱- ایرفویل مورد مطالعه

طراحی و تولید ایرفویل هایی با هدف استفاده در توربین های بادی محور افقی، از سال ۱۹۸۴ میلادی توسط آزمایشگاه ملی انرژی تجدیدپذیر^۳ در ایالات متحده آمریکا آغاز شد. از آن زمان تعداد ۹ خانواده ایرفویل برای ابعاد مختلف روتور طراحی شده اند [۲۴ و ۲۵]. در این مطالعه از ایرفویل S814 استفاده می شود که در مقاطع ریشه توربین های بادی کاربرد قابل توجهی دارند [۲۶]. شکل ۳ نشان دهنده مدل هندسی این ایرفویل می باشد.



شکل ۳- مدل هندسی ایرفویل S814 [۲۶]

۳-۲- شبکه بندی و شرایط مرزی

در این تحقیق به منظور شبکه بندی ایرفویل مورد نظر از روش شبکه بندی استاندارد C در محیط نرم افزار ANSYS استفاده شده است. محیط اطراف ایرفویل که جریان از آن می گذرد و معادلات حاکم نیز بر روی آن محیط گسسته می شود در فاصله ۶۰ برابر کورد ایرفویل در نظر گرفته می شود. محیط در نظر گرفته شده اطراف ایرفویل نباید از ۱۵ برابر کورد ایرفویل کمتر باشد [۲۷ و ۲۸] لذا فاصله ۶۰ برابر کورد فاصله مناسبی برای مدل سازی می باشد. برای اینکه بتوان از شیوه شبکه بندی چهارگوش منظم استفاده نمود بایستی تعداد فواصل شبکه بندی روی کمان های بالایی و پایینی به ترتیب با تعداد فواصل شبکه بندی روی خطوط بالایی و پایینی ایرفویل برابر باشد. بنابراین بایستی تعداد فواصل پس از شبکه بندی خطوط ایرفویل برآورد شود و همان تعداد فاصله روی کمان ها اعمال گردد که در اینجا برای کمان بالا تعداد فواصل برابر ۱۰۰ و برای کمان پایین برابر ۱۰۰ به دست می آید. همانطور که در شکل ۴ مشاهده می شود، شبکه بندی ایجاد شده در نزدیکی ایرفویل ریزتر بوده و با فاصله گرفتن به سمت مرزهای حوزه ابعاد آن افزایش می یابد. نهایتاً در این شبکه بندی تعداد ۱۲۱۹۵

۲- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر جریان سیال حول ایرفویل توربین بادی شامل معادلات آشفته، پیوستگی و مومنتم مربوط به جریان لزج غیر قابل تراکم به شرح زیر می باشد [۲۲]. از آنجاییکه توربین های بادی در سرعت های باد کمتر از ۲۵ متر بر ثانیه طراحی می شوند لذا جریان هوای حول پره های آن را می توان غیر قابل تراکم در نظر گرفت. معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

معادله مومنتم:

$$\rho \left[\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right] = \rho \bar{g}_i - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \bar{u}_i' \bar{u}_j' \right] \quad (2)$$

که در آن $\bar{u}_i$ مولفه های سرعت اغتشاشی در جهت x و y ، ρ چگالی سیال، p فشار، μ لزجت سیال، t زمان و $\rho \bar{u}_i' \bar{u}_j'$ تنش های رینولدز می باشد. به منظور حل معادلات آشفته فوق از طریق رهیافت RANS^۱ می بایست از مدل های آشفته استفاده نمود. مدل آشفته استفاده شده در این تحقیق مدل $k - \omega SST$ می باشد که جهت انتقال قابلیت بالای مدل استاندارد $k - \omega$ در ناحیه نزدیک دیواره به ناحیه جریان آزاد طراحی شده است. معادلات مربوط به این مدل آشفته به شرح زیر می باشد [۲۳]:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (4)$$

که در آن k ، ω ، Γ ، $\tilde{G}$ و Y به ترتیب انرژی جنبشی جریان آشفته، نرخ مخصوص اضمحلال انرژی، تولید لزجت توربولانسی، تولید انرژی جنبشی آشفته ناشی از اندرکنش بین جریان متوسط^۲ و میدان جریان آشفته، اضمحلال لزجت توربولانسی و جمله منبع می باشد. با حل معادلات حاکم بر جریان می توان ضرایب برآ و پسا را به شرح ذیل محاسبه نمود:

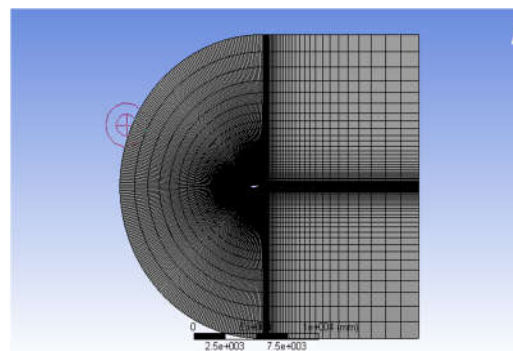
$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 A} \quad (5)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 A} \quad (6)$$

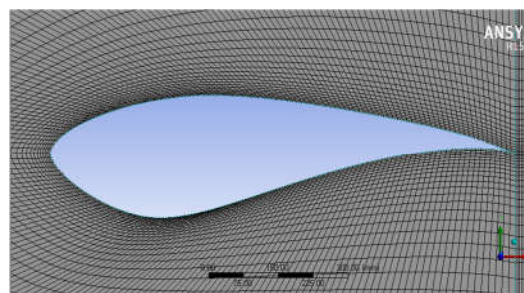
که در آن، C_L ، C_D ، D و A به ترتیب ضریب نیروی برآ، نیروی برآ، ضریب نیروی پسا، نیروی پسا و مساحت مشخصه جسم می باشد.

^۱ RANS
^۲ Mean Flow

سلول، ۲۴۶۴۶ سطح و ۱۲۴۵۱ گره تولید گردید. شکل ۴ و ۵ نشان دهنده شبکه تولید شده حول ایرفویل می باشد.



شکل ۴- شبکه بندی انجام شده حول ایرفویل



شکل ۵- شبکه بندی انجام شده نزدیک جداره ایرفویل

به منظور مجزا نمودن جریان سیال و نواحی جامد از شرط مرزی عدم لغزش استفاده شده است. در نواحی ورودی جریان از شرط مرزی ورودی سرعت استفاده شده است. این نوع ورودی برای جریان تراکم‌ناپذیر مناسب بوده و می‌تواند به هر دو صورت یکنواخت و غیر یکنواخت اعمال شود [۲۹]. برای خروجی جریان نیز شرط مرزی خروجی فشار بکار رفته است. اساس حل معادلات بر مبنای "پایه فشار" و مبنای زمانی محاسبات بصورت گذرا در نظر گرفته شده است. به منظور مدل‌سازی عددی جریان حول ایرفویل از مدل گذرا جهت تحلیل جریان استفاده گردیده است. چراکه استفاده از مدل های پایا جهت زوایای حمله بالا (۱۴ تا ۲۰ درجه) سبب نوسانی شدن سرعت و ضرایب نیرو بر روی ایرفویل گردیده و از دقت محاسبات می‌کاهد [۲۱]. از این رو مدل گذرا برای تحلیل‌های این مطالعه انتخاب شده است. همچنین، به منظور مدل‌سازی جریان در نزدیکی دیواره ها از روش حل مجدد معادلات حاکم در شبکه^۱ استفاده گردیده است. این امر به دلیل پایین بودن عدد رینولدز و تأثیر قابل توجه لایه مرزی لزج در نتایج نهایی می باشد [۲۲]. برای اینکه شبکه‌بندی به اندازه کافی ریز باشد که بتوان زیر لایه ویسکوز را در آن مجدداً حل نمود، بایستی پارامتر y^+ مربوط به شرایط جریان و شبکه بندی در محدوده ۱ تا ۵

قرار بگیرد [۲۲]. در نتیجه، پایش این پارامتر در طی روند حل برای اطمینان حاصل کردن از صحت و هم‌گرایی پاسخ ضروری به نظر می‌رسد.

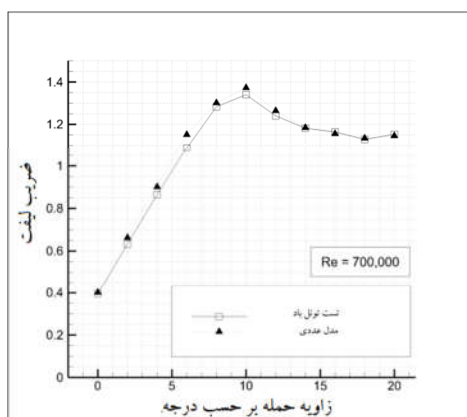
۳-۳- صحت سنجی مدل عددی

به منظور دست‌یابی به استقلال پاسخ از شبکه‌بندی می‌توان در هر مرحله از حل، بعد از همگرایی متغیرها، شبکه‌بندی را در نواحی مورد بحث ریزتر نمود تا مرحله جدیدی از حل آغاز شود. این عمل تا جایی ادامه می‌یابد که دیگر با ریزتر شدن شبکه تغییری در متغیرهای پاسخ مشاهده نشود. جدول (۱) مشخصه‌ای شبکه بندی های مختلف آزمایش شده در این مطالعه را نشان می‌دهد.

جدول ۱- مشخصات شبکه بندی های مختلف

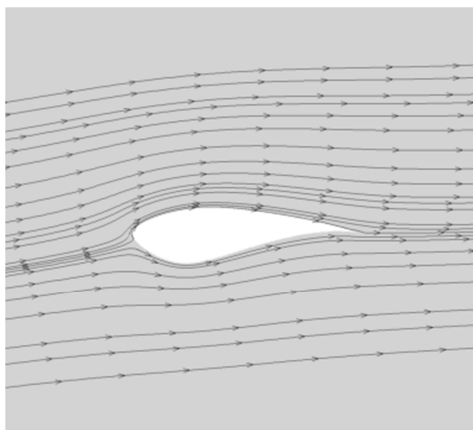
شمارنده شبکه بندی	تعداد نقاط روی ایرفویل	تعداد کل سلول های حوزه
۱	۱۰۰	۱۵۰۰۰
۲	۲۰۰	۲۵۵۰۰
۳	۳۰۰	۳۵۷۰۰
۴	۴۰۰	۴۶۲۰۰
۵	۵۰۰	۵۷۴۰۰

با بررسی شبکه بندی‌ای فوق مشخص شد که چهارمین شبکه بندی باعث به دست آمدن استقلال حل از شبکه می‌شود، بنابراین در ادامه روند حل از این شبکه بندی استفاده می‌شود. شکل های (۶) و (۷) نشان دهنده مقایسه‌ای میان ضرایب برآ و پسا حاصل از مدل عددی و نتایج حاصل از تست تونل باد مرجع [۳۰] نشان داده شده است. همانطور که در شکل های ۶ و ۷ مشخص است روش عددی به کار رفته دقت مطلوبی در پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا از خود نشان می‌دهد که هدف اصلی این مطالعه است.

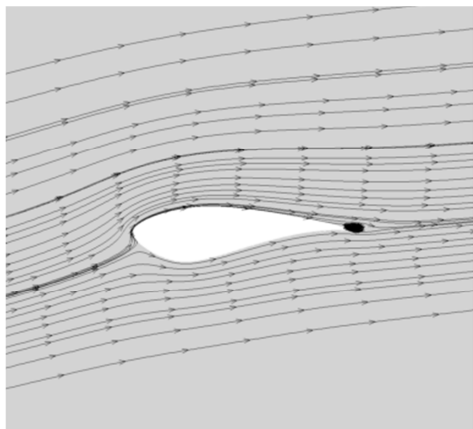


شکل ۶- نمودار صحت سنجی ضریب برآ در عدد رینولدز ۷۰۰۰۰۰

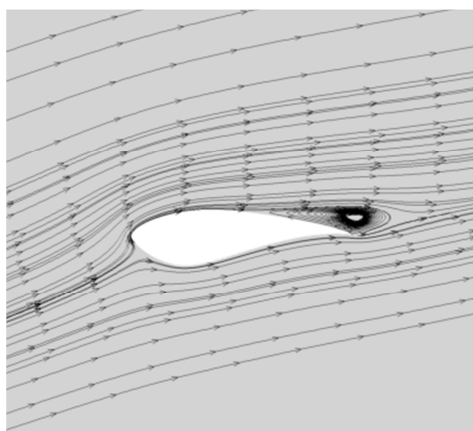
^۱ Enhanced Wall Treatment



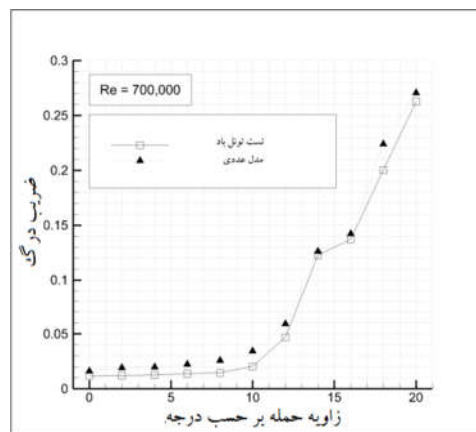
شکل ۹- خطوط جریان برای زاویه حمله ۵ درجه در عدد رینولدز ۷۰۰۰۰



شکل ۱۰- خطوط جریان برای زاویه حمله ۱۰ درجه در عدد رینولدز ۷۰۰۰۰



شکل ۱۱- خطوط جریان برای زاویه حمله ۱۵ درجه در عدد رینولدز ۷۰۰۰۰



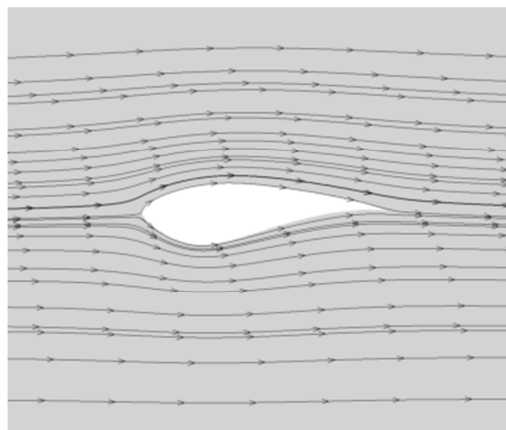
شکل ۷- نمودار صحت سنجی ضریب پسا در عدد رینولدز ۷۰۰۰۰۰

۴- نتایج و بحث

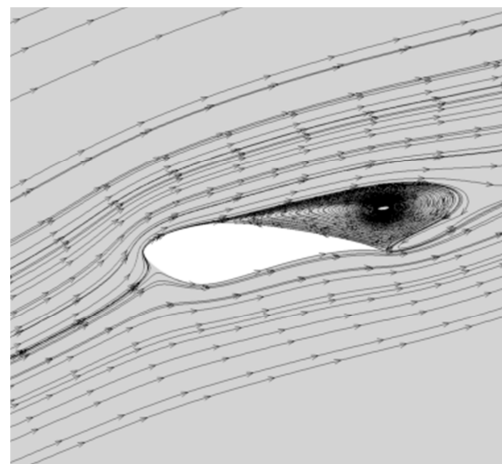
در این قسمت از مقاله به بررسی عملکرد مکانیزم‌های به کار رفته برای کنترل جدایش جریان روی ایرفویل S814 پرداخته می‌شود. لازم به ذکر است که در ابتدا بایستی یک شرایط جریان مرجع و حالت پایه در نظر گرفته شود تا عملکرد مکانیزم‌ها با توجه به آن حالت مرجع سنجیده شود. از آنجاییکه ایرفویل مطرح در مطالعه در مقاطع نزدیک به ریشه توربین‌های بادی با قطر پره کم یا متوسط به کار گرفته می‌شود، عدد رینولدز ۷۰۰۰۰۰ برای بررسی مکانیزم‌های کنترل جریان انتخاب می‌شود.

۴-۱- نتایج مدل‌سازی عددی روی مدل پایه S814

در این قسمت نتایج حاصل از مدل‌سازی عددی مدل ایرفویل S814 را می‌توان به صورت نمودارها و کانتورها نمایش داد. نتایج برای زوایای حمله صفر، ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ درجه مورد بررسی قرار گرفته‌اند. همچنین، کلیه نتایج این بخش به عدد رینولدز ۷۰۰۰۰۰ مربوط می‌شود. شکل‌های ۸ الی ۱۲ نشان دهنده توزیع خطوط جریان در زوایای حمله صفر تا ۲۰ درجه می‌باشد.



شکل ۸- خطوط جریان برای زاویه حمله صفر درجه در عدد رینولدز ۷۰۰۰۰۰



شکل ۱۲- خطوط جریان برای زاویه حمله ۲۰ درجه در عدد رینولدز ۷۰۰۰۰

با مقایسه شکل های ۸ الی ۱۲ نقاط سکون و شکل گیری جدایش جریان در نقاط متفاوت ایرفویل به دلیل تغییر زاویه حمله جریان به وضوح قابل مشاهده است. در زاویه حمله صفر درجه خطوط جریان بدون ایجاد جریان برگشتی از روی ایرفویل عبور کرده و از لبه فرار خارج می شود. در این حالت تمام جریان بر روی ایرفویل چسبیده و پدیده جدایش وجود ندارد. در زاویه حمله ۵ درجه نیز همانند حالت قبل، جریان هوا مومنتم لازم را برای چسبیده شدن بر روی سطح ایرفویل را داشته و در نتیجه ناحیه برگشتی بوجود آمده در انتهای ایرفویل و نزدیکی لبه فرار اتفاق می افتد. در زاویه حمله ۱۰ درجه مطابق جدول ۱ جریان برگشتی لایه مرزی در فاصله ۰/۷۳ و تر ایرفویل ($x/c = 0.73$) شروع می شود. در این زاویه حمله گردابه ایجاد شده در انتهای ایرفویل کوچک بوده و تأثیر چندانی بر روی ضرایب آیرودینامیکی ندارد. همانطور که در شکل ۱۲ پیداست در زاویه حمله ۲۰ درجه گردابه ناشی از جریان برگشتی لایه مرزی رشد کرده و بخش اعظمی از روی ایرفویل را تشکیل می دهد. در این حالت ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا عمدتاً تحت تأثیر این گردابه می باشد.

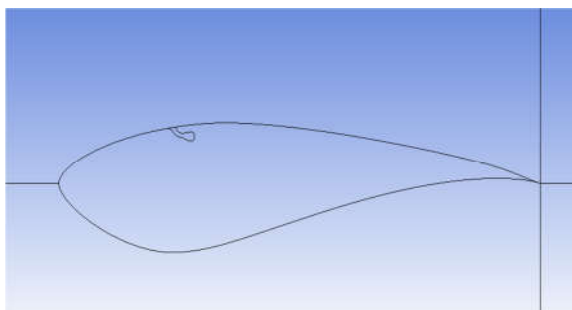
به منظور برآورد دقیق جدایش جریان از روی سطح بالایی ایرفویل میتوان از فاکتور تنش برشی استفاده نمود. به همین منظور نتایج حاصل از تنش برشی بر روی سطح ایرفویل بدست آمده و در هر قسمت از نمودار تنش برشی که مقدار برابر صفر شود به این معنی است که پروفیل سرعت روی ایرفویل به صفر رسیده و در حال برگشت است. جدول ۱ خلاصه نتایج حاصل از نمودارهای تنش برشی و تعیین دقیق نقطه جدایش را نشان می دهد.

جدول ۱- نقاط جدایش جریان بر روی ایرفویل در زوایای حمله صفر تا ۲۰ درجه

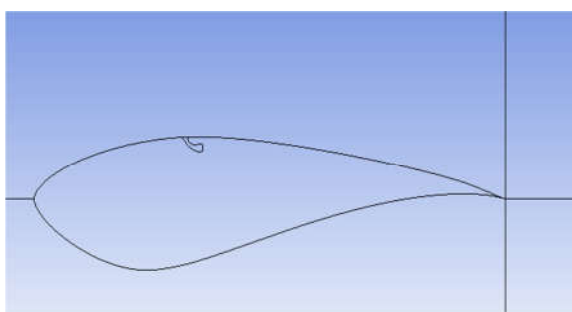
زاویه حمله	آغاز جدایش (x/c)
۰	بدون جدایش
۵	۰/۹۲
۱۰	۰/۷۳
۱۵	۰/۳۸
۲۰	۰/۲۴

۲-۴- ایجاد حفره مکش پیش از محل جدایش

با توجه به این امر که کنترل جریان به منظور پیشگیری از جدایش جریان و کنترل محدوده نسبت ضرایب برآ و پسا صورت می پذیرد، بایستی زاویه حمله ای انتخاب شود که در آن جدایش جریان به صورت چشم گیر رخ داده باشد و بتوان با کنترل جریان این جدایش را تعدیل نمود. بنابراین زاویه حمله ۱۵ درجه برای این امر مناسب به نظر می رسد. در این مطالعه دو محل از لحاظ فاصله از نوک ایرفویل برای حفره در نظر گرفته شده است. حفره های ایجاد شده در فواصل ۰/۲۵ و ۰/۳۳ از لبه حمله ایرفویل ($x/c = 0.2, 0.3$) در نظر گرفته شده است. شکل های ۱۳ و ۱۴ محل قرارگیری این حفره ها را نشان می دهد.



شکل ۱۳- شکل هندسی ایرفویل S814 به همراه حفره مکش در فاصله ۰/۲۵ از لبه حمله



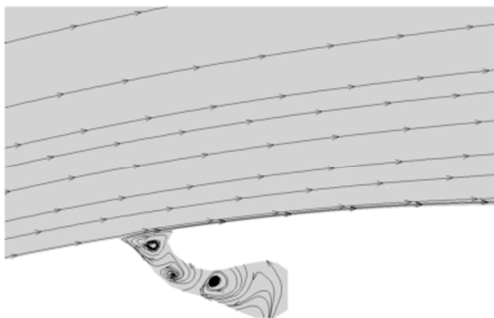
شکل ۱۴- شکل هندسی ایرفویل S814 به همراه حفره مکش در فاصله ۰/۳۳ از لبه حمله

جدول ۲ مشخصات هندسی و نتایج عددی به دست آمده برای هر دو حالت را نشان می دهد.

جدول ۲ مشخصات هندسی و نتایج آیرودینامیک برای حالت ۱ و ۲

شماره طرح	فاصله حفره مکش از لبه حمله	ضریب برآ	ضریب پسا	آغاز جدایش (x/c)
۱	۰/۲۵	۱/۰۶۰۵	۰/۰۹۶۶۱	۰/۳۶۹۲
۲	۰/۳۳	۱/۰۱۱۲	۰/۱۰۵۴	۰/۳۵۲۰

همچنین، شکل های ۱۵ الی ۱۸ خطوط جریان بر روی ایرفویل و داخل حفره را برای این دو حالت نشان می دهد.



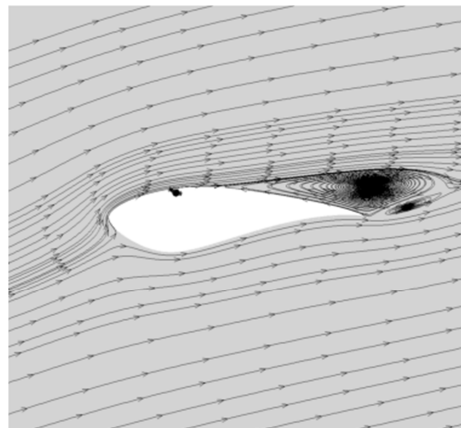
شکل ۱۸- خطوط جریان داخل حفره پیش از جدایش در 0.33 از لبه حمله برای زاویه حمله 15 درجه

همانطور که نتایج عددی جدول ۲ و شکل های ۱۵ الی ۱۸ مشاهده می گردد ایجاد حفره مکش پیش از محل جدایش، این پدیده را نه تنها به تعویق نینداخته بلکه باعث اتفاق افتادن سریع تر آن نیز شده است. در هر دو حالت نیز مشاهده می شود ضریب نیروی برآ کاهش و ضریب نیروی پسا افزایش یافته که اثر نامطلوب دیگری به شمار می رود. لازم به ذکر است که حفره ایجاد شده بر روی بدنه ایرفویل در واقع به نوعی القاگرهای جت مصنوعی هستند که باعث می شود لایه مرزی از ناحیه پایین جداره تحت تأثیر گرادیان فشار معکوس به داخل حفره مکیده شود. لذا جریان داخل حفره ناشی از حرکت جریان سیال به طور طبیعی بوده و هیچگونه مکش اجباری در لایه مرزی ایجاد نمی شود.

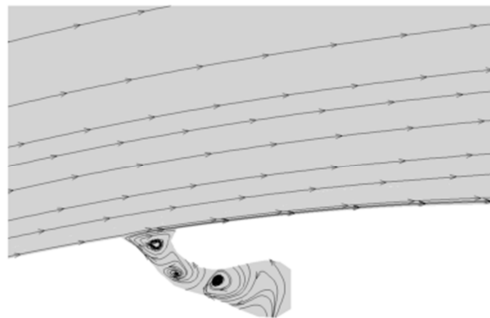
بسته به فناوری استفاده از مکانیزم های جت مصنوعی (حفره مکش) و نوع قرارگیری آنها بر روی پره توربین بادی ویژگی های ساخت و مونتاژ پره های توربین های بادی نیز تغییر می کند [۳۱]. اگر حفره های مکش در نزدیکی مناطق ضخیم پره طراحی شده باشند (مانند تولیدکننده های گردابه) سپس ساخت و مونتاژ پره توربین به دلیل فضای کافی که در این منطقه موجود است نسبتاً ساده خواهد بود. اما در صورتیکه محل قرارگیری حفره در نزدیکی لبه فرار پره طراحی شود آنگاه مونتاژ پره به دلیل حساسیت های مربوط به ضخامت لبه فرار از اهمیت بالایی برخوردار خواهد بود. یک مسئله مهم در مورد ساخت پره های توربین همراه با حفره های مکش اثرات ساختاری ناپیوستگی سطح ناشی از شکاف است. در حالت ایده آل، شکاف های می توانند در ساختار لمینیت سطح بدون آسیب به الیاف داخلی پره تعبیه شوند که البته این راهی دشوار است. اما راه واقعی و محتمل تر می تواند استفاده از صفحات کمکی در ساختار پره و در نتیجه تغییر در ساختار لمینیت پره باشد. اضافه کردن بخش های اضافی در لبه فرار پره دشوار است اما در صورتیکه کل لبه فرار پره با این صفحات اضافی جایگزین شود این امر امکانپذیر خواهد بود [۳۱].

۴-۳- ایجاد حفره مکش پس از محل جدایش

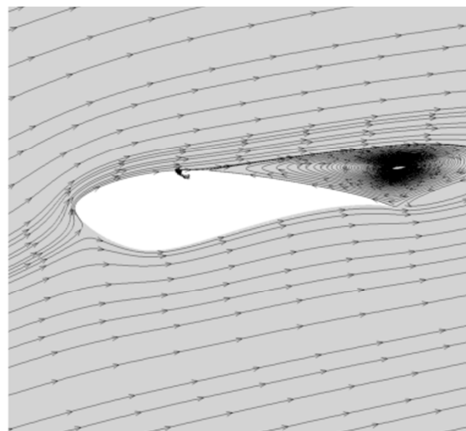
به عنوان طراحی های سوم، چهارم و پنجم حفره های مکش نزدیکتر به لبه انتهایی ایرفویل مورد بررسی قرار می گیرند. این بحث به بررسی نتایج این شبیه سازی ها می پردازد. جدول ۳ نتایج خصوصیات های آیرودینامیک این طراحی را نشان می دهد.



شکل ۱۵- خطوط جریان در زاویه حمله 15 درجه برای حفره پیش از جدایش در 0.25 از لبه حمله



شکل ۱۶- خطوط جریان داخل حفره پیش از جدایش در 0.25 از لبه حمله برای زاویه حمله 15 درجه



شکل ۱۷- خطوط جریان در زاویه حمله 15 درجه برای حفره پیش از جدایش در 0.33 از لبه حمله

جدول ۳- مشخصات هندسی و نتایج آیرودینامیک برای حالت ۳، ۴ و ۵

شماره طرح	فاصله از لبه حمله	ضریب برآ	ضریب پسا	آغاز جدایش
۳	۰/۳۲۵	۱/۱۵۸۵	۰/۰۸۲۸	۰/۴۲۳۰
۴	۰/۳۷۵	۱/۱۶۰۳	۰/۰۸۲۴	۰/۴۲۲۷
۵	۰/۴	۱/۱۵۴۳	۰/۰۸۳۴	۰/۴۲۰۲

با مقایسه مقادیر عددی مذکور در جدول ۳ می‌توان دریافت که با ایجاد این حفره‌ها ضرایب برآ و پسا به ترتیب با کاهش و افزایش روبه‌رو می‌شوند که از لحاظ عملکرد مطلوبیتی ارائه نمی‌کند. همچنین نقطه جدایش جریان از روی ایرفویل نیز تنها به مقدار بسیار اندکی به تعویق افتاده که اثربخشی چندانی در عملکرد ایرفویل در توربین نخواهد داشت.

۴-۴- ایجاد دو حفره مکش پیش و پس از محل جدایش

در مرحله بعدی از این مطالعه، اثر وجود دو حفره پیش و پس از نقطه جدایش جریان در شرایط پایه در نظر گرفته شده‌اند. این روش تنها یک حالت طراحی را در بر می‌گیرد که مشخصه‌های آن در جدول ۴ ارائه شده است.

جدول ۴- مشخصات هندسی و نتایج آیرودینامیک برای دو حفره

شماره طرح	فاصله از لبه حمله	ضریب برآ	ضریب پسا	آغاز جدایش $(\frac{x}{c})$
۶	۰/۷۵ و ۰/۳۷۵	۱/۰۷۴۶	۰/۰۹۴۸	۰/۳۷۵۱

با مشاهده نتایج عددی جدول می‌توان دریافت که نه تنها بهبودی در عملکرد آیرودینامیک ایرفویل مشاهده نمی‌شود بلکه جدایش مخرب‌تر و نسبت برآ به پسا نیز کمتر می‌شود. بنابراین بایستی مکانیزم دیگری در نظر گرفته شود.

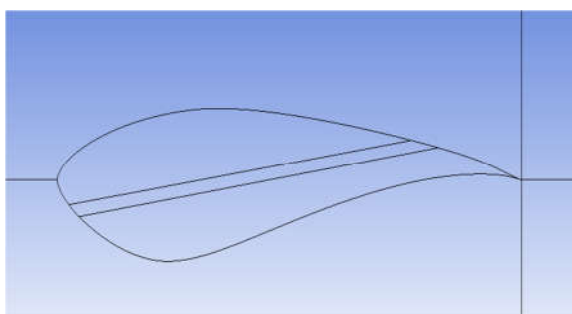
۴-۵- ایجاد مسیر مکش و دمش متصل در ایرفویل

به عنوان مکانیزم بعدی در این تحقیق تصمیم گرفته شده که مسیر اتصالی از لبه حمله ایرفویل به نواحی لبه انتهایی ایجاد شود تا پدیده جدایش جریان را در S814 کنترل نماید. طراحی‌های این بخش به دو دسته اتصال مستقیم و اتصال منحنی تقسیم می‌شوند. در جدول ۵ مشخصه‌های هندسی این طراحی‌ها در کنار عملکرد آیرودینامیک آن‌ها ارائه گردیده است.

جدول ۵- مشخصات هندسی و نتایج آیرودینامیک برای دو حفره

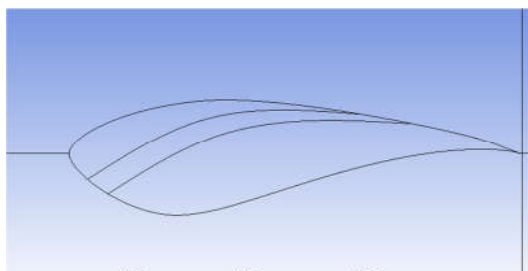
شماره طرح	نسبت ضریب برآ به پسا	نقطه شروع جدایش	ضریب پسا	ضریب برآ	نوع اتصال
۷	۲۰/۱۴	۰/۵۱۰۱	۰/۰۶۷۰	۱/۳۵۰۰	مستقیم
۸	۲۱/۳۹	۰/۵۱۷۰	۰/۰۶۵۸	۱/۴۰۸۰	مستقیم
۹	۲۱/۸۵	۰/۵۲	۰/۰۶۳۶	۱/۳۹۲۴	مستقیم
۱۰	۲۸/۰۷	۰/۵۵	۰/۰۵۵۸	۱/۵۹۳۵	منحنی
۱۱	۳۶/۳۸	بدون جدایش	۰/۰۴۶۵	۱/۶۹۲۴	منحنی

شکل ۱۹ مربوط به طراحی شماره ۷ و شکل ۲۰ مربوط به طراحی شماره ۱۱ است.



شکل ۱۹- شکل هندسی S814 به همراه اتصال مکش طراحی ۷

شکل ۲۱ خطوط جریان را برای طراحی شماره ۱۱ در زاویه حمله ۱۵ درجه نشان می‌دهد. با توجه به نتایج آیرودینامیکی جدول (۵) طراحی شماره ۱۱ به عنوان طراحی مطلوب جهت ایجاد و اتصال حفره‌های مکش و دمش بر روی ایرفویل انتخاب گردید. خلاصه‌ای از نتایج عددی به دست آمده در طراحی‌های این تحقیق در جدول ۶ ارائه گردیده است.



شکل ۲۰- شکل هندسی S814 به همراه اتصال مکش طراحی ۱۱

۵- نتیجه گیری

در این تحقیق به منظور کنترل جریان و بهبود عملکرد آیرودینامیکی پره های توربین بادی، یکی از ایرفویل های پرکاربرد در مقاطع نزدیک به ریشه پره توربین بادی با عنوان ایرفویل S814 مورد بررسی قرار گرفت. عدد رینولدز ۷۰۰۰۰۰ و زاویه حمله ۱۵ درجه به عنوان حالت پایه در نظر گرفته شدند. در ابتدا از طراحی ها مکش پیش از جدایش، سپس مکش پس از جدایش، مکش هم زمان و در نهایت از طراحی های اتصال مکش و دمش برای دست یابی به هدف این مطالعه استفاده شد. به طور کلی ۱۱ نوع طراحی در این تحقیق مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج حاصل از مدلسازی نشان داد که طراحی بهینه در این تحقیق مربوط به اتصال منحنی حفره های مکش و دمش (طراحی ۱۱) بوده که نسبت به مدل پایه ۳۸ درصد در ضریب برآ و ۳۶ درصد در ضریب پسا و ۱۱۹ درصد در نسبت ضریب برآ به پسا بهبود حاصل نموده است. همچنین، ایجاد تک حفره در قبل و یا پس از نقطه جدایش نه تنها کمکی به بهبود ضرایب آیرودینامیکی نمی کند بلکه اثر مخرب بر عملکرد آیرودینامیکی خواهد داشت. انجام اینگونه پژوهش ها و طراحی های ابتکاری می تواند باعث ایجاد دانش فنی در زمینه طراحی پره های توربین باد گردد.

۶- نمادها

C	وتر ایرفویل (m)
g	شتاب گرانش (ms^{-2})
$\vec{G}$	تولید انرژی جنبشی (kgm^2s^{-2})
K	انرژی جنبشی توربولانسی (kgm^2s^{-2})
P	فشار (pa)
u_j	سرعت (ms^{-1})
t	زمان (s)
Y	اضمحلال لزجت توربولانسی ($kgm^{-1}s^{-1}$)
S	جمله منبع
W	طول مشخصه جسم (m)
x	فاصله از لبه حمله ایرفویل (m)

علائم یونانی

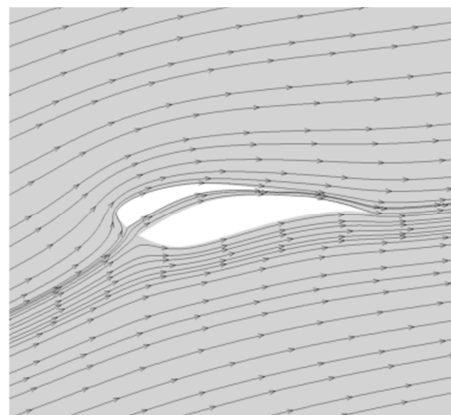
μ	لزجت دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
ω	نرخ مخصوص اضمحلال انرژی (kgm^2s^{-2})
Γ	تولید لزجت توربولانسی ($kgm^{-1}s^{-1}$)

زیر نویس ها

L	برآ
K	انرژی جنبشی توربولانسی (kgm^2s^{-2})
D	پسا
ω	نرخ مخصوص اضمحلال انرژی (kgm^2s^{-2})
∞	جریان آزاد

۷- مراجع

[1] Prioritising Wind Energy Research, Strategic Research Agenda of the Wind Energy Sector, Prepared by EWEA (European Wind Energy Association), July 2005.



شکل ۲۱- خطوط جریان در زاویه حمله ۱۵ درجه مربوط به اتصال بین دو حفره طراحی شماره ۱۱

جدول ۶- خلاصه نتایج عددی بدست آمده در این تحقیق

شماره طراحی	ضریب برآ	بهبود ضریب پسا	بهبود نسبت برآ به پسا	بهبود نقطه جدایش
۱	-۱۳٪	-۲۴٪	-۶۶٪	-۲۲٪
۲	-۱۷٪	-۴۳٪	-۵۷٪	-۲۶٪
۳	-۵٪	-۱۳٪	-۱۵٪	-۱۱٪
۴	-۵٪	-۱۱٪	-۱۶٪	-۱۲٪
۵	-۶٪	-۱۲٪	-۱۴٪	-۱۳٪
۶	-۱۱٪	-۲۸٪	-۳۱٪	-۲۱٪
۷	۱۰٪	۸٪	۲۱٪	۸٪
۸	۱۵٪	۱۰٪	۳۵٪	۹٪
۹	۱۴٪	۲۱٪	۳۱٪	۱۰٪
۱۰	۳۰٪	۲۴٪	۷۰٪	۱۵٪
۱۱	۳۸٪	۳۶٪	۱۱۹٪	بدون جدایش

همانطور که مشاهده می شود به ترتیب در طراحی ها بهبود حاصل شده تا در نهایت به بهترین حالت دست پیدا شده است. مقایسه بین ضرایب آیرودینامیکی طراحی شماره (۱۱) با مدل پایه در زوایای حمله ۵، ۱۰ و ۲۰ درجه در جدول ۷ ارائه گردیده است.

جدول ۷- نتایج مربوط به طراحی ۱۱ با مدل پایه در زوایای حمله ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه

زاویه حمله	بهبود ضریب لیفت	بهبود ضریب درگ	بهبود نسبت لیفت به درگ	بهبود نقطه جدایش
۵	-۶٪	-۳۸۱٪	-۸۰٪	۱٪
۱۰	۱۵٪	۹٪	۲۱٪	۱۸٪
۱۵	۱۵٪	۱۵٪	۱۸٪	۸٪

- [24] Sumner J., Sibuet W.Ch., and Masson Ch., CFD in wind energy: the virtual, multiscale wind tunnel, *Energies*, Vol. 3, No. 5, pp. 989-1013, 2010.
- [25] Padmanabhan K.K. and Saravanan R., Study of the performance and robustness of NREL and NACA blade for wind turbine applications. *European Journal of Scientific Research*, Vol. 72, No. 3, pp. 440-446, 2012.
- [26] Grasso F., Coiro D.P., Bizzarrini N., and Calise G., Design of advanced airfoil for stall-regulated wind turbines, *Journal of Physics: Conference Series*, Vol. 753, No. 2, p. 022008, IOP Publishing, 2016.
- [27] Matyushenko A.A., Kotov E.V., and Garbaruk, A.V., Calculations of flow around airfoils using two-dimensional RANS: an analysis of the reduction in accuracy. *St. Petersburg Polytechnical University Journal: Physics and Mathematics*, Vol. 3, No. 1, pp. 15-21, 2017.
- [28] Munduate X. and Ferrer E., CFD predictions of transition and distributed roughness over a wind turbine airfoil. In *47th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition*, p. 269, 2009.
- [29] Fluent I., 2006. Fluent 6.1: tutorial guide. Lebanon, NH, 2003a. CD-ROM.
- [30] Deardorff James W. "A numerical study of three-dimensional turbulent channel flow at large Reynolds numbers." *Journal of Fluid Mechanics* Vol. 41, Issue, 2, pp. 453-480, 1970.
- [31] Pechlivanoglou G., Passive and active flow control solutions for wind turbine blades, M.Sc. Thesis, University of Berlin, 2013.
- [2] A.R.Jha, *Wind turbine technology*, CRC press, 2010.
- [3] Srinivasan G.R., Ekaterinaris J.A., and McCroskey W.J., Evaluation of turbulence models for unsteady flows of an oscillating airfoil, *Computers & Fluids*, Vol. 24, No. 7, pp. 833-861, 1995.
- [4] Schubel P.J. and Crossley R.J., Wind turbine blade design. *Energies*, Vol. 5, No. 9, pp. 3425-3449, 2012.
- [5] Melius M., Cal R.B., and Mulleners K., Dynamic stall of an experimental wind turbine blade. *Physics of Fluids*, Vol. 28, No. 3, p. 034103, 2016.
- [6] Bermúdez L., Velázquez A., and Matesanz A., Viscous-inviscid method for the simulation of turbulent unsteady wind turbine airfoil flow, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 90, No. 6, pp. 643-661, 2002.
- [7] Shun S. and Ahmed N.A., Wind turbine performance improvements using active flow control techniques. *Procedia engineering*, Vol. 49, pp. 83-91, 2012.
- [8] Ekaterinaris John A., and Platzer Max F., Computational prediction of airfoil dynamic stall, *Progress in aerospace sciences* Vol. 33, No. 11, pp. 759-846, 1998.
- [9] Shur M., Spalart, P.R., Strelets M., and Travin A., Detached-eddy simulation of an airfoil at high angle of attack, *Engineering turbulence modelling and experiments*, Vol. 4, pp. 669-678, 1999.
- [10] Jiang Li, and Chaoqun Liu., Parallel DNS for Flow Separation and Transition around Airfoil, *Parallel Computational Fluid Dynamics*, Elsevier, pp. 205-212, 2003.
- [11] Heyes Andrew L. and Smith David AR, Modification of a wing tip vortex by vortex generators, *Aerospace science and Technology*, Vol. 9, No. 6, pp. 469-475, 2005.
- [12] Lee S.J. and Jang Y.G., Control of flow around a NACA 0012 airfoil with a micro-riblet film, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 20, No. 5, pp. 659-672, 2005.
- [13] Shan Hua, Jiang Li, Chaoqun Liu, Michael Love, and Brant Maines, Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil, *Computers & fluids*, Vol. 37, No. 8, pp. 975-992, 2008.
- [14] Bénard N., Jolibois J., and Moreau E., Lift and drag performances of an axisymmetric airfoil controlled by plasma actuator, *Journal of Electrostatics*, Vol. 67, No. 2, pp. 133-139, 2009.
- [15] Lin Y.F., Lam K., Zou L., and Liu Y., Numerical study of flows past airfoils with wavy surfaces, *Journal of fluids and structures*, Vol. 36, pp. 136-148, 2013.
- [16] Mukut A.M.I., Hiroshi Mizunuma, and Obara Hiromichi, Flow Separation Control Using Plasma Vortex Generator, *Procedia Engineering*, Vol. 90, pp. 232-237, 2014.
- [17] Gao L., Zhang H., Liu Y., and Han S., Effects of vortex generators on a blunt trailing-edge airfoil for wind turbines, *Renewable Energy*, Vol. 76, pp. 303-311, 2015.
- [18] Yavuz T., Koc E., Kilis B., Erol O., Balas C., and Aydemir T., Performance analysis of the airfoil-slat arrangements for hydro and wind turbine applications, *Renewable Energy*, Vol. 74, pp. 414-421, 2015.
- [۱۹] صداقت، ا. و بدری، م.ع، کنترل جدایش جریان فروصوت بر روی ایرفویل NACA0015 از طریق اعمال میدان الکترومغناطیس با مدل سازی عددی، *مجله مهندسی مکانیک تبریز*، جلد ۴۳، شماره ۲، پاییز و زمستان ۱۳۹۲.
- [۲۰] طالقانی آ، مطالعه عددی و پارامتری کنترل جریان به طریق مکش بر روی یک سیلندر به منظور کاهش ناپایداری های جریان و ریزش گردابه ها، *مجله مهندسی مکانیک تبریز*، شماره ۸۸، جلد ۴۹، شماره ۳، ص. ۱۹۲-۱۸۳، پاییز ۱۳۹۸.
- [21] Zhong W., Shen W.Z., Wang T.G. and Zhu W.J., A new method of determination of the angle of attack on rotating wind turbine blades. *Energies*, Vol. 12, No. 20, p. 4012, 2019.
- [22] Burton T., Sharpe D., Jenkins N., and Bossanyi E., *Wind Energy Handbook*, John Wiley & Sons Ltd: Chichester, 2001.
- [23] Sane'i M. and Razaghi R., Numerical investigation of three turbulence simulation models for S809 wind turbine airfoil, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, Vol. 232, No. 8, pp.1037-1048, 2018.