

مطالعه‌ی تأثیر کنترل جریان مکش بر عملکرد آیرودینامیکی توربین باد محور افقی بر مبنای نتایج حل عددی مقطع دوبعدی

مهسا اصغری (کارشناس ارشد)

سعید کریمیان* (استادیار)

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس

میرحسین هاشمی (دانشیار)

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شهید مدنی آذربایجان

مهندسی مکانیک شریف (پیاپی ۱۴۰۰)
دوره ۳، شماره ۱، ص. ۸۹-۷۹

در این پژوهش ابتدا حل عددی جریان حول ایرفویل دارای عملکرد مکش با هدف بهبود عملکرد آیرودینامیکی انجام شده و سپس نتایج حل دوبعدی با استفاده از کیوبلید به توربین باد ۵ مگاواتی تعمیم داده شده است. شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل در حالت وجود مکش و فاقد مکش، با مدل گذار ۴ معادله‌یی با ضرایب تصحیح شده، انجام و محل بهینه عملکرد مکشی تعیین شده است. برای مطالعه و شبیه‌سازی توربین، نتایج حل عددی مقطع نمونه تحت کنترل جریان، در طیف زوایای حمله و طیف سرعت به عنوان داده ورودی در سیم‌بندی استفاده شده است. در کد کیوبلید تصحیح اثرات سه‌بعدی در قالب الگوریتم تکانه‌ی المان پره انجام می‌شود. میزان ارتقای پارامترهای ضریب توان و پیشران برحسب نسبت سرعت نوک پره ارزیابی شده که نتایج نشان می‌دهد به کارگیری مکش حتی در بخش اندکی از پره سبب افزایش توان خروجی به‌ویژه در سرعت نوک پره پایین می‌شود. مکش واقع در ۳۳/۵ درصد وتر سبب افزایش میانگین ضریب توان به میزان ۴/۱ درصد می‌شود.

asghari.mahsa.92@gmail.com
karimian@modares.ac.ir
m.y.hashemi@azaruniv.ac.ir

واژگان کلیدی: کنترل جریان، عملکرد مکش، توربین بادی، ضریب توان، ضرایب آیرودینامیک.

۱. مقدمه

حذف می‌شود. در این روش یک لایه‌ی مرزی جدید در ناحیه‌ی پشت شکاف مکش تشکیل می‌شود که توانایی مقاومت در برابر گرادیان فشار معکوس را دارد. با اعمال مازوماتی می‌توان به کلی از جدایش جلوگیری کرد و در نتیجه مقدار پسای فشاری به دلیل عدم وجود جدایش جریان به‌طور قابل توجهی کاهش خواهد یافت. اوزو و پرکینز آزمایش‌هایی روی بال‌هایی با زاویه‌ی عقب رفتگی بالا انجام دادند و پی بردند که مکش جریان می‌تواند سبب افزایش عملکرد آیرودینامیکی در حدود ۲۱ درصد شود.^[۳] فورنیر و همکارانش تأثیر مکش روی جدایش جریان را در جریان حول استوانه‌ی مدور با محاسبات عددی و تست تونل باد با تمرکز بر محل مکش مورد مطالعه قرار دادند.^[۴] کارناریوس و همکارانش جریان پایا حول ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ را در عدد رینولدز 10^6 به صورت عددی بررسی کردند. مطالعه‌ی آن‌ها نشان‌دهنده‌ی کنترل نقطه‌ی جدایش جریان با مکش بود.^[۵] بریگز و وحیدی تأثیرات توزیع مکش را روی ایرفویل LA۲۵۷۳a به صورت تجربی بررسی کردند؛ نتایج آن‌ها حاکی از کاهش حدوداً ۱۴ الی ۲۴ درصدی ضریب پسا است.^[۶]

گودرزی و همکارانش با مطالعات عددی روی ایرفویل ناکا ۰۱۲ و در زوایای حمله‌ی مختلف به این نتیجه رسیدند که با به کارگیری مکش در ۱۰ درصد از طول

استفاده از انرژی باد به سال‌های قبل از میلاد باز می‌گردد، زمانی که آسیاب‌های بادی در ایران قدمتی چند هزار ساله داشت و بنابراین به کارگیری توربین‌های بادی برای استحصال انرژی باد یک فناوری بومی محسوب می‌شود. لازم به ذکر است، در سال ۱۸۹۱ میلادی با ظهور توربین‌های بادی، بهره‌برداری از انرژی باد به اوج خود رسید.^[۱] دانمارکی‌ها در استفاده از نیروی باد برای تولید برق پیش‌تاز بوده و آن‌ها نخستین بار برای همین منظور از یک توربین بادی با قطر ۲۳ متر برای تولید الکتریسیته استفاده کردند.^[۲] پیشرفت فناوری در بهبود عملکرد توربین‌های بادی از عوامل توسعه‌ی استفاده از انرژی باد بوده است. در این راستا، کنترل لایه‌ی مرزی، به یک موضوع مهم در علوم مهندسی و به خصوص مسائل مربوط به آیرودینامیک توربین‌های بادی تبدیل شده است. برای کنترل لایه‌ی مرزی، روش‌های گوناگونی وجود دارد که مکش یکنواخت نرمال از جمله روش‌های کنترل غیرفعال جریان است. در مکش، مومنتوم کم‌فشار لایه‌ی مرزی، قبل از آن‌که دچار جدایش شود،

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۹/۶/۱۰، اصلاحیه ۱۳۹۹/۱۰/۱۰، پذیرش ۱۳۹۹/۱۰/۲۰.

DOI:10.24200/J40.2021.56336.1561

وتر و ضریب مکش ۵/۰، ضریب برآ در حدود ۴۵ درصد افزایش یافته و ضریب پسا در حدود ۲۹ درصد کاهش می‌یابد. زاویه‌ی واماندگی از ۱۴ درجه به ۲۰ درجه می‌رسد.^[۷] ردا و همکارانش تأثیر مکش را بر ایرفویل LA۲۵۷۳a به‌صورت تجربی مطالعه کردند؛ نتایج آن‌ها گویای این موضوع بود که اگر محل و نرخ مکش به طور مناسب انتخاب شود، گذار لایه‌ی مرزی با تأخیر مواجه شده و حباب جدایش آرام فرونشاندن می‌شود.^[۸] عظیم و همکارانش تأخیر در جدایش لایه‌ی مرزی ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ را به صورت عددی شبیه‌سازی کرده و نشان دادند عملکرد آیرودینامیکی در حالت مکش‌دار تقریباً ۲/۲۴ برابر بیشتر از حالت بدون مکش است.^[۹] ژانگ و همکارانش مکش را روی ایرفویل ناکا ۵۱۲۰ شبیه‌سازی کرده و نتیجه گرفتند با به‌کارگیری مکش نسبت برآ به پسا در حدود ۱۴۰ درصد افزایش یافته و جدایش به تأخیر می‌افتد.^[۱۰]

آرونراج و همکارانش افزایش برآ و تأخیر در جدایش لایه‌ی مرزی ایرفویل ناکا ۵۱۲۰ را به‌صورت آزمایشگاهی بررسی کردند. آزمایش در پایین‌ترین فشار انتخاب شده (۶۰ کیلو پاسکال)، در ۷۰ درصد از طول وتر ایرفویل، بیشینه‌ی عملکرد را فراهم کرد.^[۱۱] شهااتا و همکارانش تأثیر مکش بر زاویه‌ی واماندگی توربین را بررسی کردند و پی بردند که با استفاده از کنترل جریان مکش، ضریب گشتاور به بیش از ۱۷ درصد قبل از واماندگی و حدود ۴۰ درصد در ناحیه واماندگی افزایش می‌یابد. همچنین آن‌ها کار خود را با به‌کارگیری شیرهای روی پره توربین به منظور افزایش عملکرد توربین در ناحیه‌ی واماندگی تعمیم داده و مشاهده کردند که ایرفویل با سه شیر مکش واقع در ۴۰ و ۵۰ و ۹۰ درصد طول وتر، دارای ضریب گشتاور بهبود یافته تا ۲۶/۷ درصد قبل از واماندگی و ۵۱ درصد بعد از واماندگی است.^[۱۲، ۱۳]

دانگلی‌ما و همکارانش یک مطالعه‌ی ترکیبی با تست تونل آب و محاسبات عددی برای بررسی اثرات مکش بر حالت جریان و نیروهای آیرودینامیکی بال در اعداد رینولدز پایین انجام دادند و عملکرد آیرودینامیکی تا حدود ۶۲/۷ درصد افزایش یافت.^[۱۴] جوانمیان لی و همکارانش جریان آرام پیرامون ایرفویل ناکا ۲۴۱۵ را در عدد رینولدز پایین و با مدل گذار ۴ معادله‌ی شبیه‌سازی کردند. نتایج شبیه‌سازی آن‌ها مطابق با داده‌های تجربی بوده و گویای بهبود عملکرد آیرودینامیکی با افزایش نرخ مکش و نزدیک شدن محل مکش به حباب جدایش بود.^[۱۵]

طراحی آیرودینامیکی پره‌های توربین باد به روش مونتوم المان پره، برای اولین بار توسط رنکین و فرود در طراحی بال هواپیما ارائه شد.^[۱۶] سپس این روش توسط گلارت، بتز و لانچستر توسعه یافت.^[۱۷، ۱۸] حبیبی و صالح از روش مونتوم المان پره برای طراحی توربین باد ۱/۲ مگاواتی استفاده کردند.^[۱۹] داکوته اثر صلیبیت و تعداد پره را در ضریب توان توربین باد با روش مونتوم المان پره بررسی کرد.^[۲۰] جورژکو و همکاران از روش مونتوم المان پره، برای محاسبه‌ی نیروهای آیرودینامیکی وارد بر پره استفاده کردند.^[۲۱] احمد طاهیر و همکارانشان پره‌های توربین بادی را با استفاده از نظریه‌ی مونتوم المان پره توسعه یافته به منظور دست‌یابی به سرعت آستانه‌ی پایین و سطح بالایی از توان همیشه کردند.^[۲۲] غزاله کواری و همکارانشان پره توربین باد را با استفاده از نظریه‌ی مونتوم المان پره طراحی کرده و ضرایب آیرودینامیکی را در طول آن محاسبه کردند و اثر برش باد بر اساس قانون توان روی پره طراحی شده، بررسی شد.^[۲۳]

این پژوهش با توجه به پیچیدگی و پرهزینه بودن روش‌های عددی سه‌بعدی به منظور حل توربین دارای کنترل جریان، بدنبال ارائه‌ی یک شیوه‌ی ترکیبی مناسب و کم‌هزینه در راستای تخمین عملکرد یک توربین با وجود عملگرهای کنترل جریان

مکشی است. چنین مطالعه و ترکیبی بین کار عددی و نیمه‌تحلیلی نوآوری این تحقیق است. به همین منظور یک ایرفویل پرکاربرد DU ۲۱ A۱۷ در پره توربین بادی، انتخاب شده است. با توجه به این که در نظریه‌ی مونتوم المان پره، از داده‌های مقطع دوبعدی برای تخمین عملکرد در هندسه‌ی سه‌بعدی پره‌ی توربین بادی استفاده می‌شود و اثرات سه‌بعدی جریان نیز با به‌کارگیری تصحیح پراتل و گلاورت لحاظ می‌شود، لذا تأمین داده‌ی ورودی مناسب در این روش اهمیت دارد.

برای بهبود تعمیم عملکرد مکش در مقطع پره‌ی توربین، مبنای انتخاب ایرفویل برای افزودن عملگر مکش، دور بودن از اثرات اتلافی نوک بال و همچنین هاب بوده است و انتخاب مقطع هدف‌مند است. توربین مورد مطالعه، توربین بادی محور افقی ۵ مگاواتی NREL است. در ساخت پره‌ی این توربین که حدود ۶۰ متر طول دارد از مقاطع متنوع استفاده شده که سهم ایرفویل معرفی شده ۴/۱ متر است. در ابتدا به روش حل عددی در فضای نرم‌افزار فلوئنت، کنترل جریان مکش به ایرفویل اعمال شده و به بررسی نتایج حاصل در دو حالت بدون مکش و همراه با مکش به‌ازای نرخ‌های مختلف مکش، پرداخته شده است.

در ادامه و در بخش دوم کار، نتایج حل عددی جریان حول ایرفویل با در نظر گرفتن ملاحظات Q-Blade به شرایط عملکرد توربین باد مگاواتی تعمیم داده شده است. برای این منظور طیف وسیع زوایای حمله و نیز محدوده‌ی سرعت برای تولید ضرایب آیرودینامیکی در حالت وجود مکش در مقطع مطالعه شده و با معرفی داده‌های لازم به کد توربین، پارامترهای ضریب توان و ضریب نیروی پیشران و ضریب گشتاور مورد بررسی قرار گرفته‌اند. علت به‌کارگیری این کد نیمه‌تحلیلی انعطاف بالا در معرفی مقاطع و داده‌های جدید، سهولت و دقت مناسب آن است. بنابراین در حضور سازوکار کنترل جریان مکش می‌توان عملکرد توربین باد و به‌ویژه میزان انرژی توان خروجی را بر اثر این شیوه‌ی کنترل جریان را پیش بینی کرد. روش پیشنهادی دارای دو مرحله است:

۱. شبیه‌سازی عددی جریان حول ایرفویل در دو حالت بدون مکش و همراه با مکش برای محاسبه‌ی ضرایب آیرودینامیکی.
۲. شبیه‌سازی توربین باد در محیط Q-Blade به منظور بررسی میزان اثر بخشی عملگر مکش در عملکرد و ضریب توان توربین مینا.

۲. مدل‌سازی جریان دوبعدی

۲.۱. معادلات حاکم

در این پژوهش میدان جریان لزج، تراکم‌ناپذیر و آشفته است. لذا معادلات حاکم در مختصات دوبعدی عبارت‌اند از:

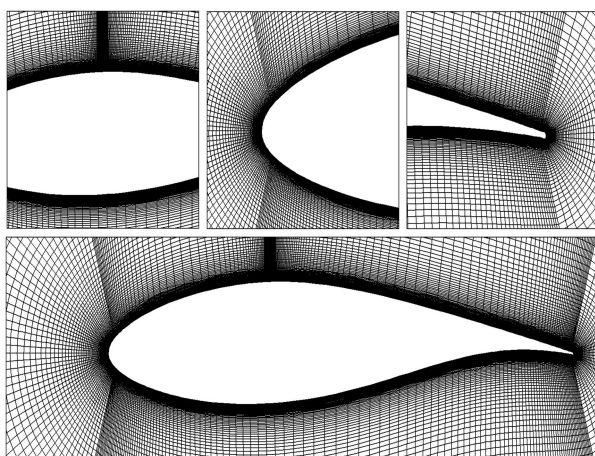
$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{p} \bar{u}_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{p} \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{p} \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{p} \bar{u}_i \bar{u}_j) \quad (2)$$

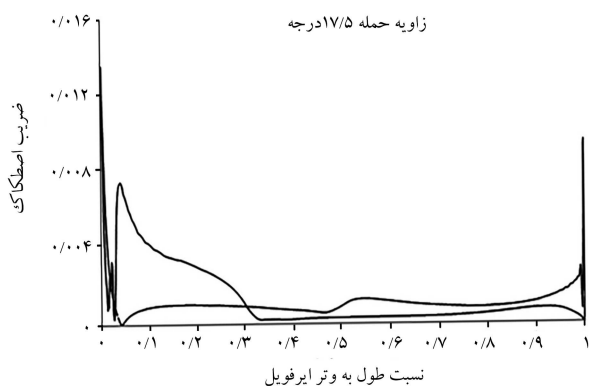
که در آن ρ چگالی، u سرعت، p فشار و τ تنش برشی است. در این پژوهش نرم تنش رینولدزی با استفاده از مدل گذار $k - \omega$ SST است. در این مدل از یک معادله‌ی انتقال موضعی برای فاکتور گذار یا اینترمیسنسی (γ) و یک معادله‌ی انتقال برای عدد رینولدز گذار

جدول ۱. تنظیمات حل عددی.

T.SST	مدل توربولانسی
7×10^6	عدد رینولدز مبنا
۵ درصد	سطح اغتشاش ورودی
۱۰	نسبت لزجت آشفته
۵- تا ۲۰ درجه	محدوده‌ی زاویه‌ی حمله
۱۴۰۸۷۲	حجم شبکه
با سازمان	نوع شبکه
۲۰	نسبت دامنه به وتر
۲/۵ درصد وتر	عرض حفره‌ی مکش
حفره‌ی مکش و لبه‌ی فرار و لبه‌ی حمله	نواحی تراکم شبکه



شکل ۱. شبکه بندی دامنه‌ی محاسباتی حول ایرفویل.



شکل ۲. منحنی ضریب اصطکاک در راستای وتر.

در شکل ۱ نمای نزدیکی از شبکه‌بندی دامنه‌ی محاسباتی حول ایرفویل نشان داده شده است.

بیشترین زاویه‌ی حمله‌ی که ایرفویل فوق در توربین باد، تحت آن قرار می‌گیرد، حدود ۱۸ درجه است. منحنی شکل ۲ نشان می‌دهد که برای زوایای حمله‌ی بالا، شروع ناحیه‌ی جدایش جریان در حدود ۳/۰ طول وتر است. بنابراین در این پژوهش سه محل در اطراف ناحیه‌ی شروع جدایش جریان انتخاب و مطالعه شده است. محل مکش در ۲۶ و ۳۳/۵ و ۵۰ درصد وتر و زاویه‌ی مکش ۹۰ درجه و نرخ سرعت مکش ۰/۰۲۲ و ۰/۰۴۵ و ۰/۱۱ و ۰/۱۵۵ به عنوان پارامترهای کنترل‌گر مکش انتخاب شده‌اند.^[۲۶]

ضخامت مومنتوم $(\bar{R}e_{\theta t})$ ، به عنوان شاخص شروع گذار از جریان آرام به جریان مغشوش، مورد استفاده قرار می‌گیرد:^[۲۴]

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\bar{u}_i\gamma) = p_{\gamma 1} - E_{\gamma 1} + p_{\gamma 2} - E_{\gamma 2} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_t} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_i} \right] \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho\bar{R}e_{\theta t})}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\bar{u}_i\bar{R}e_{\theta t}) = p_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \bar{R}e_{\theta t}}{\partial x_i} \right]$$

از طرفی در مدل گذار مذکور، دو معادله‌ی مدل اغتشاشی انتقال تنش برشی نیز به معادلات جریان اضافه می‌شود:^[۲۵]

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\bar{u}_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k - Y_m \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\bar{u}_i\omega) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + G_\omega - Y_\omega$$

این مدل اغتشاشی بر اساس استفاده از مدل استاندارد $k - \omega$ در نزدیکی دیوار، مدل استاندارد $k - \varepsilon$ در جریان آزاد دور از دیواره و تغییر وضعیت پایدار و دقیق بین این دو مدل پایه‌گذاری شده است. در روابط ۴، ترم k انرژی جنبشی اغتشاشی ω نرخ ویژه اتلاف نامیده شده و G_k معرف تولید k به دلیل وجود نیروهای لزجی بوده و Y_m سهم انبساط نوسانی اغتشاشات تراکم‌پذیر در نرخ تلفات کلی است. G_ω و Y_ω به ترتیب تولید و اتلاف ω به دلیل اغتشاشات و همچنین Γ_k و Γ_ω به ترتیب بخش مؤثر k و ω هستند. معادلات انتقال برای مدل $k - \varepsilon$ با بازنویسی معادله‌ی تلفات آن بر حسب ω در روابط ۵ آمده است. α_1 و $\sigma_{\omega 2}$ و β_1 ثوابت مدل $k - \varepsilon$ تبدیل یافته‌اند:^[۲۵]

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\bar{u}_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k - Y_m \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\bar{u}_i\omega) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2\rho \frac{1}{\omega\sigma_{\omega 2}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \alpha_2 \frac{\omega}{k} G_\omega - \beta_1 Y_\omega$$

در این پژوهش از عملکرد مکش به عنوان سازوکار کنترل جریان استفاده شده است. روابط مؤلفه‌های سرعت و شدت مکش عبارت‌اند از:

$$R_j = \frac{V_j}{V_\infty} \quad (6)$$

$$u = V_\infty \times R_j \times \cos(\theta_j + \beta)$$

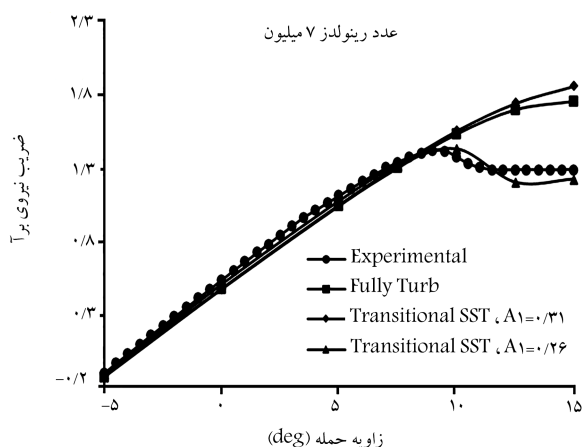
$$v = V_\infty \times R_j \times \sin(\theta_j + \beta)$$

که در آن V_j سرعت مکش است و به صورت سرعت سیال مکش یافته از سطح شکاف تعریف می‌شود. R_j نرخ سرعت مکش و V_∞ نیز سرعت جریان آزاد است.

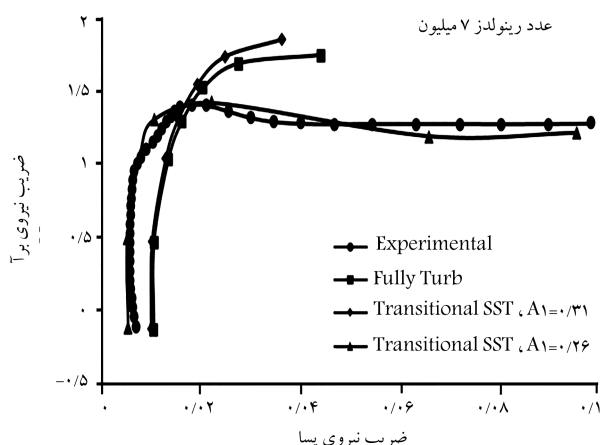
۲.۲. تنظیمات حل عددی

معادلات حاکم با روش حجم محدود تقریب زده شده است. روش مرتبه‌ی دوم بالادستی برای گسسته‌سازی ترم‌های جابه‌جایی و روش اختلاف مرکزی برای گسسته‌سازی ترم‌های پخش به کار برده شده است. همچنین از روش فشار مبنا استفاده شده است. برای شبیه‌سازی فوق از مدل گذار SST با ضریب تجربی ۰/۲۶ استفاده شده و سرعت جریان در طول شبیه‌سازی یکنواخت در نظر گرفته می‌شود. مشخصات حل عددی در جدول ۱ آورده شده است.

در حالت بدون مکش، توزیع شبکه در نواحی لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار و لایه‌ی مرزی متراکم‌تر از سایر نواحی بوده اما هنگامی که مکش استفاده شده، علاوه بر نواحی مذکور در محل حفره‌ی مکش، تراکم شبکه نیز بیشتر از سایر نواحی است.



شکل ۴. منحنی ضریب برآ - زاویه‌ی حمله و مقایسه با داده‌های تجربی. [۲۷]



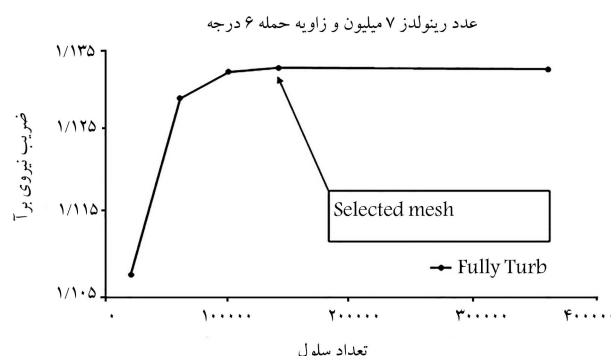
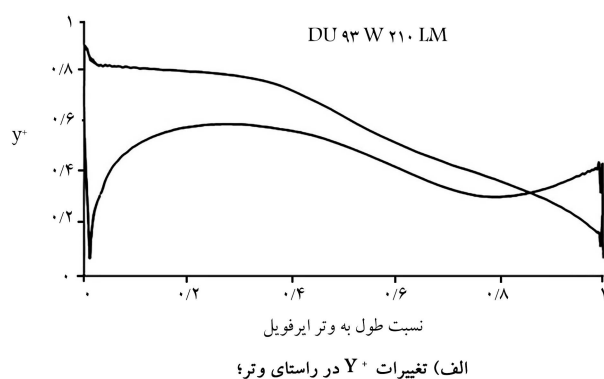
شکل ۵. منحنی ضریب برآ - ضریب پسا و مقایسه با داده‌های تجربی.

جریان در زوایای حمله کم‌تری رخ می‌دهد. بنابراین با تنظیم مقدار A_1 به دقت بهتری از تخمین‌ها در شرایط جدایش جریان می‌توان دست یافت. [۲۷]

در صحت‌سنجی نتایج شبیه‌سازی بدون مکش با داده‌های آزمایشگاهی، جریان حول ایرفویل با مدل‌های $k-\omega$ SST با $A_1 = 0.31$ و گذار SST با $A_1 = 0.26$ شبیه‌سازی شده و همانطور که در شکل‌های ۴ و ۵ قابل مشاهده است، مدل‌های $k-\omega$ SST و T.SST با $A_1 = 0.31$ وقتی جدایش جریان اتفاق می‌افتد، ضریب برآ را بیشتر و ضریب پسا را کم‌تر از مقدار داده‌های آزمایشگاهی محاسبه می‌کنند. [۲۷] با تغییر پارامتر $A_1 = 0.26$ در مدل توربولانسی تطابق خوبی با داده‌های تجربی حاصل شده است.

۴.۲. نتایج در حالت دوبعدی

در شکل ۶-الف کانتور فشار برای ایرفویل بدون مکش و همچنین در شکل ۶-ب با مکش در ۲۶ درصد وتر و به ازای نرخ بیشینه مکش ($R_z = 0.155$) در زاویه‌ی حمله ۱۵ درجه آورده شده است. ملاحظه می‌شود با اعمال مکش بازیافت فشار بر سطح فوقانی ایرفویل بهبود یافته، نواحی کم فشار حاصل از جدایش جریان کاهش یافته و جریان پرفشار بخش بیشتری از سطح بالایی ایرفویل را احاطه کرده است. در شکل ۷، خطوط جریان حول ایرفویل، در دو حالت بدون مکش و با مکش بیشینه در ۳۳.۵ درصد وتر نشان داده شده است. این خطوط بیان‌گر کاهش ناحیه‌ی تحت حباب جدایش جریان با مکش است.



شکل ۶ (ب) شبکه بندی بهینه بر حسب تغییرات ضریب برآ.

شکل ۳. بررسی دقت حل و استقلال نتایج از شبکه.

با توجه به نتایج پژوهش‌های انجام گرفته در این زمینه، برای مکش عمود به سطح حفره به‌عنوان حالت بهینه مورد استفاده قرار گرفته است. [۲۹] عرض حفره‌ی مکش ۲.۵ درصد وتر در نظر گرفته شده است. ساختار شبکه‌ی محاسباتی با سازمان و مرزهای بالا و پایین و بالادست و پایین‌دست ۲۰ برابر طول وتر از سطح ایرفویل فاصله دارند. استقلال نتایج از شبکه با استفاده از مدل اغتشاشی $k-\omega$ SST انجام شده و با توجه به این‌که مدل اغتشاشی $k-\omega$ SST فاقد تابع دیواره است، برای شبیه‌سازی جریان لایه‌ی مرزی، ارتفاع اولین سلول $10^{-6} \times 1/6$ تنظیم شده است. چنان که در شکل ۳ الف ملاحظه می‌شود در شبکه‌ی انتخاب شده شرط $y^+ < 1$ برقرار بوده و در شکل ۳ ب مطالعه‌ی استقلال نتایج از شبکه، حاکی از تعداد 140872 سلول بهینه است. شرط مرزی سرعت در ورودی و شرط مرزی فشار در خروجی برای مرزهای خارجی دامنه محاسباتی و همچنین شرط دیواره برای سطح ایرفویل و سطوح جانبی دامنه به کار رفته و سطح حفره‌ی مکش به‌عنوان ورودی انتخاب شده است.

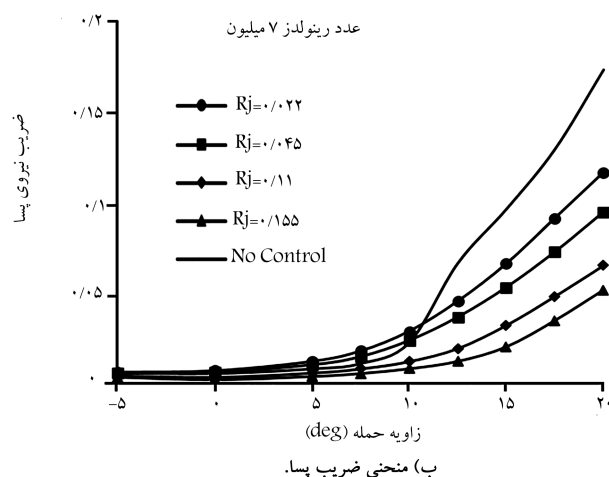
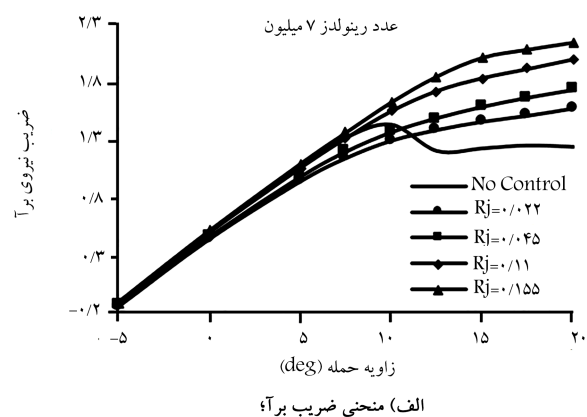
۳.۲. اعتبارسنجی حل عددی

در مدل گذار SST گرانروی سینماتیکی گردابه‌یی به صورت رابطه‌ی ۷ تعریف می‌شود:

$$\nu_T = \frac{A_1 k}{\max(A_1 \omega, SF_T)} \quad (7)$$

$$F_T = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{5 \nu_T}{\omega y} \right) \right]^2 \right]$$

در این رابطه F_T تابع ترکیبی و A_1 ثابت تجربی است. این ثابت تجربی در طول شبیه‌سازی متغیر بوده که البته مقدار پیش فرض آن در نرم‌افزار خواهد بود. با کاهش مقدار A_1 ، گرانروی گردابی حول ایرفویل و همچنین انتقال مومنتوم کاهش یافته و مقاومت لایه‌ی مرزی در مقابل گرادیان فشار معکوس کم می‌شود؛ به عبارتی جدایش



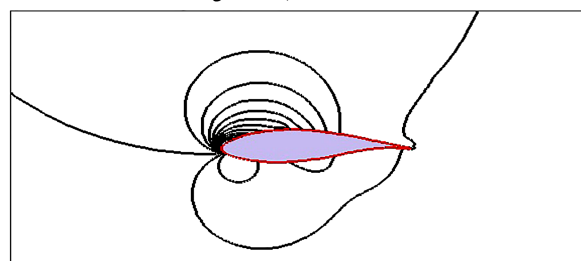
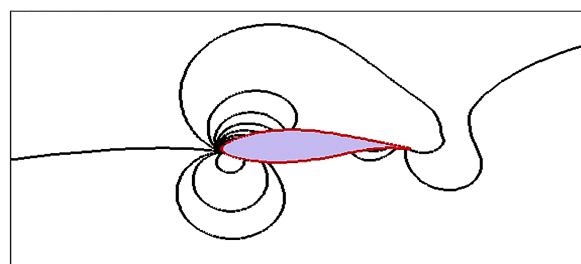
شکل ۸. منحنی ضرایب آئروپنایمیکی در حالت بدون مکش و با مکش ۳۳/۵ درصد وتر.

تا زاویه‌ی حمله ۲۰ درجه پدیده واماندگی رخ نمی‌دهد. میانگین ضریب نیروی برآ در زوایای حمله ۵- تا ۲۰ درجه با افزوده شدن شدت مکش، افزایش می‌یابد. در مجموع می‌توان گفت هر چند به کارگیری مکش در زوایای حمله پایین ممکن است اندکی ضریب نیروی لیفت را کاهش دهد اما دارای ۲ مزیت عمده یعنی تأخیر در استال و بهبود میانگین ضریب برآ در طیف زوایای حمله می‌شود.

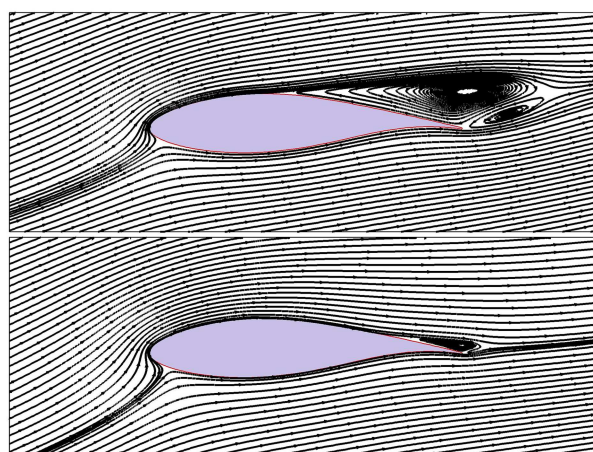
در نواحی دارای مکش، ضریب پسا به‌ازای نرخ‌های مکش کم و قبل از زاویه‌ی واماندگی، در برخی زوایای حمله از این کنترل‌گر جریان تأثیر منفی پذیرفته و افزایش می‌یابد. این در حالی است که بعد از واماندگی، به‌ازای تمامی نرخ‌های مکش، مقدار این ضریب کاهش قابل توجهی می‌یابد. نکته‌ی حائز اهمیت این است که برای مکش در محل‌های ۲۶ و ۳۳/۵ درصد از طول وتر تا زاویه‌ی حمله ۲۰ درجه، کاهش قابل ملاحظه‌ی در مقدار این ضریب مشاهده می‌شود.

در شکل ۸ ب منحنی ضریب پسا برای دو حالت بدون مکش و نیز مکش واقع در ۳۳/۵ درصد طول وتر و به‌ازای نرخ‌های مختلف نشان داده شده است. مکش واقع در ۵۰ درصد از طول وتر به‌صورت متفاوت عمل کرده و فقط به‌ازای نرخ بیشینه، ضریب پسا تا زاویه‌ی ۲۰ درجه کاهش می‌یابد و در نرخ‌های ۰/۲۲ و ۰/۴۵ از زاویه‌ی حمله ۱۵ درجه و در نرخ ۰/۱۱ از زاویه‌ی حمله ۱۷/۵ درجه به بعد این ضریب به یکباره افزایش می‌یابد.

به طور میانگین مکش در موقعیت ۲۶ و ۳۳/۵ درصدی وتر در نرخ‌های کم، میانگین ضریب پسا را افزایش داده و در نرخ‌های بیشتر متوسط ضریب پسا را



شکل ۶. کانتور فشار در اطراف ایرفویل.



شکل ۷. خطوط جریان در زاویه‌ی حمله ۱۵ درجه بدون مکش و با مکش بیشینه در ۳۳/۵ درصد وتر.

در شکل ۸ الف منحنی ضریب برآ را برای مکش واقع در ۳۳/۵ درصد طول وتر و به‌ازای نرخ‌های مختلف در قیاس با حالتی که مکش وجود ندارد، نشان می‌دهد. در هر سه محلی که مکش اعمال شده، قبل از زاویه‌ی واماندگی که حدود ۱۰ درجه است، مکش تأثیر مناسبی روی ضریب برآ نداشته و در نرخ سرعت کم حتی منجر به کاهش این ضریب می‌شود. اما بعد از زاویه‌ی واماندگی هر چهار نرخ سرعت مکش به کار رفته، سبب افزایش ضریب نیروی برآ می‌شود. مشابه نتیجه‌ی به دست آمده در مطالعات محققان^[۶] نیز گزارش شده است. در آنجا بهبود ضریب نیروی برآ در زوایای بعد از واماندگی به کاهش نسبی نواحی جدایش معطوف شده است.

ضریب برآ با افزایش زاویه‌ی حمله رشد کرده و برای مکش واقع در محل‌های ۲۶ و ۳۳/۵ درصد از طول وتر، تا زاویه ۲۰ درجه کاهش در مقدار آن رخ نمی‌دهد. بنابراین می‌توان به این نتیجه رسید که واماندگی تا حدود زاویه‌ی حمله ۲۰ درجه رخ نداده و با تأخیر مواجه می‌شود. این در حالی است که برای مکش واقع در محل ۵۰ از طول وتر و در نرخ سرعت ۰/۲۲ و ۰/۴۵ زاویه‌ی واماندگی از ۱۰ درجه به ۱۵ درجه و در نرخ سرعت مکش ۰/۱۱ به ۱۷/۵ درجه رسیده و به‌ازای نرخ بیشینه

جدول ۲. درصد میانگین افزایش عملکرد با مکش.

نرخ مکش	۲۶٪ وتر	۳۳٫۵٪ وتر	۵۰٪ وتر
۰٫۲۲	۲٫۷۵	۱۷	۳۹٫۸
۰٫۴۵	۲۳٫۳	۵۲٫۳	۸۷٫۸
۰٫۱۱	۹۱٫۱	۱۸۰	۳۲۰
۰٫۱۵۵	۱۷۴٫۴	۳۴۱	۶۱۱

باشد، خروج ذرات سیال کم فشار و کم انرژی از لایه‌ی مرزی جدا شده بیشتر بوده و تأثیر بهتری بر روی بهبود مشخصه‌های جریان و راندمان آیرودینامیکی خواهد داشت.

از طرفی همان‌طور که بیان شد، برای مکش واقع در ۵۰ درصد از طول وتر، تأخیر در پدیده‌ی واماندگی به‌ازای نرخ‌های مکش پایین، کم‌تر از حالت‌هایی است که محل مکش در نزدیکی لبه‌ی حمله ایرفویل است. علت این موضوع تشکیل حباب جدایش در موقعیت‌های جلوتر از عملکرد به‌ویژه در زوایای حمله بالا است. در واقع مکش واقع در ۵۰ درصد طول وتر نسبت به دو محل ۲۶ و ۳۳٫۵ قدرت کم‌تری در مواجهه با حباب جدایش دارد و بنابراین در فاکتور تأخیر در واماندگی، نسبت به دو موقعیت پیشنهادی دیگر ضعیف‌تر عمل می‌کند.

با این وجود در پاسخ به این که چرا بیشینه‌ی بهبود عملکرد آیرودینامیکی مربوط به مکش در ۵۰ درصد وتر است، می‌توان این‌گونه استنباط کرد که برای زوایای حمله تا حدود ۱۵ درجه و به‌ازای تمامی نرخ‌های مکش، با توجه به ضعف جدایش و تشکیل این محل در نزدیکی حباب جدایش، وجود عملکرد مکش می‌تواند سبب بهبود بیشتری بشود. اما برای زوایای حمله بالاتر از ۱۵ درجه که اتفاقاً هدف اصلی در کنترل جریان بهبود در این نواحی است، عملکرد ۵۰ درصد نسبت به عملکردهای واقع در ۲۶ و ۳۳٫۵ درصد ضعیف‌تر رفتار می‌کند. به‌خصوص در مکش‌های ضعیف‌تر و برای زوایای حمله بالای ۱۰ یا ۱۵ درجه اثربخشی موقعیت ۵۰ درصد نسبت به دو موقعیت دیگر کم‌تر است. این در حالی است که در مجموع و به‌طور میانگین موقعیت عملکرد مکش در ۵۰ درصد وتر نقش بیشتری در بهبود نسبت برآ به پسا داشته چرا که بازه زوایای حمله ۵- تا ۱۵ تا درجه در قیاس با ۱۵ تا ۲۰ درجه وزن ۳ برابری دارد. در طیف کل زاویه که ۰ تا ۹۰ است می‌توان دریافت که دیگر برتری نسبی متعلق به موقعیت ۳۳٫۵ درصد خواهد بود.

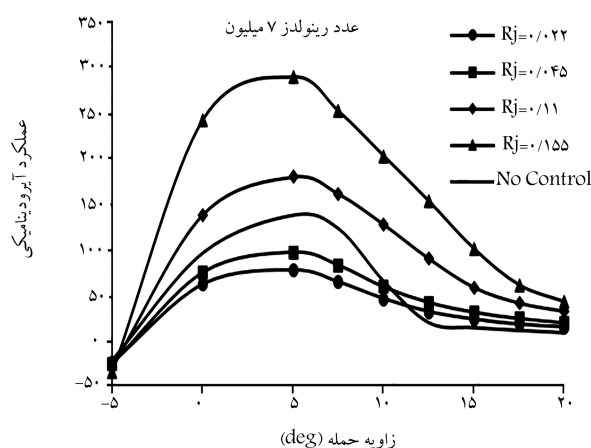
۳. عملکرد توربین باد با کنترل جریان

۱.۳. معادلات حاکم

ضریب توان توربین تابعی از شرایط جریان باد در روتور بوده و بیان‌گر میزان توانی است که پره‌های روتور می‌توانند از باد استخراج کنند. رابطه‌ی ۸ بیان‌گر ضریب توان روتور و ضریب نیروی پیشران است که در آن A_T مساحت جاروب شده توسط روتور توربین بادی، V_W سرعت باد، P_T توان تولید شده توسط توربین و T_T نیروی پیشران است:

$$\begin{aligned} C_p &= \frac{\tau P_T}{\rho A_T V_W^3} \\ C_T &= \frac{\tau T_T}{\rho A_T V_W^2} \end{aligned} \quad (8)$$

از رابطه‌ی ۸ می‌توان دریافت که پارامترهای عملکردی توربین با تغییر سطح مقطع مؤثر و همچنین تغییر شرایط باد در روتور، تغییر می‌کند. بنابراین بیان این پارامترهای

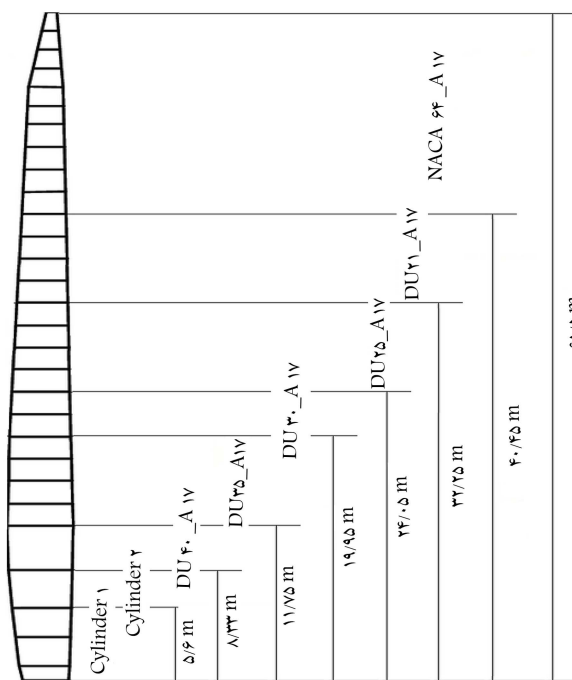


شکل ۹. منحنی‌های عملکرد آیرودینامیکی در حالت بدون مکش و با مکش در ۳۳٫۵ درصد وتر.

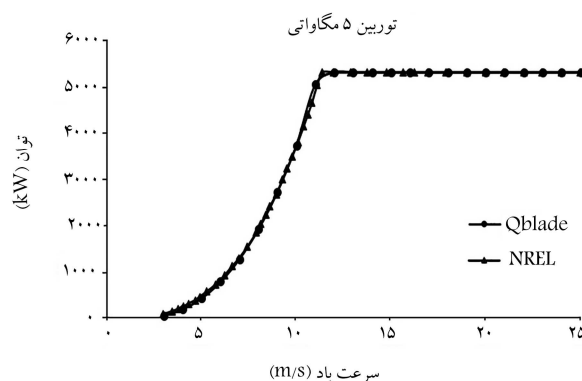
کاهش می‌دهد. این در حالی است که مکش واقع در ۵۰ درصد وتر به‌ازای تمامی نرخ‌ها به‌طور میانگین ضریب پسا را کاهش می‌دهد. در این موقعیت اخیر افزایش نرخ مکش منجر به کاهش بیشتر متوسط ضریب پسا می‌شود. محققان درخصوص تأثیر عملکرد مکش بر ضریب پسا از معیار جدایش استفاده کرده‌اند^[۷] و در حالت کلی کاهش ضریب پسا برای عملکرد مکشی را گزارش کرده‌اند. بر این اساس می‌توان گفت نتایج تحقیق جاری می‌تواند تصویر دقیق‌تری از کاربرد عملکرد مکشی ارائه دهد. در پاره‌ی ترکیب‌های سه‌گانه‌ی زاویه‌ی حمله، موقعیت و شدت، افزایش پسا رخ می‌دهد.

در شکل ۹ منحنی عملکرد آیرودینامیکی برای مکش واقع در ۳۳٫۵ درصد از طول وتر و به‌ازای نرخ‌های مختلف در قیاس با حالتی که مکش وجود ندارد، نشان داده شده است. قبل از زاویه‌ی واماندگی با توجه به کاهش ضریب برآ و افزایش ضریب پسا در نرخ‌های مکش پایین، بدیهی است عملکرد آیرودینامیکی نیز در برخی از زوایای حمله دچار کاهش شود. این در حالی است که بعد از زاویه‌ی واماندگی هر چهار نرخ مکش منجر به بهبود عملکرد ایرفویل تا میزان قابل توجهی خواهد شد. تفاوتی که مکش در ۵۰ درصد طول وتر نسبت به دو محل قبل دارد، حساسیت کم‌تر در نرخ مکش پایین است به‌نحوی که زاویه‌ی رخداد واماندگی در نرخ‌های مکش پایین، برای این موقعیت عملکرد، کم‌تر از ۲۰ درجه است که از این منظر مطلوب نیست. البته در همین موقعیت نیز با افزایش نرخ مکش، زاویه‌ی استال و راندمان آیرودینامیکی ایرفویل به‌طور میانگین و در مجموع افزوده می‌شود. نتایج حاصل از حل عددی نشان می‌دهد هرچند در زوایای حمله کم و به‌ازای قدرت مکش پایین، عملکرد آیرودینامیکی مقطع کاهش یافته اما افزایش برآ و کاهش پسا حاصل از آن در زوایای حمله بالا به قدری میسر می‌شود که به‌صورت میانگین این روش عملکرد ایرفویل را به میزان قابل توجهی افزایش می‌دهد.

در جدول ۲، متوسط میزان ارتقای نسبت برآ به پسا به‌عنوان عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل، با به‌کارگیری مکش در سه محل انتخاب شده و به‌ازای نرخ‌های مکش متفاوت نشان داده شده است. با توجه به افزایش توان ضریب برآ و کاهش ضریب پسا (که مقادیر آن‌ها نیز قابل ملاحظه است)، نقش کنترل‌گر به‌ویژه در زوایای حمله بالاتر از ۱۰ درجه بسیار قابل ملاحظه خواهد بود. مکش واقع در ۵۰ درصد طول وتر نسبت به دو موقعیت دیگر که نزدیک‌تر به لبه‌ی حمله‌ی ایرفویل هستند، راندمان را بیشتر افزایش داده است. مزیت نسبی این مکان می‌تواند ناشی از این موضوع باشد که هرچه حفره‌ی مکش جریان، نزدیک‌تر به ناحیه‌ی جدایش



شکل ۱۰. ترکیب مقاطع در پره توربینی.



شکل ۱۱. مقایسه توان در سرعت باد گوناگون با داده‌های تجربی [۲۸].

شده و به بیشترین مقدار خود خواهد رسید و سپس به دلیل اعمال سیستم کنترل زاویه گام به مقدار نامی خود محدود می‌شود.

۴.۳. نتایج شبیه‌سازی و عملکرد توربین

در شکل ۱۲ الف، منحنی ضریب توان برحسب نسبت سرعت نوک پره نشان داده شده است؛ مشاهده می‌شود که وقتی نسبت سرعت در نوک پره در نواحی مربوط به سرعت وزش باد کم و زیاد است، توان تولیدی کاهش می‌یابد.

در شکل ۱۲ ب، منحنی تغییرات زاویه حملی اعمال شده بر ایرفویل دارای مکش برحسب نسبت سرعت نوک پره نشان داده شده است. چنان که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، در نواحی مربوط به واماندگی (با توجه به شکل ۱۲) که عملکرد توربین کاهش می‌یابد و همچنین در زوایای حمله منفی، سازوکار مکش منجر به بهبود ضریب توان می‌شود. لازم به ذکر است که مکش با نرخ پایین به دلیل تأثیر منفی که در برخی از زوایای حمله بر عملکرد ایرفویل داشت، توان توربین را نیز کاهش داده است. این در حالی است که به‌ازای نرخ مکش بالا و به خصوص در

عملکردی برحسب نسبت میان سرعت چرخش روتور و سرعت باد، یک قیاس منطقی را ممکن می‌سازد. نسبت میان سرعت چرخش روتور و سرعت باد را «نسبت سرعت در نوک پره» می‌نامند و مطابق رابطه ۹ تعریف می‌کنند که در آن، پارامتر V_R سرعت در نوک پره روتور، R شعاع پره، Ω سرعت زاویه‌یی، N سرعت دورانی روتور است. کمیت بی‌بعد و مهم λ نسبت سرعت در نوک پره است:

$$\lambda = \frac{V_R}{V_W} = \frac{R\Omega}{V_W} = \frac{2\pi RN}{60 V_W} \quad (9)$$

۲.۳. تنظیمات حل با کد کیوبلید

توربین مورد مطالعه در این پژوهش، توربین بادی محروافقی ۵ مگاواتی NREL با سیستم کنترل زاویه‌ی گام است. پره این توربین، شامل ۸ نوع ایرفویل است و مقاطع ریشه پره، دو هندسه‌ی نزدیک به دایره با نام سیرکولار فویل ۱ و ۲ است. ضریب برای هر دوی این مقاطع دایروی نزدیک صفر بوده و ضریب پسی آن‌ها به ترتیب برای فویل ۱ برابر ۵/۰ و برای فویل ۲ برابر ۳۵/۰ است. مشخصه‌های نامی و کارکردی این توربین در دسترس است [۲۸].

در این مرحله نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی ایرفویل به نرم افزار کیوبلید وارد شده و پس از مدل‌سازی هندسی پره‌ها و افزودن داده‌های مقطع دارای کنترل جریان، عملکرد توربین با هدف سنجش تأثیر عملکرد مکش، مطالعه شده است. فرمول‌بندی این کد تجاری بر اساس نظریه‌ی مونتوم المان پره است. در این نظریه، سرعت‌های القایی در هر مقطع پره به‌صورت یک سیکل بازگشتی محاسبه شده و زاویه‌ی حمله و ضرایب نیروی پسا و نیروی برآ در نهایت با همگرایی فاکتورهای القای محوری و مماسی، به دست می‌آید. براین اساس نیروهای مماسی و عمودی و نیروی پیشران و توان تولید شده در هر المان و در نتیجه نیروی پیشران کلی و توان خروجی حاصل خواهد شد.

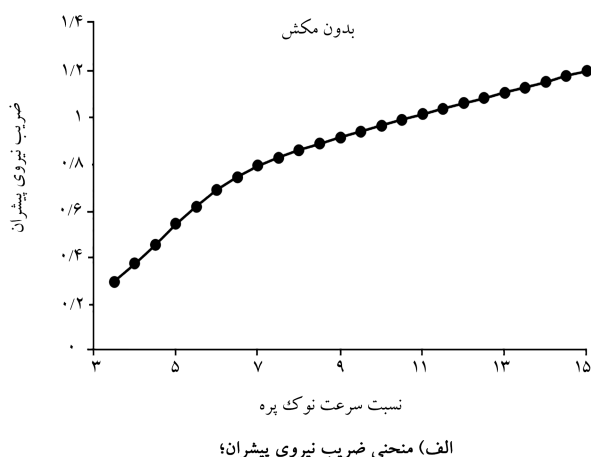
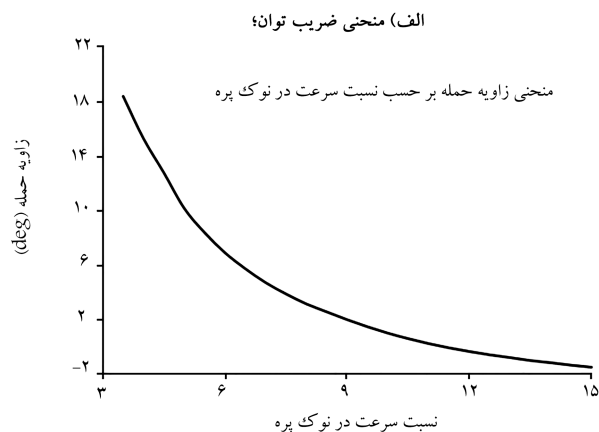
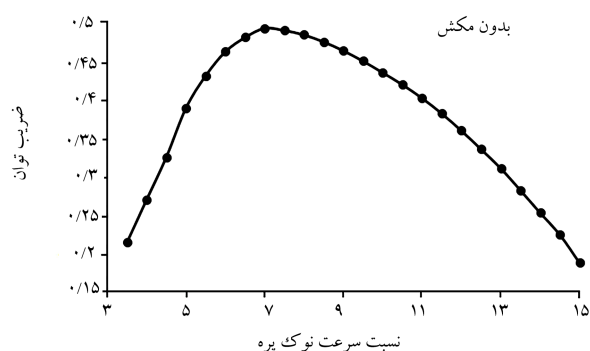
در نظریه‌ی مونتوم المان پره که اساساً یک روش دوبعدی است با استفاده از ضرایب تصحیح پراتل و گلاورت اثرات سه‌بعدی تا حدی لحاظ شده‌اند. در این پژوهش، اصلاحات نیمه‌تجربی برای اثرات سه‌بعدی و همچنین گردابه‌های ریزش یافته که باعث اتلافات می‌شوند، در محیط نرم‌افزار اعمال شده و مدل آیرودینامیکی پایا، جریان تراکم‌ناپذیر، داده‌های هندسی معلوم و پره‌های توربین به‌صورت صلب فرض شده‌اند. برای شبیه‌سازی توربین، نمودارهای مربوط به ضرایب آیرودینامیکی متناظر با هر مقطع توسط نرم‌افزار ایکس فویل در محدوده ۵- تا ۲۰ درجه، برای تمامی مقاطع به استثنای مقطع دارای کنترل جریان $DU21 - A17$ تولید شده است. ایرفویل فوق که از این قاعده مستثنی شده، همان مقطعی است که ضرایب آیرودینامیکی آن از حل عددی در دو حالت بدون مکش و همراه با مکش به‌ازای نرخ‌های مختلف استخراج شده و در محدوده‌ی زاویه‌ی حمله ۵- تا ۲۰ درجه وارد نرم‌افزار می‌شود. در شکل ۱۰ یکی از سه پره توربین با درج مقاطع ایرفویل و موقعیت‌های آن نشان داده شده است.

۳.۳. صحت‌سنجی حل کیوبلید

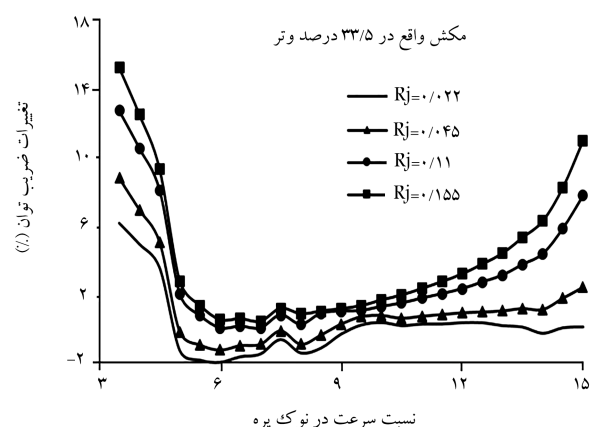
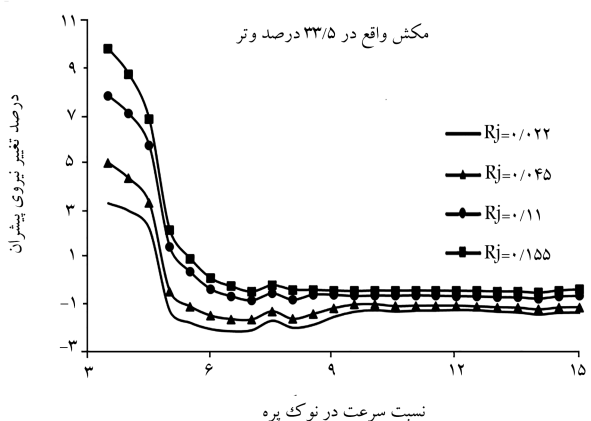
در شکل ۱۱، نمودار توان در طیف سرعت‌های وزش باد با استفاده از نرم‌افزار کیوبلید و همچنین داده‌های موجود در مرجع توربین NREL رسم شده و رهنمون می‌شود که محاسبات انجام شده توسط کیوبلید دارای دقت قابل قبولی بوده و نمود آشکاری از این موضوع است که توان تولیدی توربین با افزایش سرعت باد بیشتر

جدول ۳. درصد میانگین تغییرات ضریب توان با مکش.

نرخ مکش	۲۶٪ وتر	۳۳٫۵٪ وتر	۵۰٪ وتر
۰٫۰۲۲	-۰٫۲۹	۰٫۱۹	۰٫۸۹
۰٫۰۴۵	۰٫۵۹	۱٫۱۶	۱٫۵۰
۰٫۱۱	۲٫۴۹	۳٫۰۸	۳٫۱۸
۰٫۱۵۵	۳٫۵۵	۴٫۱	۳٫۷۴



شکل ۱۲. منحنی تغییرات زاویه حمله ایرفویل. (ب) منحنی ضریب نیروی پیشران؟



شکل ۱۴. منحنی تغییر نسبی نیروی پیشران با مکش در ۳۳/۵ درصد طول وتر ایرفویل.

شکل ۱۳. منحنی تغییر نسبی آن با مکش ۳۳/۵ درصد طول وتر ایرفویل.

شکل ۱۳. تغییرات ضریب توان برحسب نسبت سرعت نوک پره با مکش واقع در ۳۳/۵ درصد طول وتر.

نسبت سرعت نوک پره که محدوده‌ی کاری این توربین است با توجه به مکش اعمالی در سه محل از ایرفویل $A17 - DU21$ و البته به‌ازای نرخ‌های مختلف مکش ارائه شده است. به طور میانگین ضریب توان برای مکش واقع در هر محل با افزایش نرخ مکش، عموماً رشد کرده و مکش ۳۳/۵ طول وتر ایرفویل منجر به افزایش میانگین ضریب توان به میزان ۴/۱ درصد در نرخ بیشینه شده است.

در شکل ۱۴- الف منحنی ضریب نیروی پیشران برحسب نسبت سرعت نوک پره بدون مکش، و همچنین در شکل ۱۴- ب منحنی درصد تغییرات ضریب نیروی پیشران برحسب نسبت سرعت نوک پره، همراه با مکش واقع در ۳۳/۵ درصد طول وتر ایرفویل و به‌ازای نرخ‌های مختلف نشان داده شده است. اعمال مکش در نواحی

نواحی ابتدا و انتهای بازه نسبت سرعت نوک پره (در محدوده کاری توربین)، افزایش قابل توجهی در توان توربین مشاهده می‌شود.

به‌کارگیری عملگر مکشی در اعداد رینولدز پایین به دلیل توانایی مقابله و کاهش اثرات حباب جدایش در جریان لایه‌ی تأکید شده و نشان داده شده که مکش به‌ویژه در جریان‌های کم‌سرعت مؤثرتر است. از این منظر می‌توان نتیجه گرفت که در کاربرد توربین بادی با توجه به سرعت پایین جریان به نسبت بال هواپیما، به‌نظر می‌رسد عملگر مکشی راندمان مطلوبی را داشته باشد. تعمیم اثرات مکش در مقطع به توربین بادی که نوآوری تحقیق جاری است، برگرفته از همین رویکرد است.

در جدول ۳، میانگین تغییرات ضریب توان در محدوده ۳/۵ تا ۱۵ از

جدول ۴. درصد میانگین تغییرات ضریب پیشران با مکش.

نرخ مکش	۲۶٪ وتر	۳۳٫۵٪ وتر	۵۰٪ وتر
۰٫۲۲	-۱٫۴۴	-۱٫۰۳	-۰٫۲
۰٫۴۵	-۱٫۰۴	-۰٫۵۵	-۰٫۲
۰٫۱۱	-۰٫۱۳	۰٫۳۷	۱٫۲۳
۰٫۱۵۵	۰٫۳۶	۰٫۸۳	۱٫۵۱

مربوط به واماندگی، با توجه به افزایش قابل توجه ضریب توان، ضریب نیروی پیشران را نیز افزایش می‌دهد که این امر هزینه‌ی بهبود توان است. در زوایای حمله‌ی کم‌تر که متناظر با نسبت سرعت نوک پره بیشتر هستند تغییرات نیروی پیشران حتی منفی است که این موضوع با مراجعه به مقدار اصلی ضریب پیشران در شکل ۱۴ الف نشان دهنده‌ی یک مزیت نسبی دیگر در به‌کارگیری کنترل جریان مکش است. در واقع در نواحی ازدیاد نیروی پیشران، عملکرد مکش حتی سبب تعدیل نیروی پیشران می‌شود.

جدول ۴، نشان‌دهنده‌ی میانگین تغییرات ضریب نیروی پیشران در محل‌های مکش به کار رفته و به‌ازای نرخ‌های مختلف مکش در محدوده‌ی کاری توربین است. این ضریب با ایجاد مکش در هر محل و به‌ازای نرخ‌های اعمال شده عموماً نسبت به حالت پایه کاهش دارد، اما در نرخ‌های بیشتر در مقدار آن افزایش مشاهده می‌شود. این افزایش در مقایسه با میزان افزایش ضریب توان منطقی بوده و سازه توربین قادر به تحمل این تغییرات اندک نیروی پیشران خواهد بود. در واقع هزینه‌ی بهبود توان می‌تواند افزایش پیشران باشد که به برج و سازه توربین اعمال می‌شود و لذا می‌توان این افزایش نیرو را با هدف بهبود عملکرد و توان پذیرفت.

نتایج شبیه‌سازی توربین در حضور مکش که به محدوده‌ی از پره روتور آن اعمال شده، نشان می‌دهد که نرخ‌های مکش پایین منجر به افزایش کم‌تر ضریب توان شده است اما در این حالات، مکش از شدت نیروی پیشران خواهد کاست. در نرخ ۰٫۲۲ برای مکش واقع در ۲۶ درصد طول و ترایرفویل، از ضریب توان کاسته شده اما این در حالی است که مکش اعمالی در این حالت ضریب نیروی پیشران را به میزان ۱٫۴۴ درصد کاهش داده است. به‌طور میانگین بیشینه‌ی افزایش ضریب توان برای مکش واقع در ۳۳٫۵ درصد وتر ایرفویل و به‌ازای نرخ بیشینه بوده و به میزان ۴٫۱ درصد است.

چنان که در بخش نتایج حل دوبعدی اشاره شد، بیشینه ارتقای عملکرد ایرفویل برای مکش واقع در ۵۰ درصد طول وتر و به‌ازای نرخ یا شدت بیشینه حاصل شد، اما در مورد توربین بادی به‌دلیل تنوع زوایای حمله و اثرات دینامیکی این مطلوبیت در نرخ مکش بیشینه و در موقعیت ۳۳٫۵ درصد وتر به طور میانگین حاصل شده است. درواقع محدوده‌ی از پره که تحت کنترل‌گر جریان قرار دارد، به طور میانگین در معرض زوایای حمله‌ی قرار می‌گیرد که بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل در آن زوایا برای مکش واقع در ۳۳٫۵ درصد وتر بیشتر و بهتر از مکش واقع در ۵۰ درصد وتر است. هر چند در این زمینه به طور مستقیم فعالیت قبلی گزارش نشده اما در مطالعات انجام شده [۲۶،۲۳] به نتایج به‌کارگیری شیوه‌های دیگر کنترل جریان در بهبود عملکرد توربین بادی اشاره شده و متناسب با کارایی آن شیوه‌های کنترل جریان در مقاطع پره، روند مشابهی از بهبود ضریب توان در عملکرد توربین نیز مشاهده و گزارش شده است.

۴. نتیجه‌گیری

در این پژوهش مکش بر روی ایرفویل پره توربین بادی با هدف بهبود عملکرد آیرودینامیکی از طریق تأخیر در جدایش جریان و پدیده واماندگی همچنین بهبود نسبت برا به پسا اعمال شده و ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل در حضور این سازوکار و همچنین در حالت بدون آن با حل عددی استخراج شده است. مکش واقع در ۳۳٫۵ طول وتر نسبت به دو محل دیگر در مجموع و به طور میانگین عملکرد بهتری به دست می‌دهد. این موضوع در مطالعات انجام شده [۱۵،۱۴] با همین استدلال که مجاورت حفره‌ی مکش با حباب جدایش اثر بخشی کنترل جریان را بهتر می‌سازد نیز گزارش شده است.

پس از استخراج نتایج حاصل از حل عددی، با تهیه‌ی داده‌های ورودی شامل ضرایب آیرودینامیک برای طیف کامل زوایا و سرعت در کد کیو بلید، اثرات ناشی از این سازوکار به پره‌های توربین تعمیم داده شد و عملکرد توربین برحسب نسبت سرعت نوک پره متنوع مورد مطالعه قرار گرفت. برای مکش واقع در ۳۳٫۵ درصد از طول وتر ایرفویل میانگین ضریب توان برای نرخ مکش بیشینه، حدود ۴ درصد افزایش یافته است. افزایش ضریب توان به دلیل کنترل جریان در برخی موارد همراه با افزایش ضریب نیروی پیشران بوده که با توجه به تغییرات نسبی ضریب نیرو و ضریب توان این اثرات جانبی قابل پذیرش و کنترل برای سازه توربین خواهد بود. مطالعه‌ی حاضر علاوه بر نتایج کمی برگرفته از مطالعه‌ی موردی، شیوه‌ی تقریبی برای تعمیم اثرات کنترل جریان حاصل از مطالعه‌ی دوبعدی به حالت عملکرد سه‌بعدی توربین بادی را معرفی می‌کند.

فهرست علائم

• علائم انگلیسی

- AT : مساحت جاروب شده توسط روتور (m^2)؛
- Cp : ضریب توان؛
- C_T : ضریب نیروی پیشران؛
- E_γ : ترم چاه در معادلات انتقال؛
- G_k : انرژی جنبشی نیروهای لرزشی (m^2/S^2)؛
- G_w : تولید w به دلیل اغتشاشات ($1/S$)؛
- k : انرژی جنبشی اغتشاشی (m^2/S^2)؛
- $P_{\gamma 1}$: ترم چشمه در معادلات انتقال؛
- $P_{\gamma 2}$: ترم چاه در معادلات انتقال؛
- P_T : توان تولید شده توسط توربین (W)؛
- Q_i : نرخ جریان جرمی حفره‌ی مکش (kg/s)؛
- $\widetilde{Re_{\theta}}$: عدد رینولدز گذار ضخامت مومنتوم؛
- R_j : نرخ سرعت مکش؛
- t : کسر زمانی نقطه ثابت میدان جریان (s)؛
- T_T : نیروی پیشران (N)؛
- V_j : سرعت مکش (m/s)؛
- V_W : سرعت وزش باد (m/s)؛
- V_R : سرعت در نوک پره روتور (m/s)؛

λ : نسبت سرعت در نوک پره؛
 μ : گرانروی دینامیکی سیال (kg/m.s)؛
 ν : گرانروی سینماتیکی سیال (m²/s)؛
 ρ : چگالی هوا (kg/m³)؛
 τ : تنش برشی (N/m²)؛
 ω : فرکانس اغتشاشات (1/s)؛
 Ω : سرعت زاویه‌یی چرخش روتور (Rev/min)؛
 • زیرنویس‌ها
 TSR: نسبت سرعت نوک پره.

V_∞ : سرعت جریان آزاد (m/s)؛
 Y_M : انبساط نوسانی اغتشاشات تراکم‌پذیر (kg/m.s^{1/2})؛
 Y_ω : اتلاف ω به دلیل اغتشاشات (1/S).

• علائم یونانی

Γ_k : پخش مؤثر انرژی جنبشی اغتشاشی (kg/m.s)؛
 Γ_ω : پخش مؤثر نرخ ویژه اتلاف (kg/m.s)؛
 γ : فاکتور گذار؛
 θ_j : زاویه مکش (deg)؛

منابع (References)

- Vestergaard J et al. (2017) "A brief history of the wind turbine industries in denmark and the united states, academy of international business (Southeast USA Chapter) ", *Conference Proceedings*, pp.322-327 (November 2004).
- Hau, E., *Wind Turbines Fundamentals, Technologies, Application, Economics*. 2nd edition. Springer (2006).
- Owens, D.B. and Perkins, J.N., *Improved Performance on Highly Swept Wings by Suction Boundary-Layer Control*, AIAA paper No. pp. 1996-0431 (1996).
- Fournier, G. and et al. "Control by suction of an incompressible flow past a circular cylinder: comparison between experimental and LES results", In: *AIAA Flow Control Conference*, Portland, OR, 28 June-1 July, paper no pp. 2004-2119 (2004).
- Carnarius, A. and et al. *Numerical Study of The Optimization of Separation Control*, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno-Nevada, 8-11 January, Paper No. (2007).
- Wahidi, R.A. and Bridges, D.H. "Effects of distributed suction on airfoil at low Reynolds number", *AIAA Journal*, **3**, pp. 523-539 (2012).
- Goodarzi, M. and et al. "Investigation of flow control over a NACA0012 airfoil by suction effect on aerodynamic characteristics", *Canad. J. Mech. Sci. Eng*, **3**, pp. 102-109 (2012).
- Redha, W. and David, B. "Suction effects on the transition and reattachment of a transitional bubble", In: 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), TX, pp. 7-10 (2013).
- Azim, R. and et al. "Numerical investigation on the delay of boundary layer separation by suction for NACA 4412", *Procedia Engineering*, **105**, pp. 329-334 (2015).
- Zhang, W. and et al. "Main characteristics of suction control of flow separation of an airfoil at low Reynolds numbers", *European Journal of Mechanics-B/Fluids*, **65**, pp. 88-97 (2017).
- Arunraj, R. and et al. "Experimental investigation of lift enhancement by suction assisted delayed separation of the boundary layer on NACA 0012 airfoil", *Int. Journal of Ambient Energy*, **40**(3), pp.243-247 (2017).
- Shehata, A.S. and et al. "Passive flow control for aerodynamic performance enhancement of airfoil with its application in Wells turbine - under oscillating flow condition", *Alexander 2017 Ocean Eng*, **136**, pp. 31-53 (2017).
- Shehata, A.S. and et al. "Enhancement of performance of wave turbine during stall using passive flow control: first and second law analysis", *Renewable Energy*, **113**, pp. 369-392 (2017).
- Ma, D. and et al. "Research of the suction flow control on wings at low reynolds numbers", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, **232**(8), pp. 1515-1528 (2018).
- Lei, J. and et al. "Suction control of laminar separation bubble over an airfoil at low reynolds number", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, **233**(1), pp. 81-90 (2019).
- Rankine WJM. "On the mechanical principles of the action of propellers", *Trans Inst Naval Archit*, **6**, pp. 13-39 (1856).
- Froude RE. "On the part played in propulsion by difference in pressure", *Trans Inst Naval Archit*, **30**, pp. 390-423 (1889).
- Glauert, H. "Airplane propellers. In: Durand WF", editor, *Aerodynamic theory*, **4**, Dover (1943).
- Habali, S.M. and Saleh, I.A. "Local design, testing and manufacturing of small mixed airfoil wind turbine blades of glass fiber reinforced", *Energy Conversion and Management*, **41**, pp. 249-280 (2000).
- Duquette, M. "The effect of solidity and blade number on the aerodynamic performance of small horizontal axis wind turbines", Master's thesis, Clarkson University, Potsdam (2002).
- Jureczko, M. and et al. "Optimisation of wind turbine blades", *Journal of Materials Processing Technology*, **167**, pp. 463-471 (2005).

22. Tahir, A. and et al. "Optimization of small wind turbine blades using improved blade element momentum theory", *Wind Eng*, **43**(3), pp. 299-310 (2018).
23. Kavari, G. and et al. "Wind shear effect on aerodynamic performance and energy production of horizontal axis wind turbines with developing blade element momentum theory", *Journal of Cleaner Production*, **219**, pp. 368-376 (2019).
24. Menter, F.R. and et al. "Transition modelling for general purpose CFD codes", *Flow, Turbulence and Combustion*, **77**(1-4), pp. 277-303 (2006).
25. Vostruha, K., Pelant, J. "Perturbation Analysis of " $k-\omega$ " and " $k-\varepsilon$ " Turbulent Models", *Wall Functions. EPJ Web of Conferences*, **45**, EDP Sciences (2013).
26. Karim, M.A. and Acharya, M. "Suppression of dynamic stall vortices over pitching airfoils by leading-edge suction", *AIAA J*, **32**, pp. 1647-1655 (1994).
27. Zanon, A. and et al. "Wind energy harnessing of the NREL 5MW reference wind turbine in icing conditions under different operational strategies", *Renewable Energy*, **115**, pp. 760-772 (2018).
28. Jonkman, J. and et al. "Definition of a 5MW reference wind turbine for offshore system development", (No. NREL/TP-500-38060). National Renewable Energy Lab.(NREL), Golden,CO(US) (2009).