

Parametric Study on the Influence of Moving Surface Length and Speed on Performance Enhancement of Offshore Horizontal-Axis Wind Turbine

Mojtaba Tahani* , Alireza Shahrabi Farahani, Darian Razavifar, Fatemeh Faramarzlou, Amirhossein Hossein

College of Interdisciplinary Science and Technology, Tehran University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Article History

Received: August 20, 2025

Revised: October 19, 2025

Accepted: November 16, 2025

Published: December 09, 2025

ABSTRACT

The implementation of a moving surface in the aerodynamic profile of an airfoil is recognized as an effective active flow control mechanism. In this study, the effect of this mechanism on the aerodynamic and mechanical performance of an offshore horizontal-axis wind turbine blade at a Reynolds number of 7.5×10^5 was investigated. The S809 airfoil was selected as the blade section, and part of its suction surface was replaced with a moving surface. Simulations were performed using the commercial software ANSYS Fluent with the $k-\omega$ SST turbulence model, and the results were validated against available experimental data. To evaluate the influence of the moving surface length and speed, relative lengths (l) ranging from 0.05 to 0.55 chord and speed ratios of (k) 1, 3 and 5 times the free-stream velocity were examined at a fixed installation location of $s = 0.01$ chord. The moving surface delayed stall angle by up to 80%, such that the drop in the lift curve shifted from an AoA of 8° to 12° , and the mechanical performance improved by a factor of five to seven depending on the AoA. At higher angles of attack, shorter lengths maintained flow control while reducing power consumption. In the aerodynamic analysis using the Blade Element Momentum method, the maximum power coefficient at a TSR of 4 increased by up to 4.6 times, while the torque coefficient at the same point increased by 364%. The moving surface showed the greatest effect at low TSRs, improving both aerodynamic and mechanical performance.

Keywords: Offshore Horizontal-Axis Wind Turbine (HAWT), Active Flow Control, Computational Fluid Dynamics (CFD), Blade Element Momentum (BEM), Moving Surface

How to cite this article

Tahani M, Shahrabi Farahani A, Razavifar D, Faramarzlou F, Hossein A.H, Parametric Study on the Influence of Moving Surface Length and Speed on Performance Enhancement of Offshore Horizontal-Axis Wind Turbine. Modares Mechanical Engineering; 2025;25(12):785-800.

*Corresponding author's email: M.tahani@ut.ac.ir

*Corresponding ORCID ID: 0000-0003-1852-7153



Copyright© 2025, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.



مطالعه پارامتریک اثر طول و سرعت صفحه متحرک بر بهبود عملکرد توربین بادی محور افقی فراساحلی

مجتبی طحانی*^{id}، علیرضا شهبازی فراهانی، دارین رضوی فر، فاطمه فرمرزلو، امیرحسین حسین

دانشکده علوم و فناوری‌های میان رشته ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران

چکیده

ایجاد صفحه متحرک در پروفیل آیرودینامیکی ایرفویل به‌عنوان مکانیزم مؤثر کنترل جریان فعال شناخته شده است. در این مطالعه اثر این مکانیزم بر عملکرد آیرودینامیکی و مکانیکی پره توربین بادی محور افقی فراساحلی در عدد رینولدز ۷۵۰ هزار بررسی شده است. ایرفویل اس۸۰۹ به‌عنوان مقطع پره انتخاب و بخشی از سطح مکش آن با صفحه‌ای متحرک جایگزین شده است. شبیه‌سازی‌ها با استفاده از نرم‌افزار تجاری انسیس فلونت و مدل آشفتگی کی-امگا اس‌اس‌تی انجام شد و نتایج با داده‌های تجربی موجود اعتبارسنجی گردید. به‌منظور ارزیابی تأثیر طول و سرعت صفحه متحرک، طول‌های نسبی بین ۰/۰۵ تا ۰/۵۵ طول وتر ایرفویل و سرعت‌های نسبی ۱، ۳ و ۵ برابر سرعت جریان آزاد در موقعیت نصب ۰/۰۱ موردبررسی قرار گرفت. صفحه متحرک موجب تأخیر زاویه واماندگی تا حدود ۸۰ درصد شد، به‌طوری که افت شیب منحنی برآ از زاویه حمله ۸ درجه به ۱۲ درجه منتقل و عملکرد مکانیکی بسته به زاویه حمله بین پنج تا هفت برابر بهبود یافت. در زوایای حمله بالا، طول‌های کوتاه‌تر ضمن حفظ خاصیت کنترل جریان، توان مصرفی را کاهش داد. در تحلیل آیرودینامیکی با روش مومنتوم المان پره بیشینه ضریب توان در نسبت سرعت نوک معادل ۴ تا مقدار ۴/۶ برابر افزایش یافت و ضریب گشتاور نیز در همان نقطه ۳۶۴ درصد بیشتر شد. صفحه متحرک بیشترین اثر را در مقادیر پایین نسبت سرعت نوک پره داشته و هر دو عملکرد آیرودینامیکی و مکانیکی را بهبود بخشیده است.

اطلاعات مقاله

نوع مقاله

مقاله پژوهشی

تاریخچه مقاله

دریافت: ۱۴۰۴/۰۵/۲۹

بازنگری: ۱۴۰۴/۰۷/۲۷

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۸/۲۵

ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۰۹/۱۸

کلیدواژه‌ها: توربین باد محور افقی فراساحلی، کنترل جریان فعال، دینامیک سیالات محاسباتی، مومنتوم المان پره، صفحه متحرک

نحوه ارجاع به این مقاله

طحانی مجتبی، شهبازی فراهانی علیرضا، رضوی فر دارین، فرمرزلو فاطمه، حسین امیرحسین، مطالعه پارامتریک اثر طول و سرعت صفحه متحرک بر بهبود عملکرد توربین بادی محور افقی فراساحلی، مهندسی مکانیک مدرس. ۸۰۰-۷۸۵(۱۲):۲۵؛۱۴۰۴

*پست الکترونیکی نویسنده عهده‌دار مکاتبات: M.tahani@ut.ac.ir

*شناسه اراکید نویسنده عهده‌دار مکاتبات: ۷۱۵۳-۱۸۵۲-۰۰۰۰-۰۰۰۰



۱- مقدمه

انرژی بادی به عنوان یکی از مهم‌ترین منابع انرژی تجدیدپذیر، در دهه‌های اخیر توجه بسیاری را به خود جلب کرده است [۱]. در این میان، توربین‌های بادی محور افقی فراساحلی به دلیل پتانسیل بالای تولید انرژی و کاهش محدودیت‌های مکان نصب، نقش ویژه‌ای در توسعه این صنعت ایفا می‌کنند. با این حال، ارتقاء عملکرد آیرودینامیکی پره‌های توربین همچنان یکی از چالش‌های اساسی به‌شمار می‌رود [۲، ۳]. بخصوص در شرایط فراساحلی که حضور جریان‌های ناپایدار، سطوح بالای آشفستگی و بارهای سازه‌ای شدید می‌تواند به طور مستقیم بر کارایی پره‌ها تأثیرگذار باشد [۴]. برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی و کنترل جریان اطراف پره‌ها، روش‌های متعددی ارائه شده است که به‌طور کلی در دو دسته کنترل جریان فعال و کنترل جریان غیر فعال طبقه‌بندی می‌شوند. در روش‌های کنترل جریان غیر فعال می‌توان به تجهیزاتی مانند گارنی فلپ‌ها [۵] و مولدهای گردابه [۶] اشاره کرد. در مقابل، روش‌های کنترل جریان فعال شامل استفاده از عملگرهای پلاسما [۷]، جت‌های سینتتیک [۸]، دمش و مکش موضعی [۹] و صفحات متحرک [۱۰] می‌شود. در میان این روش‌ها، صفحات متحرک به عنوان یکی از رویکردهای نوآورانه در کنترل جدایش جریان مورد توجه قرار گرفته‌اند. در این فناوری، بخش‌هایی از سطح ایرفویل با سطوحی متحرک جایگزین می‌شوند که با چرخش خود و تزریق مومنتوم در جهت جریان، توانایی کنترل رشد لایه مرزی و مقابله با گردادیان فشار مثبت را دارند [۱۰]. این فرآیند موجب کاهش یا تأخیر جدایش جریان شده و در نتیجه عملکرد آیرودینامیکی پره را بهبود می‌یابد.

از آنجا که جدایش جریان یکی از عوامل اصلی کاهش بازده پره به‌شمار می‌رود، استفاده از این مکانیزم به‌طور ویژه با هدف مهار و یا به تعویق انداختن این پدیده طراحی شده است. به عنوان نمونه، زمانی که پره یک توربین بادی در شرایط باد متغیر کار می‌کند، ممکن است پدیده‌های نامطلوبی مانند جدایش جریان رخ دهد که منجر به کاهش نیروی برآ و افزایش پسا می‌شود. به‌کارگیری سطح متحرک می‌تواند جریان حول پره را به‌گونه‌ای تغییر دهد که جریان هوا مدت بیشتری به سطح بچسبد، در نتیجه نیروی برآ افزایش یافته و پسا کاهش یابد. یکی از اولین آزمایش‌های کنترل لایه مرزی با استفاده از یک صفحه متحرک توسط مودی [۱۱] انجام شد. در این پژوهش با نصب یک تسمه متحرک بر روی سطح بالایی ایرفویل، اثرات تزریق مومنتوم به سطح ایرفویل در موقعیت‌های مختلف بررسی شد. در ادامه ال‌گرنی و همکاران [۱۲] از یک استوانه چرخان در لبه حمله ایرفویل ناکا۰۲۴ استفاده کردند. یافته‌ها نشان داد که زاویه واماندگی ایرفویل حدود ۱۶۰ درصد به تأخیر افتاد و ضریب برآ تا ۹۲ درصد افزایش یافت. همچنین، ساهو و همکاران [۱۳] با به‌کارگیری یک عنصر چرخان در جلوی ایرفویل ناکا۰۱۲ و

تزریق مومنتوم به لایه مرزی، به بهبود ویژگی‌های آیرودینامیکی ایرفویل دست یافتند. کورکیچکی و همکاران [۱۴] نشان دادند که استفاده از صفحه متحرک کنترل‌کننده لایه‌مرزی در کاهش ارتعاشات ناشی از گردابه بسیار مؤثر است. به‌کارگیری این روش کنترل جریان موجب شد میانگین نیروی پسا در شرایطی که سرعت صفحه متحرک پنج برابر سرعت جریان آزاد است حدود ۶۰ درصد از مقدار ثبت شده برای سیلندر بدون کنترل باشد. سلیمی پور [۱۵] در یک مطالعه عددی دوبعدی، جریان آرام عبوری از یک استوانه را بررسی و تأثیر موقعیت سطوح متحرک بر ضریب توان و نیروی پسا را تحلیل کرد. نتایج وی نشان داد که در محدوده عدد رینولدز ۶۰ تا ۱۸۰ و در زاویه نصب ۷۰ درجه، کمترین مقدار نیروی پسا حاصل می‌شود. در پژوهشی عددی، خار و همکاران [۱۵] به بررسی راهکار کاهش پسا در ایرفویل دو بعدی ناکا۰۱۲ از طریق مقابله با گردادیان فشار نامطلوب پرداختند. آن‌ها دو پیکربندی شامل یک صفحه متحرک در لبه فرار سطح مکش و دو صفحه متحرک در لبه‌های فرار سطح مکش و فشار را شبیه‌سازی کردند. نتایج نشان داد که تزریق مومنتوم از طریق صفحه متحرک منفرد، هنگامی که سرعت سطح برابر با سرعت جریان آزاد باشد، کاهش ضریب پسا تا حدود ۱۳ درصد را به همراه دارد؛ در حالی که استفاده از دو صفحه متحرک می‌تواند این کاهش را به حدود ۱۴ درصد برساند. این یافته‌ها نقش مؤثر روش‌های کنترلی فعال در بهبود عملکرد آیرودینامیکی را تأیید می‌کند. در مطالعه تجربی انجام‌شده توسط بوکنکول و همکاران [۱۶]، اثر صفحه متحرک بر روی ایرفویل ناکا۰۱۵ در تونل باد و در عدد رینولدز ۴۰ هزار بررسی گردید. نتایج نشان داد که به‌کارگیری صفحه متحرک در سطح مکش، منجر به تأخیر در جدایش جریان و تعویق زاویه واماندگی تا حدود ۲۵ درجه می‌شود. علاوه‌براینف استفاده از این مکانیزم توانست نیروی برآ تا ۱۰۳ درصد افزایش داده و در عین حال ضریب پسا را تا حدود ۴۰ درصد کاهش دهد. سلیمی و همکاران [۱۷] اثر سطوح متحرک را بر جریان اطراف یک سیلندر دایره‌ای شبیه‌سازی کرد. یافته‌ها بیانگر این بود که سطوح متحرک می‌توانند تشکیل گردابه را سرکوب کرده، جریان را پایدار و نیروی پسا را کاهش دهند. همچنین موقعیت و سرعت بهینه سطوح برای حداقل مصرف توان شناسایی شد. سانگ و همکاران [۱۸] جریان اطراف یک سیلندر مکعبی مجهز به صفحه متحرک کنترل‌کننده لایه مرزی را در رینولدز پایین به صورت عددی شبیه‌سازی کردند. در این مدل، دو سیلندر چرخان کوچک در گوشه‌های انتهایی سیلندر مکعبی نصب شد تا با تزریق مومنتوم به دنباله جریان، جدایش لایه‌مرزی کنترل شود. نتایج نشان داد که ایجاد ناحیه مکش قوی در اطراف سیلندره‌ای چرخان می‌تواند جدایش لایه برشی را به تأخیر اندازد یا از آن جلوگیری کند، که در نتیجه عرض دنباله جریان کاهش یافته، نیروی پسا کم می‌شود و پدیده جاری‌شدن گردابه از بین می‌رود. همچنین مشخص شد که سرعت نسبی برابر با ۲ سیلندره‌ای کوچک، بهترین شرایط از نظر اثر

بسیار پایین، به دلیل عدم وقوع جدایش، استفاده از صفحه متحرک اثر قابل توجهی نداشت.

با استناد به پژوهش‌های پیشین، مشخص شده است که به‌کارگیری صفحات متحرک می‌تواند با ایجاد تغییر در جریان روی سطح مکشی ایرفویل، از بروز جدایش‌های نامطلوب جلوگیری کرده و پایداری جریان را افزایش دهد. با این حال، در اغلب مطالعات گذشته، تمرکز اصلی بر بررسی اثر موقعیت نصب به همراه سرعت صفحه متحرک بوده و جنبه‌های گوناگون پارامترهای هندسی این مکانیزم کمتر مورد بررسی قرار گرفته است. به‌ویژه، تحلیل هم‌زمان اثر طول صفحه متحرک و سرعت آن بر عملکرد آیرودینامیکی، در پژوهش‌های پیشین به آن پرداخته نشده است. در پژوهش حاضر، با انجام یک مطالعه پارامتریک دقیق بر روی دو متغیر کلیدی طول و سرعت صفحه متحرک، تأثیر آن‌ها بر عملکرد آیرودینامیکی توربین بادی محور افقی فراساحلی ارزیابی شده است. نتایج این بررسی می‌تواند مبنایی برای بهبود طراحی پره‌ها و افزایش بازدهی توربین‌های بادی در شرایط عملیاتی متنوع فراهم آورد.

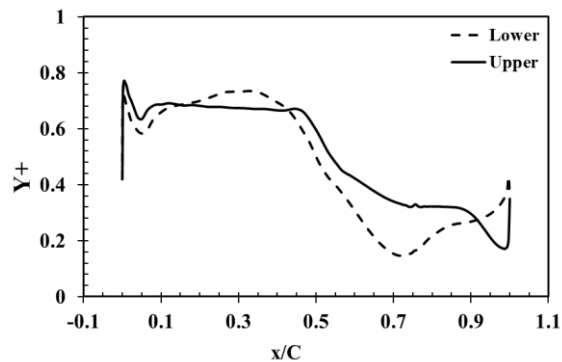
در مطالعه حاضر، کنترل جریان بر روی سطح مکشی پره با بهره‌گیری از مکانیزم صفحه متحرک بر روی ایرفویل اس ۸۰۹ مورد بررسی قرار گرفته است. در این شبیه‌سازی عددی، دو پارامتر کلیدی شامل نسبت سرعت صفحه متحرک به سرعت جریان آزاد (k) و نسبت طول صفحه متحرک به طول وتر ایرفویل (۱) به عنوان متغیرهای اصلی مطالعه در نظر گرفته شده‌اند. به منظور دستیابی به مقادیر بهینه طول و سرعت صفحه متحرک، متغیرهای عملکردی ایرفویل در زوایای حمله مختلف با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) در حالت دوبعدی شبیه‌سازی شده‌اند. پس از استخراج مشخصات بهینه صفحه متحرک برای هر زاویه حمله، مقادیر گشتاور و تراست وارد بر روتور یک توربین بادی سه پره با استفاده از روش مومنتوم المان پره (BEM) محاسبه گردیده است.

۲- روش حل

۲-۱- تحلیل ایرفویل پره توربین باد

برای بررسی اثرات کنترل جریان فعال با استفاده از صفحه متحرک در مقطع پره توربین بادی، از شبیه‌سازی‌های دینامیک سیالات محاسباتی بهره گرفته شده است. باتوجه به موضوع تحقیق، ایرفویل اس ۸۰۹ که یکی از مقاطع پرکاربرد در توربین‌های بادی محور افقی محسوب می‌شود، به عنوان هندسه پایه انتخاب گردید. باتوجه به تحلیل‌های انجام شده توسط روش مومنتوم المان پره بر روی پره توربین بادی، محدوده زوایای برخورد جریان به مقاطع پره به دست آورده شده است. باتوجه به بیشینه و کمینه زوایای به دست آمده، کلیه شبیه‌سازی‌ها در بازه زاویه حمله ۰ تا ۳۲ درجه و عدد رینولدز برابر با ۷۵۰ هزار انجام شده‌اند [۲۵]. برای مدل‌سازی صفحه متحرک در این مطالعه، موقعیت نسبی نصب صفحه (s) برابر با ۰/۱ طول وتر ایرفویل در نظر گرفته شده و شبیه‌سازی‌ها برای سه سرعت صفحه نسبی (k) ۱، ۳ و ۵ برابر سرعت آزاد جریان و شش طول

کنترلی و مصرف انرژی فراهم می‌کند. یانگ و همکاران [۱۹] در پژوهشی عددی، اثر مگنوس بر روی ایرفویل مجهز به یک سیلندر چرخان در لبه فرار را مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان دادند که چرخش در جهت ساعتگرد موجب بهبود تدریجی عملکرد آیرودینامیکی و جابه‌جایی نقطه جدایش شده، در حالی که چرخش پادساعتگرد اثر معکوس دارد. همچنین مشخص شد که در سرعت چرخش ۴۵ درصد سرعت جریان آزاد، نسبت برآ به پسا تا حدود ۲۴ درصد افزایش می‌یابد که بیانگر کارایی بالای این روش در بهبود عملکرد ایرفویل است. دوگان و همکاران [۲۰] با انجام شبیه‌سازی عددی روی ایرفویل مجهز به صفحه متحرک به شکل سیلندر چرخان در لبه حمله نشان دادند که این مکانیزم می‌تواند در عدد رینولدز ۳۰ هزار و در بازه زاویه حمله ۰ تا ۱۸ درجه، عملکرد آیرودینامیکی را تا ۶۴ درصد بهبود دهد و بیشینه ضریب برآ را تا ۳۸ درصد افزایش دهد. نتایج آن‌ها همچنین بیانگر آن بود بیشینه عملکرد آیرودینامیکی در زاویه حمله ۱۶ درجه به دست آمده که فراتر از ایرفویل پایه بوده و مزیتی مهم برای طراحی‌هایی محسوب می‌شود که در آن‌ها زوایای حمله بالا مدنظر است. در پژوهش ژانگ و همکاران [۲۱]، یک سیستم بال‌زن مجهز به سیلندر چرخان در لبه‌ی حمله به صورت عددی بررسی شد. نتایج نشان داد که این مکانیزم با جلوگیری از تشکیل گردابه‌های لبه‌ی حمله، نیروی برآ و راندمان تولید انرژی را به طور قابل توجهی افزایش می‌دهد. همچنین مشخص شد که نسبت سرعت چرخش یک پارامتر کلیدی در بهبود عملکرد است. سلیمی‌پور [۲۲] در یک شبیه‌سازی عددی، اثر سطح متحرک بر ایرفویل اس ۸۰۹ در عدد رینولدز ۵۰۰۰ و زوایای حمله ۱۰ تا ۲۰ درجه ارزیابی کرد. بیشترین افزایش نسبت برآ به پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه با رشد معادل ۳۳۰ درصد مشاهده شد. زو و همکاران [۲۳] با هدف بهبود عملکرد آیرودینامیکی هواگردهای بال ثابت مریخی، اثر نصب سیلندهای چرخان بر روی ایرفویل ناکا ۴۱۸ را بررسی کردند. نتایج نشان داد که قرارگیری سیلندر چرخان در لبه حمله و فرار، هردو می‌تواند موجب بهبود قابل توجه نیروی برآ و عملکرد آیرودینامیکی شود. در این میان، پیکربندی با دو سیلندر چرخان، پایداری بیشتری در بازه زاویه حمله ۰ تا ۱۶ درجه داشته و افزایش نسبت برآ به پسا بین ۱۵ تا ۲۷ برابر نسبت به حالت پایه گزارش شد. سلیمی‌پور [۲۴] به بررسی اثر موقعیت نصب صفحه متحرک بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل اس ۸۰۹ به عنوان مقطع پره توربین بادی پرداختند. آن‌ها با شبیه‌سازی عددی جریان، موقعیت صفحه متحرک را در بازه ۰/۱ تا ۰/۵۵ طول وتر ایرفویل و در سرعت‌های نسبی مختلف صفحه متحرک ارزیابی کردند تا مکان بهینه برای هر زاویه حمله مشخص شود. نتایج نشان داد که در زوایای حمله بالا که جدایش از لبه حمله آغاز می‌شود، صفحه متحرک در موقعیت نصب ۰/۱ برابر طول وتر ایرفویل بیشترین بهبود در عملکرد مکانیکی را ایجاد می‌کند در حالی که در زوایای



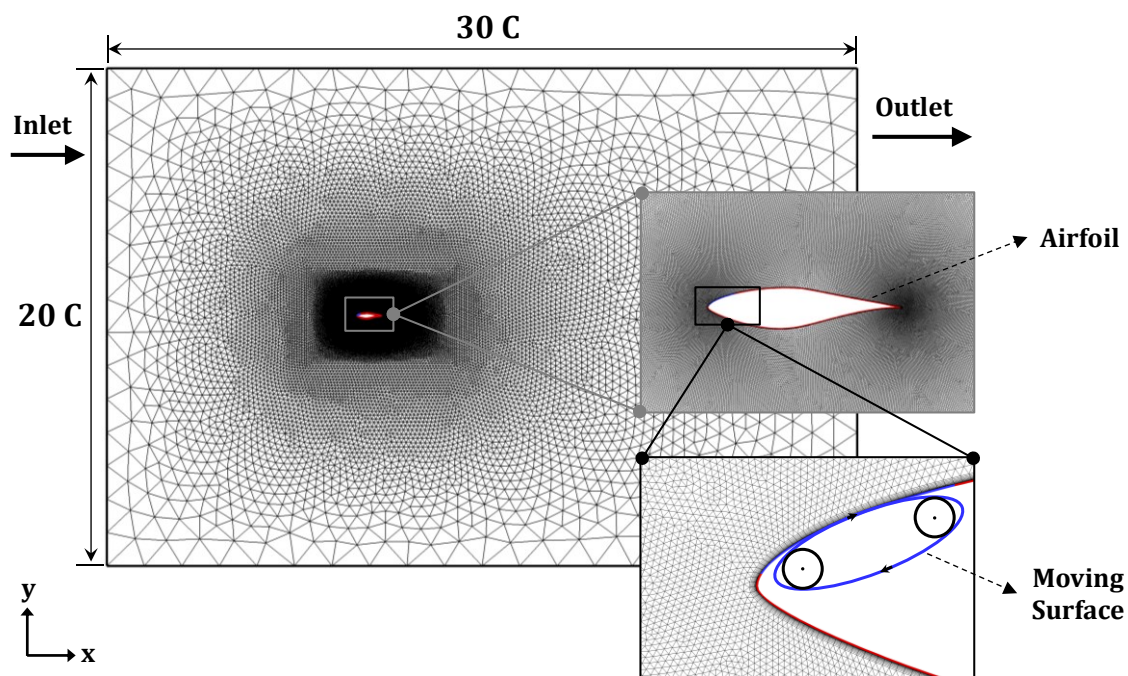
شکل ۱ توزیع Y^+ روی سطح ایرفویل به منظور بررسی کیفیت شبکه محاسباتی تولید شده

Fig.1 Distribution of Y^+ on the airfoil surface to assess the quality of the generated computational mesh

به منظور بررسی استقلال نتایج از تعداد المان‌های میدان محاسباتی با توجه به قرارگیری مقطع ایرفویل در محدوده زوایای حمله پایین در تحلیل مونتوم المان پره و همچنین بررسی بیشتر اثرات آشفتگی در زوایای حمله بالاتر، زوایای حمله صفر و شش درجه به عنوان معیار بررسی استقلال نتایج از شبکه محاسباتی انتخاب شده است. ضرایب نیرو در شکل ۳ و پروفیل توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل در زوایای صفر و شش درجه در شکل ۴ مقایسه شده است. بر اساس این آزمون، با افزایش تعداد سلول به بیش از ۱۲۵ هزار، تغییرات مقادیر ضرایب نیرو به زیر یک درصد رسیده است. بر این اساس، شبکه‌ای با ۱۲۵ هزار سلول به عنوان شبکه نهایی انتخاب شد.

نسبی مختلف (۱) ۰/۵ تا ۰/۵۵ طول وتر ایرفویل با گام تغییر ۰/۱، انجام شده است.

نخستین گام در فرایند شبیه‌سازی، تولید شبکه محاسباتی است. در این پژوهش، شبکه با استفاده از نرم‌افزار گمبیت (GAMBIT) نسخه v2.4.6 ایجاد گردیده است. ابعاد دامنه محاسباتی در راستای طول و عرض، به ترتیب ۳۰ و ۲۰ برابر طول وتر ایرفویل در نظر گرفته شد، به گونه‌ای که این ابعاد به اندازه کافی بزرگ بوده و شرایط جریان آزاد در دوردست برقرار مانده و دقت نتایج تضمین گردد [۲۶]. شبکه نهایی به صورت هیبرید (شامل المان‌های مثلثی غیرسازمان‌یافته در نواحی دور از دیواره و لایه‌های مرزی منظم در مجاورت سطح ایرفویل) تولید شده است. برای ارزیابی کیفیت شبکه تولیدی، توزیع Y^+ بر روی سطح ایرفویل در شکل ۱ ارائه شده است. در مدل آشفتگی کی-امگا اس‌اس‌تی ($K-\omega$ SST) لازم است مقادیر Y^+ کمتر از یک باشند تا پدیده‌های نزدیک دیواره به درستی شبیه‌سازی شوند. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، توزیع به دست آمده این شرط را برآورده کرده و کیفیت شبکه برای استفاده در این مدل بسیار مطلوب است. ساختار نهایی شبکه در شکل ۲ نمایش داده شده است.



شکل ۲ نمایی از شبکه محاسباتی تولید شده بر روی هندسه و ابعاد دامنه محاسباتی

Fig.2 View of the generated computational mesh on the geometry and dimensions of the computational domain

سرعت آن (ماخ کمتر از ۰/۱) تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته می‌شود. این معادلات در روابط ۱ تا ۳ ارائه شده‌اند [۲۷].

$$\nabla \cdot (U) = 0 \quad (1)$$

$$\rho(U \cdot \nabla u) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \nabla \cdot ((\mu + \mu_t)\nabla u) \quad (2)$$

$$\rho(U \cdot \nabla v) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \nabla \cdot ((\mu + \mu_t)\nabla v) \quad (3)$$

که در این معادلات، U بردار سرعت، u و v به ترتیب مؤلفه‌های سرعت در راستاهای x و y ، p فشار استاتیکی، μ لزجت دینامیکی و ρ چگالی سیال را نشان می‌دهند. همچنین μ_t بیانگر لزجت آشفتگی است که ابتدا با حل معادلات انتقال K و ω در مدل آشفتگی کی - امگا اس‌اس‌تی محاسبه شده و سپس در معادلات ناویر - استوکس میانگین‌گیری شده لحاظ می‌گردد. مقدار μ_t را می‌توان با استفاده از رابطه زیر تعیین کرد.

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (4)$$

در این معادله، S نرخ کرنش جریان و F_2 تابع پلندینگ، K انرژی جنبشی آشفتگی و ω نرخ ویژه اتلاف آشفتگی را نشان می‌دهند. این دو پارامتر از طریق حل معادلات انتقال زیر قابل تعیین هستند.

$$\rho(U \cdot \nabla k) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - Y_k \quad (5)$$

$$\rho(U \cdot \nabla \omega) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + P_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (6)$$

در این روابط، P_k و P_ω به ترتیب ترم تولید k و ω و Y_k و Y_ω به ترتیب ترم اتلاف k و ω است. همچنین D_ω نشان‌دهنده ترم تداخل - انتشار است. پس از حل عددی این معادلات، پارامترهای جریان شامل میدان فشار، سرعت و خطوط جریان استخراج گردید و با استفاده از آن‌ها ضرایب آیرودینامیکی محاسبه شد. ضریب نیروی برآ با استفاده از رابطه ۷ و ضریب نیروی پسا طبق معادله ۸ بدست آمد.

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c} \quad (7)$$

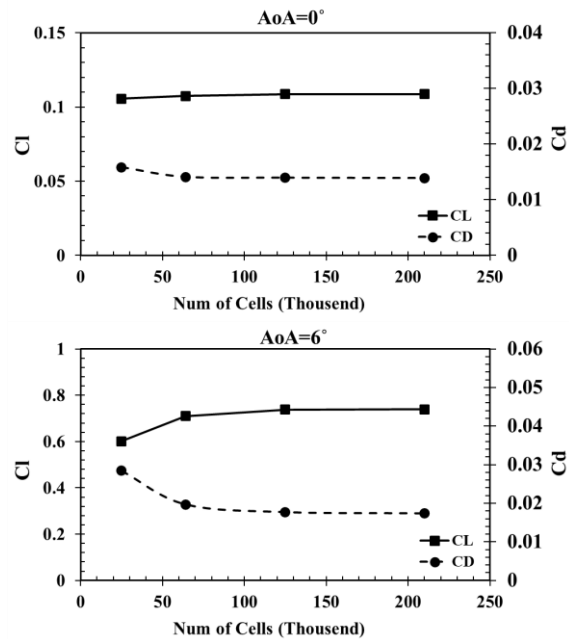
$$C_d = \frac{F_d}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c} \quad (8)$$

که در آن، F_l و F_d به ترتیب نیروی برآ و پسای وارده بر سطح، c طول وتر ایرفویل، و U_∞ سرعت جریان آزاد است. نیروی پسای ناشی از صفحه متحرک بر اساس معادله ۹ محاسبه شد و از آن برای تعیین ضریب توان مصرفی صفحه متحرک طبق معادله ۱۰ استفاده گردید.

$$C_{dms} = \frac{F_{dms}}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c} \quad (9)$$

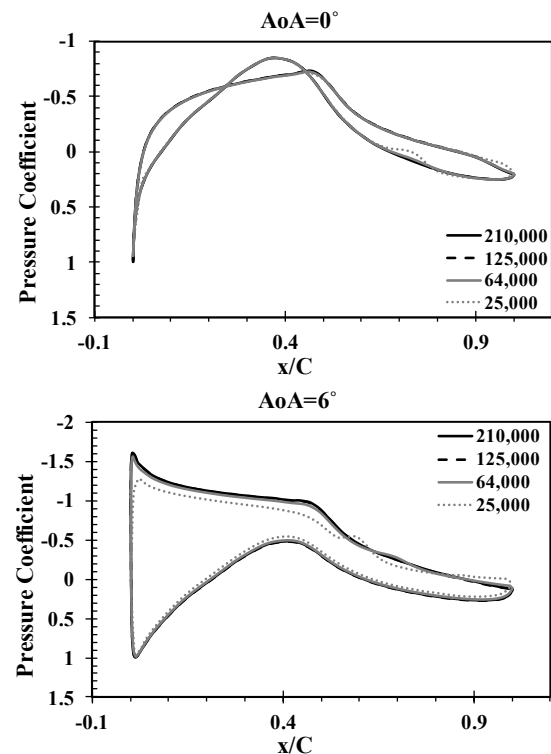
$$C_{pc} = \frac{F_{dms} U_{ms}}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^3 c} = k C_{dms} \quad (10)$$

در این روابط، k نسبت سرعت صفحه متحرک به سرعت جریان آزاد، F_{dms} نیروی پسا پسته صفحه متحرک، و U_{ms} سرعت صفحه متحرک است. در نهایت، عملکرد مکانیکی پره با استفاده از معادله ۱۱ محاسبه شد که در آن نسبت برآ به مجموع پسا و توان مصرفی صفحه متحرک در نظر گرفته می‌شود. این روابط مبنای تحلیل



شکل ۳ استقلال ضرایب نیرو از شبکه در زوایای حمله صفر و شش درجه

Fig.3 Grid independency of force coefficients at angles of attack of 0° and 6°



شکل ۴ استقلال توزیع ضرایب فشار روی سطح ایرفویل از شبکه در زوایای حمله صفر و شش درجه

Fig.4 Grid independence of pressure coefficient distribution on the airfoil surface at angles of attack of 0° and 6°

معادلات حاکم بر جریان سیال شامل معادله پیوستگی و معادلات ناویر - استوکس با میان‌گیری رینولدز به‌منظور بررسی ویژگی‌های جریان در کل میدان حل شده‌اند. جریان سیال به علت پایین بودن

افزایش سرعت جریان در راستای زاویه‌ی چرخش پره بوده و بخشی از سرعت است که پره می‌تواند به جریان القا کند، در نتیجه تأثیر قابل توجهی بر آیرودینامیک توربین دارد. در مرحله نخست، یک حدس اولیه برای دو پارامتر a, a' در نظر گرفته می‌شود. سپس، با بهره‌گیری از معادله ۱۲، مقدار زاویه φ محاسبه می‌گردد.

$$\tan \varphi = \frac{(1-a)}{(1+a')} \times \frac{U_\infty}{\Omega r} \quad (12)$$

در این رابطه، U_∞ بیانگر سرعت جریان آزاد، r شعاع محلی پره و Ω سرعت زاویه‌ای دوران پره است. در آخر نیز پارامتر φ بیانگر زاویه ورودی که این زاویه از سه مولفه زاویه پیچش، زاویه گام و زاویه حمله تشکیل شده است. دو مولفه زاویه پیچش و زاویه گام به عنوان پارامترهای هندسی توربین باد، در هر مقطع مقدار مشخصی داشته و به عنوان ورودی کد مورد استفاده قرار می‌گیرند. در مرحله دوم، پس از تعیین زاویه φ در مرحله اول و مشخص بودن دو زاویه پیچش و گام، زاویه حمله هر مقطع از معادله ۱۳ محاسبه خواهد شد.

$$\alpha = \varphi - \theta - \psi \quad (13)$$

که در آن، θ زاویه گام و همچنین ψ زاویه پیچش می‌باشد. در مرحله سوم، پس از تعیین زاویه حمله در هر مقطع، ضریب برآ و ضریب پسا ایرفویل مورد نظر در هر زاویه حمله با استفاده از داده‌های تجربی یا نتایج شبیه‌سازی عددی ارزیابی می‌شود. این رویکرد امکان تحلیل دقیق ویژگی‌های آیرودینامیکی ایرفویل را در زوایای حمله مختلف فراهم می‌کند. مشخصات هندسی توربین باد محور افقی سه پره با مقطع اس ۸۰۹، در جدول ۱ ارائه شده است. برای دستیابی به یک مدل عددی دقیق، یک تابع به صورت سری فوریه برازش شده است. این فرآیند اجازه می‌دهد که به جای استفاده از داده‌های گسسته، یک تابع پیوسته برای تخمین ضرایب برآ و پسا در هر زاویه حمله دلخواه به کار گرفته شود. پس از تعیین ضرایب آیرودینامیکی، با مشخص بودن زاویه φ در مرحله اول، می‌توان مقدار ضریب نیروی عمودی و ضریب نیروی مماسی را با استفاده از معادله ۱۴ و ۱۵ به دست آورد.

$$C_n = C_l \cos \varphi + C_d \sin \varphi \quad (14)$$

$$C_t = C_l \sin \varphi - C_d \cos \varphi \quad (15)$$

این ضرایب نقش اساسی در محاسبه نیروها و گشتاور وارد بر پره‌های توربین ایفا می‌کنند. در مرحله نهایی، برای تضمین دقت محاسبات، مقادیر به دست آمده از ضرایب نیرویی در هر گام از تکرار مورد بررسی قرار گرفته و مقدار جدیدی برای ضرایب القایی تعیین می‌شود. این فرایند بر اساس نظریه مومنتوم و مثلث سرعت برای تخمین اولیه ضرایب القایی آغاز شده و سپس با استفاده از ضرایب آیرودینامیکی استخراج شده، مقدار این پارامترها مجدداً ارزیابی می‌شود. این تکرار تا زمانی ادامه خواهد داشت که اختلاف بین مقادیر جدید و مقادیر محاسبه شده در مرحله قبل کمتر از ۰/۱ درصد باشد. روش مورد استفاده که به عنوان روش مومنتوم المان پره کلاسیک شناخته می‌شود، نخستین بار توسط گلارت معرفی شد.

نتایج و ارزیابی اثر پارامترهای طول نسبی و سرعت نسبی صفحه متحرک بر عملکرد آیرودینامیکی و مکانیکی توربین بادی در این پژوهش هستند.

$$\eta = \frac{C_l}{C_d + C_{pe}} \quad (11)$$

معادلات ناویر - استوکس با میان‌گیری رینولدز (RANS)، تحت فرضیات جریان تراکم‌ناپذیر، لزج و پایا، همراه با مدل آشفتگی کی - امگا اس اس تی در یک دامنه محاسباتی دوبعدی، به صورت عددی شبیه‌سازی شده است. این مدل نخستین بار توسط منتر [۲۷] معرفی گردید و با ترکیب توانایی مدل K- ω در شبیه‌سازی دقیق جریان نزدیک دیواره و قابلیت مدل K- ϵ در پیش‌بینی جریان‌های دور از دیواره توسعه یافت. نتیجه این ترکیب مدلی است که در پیش‌بینی جدایش جریان و رفتار آن در شرایط گرا دیان فشار معکوس عملکرد بهتری نسبت به سایر مدل‌های آشفتگی دارد و برای کاربردهای آیرودینامیکی بسیار مناسب است. در این پژوهش، معادلات دیفرانسیل جزئی (PDE) با استفاده از روش حجم محدود گسسته شده است. برای گسسته‌سازی معادلات مومنتوم و مدل آشفتگی، از روش مرتبه دوم بالادست استفاده شده است. همچنین، برای کوپل سرعت - فشار، الگوریتم Coupled به کار رفته است. شرایط مرزی سطح ایرفویل به صورت دیواره بدون لغزش و صفحه متحرک از نوع دیواره متحرک در نظر گرفته شده است. همچنین، شرایط مرزی ورودی و خروجی به ترتیب به صورت سرعت ورودی ثابت و فشار ثابت تعیین گردیده‌اند، در حالی که در مرزهای بالایی و پایینی دامنه محاسباتی، شرط مرزی سرعت ورودی برداری اعمال شده است. فرایند حل معادلات تا رسیدن مقادیر باقی‌مانده به 10^{-6} ادامه یافته است. نمای کلی مدل به همراه صفحه متحرک و ابعاد دامنه در شکل ۱ نشان داده است. تمامی شبیه‌سازی‌ها در عدد رینولدز ۷۵۰ هزار که متناظر با سرعت جریان آزاد ۱۱ متر بر ثانیه است، در نرم‌افزار تجاری انسیس فلونت (ANSYS Fluent) انجام گرفته است. برای اجرای محاسبات، از یک سیستم رایانه‌ای با حافظه RAM به ظرفیت ۱۶ گیگابایت و پردازنده ۶ هسته‌ای با فرکانس ۳/۲ گیگاهرتز استفاده شده است.

۲-۲- تحلیل آیرودینامیکی روتور توربین باد

در این تحقیق از روش مومنتوم المان پره برای تعیین ضرایب آیرودینامیکی توربین بادی استفاده شده است. در این روش ضرایب القایی سرعت در راستای جریان محوری و جریان چرخشی از یک ساختار تکراری محاسبه می‌شوند. محاسبات بر اساس یک حدس اولیه دلخواه آغاز شده و طی حلقه متوالی بر اساس تعیین زاویه حمله مؤثر از مثلث سرعت جریان و مقادیر آیرودینامیکی مقطع و محاسبه مجدد ضرایب القایی از روابط مومنتوم تا رسیدن به همگرایی ادامه می‌یابد. پارامتر a بیانگر افت سرعت جریان در راستای جریان محوری است که به دلیل برداشت انرژی از سیال توسط پره توربین رخ می‌دهد. در مقابل، پارامتر a' نشان‌دهنده

۳- راستی‌آزمایی نتایج

به‌منظور ارزیابی دقت شبیه‌سازی‌های عددی، نتایج حاصل از شبیه‌سازی دوبعدی ایرفویل با داده‌های تجربی ارائه شده توسط رمزی [۲۵] مورد مقایسه قرار گرفته است. این مقایسه شامل ضرایب فشار، برآ و پسا برای ایرفویل پایه اس ۸۰۹ می‌باشد. شکل ۵، توزیع ضرایب فشار در عدد رینولدز ۷۵۰ هزار برای دو زاویه حمله ۱۴ و ۱۶ درجه ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، هم‌پوشانی مناسبی میان نتایج عددی و داده‌های آزمایشگاهی در طول سطح ایرفویل وجود دارد که نشان‌دهنده دقت مدل‌سازی جریان پیرامون ایرفویل است. حداکثر اختلاف توزیع فشار نقاط روی سطح ایرفویل بین نتایج شبیه‌سازی و نتایج تجربی زیر ۵ درصد است. علاوه بر این، در شکل ۶ مقایسه‌ای میان ضرایب برآ و پسا حاصل از شبیه‌سازی و داده‌های تجربی انجام شده است. نتایج نشان می‌دهند که روند تغییرات و مقادیر محاسبه‌شده در تطابق قابل قبولی با داده‌های آزمایشگاهی قرار دارند، به گونه‌ای که اختلاف‌ها برای ضریب برآ حداکثر ۵ درصد و ضریب پسا حداکثر ۱۰ درصد است. این هم‌خوانی نتایج اعتبار روش شبیه‌سازی و تنظیمات عددی به کار رفته در این پژوهش را تأیید می‌کند.

مقایسه نتایج حاصل از نرم‌افزار Qblade با پیش‌بینی‌های محاسبات روش مونتئوم المان پره در شکل ۷ ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده مناسبی میان نتایج مشاهده می‌شود، تطابق مناسبی میان نتایج دو روش وجود دارد و به طور کلی می‌توان بیان کرد که میزان خطا در مقادیر مختلف نسبت نوک پره کمتر از ۱۰ درصد است. این اختلاف را می‌توان به تفاوت ذاتی رویکردهای محاسباتی نسبت داد. در نرم‌افزار Qblade، از روش‌های آیرودینامیکی سریع مانند روش پنل استفاده می‌شود که مشابه تکنیک‌های به کار رفته در نرم‌افزار XFOIL است. در حالی که در کد توسعه‌یافته در این مطالعه، داده‌های تجربی موجود به عنوان ورودی مدل استفاده شده‌اند. بررسی تغییرات خطا با توجه به مقادیر نسبت سرعت نوک پره نشان می‌دهد که در محدوده‌های پایین این مقدار، به دلیل افزایش زاویه حمله و بروز جدایش جزئی، میزان خطا به حداکثر حدود ۱۰ درصد می‌رسد. با این حال، در مقادیر بالاتر نسبت سرعت نوک پره، شرایط جریان پایدارتر بوده و خطا به کمتر از ۳ درصد کاهش می‌یابد. این نتایج، در کنار مقایسه موفقیت‌آمیز با داده‌های تجربی، اعتبار مدل‌سازی عددی و روش محاسباتی مورد استفاده را در پیش‌بینی دقیق عملکرد توربین بادی در بازه وسیعی از شرایط کاری تأیید می‌کند.

با این حال، یکی از چالش‌های این مدل، عدم لحاظ‌کردن برخی از هدررفت‌های انرژی در شرایط عملیاتی واقعی توربین‌های بادی است. به‌منظور افزایش دقت این روش و نزدیک‌تر کردن نتایج به عملکرد واقعی توربین، پراکتل اصلحیه‌ای بر روابط اعمال کرد که به طور ویژه، تأثیر هدررفت‌های انرژی ناشی از نوک پره را در نظر می‌گیرد. میزان این اثر به طور مستقیم به پارامترهای هندسی توربین باد وابسته بوده و در شرایط مختلف می‌تواند تغییر کند. برای در نظر گرفتن این پدیده در محاسبات عددی، پراکتل یک ضریب اصلاحی معرفی کرد که با پارامتر F نمایش داده می‌شود. این ضریب به‌عنوان یک تصحیح بر ضرایب اعمال شده و موجب افزایش دقت محاسبات گشتاور خروجی توربین می‌شود. مقدار این پارامتر از معادله ۱۶ محاسبه خواهد شد.

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp - \left(\frac{B}{2} \times \frac{R-r}{r \sin \varphi} \right) \right) \quad (16)$$

در این رابطه، B تعداد پره و φ زاویه ورودی می‌باشد. از طرفی r شعاع محلی مقطع و R شعاع پره توربین می‌باشد. پس از تعیین مقدار F، لازم است این اثرات در مقدار a, a' اعمال شوند. برای این منظور، معادله جدیدی به‌صورت معادله ۱۷ و ۱۸ تعریف شده است.

$$a' = \frac{1}{\frac{4F \sin \varphi \cos \varphi}{\sigma C_t} - 1} \quad (17)$$

$$a = \frac{1}{\frac{4F \sin^2 \varphi}{\sigma C_n} + 1} \quad (18)$$

که در این روابط، پارامتر σ صلبیت است. برای این منظور، محاسبه مقدار آن با استفاده از معادله ۱۹ تعریف شده است.

$$\sigma = \frac{cB}{2\pi r} \quad (19)$$

در نهایت، پس از دستیابی به همگرایی در مقدار اصلاح‌شده a, a' ، از این مقادیر می‌توان برای محاسبه توان تولیدی و گشتاور، با استفاده از دو معادله ۲۰ و ۲۱ در یک مقطع مشخص از پره، بهره گرفت.

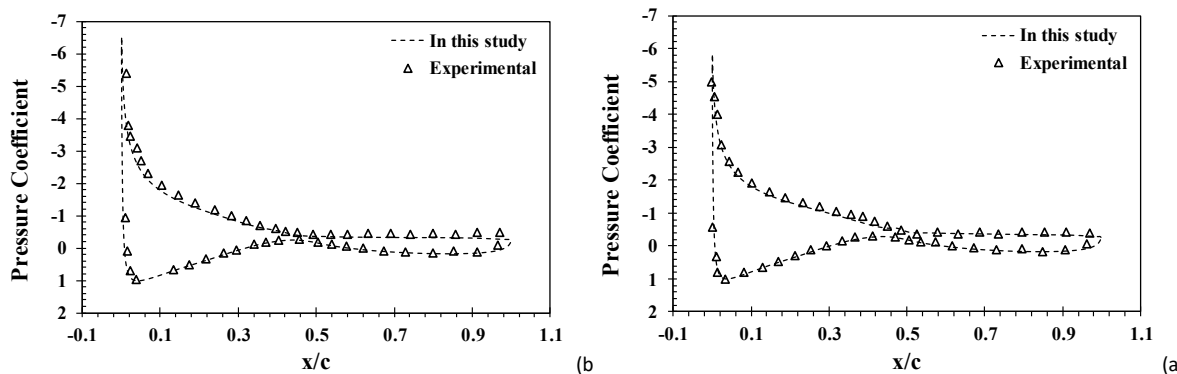
$$dM = 4\pi r^3 \rho U \omega (1-a) a' F dr \quad (20)$$

$$C_p = \frac{8}{\lambda^2} \int F \lambda_r^3 a (1-a) \left(1 - \frac{C_D}{C_L} \cot \varphi \right) d\lambda_r \quad (21)$$

جدول ۱ مشخصات هندسی توربین باد محور افقی سه پره با مقطع اس ۸۰۹

Table 1 Geometrical specifications of the three-bladed horizontal-axis wind turbine with S809 airfoil section

Section	r/R	C (m)	Ψ (deg)
1	0.25	1.52	13.5
2	0.35	1.37	8.6
3	0.45	1.23	5
4	0.55	1.09	2.3
5	0.65	0.94	0.5
6	0.75	0.80	-0.85
7	0.85	0.65	-1.95
8	0.95	0.51	-3

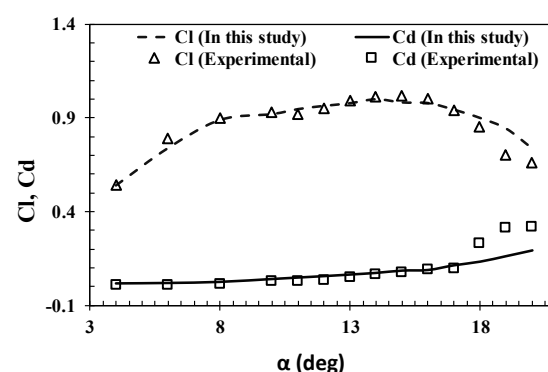


شکل ۵ مقایسه توزیع ضرایب فشار شبیه‌سازی عددی مطالعه حاضر بر روی ایرفویل اس ۸۰۹ و نتایج تجربی [۲۵] در رینولدز ۷۵۰ هزار و زوایای حمله (a) ۱۴ و (b) ۱۶ درجه

Fig.5 Comparison of the pressure coefficient distributions of the present numerical simulation on the S809 airfoil with the experimental results [25] at Reynolds number 750,000 and angles of attack (a) 14° and (b) 16°

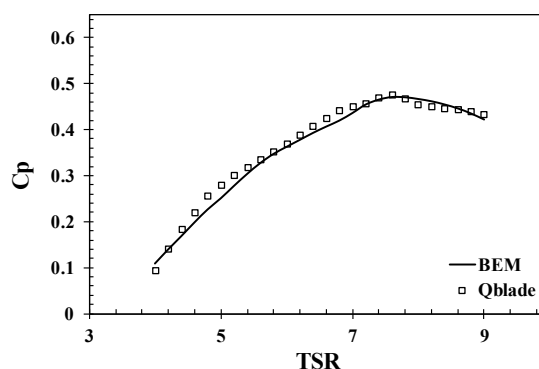
صفحه متحرک در شکل ۸ ارائه شده است. در مدل پایه زاویه واماندگی بر اساس نمودار ضریب برآ در زاویه حمله ۱۵° رخ داده است که باعث افت ناگهانی مقدار برآ گردیده است. لازم به ذکر است که ایرفویل اس ۸۰۹ به دلیل ضخامت بالای پروفیل، رفتار واماندگی تدریجی از خود نشان می‌دهد. در این پروفیل، جدایش جریان از ناحیه نزدیک به لبه حمله آغاز شده و با افزایش زاویه حمله، حباب جدایش رشد کرده و به تدریج سطح مکش ایرفویل را به طور کامل فرامی‌گیرد. مطابق نمودار ضریب برآ، زاویه حمله ۸° نقطه بحرانی مهمی است که در آن ناحیه جدایش به اندازه‌ای گسترش یافته که اختلاف فشار بین سطوح ایرفویل کاهش یافته و در نتیجه، شیب افزایش برآ افت پیدا می‌کند. این پدیده در نمودار ضریب پسا نیز قابل مشاهده است؛ به طوری که در زوایای حمله ۸ و ۱۵ درجه، گرادیان افزایش پسا به شکل محسوسی بیشتر می‌شود. در ناحیه خطی منحنی برآ، تفاوت چشمگیری میان دو مدل مشاهده نمی‌شود. با این حال، اثر صفحه متحرک در محدوده نزدیک به واماندگی کاملاً مشهود است. در مدل پایه، افت شیب ضریب برآ از زاویه حمله ۸° آغاز می‌شود که ناشی از گسترش جدایش در بخش وسیعی از سطح مکش است؛ اما در مدل مجهز به صفحه متحرک، این افت تا زاویه حمله ۱۲° به تعویق می‌افتد. این بهبود عملکرد ناشی از تزریق مومنوم توسط صفحه متحرک در سطح ایرفویل است که با گرادیان‌های فشار مثبت مقابله کرده و جدایش را تأخیر می‌اندازد. در نتیجه، کاهش نیروی پسا و بهبود کلی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل حاصل می‌شود. در این شرایط، واماندگی به طور کامل مؤثری کنترل و به زوایای حمله بالاتری منتقل شده است. برای درک بهتر فیزیک جریان و پدیده‌های مرتبط، در ادامه کانتورهای فشار و سرعت مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته‌اند.

مکانیزم صفحه متحرک با تزریق نیروی اضافی به لایه مرزی، توانایی غلبه بر گرادیان فشار مثبت را پیدا می‌کند و در نتیجه می‌تواند ناحیه جدایش جریان را کاهش دهد. به منظور بررسی این اثر، مقایسه‌ای میان ایرفویل پایه و سه پیکربندی مجهز به صفحه متحرک، در زاویه حمله ۱۷°، موقعیت نصب $s=0/1$ ، طول نسبی



شکل ۶ مقایسه مقادیر ضریب برآ و پسا نتایج شبیه‌سازی عددی مطالعه حاضر و نتایج تجربی [۲۵]

Fig.6 Comparison of the lift and drag coefficient values between the results of the present numerical simulation and the experimental results [25]



شکل ۷ مقایسه توزیع ضریب توان تولیدی بین کد تئوری مومنوم المان پره و نرم افزار Qblade

Fig.7 Comparison of the power coefficient distribution between the Blade Element Momentum (BEM) theory code and the Qblade software

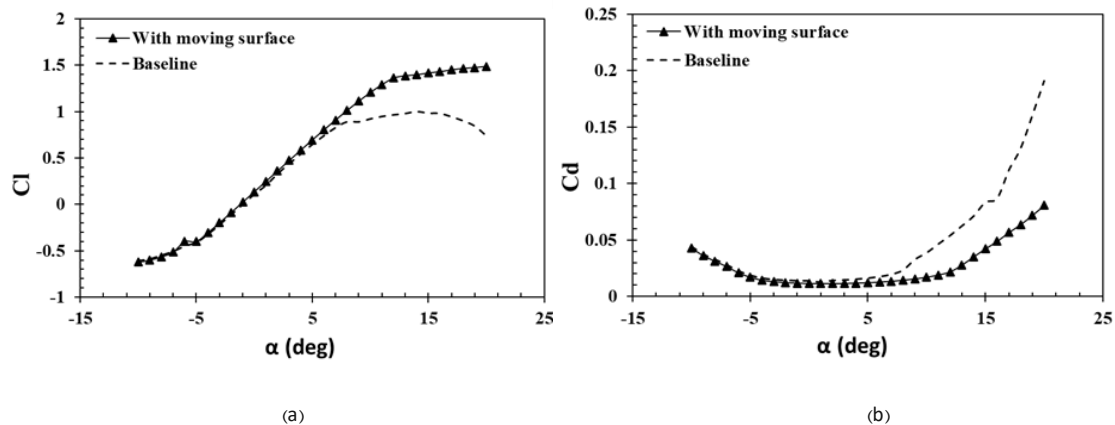
۴- تحلیل نتایج

۴-۱ اثرات صفحه متحرک بر روی میدان جریان

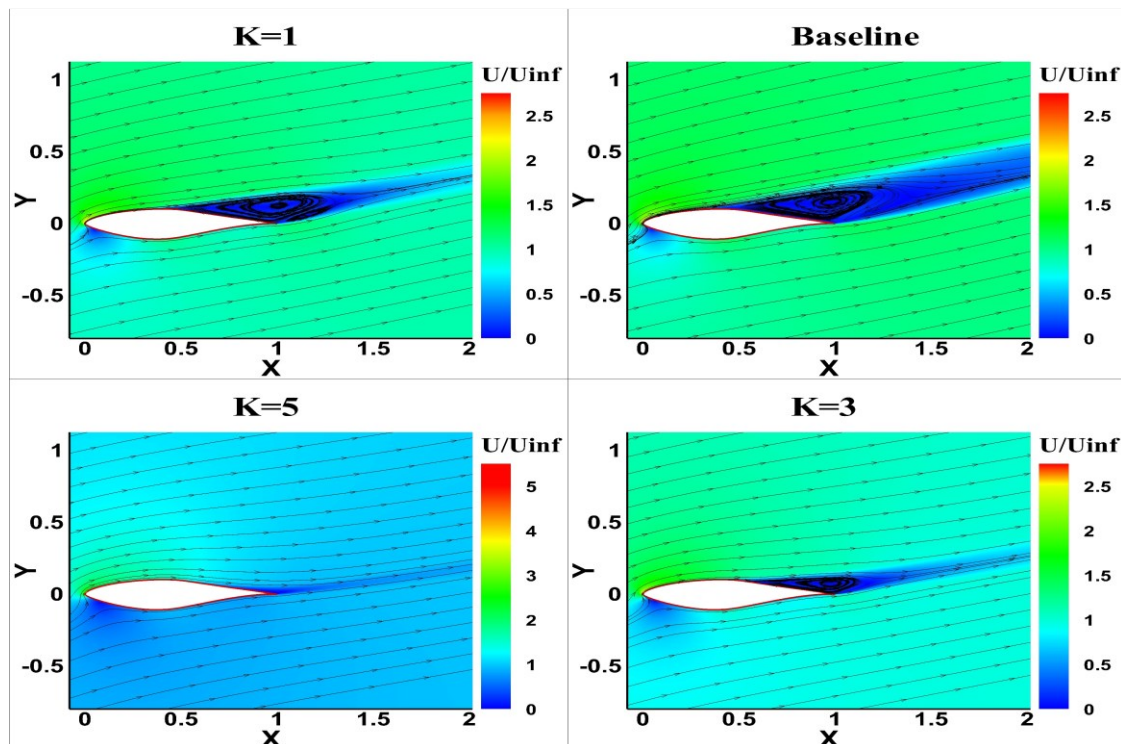
به منظور بررسی اثر صفحه متحرک در موقعیت نصب $s=0/1$ با سرعت نسبی $k=5$ و طول نسبی $l=0/1$ بر روی ایرفویل اس ۸۰۹، مقایسه‌ای میان ضرایب برآ و پسا برای مدل پایه و مدل مجهز به

و جریان در بخش فشار (سطح پرفشار ایرفویل) همچنان به بدنه چسبیده باقی مانده است. در مدل‌هایی مجهز به صفحه متحرک، با افزایش سرعت صفحه، اندازه ناحیه جدایش به طور قابل توجهی کاهش یافته است؛ به طوری که در سرعت نسبی $k=5$ جریان تقریباً به طور کامل به سطح مکش چسبیده و جدایش مهار شده است. این پدیده منجر به افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا گردیده و در نتیجه، عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل بهبود پیدا کرده است.

نسبت‌های $k=1, 3, 5$ و $l=0.1$ و سرعت‌های نسبی انجام شده است. نتایج این مقایسه در شکل ۹ ارائه شده است. در کانتور سرعت مربوط به مدل پایه، یک ناحیه کم‌سرعت در لبه فرار سطح مکش مشاهده می‌شود که از موقعیت حدود 0.5 طول وتر آغاز شده و با حرکت به سمت عقب رشد کرده است. بررسی کانتور خطوط جریان نیز نشان می‌دهد که یک گردابه بزرگ در این ناحیه کم‌سرعت شکل گرفته که ناشی از جدایش جریان از سطح مکش است. از سوی دیگر، در کانتور فشار مدل پایه، پدیده جدایش فشار قابل ملاحظه‌ای مشاهده نمی‌شود



شکل ۸ اثر صفحه متحرک در موقعیت نصب $s=0.01$ با سرعت نسبی $k=5$ و طول نسبی $l=0.1$ بر روی (الف) ضریب برآ و (ب) ضریب پسا ایرفویل اس ۸۰۹
Fig.8 Effect of the moving surface at installation position $s=0.01$ with relative velocity $k=5$ and relative length $l=0.1$ on (a) the lift coefficient and (b) the drag coefficient of the S809 airfoil

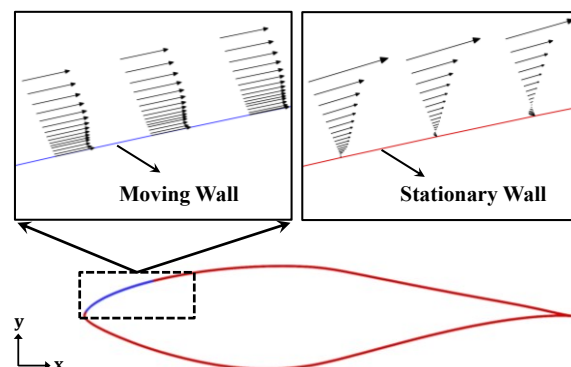


شکل ۹ مقایسه کانتور سرعت و خطوط جریان حول ایرفویل اس ۸۰۹ در زاویه حمله ۱۷ درجه بین مدل پایه و مدل مجهز به صفحه متحرک با موقعیت نصب 0.01 ، طول نسبی 0.15 و سرعت‌های نسبی $k=1, 3, 5$

Fig.9 Comparison of the velocity contours and streamlines around the S809 airfoil at 17° angle of attack between the baseline model and the model equipped with a moving surface at installation position $s=0.01$, relative length $l=0.15$, and relative velocities $k=1, 3, 5$

صفحه متحرک به طور مستقیم منجر به افزایش توان مصرفی می‌شود؛ بنابراین انتخاب سرعت بهینه از اهمیت بالایی برخوردار است. در شکل ۱۱ تغییرات عملکرد مکانیکی η را به عنوان تابعی از طول و سرعت صفحه متحرک در شش زاویه حمله مختلف نشان می‌دهد. عملکرد ایرفویل پایه نیز برای مقایسه در این نمودارها ترسیم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه حمله، عملکرد ایرفویل پایه به دلیل افزایش نیروی پسا، کاهش می‌یابد. برای زوایای حمله بالاتر از 13° ، استفاده از صفحه متحرک در طول نسبی 0.55 باعث ایجاد بهبودی در عملکرد آیرودینامیکی شده است. دلیل این امر آن است که در این بازه زاویه‌ای، جدایش جریان در نزدیکی لبه فرار رخ می‌دهد و به علت هدررفت انرژی در طول لایه مرزی، مومنوم کافی به لبه فرار منتقل نمی‌شود. در زاویه حمله 17° درجه، عملکرد مکانیکی ایرفویل پایه $8/4$ است، درحالی‌که با استفاده از صفحه متحرک با سرعت نسبی 5 و طول نسبی 0.55 ، بیشینه عملکرد به 42 رسیده است؛ به عبارت دیگر، عملکرد مکانیکی در این شرایط حدود پنج برابر افزایش یافته است. در زاویه حمله 21° ، عملکرد پایه $2/9$ بوده، اما با طول نسبی 0.35 و سرعت نسبی 3 به عملکرد مکانیکی 20 رسیده است که رشدی معادل شش برابر دارد. در زاویه حمله 24° ، عملکرد پایه $1/8$ بوده و استفاده از صفحه متحرک با طول نسبی 0.35 و سرعت نسبی 5 عملکرد را به 13 افزایش داده است (رشد هفت برابری). در زاویه حمله 28° ، عملکرد پایه $1/5$ بوده و در بهترین حالت با طول نسبی 0.25 و سرعت نسبی 5 ، بهبودی معادل شش برابر حاصل شده است. با افزایش زاویه حمله تا 32° ، مشاهده شده است که عملکرد پایه به $1/3$ کاهش یافته شده که ناشی از جدایش کامل جریان از لبه فرار و ورود به ایرفویل به ناحیه واماندگی است. در این زاویه، بهترین عملکرد با طول نسبی 0.15 و سرعت نسبی 5 به دست آمده است. همچنین بهترین عملکرد در زاویه حمله 26° با طول نسبی 0.25 و سرعت نسبی 5 ثبت شده است. در زوایای حمله کمتر از 9° ، تأثیر صفحه متحرک بر عملکرد مکانیکی ناچیز است؛ زیرا جریان هنوز دچار جدایش نشده و استفاده از این مکانیزم در این شرایط ضرورتی ندارد. نکته قابل توجه آن است که با افزایش زاویه حمله تا مقادیر نزدیک به واماندگی کامل (32°)، طول بهینه صفحه متحرک برای دستیابی به بیشینه عملکرد مکانیکی کاهش می‌یابد. در نهایت، بیشترین عملکرد مکانیکی در هر زاویه حمله مطابق شکل ۱۱ استخراج شده و ضرایب برآ و پسا متناظر آن‌ها به همراه نتایج ایرفویل پایه در شکل ۱۲ ارائه شده است. مقایسه این نتایج نشان می‌دهد که ایرفویل مجهز به صفحه متحرک قادر به دستیابی به بیشترین ضریب برآ و کمترین ضریب پسا در مقایسه با مدل پایه است.

مطابق شکل ۱۰ پروفیل سرعت در لایه مرزی سطح مکش ایرفویل اس 809 در زاویه حمله 20° درجه ارائه شده است. در مدل پایه، به دلیل برگشت جریان در لبه فرار و تشکیل ناحیه جریان معکوس روی سطح مکش، یک مانع در مسیر جریان ایجاد می‌شود. این پدیده تحت تأثیر گرادیان فشار مثبت رخ می‌دهد که باعث می‌شود جریان در لایه مرزی به جدایش نزدیک می‌شود. در نقطه‌ای از پروفیل سرعت، گرادیان سرعت در راستای نرمال به سطح برابر با صفر می‌گردد؛ این نقطه به عنوان آغاز جدایش جریان شناخته می‌شود. پس از آن، مقادیر سرعت منفی شده و وجود جریان برگشتی به وضوح قابل مشاهده است. نتایج مدل پایه نشان می‌دهد که در زوایای حمله بالا، عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل به طور محسوسی کاهش می‌یابد. بنابراین، برای بهبود عملکرد، استفاده از مکانیزم کنترل جریان ضروری است تا به تزریق مومنوم در ناحیه کم‌سرعت ایجاد شده، بتوان جریان را به سطح چسبیده نگه داشت. در حالت ایرفویل مجهز به صفحه متحرک، بردارهای سرعت در سطح مکش هم‌جهت با جریان آزاد بوده و ناحیه جریان معکوس تقریباً از بین رفته است. حضور صفحه متحرک موجب ایجاد مؤلفه سرعتی در راستای سطح ایرفویل شده که با گرادیان فشار مثبت مقابله کرده و از جدایش جریان جلوگیری می‌کند. این اثر، چسبندگی جریان به سطح را بهبود داده و عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل را در زوایای حمله بالا ارتقاء می‌دهد.

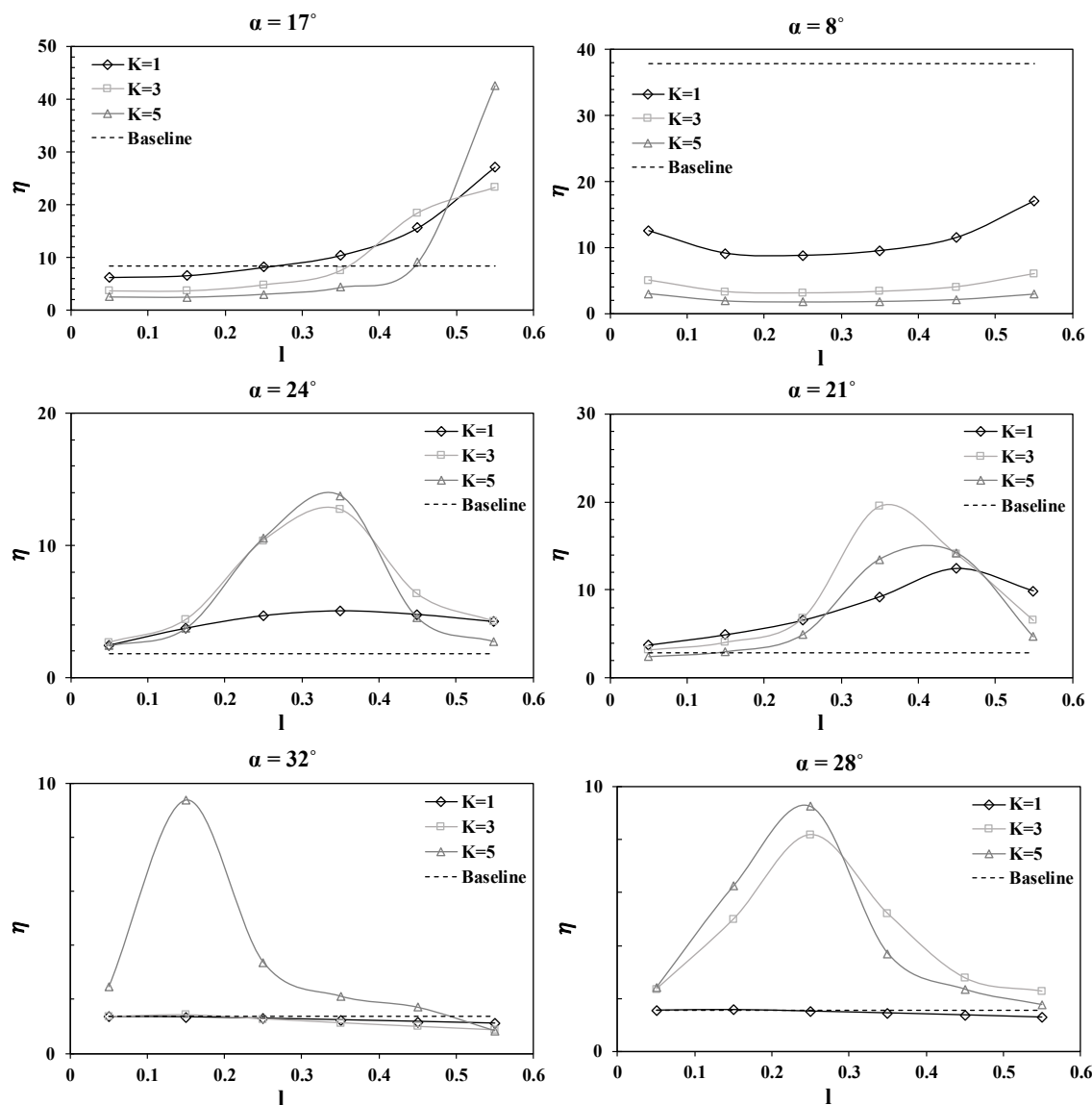


شکل ۱۰ مقایسه بردار سرعت در نزدیکی سطح ایرفویل بین مدل پایه و مدل مجهز به صفحه متحرک در زاویه حمله 20° درجه

Fig.10 Comparison of the velocity vectors near the airfoil surface between the baseline model and the model equipped with a moving surface at 20° angle of attack

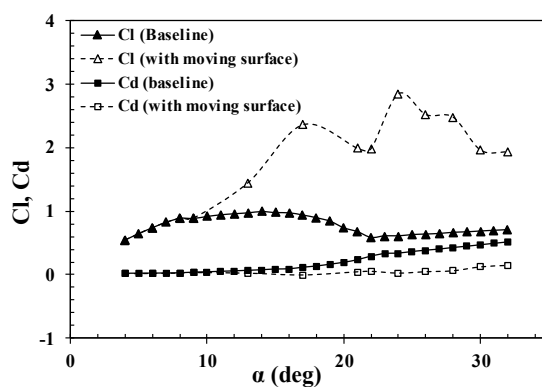
۴-۲ اثرات صفحه متحرک بر روی راندمان مکانیکی

برای بررسی اثرات صفحه متحرک بر عملکرد مکانیکی ایرفویل اس 809 ، مجموعه‌ای از شبیه‌سازی‌ها با طول نسبی صفحه متحرک 0.55 تا 0.1 (با گام تغییر 0.1) و سرعت‌های نسبی 1 ، 3 و 5 ($k=5$) در موقعیت نصب $s=0.1$ انجام شده است. همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد، استفاده از صفحه متحرک با تزریق مومنوم به لایه مرزی، جدایش جریان به تعویق می‌اندازد. با این حال، افزایش سرعت



شکل ۱۱ تغییرات عملکرد مکانیکی (η) به عنوان تابعی از طول نسبی (l) و سرعت نسبی (k) صفحه متحرک

Fig.11 Variations of the mechanical efficiency (η) as a function of the relative length (l) and relative velocity (k) of the moving surface



شکل ۱۲ مقایسه توزیع ضریب برآ و پسا برحسب زاویه حمله ایرفویل پایه و ایرفویل مجهز به بهترین صفحه متحرک

Fig.12 Comparison of the lift and drag coefficient distributions versus angle of attack between the baseline airfoil and the airfoil equipped with the optimal moving surface

نتیجه، همین پدیده در مقیاس توربین کامل نیز موجب بهبود قابل ملاحظه عملکرد در مقادیر پایین TSR شده است. بیشینه ضریب گشتاور توربین مجهز به صفحه متحرک برابر با ۰/۱۳ و در $TSR=4$ به دست آمده است، در حالی که توربین پایه، بیشترین ضریب گشتاور

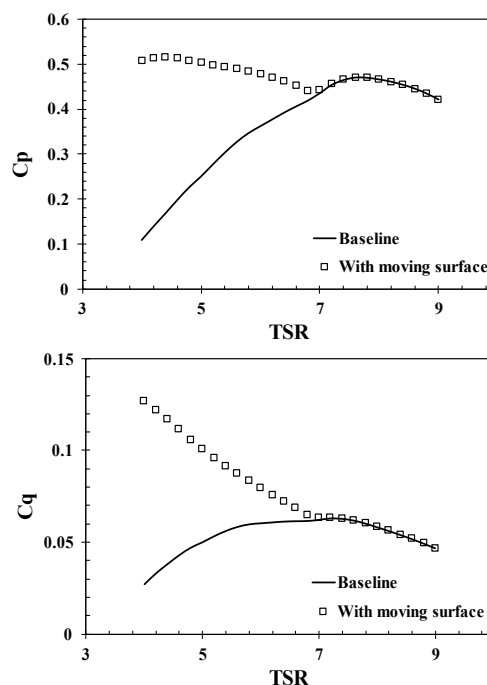
خود را با مقدار ۰/۶۳ در نسبت سرعت نوک پره ۷/۲ ایجاد می‌کند. همچنین بیشینه ضریب توان توربین مجهز به صفحه متحرک برابر با ۰/۵۲ و در $TSR=4/4$ حاصل شده است. در حالی که توربین پایه، بیشترین ضریب توان خود را با مقدار ۰/۴۷ در نسبت سرعت نوک پره ۷/۶ تولید می‌کند. این نتایج نشان می‌دهد که استفاده از صفحه متحرک می‌تواند عملکرد توربین را به‌ویژه در محدوده‌های TSR پایین بهبود دهد، جایی که افزایش زاویه حمله سبب فعال شدن مکانیزم کنترل جریان و کاهش جدایش می‌شود.

رویکرد ترکیبی CFD و BEM بهره گرفته شد. ایرفویل مرجع اس ۸۰۹ در شرایط جریان با عدد رینولدز ۷۵۰ هزار و بازه زاویه حمله ۴ تا ۳۲ درجه شبیه‌سازی شد. در موقعیت نصب $s=0/1$ ، صفحات متحرک با شش طول نسبی (۰/۱ تا ۰/۵۵ طول وتر) و سه سرعت نسبی (۱، ۳ و ۵ برابر سرعت جریان آزاد) مدل‌سازی گردید. اثر این پارامترها بر رفتار جریان و عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل به‌صورت هدفمند تحلیل شد و در نهایت مقادیر بهینه استخراج و در مدل BEM برای پیش‌بینی تغییرات توان و گشتاور توربین سه پره به کار گرفته شد.

نتایج کلیدی این مطالعه نشان داد که صفحه متحرک قادر است زاویه واماندگی را تا حدود ۸۰ درصد به تأخیر بیندازد. بررسی‌ها تأکید کرد که طول و سرعت صفحه متحرک از پارامترهای اصلی در بهبود عملکرد آیرودینامیکی هستند. مشاهدات جریان نشان داد که بر روی سطح مکش ایرفویل ناحیه‌ای کم‌سرعت تشکیل می‌شود که با افزایش زاویه حمله گسترش یافته و در نهایت بخش عمده سطح ایرفویل را دربر می‌گیرد. تحلیل بردارهای سرعت نیز وجود گرادیان فشار مثبت ناشی از جریان برگشتی را تأیید کرد. صفحه متحرک با تزریق مومنتوم به لایه مرزی این ناحیه آشفته را کوچک کرده و اثرات منفی جدایش را کاهش داد. ارزیابی طول‌های مختلف نشان داد که در زوایای حمله کمتر از ۱۳ درجه، صفحه متحرک تأثیر محسوسی بر بهبود عملکرد مکانیکی ندارد، اما در زوایای نزدیک به واماندگی استفاده از طول‌های بزرگ‌تر مؤثرتر است زیرا ناحیه انتهایی ایرفویل را پوشش داده و کنترل جریان را تقویت می‌کند. همچنین در زوایای حمله بالاتر از ۳۰ درجه، صفحه متحرک با طول نسبی $l=0/15$ و سرعت نسبی $k=5$ عملکرد چشم‌گیری داشت و ضریب برآ تا ۱۷۳ درصد افزایش و نیروی پسا را تا ۷۰ درصد کاهش داده است. بر این اساس، استفاده از صفحه متحرک با سرعت بالا در کنترل جدایش جریان مؤثر است و در زوایای حمله بسیار بالا.

۴-۳- بررسی عملکرد توربین بادی محور افقی سه پره

نتایج ارائه شده در بخش پیشین مربوط به تحلیل دوبعدی عملکرد ایرفویل بود. هدف از این بخش، ارزیابی اثر صفحه متحرک بر گشتاور و توان تولیدی یک توربین بادی محور افقی سه پره در مقیاس کامل است. شکل ۱۳ مقایسه ضریب توان (C_p) و ضریب گشتاور (C_q) توربین پایه و مجهز به صفحه متحرک را به‌عنوان تابعی از نسبت سرعت نوک پره نشان می‌دهد. در TSRهای پایین، هر دو ضریب گشتاور و توان توربین مجهز به صفحه متحرک به طور قابل توجهی افزایش یافته‌اند. این بهبود عملکرد ناشی از افزایش زاویه حمله در مقادیر پایین TSR است. همان‌گونه که در تحلیل دوبعدی ایرفویل مشاهده شد، در زوایای حمله بالا، عملکرد ایرفویل مجهز به صفحه متحرک نسبت به حالت پایه بهبود می‌یابد. در



شکل ۱۳ مقایسه نمودار (a) ضریب توان تولیدی و (b) ضریب گشتاور توربین بادی محور افقی سه پره در نسبت سرعت‌های نوک پره ۴ تا ۹ بین مدل پایه و مدل مجهز به صفحه متحرک

Fig.13 Comparison of the plots of (a) power coefficient and (b) torque coefficient of the three-bladed horizontal-axis wind turbine at tip speed ratios from 4 to 9 between the baseline model and the model equipped with a moving surface

۵- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، عملکرد آیرودینامیکی یک توربین بادی محور افقی فراساحلی با استفاده از صفحه متحرک به‌عنوان یک روش فعال کنترل جریان بررسی شد. هدف، شناسایی ترکیب مناسب طول و سرعت صفحه متحرک برای بهبود ویژگی‌های آیرودینامیکی ایرفویل و افزایش توان و گشتاور توربین بود. برای این منظور از

ψ	زاویه پیچش (درجه)
Ω	سرعت دورانی پره (rad/s)
ω	نرخ ویژه اتلاف آشفتگی
ω	سرعت دورانی سیال (rad/s)
C_d	ضریب نیروی پسا
C_{dms}	ضریب پسای پوسته صفحه متحرک
C_l	ضریب نیروی برآ
C_n	ضریب نیروی عمودی
C_p	ضریب توان
C_{pc}	ضریب توان مصرفی صفحه متحرک
C_Q	ضریب گشتاور
C_t	ضریب نیروی مماسی
F_d	نیروی پسا (N)
F_{dms}	نیروی پسا پوسته صفحه متحرک (N)
F_l	نیروی برآ (N)
U_∞	سرعت (m/s)
λ_r	نسبت سرعت نوک پره محلی
μ_τ	لزجت آشفتگی
P_k	ترم تولید k
Y_k	ترم اتلاف k
P_ω	ترم تولید ω
Y_ω	ترم اتلاف ω
D_ω	ترم تداخل - انتشار ω

انتخاب طول‌های کوتاه‌تر علاوه بر کاهش توان مصرفی، عملکرد مکانیکی را حفظ می‌کند علاوه بر آن، نتایج روش مومنتوم المان پره نشان داد که صفحه متحرک باعث افزایش قابل توجه گشتاور و توان در بازه نسبت سرعت نوک پره ۴ تا ۹ می‌شود. همچنین بیشینه ضریب گشتاور در مقایسه با مدل پایه در TSR کمتری ایجاد شده است. توان مصرفی مورد نیاز برای راه اندازی صفحات متحرک صرفاً حدود ۰/۱۴ درصد از توان تولیدی توربین است. این نسبت بسیار ناچیز بوده و نشان می‌دهد که به کارگیری صفحات متحرک از نظر اقتصادی و عملیاتی توجیه پذیر و کاملاً قابل اجرا است. در پژوهش‌های آینده می‌توان اثر تعداد صفحات متحرک بر عملکرد آیرودینامیکی پره را بررسی کرد. استفاده از نسخه‌های پیشرفته تر و اصلاح شده روش مومنتوم المان پره می‌تواند دقت پیش‌بینی توان و گشتاور را بهبود بخشد.

تأییدیه اخلاقی: محتویات علمی این مقاله حاصل پژوهش نویسندگان است و در هیچ نشریه ایرانی و غیرایرانی منتشر نشده است.

تعارض منافع: در این مقاله هیچ تعارض منافع دیگری برای اظهار وجود ندارد.

منابع

- [1] I. Dincer, "Renewable energy and sustainable development: a crucial review," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 4, no. 2, pp. 157-175, 2000, doi:10.1016/s1364-0321(99)00011-8.
- [2] M. Balat, "A Review of Modern Wind Turbine Technology," *Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects*, vol. 31, no. 17, pp. 1561-1572, 2009, doi:10.1080/15567030802094045.
- [3] M. Khudri Johari, M. Azim A Jalil, and M. Faizal Mohd Shariff, "Comparison of horizontal axis wind turbine (HAWT) and vertical axis wind turbine (VAWT)," *International Journal of Engineering & Technology*, vol. 7, no. 4.13, pp. 74-80, 2018, doi:10.14419/ijet.v7i4.13.21333.
- [4] K. He and J. Ye, "Dynamics of offshore wind turbine-seabed foundation under hydrodynamic and aerodynamic loads: A coupled numerical way," *Renewable Energy*, vol. 202, pp. 453-469, 2023, doi:10.1016/j.renene.2022.11.029.
- [5] M. E. Kazemian, A. H. Kazemian, and S. M. Jaafarian, "Effect of Gurney Flap on Airfoil Lift Coefficient by Design of Experiment (DOE) Method," (in eng), *Modares Mechanical Engineering*, vol. 19, no. 12, pp. 2857-2863, 2019. [Online]. Available: http://mme.modares.ac.ir/article-15-20880-fa.html.

فهرست علائم

a	ضریب القای سرعت محوری
a'	ضریب القای سرعت مماسی
B	تعداد پره
c	طول وتر ایرفویل (m)
F	ضریب تصحیح پرانندتل
K	انرژی جنبشی آشفتگی
k	سرعت صفحه متحرک نسبت به سرعت جریان آزاد
l	طول صفحه متحرک نسبت به طول وتر ایرفویل
M	ممان تولیدی (Nm)
P	فشار (kg/m^2)
R	شعاع پره توربین بادی (m)
r	شعاع محلی مقطع (m)
Re	عدد رینولدز
s	موقعیت نصب صفحه متحرک نسبت به طول وتر ایرفویل
T	نیروی پیشران تولیدی (N)
u	سرعت در راستای افق (m/s)
v	سرعت در راستای عمود (m/s)
η	عملکرد مکانیکی
θ	زاویه گام (درجه)
λ	نسبت سرعت نوک پره
μ	لزجت دینامیکی (kg/m^2)
ρ	چگالی (kg/m^3)
σ	صلبیت
φ	زاویه ورودی (درجه)

- Fluids Engineering*, vol. 140, no. 1, p. 011104, 2018, doi:10.1115/1.4037681.
- [17] E. Salimipour and A. Salimipour, "Power minimization and vortex shedding elimination of a circular cylinder by moving surface mechanism," *Ocean Engineering*, vol. 189, p. 106408, 2019, doi:10.1016/j.oceaneng.2019.106408.
- [18] T. Song, X. Liu, and F. Xu, "Moving Surface Boundary-Layer Control on the Wake of Flow around a Square Cylinder," *Applied Sciences*, vol. 12, no. 3, p. 1632, 2022, doi:10.3390/app12031632.
- [19] Y. Zhang and Y. Zhao, "Novel design of a circulation control airfoil with cylinder rotation," *Physics of Fluids*, vol. 35, no. 8, 2023, doi:10.1063/5.0158974.
- [20] M. S. Doğan, "Effect of Moving Surface Boundary-Layer Control on Aerodynamic Characteristics of Airfoils," Southern Illinois University at Edwardsville, 2023. [Online]. Available: <https://www.proquest.com/dissertations-theses/effect-moving-surface-boundary-layer-control-on/docview/2852254889/se-2?accountid=45153>
- [21] H. Zhang, B. Zhu, and W. Chen, "Enhancing Energy Harvesting Efficiency of Flapping Wings with Leading-Edge Magnus Effect Cylinder," *Biomimetics (Basel)*, vol. 9, no. 5, p. 293, May 13 2024, doi:10.3390/biomimetics9050293.
- [22] E. Salimipour, "On the moving surface impact on flow field and aerodynamic performance of a thick airfoil," *Ocean Engineering*, vol. 291, p. 116504, 2024, doi:10.1016/j.oceaneng.2023.116504.
- [23] X. Xue, Y. Zhou, G. Chen, H. Jia, and W. Jiang, "Numerical study on novel lift-enhancement devices for Martian fixed-wing aircraft," *Aerospace Science and Technology*, vol. 167, p. 110627, 2025, doi:10.1016/j.ast.2025.110627.
- [24] E. Salimipour and S. Yazdani, "Improvement of aerodynamic performance of an offshore wind turbine blade by moving surface mechanism," *Ocean Engineering*, vol. 195, p. 106710, 2020, doi:10.1016/j.oceaneng.2019.106710.
- [25] R. Ramsay, M. Hoffman, and G. Gregorek, "Effects of grit roughness and pitch oscillations on the S809 airfoil," National Renewable Energy Lab.(NREL), Golden, CO (United States), 1995. [Online]. Available: https://www.nrel.gov/docs/libraries/wind-docs/s809.pdf?sfvrsn=b71c0e81_1
- [26] S. S. Unde, J. D. B. A. A. Harale, and Y. V. Thorat, "Numerical and Experimental Analysis on Airfoil for Micro-Scale Horizontal Axis Wind Turbine," *International Journal of Engineering Trends and Technology*, vol. 71, no. 8, pp. 48-65, 2023, doi:10.14445/22315381/ijett-v71i8p205.
- [6] M. Garshasbi, M. M. Jafari, and H. Parhizkar, "Numerical Analysis of Flow Separation Control on a BWB Drone Using a Vortex Generator," (in eng), *Modares Mechanical Engineering*, vol. 19, no. 2, pp. 447-456, 2019. [Online]. Available: <http://mme.modares.ac.ir/article-15-20416-fa.html>.
- [7] M. Tahani, M. Kazemi, and Z. Babaie, "Investigation of Aerodynamic and Heat Transfer Performance of Cylinders Using Plasma Actuators," (in eng), *Modares Mechanical Engineering*, vol. 19, no. 9, pp. 2111-2120, 2019. [Online]. Available: <http://mme.modares.ac.ir/article-15-21163-en.html>.
- [8] H. Kanani and R. Khaki, "Optimization of geometric parameters and excitation frequency of a synthetic jet to avoid separation on the airfoil _," (in eng), *Modares Mechanical Engineering*, vol. 17, no. 12, pp. 65-76, 2018. [Online]. Available: <http://mme.modares.ac.ir/article-15-3162-fa.html>.
- [9] A. Rabienataj Darzi and S. Vadudi Mofid, "Flow Control via Co-Flow Jet over Clark-Y Airfoil," (in eng), *Modares Mechanical Engineering*, vol. 17, no. 2, pp. 147-156, 2017. [Online]. Available: <http://mme.modares.ac.ir/article-15-7467-fa.html>.
- [10] S. E. Salimipour, "Flow Control and Drag Reduction of Circular Cylinder Using Moving Surfaces by Two-dimensional Simulation," (in eng), *Modares Mechanical Engineering*, vol. 16, no. 12, pp. 12-20, 2017. [Online]. Available: <http://mme.modares.ac.ir/article-15-609-fa.html>.
- [11] V. J. Modi, "Moving Surface Boundary-Layer Control: A Review," *Journal of Fluids and Structures*, vol. 11, no. 6, pp. 627-663, 1997, doi:10.1006/jfls.1997.0098.
- [12] A. Z. Al-Garni, A. M. Al-Garni, S. A. Ahmed, and A. Z. Sahin, "Flow Control for an Airfoil with Leading-Edge Rotation: An Experimental Study," *Journal of Aircraft*, vol. 37, no. 4, pp. 617-622, 2000, doi:10.2514/2.2673.
- [13] R. Sahu, C. Ranganayakulu, and B. S. V. Patnaik, "CFD simulation of momentum injection control past a streamlined body," *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, vol. 21, no. 8, pp. 980-1001, 2011, doi:10.1108/09615531111177750.
- [14] I. Korkischko and J. R. Meneghini, "Suppression of vortex-induced vibration using moving surface boundary-layer control," *Journal of Fluids and Structures*, vol. 34, pp. 259-270, 2012, doi:10.1016/j.jfluidstructs.2012.05.010.
- [15] M. I. Khar, K. Ahasan, and M. Ali, "Numerical investigation of drag reduction using moving surface boundary layer control (MSBC) on NACA 0012 airfoil," in *AIP Conference Proceedings*, 2018, vol. 1980, no. 1: AIP Publishing LLC, p. 040011, doi:10.1063/1.5044321.
- [16] M. Amin Boukenkoul, F.-C. Li, W.-L. Chen, and H.-N. Zhang, "Lift-Generation and Moving-Wall Flow Control Over a Low Aspect Ratio Airfoil," *Journal of*

[27] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, vol. 32, no. 8, pp. 1598-1605, 1994, doi:10.2514/3.12149.