



اثر عملگر کنترل جریان پلاسما در بهبود عملکرد آیرودینامیکی روتور توربین باد مگاواتی

عباس ابراهیمی^{1*}، محمدرضا موحدی²

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

2- کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

* تهران، صندوق پستی 11155-1639، ebrahimi_a@sharif.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 11 مهر 1395

پذیرش: 13 آبان 1395

ارائه در سایت: 28 آذر 1395

کلید واژگان:

کنترل جریان

توربین باد محور افقی

عملگر پلاسما

مدل الکترواستاتیک

چکیده

در این پژوهش، امکان استفاده از عملگر پلاسما به عنوان ابزاری برای کنترل جریان روی پره روتور توربین باد محور افقی مگاواتی و افزایش توان خروجی آن بررسی شده است. برای این کار، روتور توربین باد 5 مگاواتی مرجع ان.آرای.ال. انتخاب و عملگر پلاسما دی.بی.دی. خطی در چند حالت مختلف، در نزدیکی ریشه و نوک پره، قرارداد شده است. توربین باد موردنظر، از روش کنترل گام پره در سرعت‌های باد بالاتر از سرعت نامی توربین برای ثابت نگه داشتن توان خروجی استفاده می‌کند و در سرعت‌های باد پایین‌تر، این سامانه غیرفعال است. در این پژوهش شرایط عملکردی بررسی شده برای توربین در سرعتی کمتر از سرعت نامی است که سامانه کنترل گام پره غیرفعال است. عملگر پلاسما دی.بی.دی. از دو الکترود و ماده دی‌الکتریک مابین آنها تشکیل شده که با اعمال ولتاژی به اندازه کافی بزرگ به الکترودها، میدان الکتریکی در اطراف عملگر شکل می‌گیرد و با یونیزه کردن هوای اطراف، جت جریانی در نزدیک دیواره در اثر میدان الکتریکی القا می‌کند. اعتبارسنجی برای شبیه‌سازی اثر عملگر پلاسما و جریان روی پره روتور انجام شده و با نتایج مراجع مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهد در تمامی حالت‌های مختلف قرارداد عملگر پلاسما روی پره، الگوی جریان در قسمت کنترل شده بهبود یافته که منجر به بهبود توزیع فشار و در نتیجه افزایش گشتاور آیرودینامیکی و توان خروجی توربین شده است. بیشترین میزان افزایش توان خروجی در حالتی رخ داده است که عملگر در راستای دهانه پره در نزدیکی ریشه و در راستای وتر پره قبل از ناحیه کم‌سرعت روی سطح بالایی مقطع پره نصب شده است.

Power improvement of a large horizontal-axis wind turbine by DBD plasma actuator

Abbas Ebrahimi^{*}, Mohammadreza Movahhedi

Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

* P.O.B. 11155-1639 Tehran, Iran, ebrahimi_a@sharif.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 02 October 2016
Accepted 03 November 2016
Available Online 18 December 2016

Keywords:

Flow control
Horizontal axis wind turbine
Plasma actuator
Electrostatic model

ABSTRACT

In this paper, boundary layer control technique is investigated on the NREL-5MW offshore baseline wind turbine blade with numerical simulation of linear DBD plasma actuator in a three-dimensional manner. This wind turbine uses pitch control system to adjust its generated power above its rated speed; but below that the controller is inactive. In the current study, operating condition is set such that the control system is off. Plasma actuator consists of two electrode and dielectric materials. One of these electrodes is connected with the air and another one is encapsulated with the dielectric material. When the necessary high-level AC voltage is applied to electrodes, electric field forms around the actuator and an induced wall jet forms with the ionization of the air around the actuator. Electrostatic model is applied to simulate the effects of plasma actuator and the resulted body force is inserted into flow momentum equations. In the present study, three different control cases are studied. Results show that in all cases, using this actuator leads to improvement of the velocity profile in controlled section, which influences on pressure distribution and results in rotor torque increment. Finally, increasing in torque leads to growth in produced power of the wind turbine. The highest increment in output power occurs when the actuator is installed near the root of the blade in the spanwise direction and before low-speed region in the chordwise direction.

1- مقدمه

است. از اواسط 1990، تحقیقاتی در زمینه کنترل جریان روی ایرفویل با ابتدایی‌ترین نوع عملگر پلاسما (عملگر کرونا²) آغاز شد [1]. راث و همکاران [2] اولین نتایج مربوط به عملگر پلاسما دی.بی.دی را منتشر کردند. توسعه‌ی پژوهش‌ها و پیشرفت در زمینه‌ی این عملگرها، انگیزه محققین

در دهه‌ی گذشته، کنترل فعال جریان سیال عبوری از سطوح آیرودینامیکی به کمک عملگرهای پلاسما دی.بی.دی¹ بسیار مورد توجه قرار گرفته است. تا قبل از سال 2000 میلادی، فعالیت‌های اندکی در این زمینه منتشر شده

² Corona Discharge

¹ Dielectric Barrier Discharge (DBD)

هدف اصلی در پژوهش حاضر، بررسی امکان استفاده از عملکرد پلاسما به عنوان ابزاری برای کنترل جریان روی پره توربین باد محور افقی مگاواتی و افزایش توان خروجی آن است. برای این کار، روتور توربین باد محور افقی مرجعی انتخاب و جریان روی پره آن به صورت سه بعدی شبیه سازی شده است. اعتبارسنجی شبیه سازی های اثر عملکرد پلاسما و جریان روی پره روتور با مقایسه نتایج با مراجع انجام شده است. با قراردادن عملکرد پلاسما در چند حالت مختلف در نزدیکی ریشه و نوک پره، الگوی جریان عبوری از پره و در نتیجه توان خروجی توربین بررسی شده است.

2- توربین باد مبنا

به منظور بررسی اثر کنترل جریان به وسیله عملکرد پلاسما، توربین باد محور افقی NREL-5MW به عنوان توربین باد مبنا انتخاب شده است. مشخصات این توربین در [13] آمده است. این توربین برای استفاده ی فراساحلی² طراحی شده و روتور آن دارای سه پره به طول 63 متر است که هر پره از شش ایرفویل متفاوت تشکیل شده است. سیستم کنترلی استفاده شده در این توربین از نوع کنترل گام³ است که در سرعت های باد بیشتر از 11.4 متر بر ثانیه (سرعت باد نامی توربین) فعال می شود و زاویه حمله ی پره ها را طوری تنظیم می کند که توان خروجی ثابت بماند.

3- معادلات حاکم بر جریان

معادلات حاکم بر جریان، معادلات پیوستگی و مومنتم هستند که با رویکرد متوسط گیری زمانی (رنس⁴) برای شبیه سازی جریان سیال تراکم ناپذیر عبوری از روتور توربین استفاده شده اند که در معادله (1) ارائه شده است.

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + f_{bi} \quad (1)$$

که در آن، u_i مولفه های میدان سرعت، p فشار استاتیک بر حسب پاسکال، ρ چگالی سیال بر حسب کیلوگرم بر مترمکعب، ν ویسکوزیته دینامیکی سیال و τ_{ij} تنش های رینولدز نامیده می شوند که در اینجا توسط مدل آشفتگی $k\omega - SST$ شبیه سازی می شوند. این مدل در مراجع مختلف برای جریان روتور استفاده شده است [14]. \bar{f}_b نیروی حجمی اثر عملکرد پلاسمایی بر واحد حجم بر حسب نیوتن بر مترمکعب است که به صورت جمله چشمه به معادله اندازه حرکت افزوده شده است.

4- شبکه محاسباتی و اعتبارسنجی حل جریان روی روتور

از آن جاکه روتور توربین دارای سه پره است، به منظور کاهش هزینه محاسباتی، فقط یکی از پره های روتور مدل شده است. این پره مطابق شکل 1 در مرکز قطاعی 120 درجه از استوانه به عنوان مرز بیرونی دامنه محاسباتی قرار گرفته که وجوه آن دارای شرط مرزی پرئودیک هستند. در شکل 1 ابعاد دامنه ی حل، محور دوران شبکه و نیز شرایط مرزی آورده شده است (R بیانگر طول پره است). اندازه دامنه در جلوی پره برابر R ، در پشت پره برابر $3R$ و شعاع قطاع استوانه برابر $1.5R$ انتخاب شده است (مشابه مرجع [15]). شبکه از بلوک های متعدد تشکیل شده و پره درون بلوکی به شکل مکعب مستطیل قرار گرفته و این بلوک نیز مطابق شکل 1 در قطاعی از سیلندر به عرض 0.1 طول پره واقع است. درون این قطاع، شبکه سازمان یافته با تراکم

آیرودینامیک برای بررسی کاربرد و اثر این نوع عملکردها بر کنترل جریان و افزایش کارایی آیرودینامیکی را بیشتر کرده است [3]. آخرین پیشرفت ها و دستاوردها در زمینه کنترل لایه مرزی جریان با عملکردهای پلاسما و ویژگی های آن ها توسط [4-6] به طور جامع مرور شده است.

بر اساس گزارش سال 2016 انجمن انرژی باد اروپا، ظرفیت توربین های باد فراساحلی از سال 2010 تا 2015 میلادی بیش از 41 درصد رشد داشته است. همچنین در سال 2015 متوسط ظرفیت توربین های جدید نصب شده حدود 4.2 مگاوات بوده است (این عدد نسبت به سال 2014 حدود 13 درصد افزایش داشته و در سال 2010 برابر 3 مگاوات بوده است) [7]. بنابراین سازندگان توربین های بادی انگیزه زیادی برای افزایش اندازه توربین و کاهش هزینه های تولید این انرژی دارند. روش های مختلفی برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی روتور و در نتیجه افزایش توان خروجی از طریق کنترل جریان ارایه شده است که هر کدام دارای مزایا، معایب و محدودیت هایی هستند. عملکردهای پلاسما به دلیل نداشتن قطعات مکانیکی و متحرک، پاسخ زمانی بالا، وزن کم، سادگی نصب، تعمیر و نگهداری پتانسیل بالایی نسبت به سایر روش ها در آینده برای استفاده در توربین های بادی تجاری دارند.

در زمینه ی استفاده از عملکرد پلاسما برای کنترل جریان عبوری از پره روتور توربین باد، فعالیت های اندکی انجام شده است. نلسون و همکارانش [8] پژوهشی را در راستای طراحی پره های هوشمند¹ توربین باد به کمک عملکرد پلاسما برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی روتور انجام دادند. آنها به روش عددی، عملکرد پلاسما روی ایرفویل های S827 و S822 را با هدف کنترل جدایش از لبه حمله، برای افزایش ضریب برآی بیشینه بررسی کردند. نشان داده شد که تأثیر عملکرد پلاسما در کنترل جدایش محلی جریان و بهبود ضریب برآی ایرفویل، معادل استفاده از سطوح متحرک برآز در لبه فرار یا لبه حمله است.

گرین بلت و همکارانش [9] به روش تجربی از عملکرد پلاسما در لبه حمله پره های یک توربین باد محور عمودی کوچک استفاده کردند تا به کمک کنترل جدایش دینامیکی جریان، عملکرد آن را بهبود ببخشند. نتایج آزمایش توربین باد در تونل باد سرعت-پایین، افزایش بیش از 38 درصدی توان توربین را نشان داد.

کوتسنیس و همکارانش [10]، در فعالیتی تجربی به مطالعه کنترل جریان روی ایرفویل متقارنی با لبه فرار منحنی شکل پرداختند. آنها با قراردادن عملکرد پلاسمای دی بی دی در لبه فرار، نشان دادند که این روش ضمن کارایی، نسبت به روش کنترل جریان با جت می تواند باعث حذف افزایش وزن و دیگر پیچیدگی ها شود. نتایج اولیه، افزایشی در حدود 0.1 برای ضریب برآ در اعداد رینولدز پایین را نشان داد. همچنین آنها اثر متغیرهای عملکرد مانند موقعیت و طول الکترودها را بررسی کردند و برای کنترل بارگذاری روی پره توربین باد، استفاده از عملکرد با تحریک ناپایا را پیشنهاد دادند.

آونو و همکارانش [11] در فعالیتی عددی و تجربی، آیرودینامیک پره یک مدل ساده از توربین باد محور افقی را در حضور عملکرد پلاسما بررسی کردند. نتایج مشخص کرد که استفاده از عملکرد پلاسما، موجب افزایش 14 درصدی گشتاور تولیدی می شود. اخیرا کنی و همکارانش [12] سه نوع عملکرد پلاسما را برای کنترل جریان روی یک توربین باد 20 کیلوواتی و بهبود عملکرد آن توسعه دادند.

² Offshore

³ Pitch Control

⁴ Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

¹ Smart Blade

می‌آیند، اصلاح می‌شوند. برای حل معادلات، از حلگر فشار-مبنا⁴ استفاده شده است. همچنین الگوریتم کوپل برای همبند کردن سرعت و فشار با روش استاندارد برای فشار و دقت مرتبه دوم برای دیگر معادلات استفاده شده است. برای اعتبارسنجی شبیه‌سازی حل جریان روی پره از مقایسه نتایج با مرجع [17] استفاده شده است. برای مقایسه نتایج، توزیع ضریب فشار روی مقطع $r/R = 0.50$ در سرعت باد برابر 11.3 متربرثانی با نتایج مشابه بررسی شده است. برای به دست آوردن توزیع ضریب فشار، توزیع فشار با فشار دینامیکی همان مقطع بی‌بعد شده است. مقایسه نتایج توزیع ضریب فشار در این مقطع از پره با مرجع [17] که در شکل 3 آمده است، تطابق خوبی را نشان می‌دهد. اختلاف فشار سطوح بالا و پایین پره، باعث ایجاد نیروی برآ شده و بخش عمده گشتاور تولیدی روتور را به وجود می‌آورد. باتوجه به شرایط عملکردی موردنظر، عدد رینولدز جریان روی پره در بازه‌ی بین 3 تا حدود 11 میلیون قرار دارد و بنابراین جریان کاملاً آشفته است. در شکل 4، خطوط هم‌تراز y^+ بر روی سطوح بالا و پایین پره ارائه شده است. مشاهده می‌شود، بیشینه مقدار y^+ در حدود 3 است که در نزدیکی لبه حمله می‌باشد. در این نواحی، سیال شتاب گرفته و سرعت آن افزایش پیدا می‌کند. در بیشتر نواحی سطح پره نیز این مقدار کمتر از 1.0 می‌باشد. باتوجه به مدل آشفتگی انتخاب شده در شبیه‌سازی حاضر، مقدار $y^+ < 3.0$ مقداری قابل قبول است.

5- عملکرد پلاسمای دی‌بی‌دی

عملگر پلاسمای دی‌بی‌دی از دو الکترود (به‌طور معمول از جنس مس و

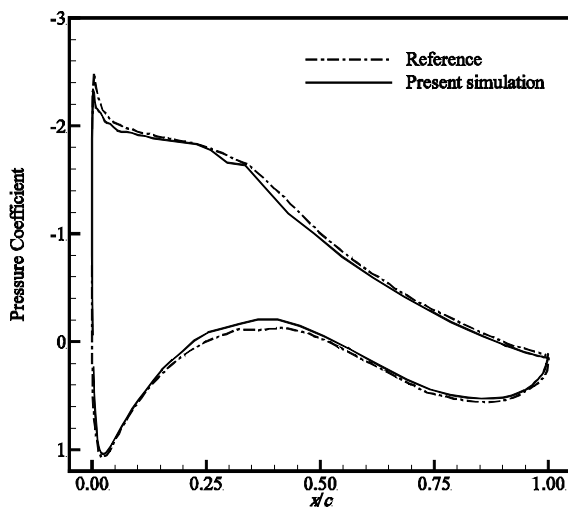


Fig. 3 Pressure coefficient distribution at $r/R=0.5$

شکل 3 توزیع ضریب فشار بر حسب طول بی‌بعد در $r/R = 0.5$

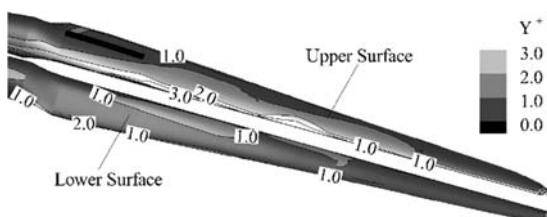


Fig. 4 Contour of y^+ on the rotor blade

شکل 4 کانتر y^+ روی پره

بیشتر، حول پره ایجاد شده است و در دو طرف این قطاع از شرط مرزی واسط¹ استفاده شده تا تعداد سلول‌های شبکه، بدون دلیل در کل دامنه‌ی حل افزوده نشوند. شکل 2 کیفیت شبکه محاسباتی در نزدیکی مقطعی از پره در $r/R = 0.64$ را نشان می‌دهد. تراکم سلول‌ها در نزدیکی لبه حمله و فرار و همچنین فشردگی سلول‌ها در نزدیکی سطح به‌گونه‌ای انتخاب شده است تا لایه مرزی و فیزیک جریان در این نواحی با دقت مناسب مدل شوند. در بلوک حاوی پره، 160 نقطه روی ایرفویل و 60 نقطه در دنباله‌ی پشت ایرفویل در راستای وتر و همچنین 60 نقطه در جهت عمود بر ایرفویل قرار داده شده است. در راستای دهانه پره نیز 169 نقطه لحاظ شده است. در نتیجه بلوک مکعب-مستطیلی حاوی پره از 2,839,200 سلول و کل دامنه نیز از 4,338,810 سلول تشکیل شده‌اند.

برای حل جریان و شبیه‌سازی حرکت روتور از روش MRF^2 [16] در نرم‌افزار فلوئنت³ که نرم‌افزاری مهندسی برای مدل کردن جریان است، استفاده شده است. در این روش، معادلات حرکت با اضافه‌شدن جمله‌های شتاب که در اثر حرکت دستگاه مختصات از حالت ساکن به متحرک به‌وجود

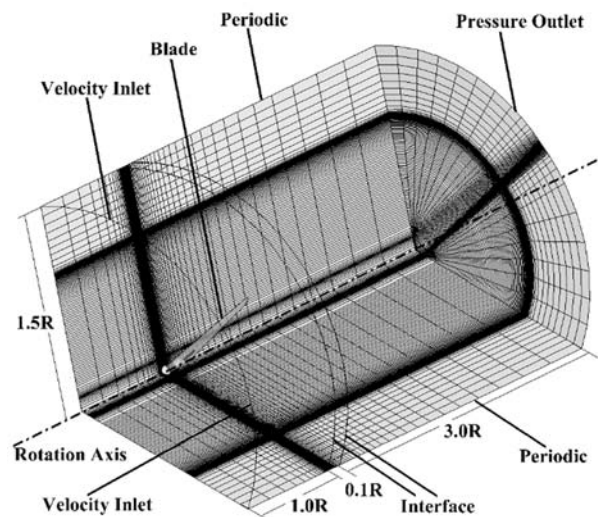


Fig. 1 Generated mesh around blade

شکل 1 شبکه محاسباتی حول پره

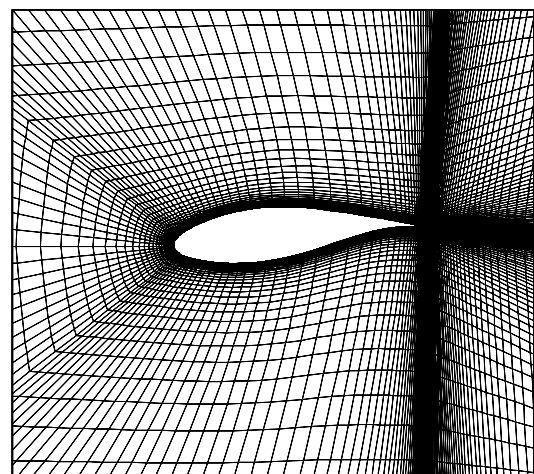


Fig. 2 Blade section at $r/R=0.64$

شکل 2 مقطعی از پره در $r/R=0.64$

¹ Interface

² Moving Reference Frame

³ Fluent

⁴ Pressure-Based

به صورت نوار) تشکیل شده است که توسط یک لایه دی الکتریک (معمولاً از جنس کاپتون) از یکدیگر جدا شده اند. الکتروود بیرونی (الکتروود آزاد) در معرض جریان هوا بوده و منبع تأمین ولتاژ به آن وصل می شود. الکتروود درونی (الکتروود محدود)، در درون لایه دی الکتریک پنهان است و با ولتاژ صفر نقش زمین را ایفا می کند [18]. در ولتاژهای به اندازه کافی بزرگ (بالا تر از یک ولتاژ بحرانی)، عملکرد موجب یونیزه شدن مولکول های هوا شده و ذرات باردار حاصله در مجاورت میدان الکتریکی حاکم باعث القای باد الکتریکی یا یونی در نزدیکی سطح می شوند. به دلیل برخورد این یون ها با ذرات خنثی هوا و انتقال مومنتوم به آن ها، جریان هوا از سمت الکتروود بیرونی به سمت الکتروود پنهان شکل می گیرد و این جریان القایی که مانند نیروی حجمی عمل می کند، به شکل یک جت دیواره خود را نشان می دهد.

شبیه سازی این پدیده به علت ترکیب پدیده یونیزاسیون و اندرکنش جریان سیال و میدان الکتریکی حاکم، بسیار پیچیده و دشوار است. چرا که برای حل دقیق این پدیده باید دو معادله ماکسول و ناویر-استوکس با یکدیگر ترکیب شوند که این ترکیب غیرخطی به دلیل وجود مقیاس های زمانی متفاوت در پدیده های فیزیکی، حلی بسیار پرهزینه خواهد داشت. در این راستا، طی ده سال اخیر مدل های مختلفی برای شبیه سازی اثر عملکرد پلاسما ارائه شده که یکی از فیزیکی ترین آنها [19] مدل الکترواستاتیک¹ است که توسط سوزن و هوانگ [20] ارائه شده است. در این مدل، از توزیع گوسی برای شبیه سازی توزیع غلظت شارژ بر روی دی الکتریک استفاده شده است. سوزن و هوانگ میدان الکتریکی کل را به دو ناحیه تقسیم کردند. ناحیه اول، میدان الکتریکی ناشی از ذرات باردار و ناحیه دوم، میدان الکتریکی ناشی از ولتاژ اعمالی به الکتروودها است. با تفکیک میدان الکتریکی و اعمال آن بر معادلات ماکسول، دو معادله بیضوی حاصل می شود که با حل آن ها، میدان پتانسیل الکتریکی و توزیع غلظت شارژ در دامنه حل، به دست می آیند. با تعیین میدان پتانسیل الکتریکی و توزیع غلظت شارژ، نیروی حجمی تولید شده به کمک معادله لورنتز محاسبه می شود و به صورت جمله چشمه به معادلات ناویر-استوکس اضافه می شود. از آن جا که معادلات مربوط به پتانسیل الکتریکی و غلظت شارژ، بیضوی هستند بنابراین مستقل از زمان بوده و در نتیجه می توان در ابتدا این دو معادله را مستقل از معادلات جریان حل کرد.

سوزن و همکاران [20] برای الگوی خود با اعمال فرض های ساده کننده در مجموعه معادلات ماکسول، دو معادله (2) و (3) را برای توزیع میدان پتانسیل الکتریکی و توزیع غلظت شارژ ارائه کردند.

معادلات (2) و (3) را می توان به صورت زیر نوشت:

$$\nabla \cdot (\epsilon_r \nabla \phi) = 0 \quad (2)$$

$$\nabla \cdot (\epsilon_r \nabla \rho_c) = \frac{\rho_c}{\lambda_d^2} \quad (3)$$

که در آن، ϵ_r ضریب نفوذپذیری نسبی²، λ_d طول دبی³، ϕ توزیع پتانسیل میدان الکتریکی و ρ_c توزیع غلظت شارژ در میدان محاسباتی است. در حالت پلاسما، مرتبه زمانی تولید غلظت شارژ در حدود نانوثانیه است و تغییرات زمانی میدان مغناطیسی قابل صرف نظر است. در این شرایط، در دستگاه معادلات (چهارگانه) ماکسول، جریان الکتریکی، القای مغناطیسی، میدان مغناطیسی و مشتقات زمانی قابل صرف نظر هستند [21]. بنابراین از مجموعه معادلات ماکسول تنها دو معادله (2) و (3) باقی می ماند. از سوی دیگر اگر طول دبی کوچک باشد و غلظت شارژ روی دیواره در مجاورت

$$\vec{f}_b = \rho_c \vec{E} = \rho_c (-\nabla \phi) \quad (4)$$

که در آن، \vec{E} بردار میدان الکتریکی است.

حل معادلات الکترواستاتیک نیز به وسیله نرم افزار فلوئنت انجام شده است. در نرم افزار فلوئنت، قابلیت اضافه کردن معادلات انتقال اسکالر تعریف شده به وسیله کاربر (یو.دی.اس.)⁴ و توابع تعریف شده به وسیله کاربر (یو.دی.اف.)⁵، وجود دارد. با توجه به قابلیت یو.دی.اس.، دو معادله انتقال اسکالر (2) و (3) برای ϕ و ρ_c به نرم افزار افزوده می شوند. همچنین با اعمال شرایط مرزی از طریق امکان یو.دی.اف.، در فرآیندی تکراری این دو معادله حل شده تا توزیع ϕ و ρ_c در میدان حل به دست آیند [20]. در نهایت به کمک معادله (4)، توزیع نیروی حجمی حاصل شده به صورت جمله چشمه به معادلات مومنتم افزوده می شود.

در پژوهش حاضر از مدل فوق برای شبیه سازی اثر عملکرد پلاسما استفاده شده است. برای اعتبارسنجی نتایج شبیه سازی پلاسما از مدل هندسی فعالیت موکوت و همکارانش [23,22] استفاده شده و نتایج حاصل با این مرجع مقایسه شده است. در این مدل هندسی که در شکل 5 نشان داده شده، الکتروودها در ابتدای یک صفحه ی تخت به ضخامت 0.75 میلی متر قرار دارند و از کاپتون به عنوان ماده دی الکتریک استفاده شده است. الکتروود آزاد به صورت یک سیم به قطر 50 میلی متر در لبه جلویی صفحه و الکتروود محدود به ضخامت 0.15 میلی متر در وسط صفحه قرار گرفته است. از آن جاکه در این چیدمان الکتروودها، الکتروود آزاد در دوطرف الکتروود محدود قرار گرفته، بنابراین در بالا و پایین صفحه به صورت متقارن، جریان القایی تولید می شود. در شکل 6، شبکه محاسباتی و قسمتی از الکتروودها نشان داده شده است. ابعاد دامنه محاسباتی مطابق [23] به شکل مستطیلی به طول 60 میلی متر و عرض 40 میلی متر در نظر گرفته شده است. باتوجه به اینکه کوچکترین سلول شبکه نباید بزرگتر از طول دبی در مجاورت الکتروودها باشد، تراکم سلول ها در این ناحیه بیشتر است. در کل میدان محاسباتی از 303 نقطه در راستای طولی و 200 نقطه در راستای عرضی استفاده شده است.

باتوجه به [23]، طول دبی 0.001 متر، بیشینه غلظت شارژ 0.00085 کولمب بر مترمکعب و پارامتر گوسی غلظت شارژ برابر با 0.3 لحاظ شده است. همچنین پارامترهای الکتریکی اعمالی به محرک ها شامل ولتاژ 4 کیلوولت و فرکانس 5 کیلوهرتز با شکل موج مربعی می باشد. هرچند ولتاژ اعمالی به صورت متناوب است، اما از آن جاکه نتایج آزمایشگاهی هم نشان می دهد، جهت نیروی حجمی تولید شده همواره از سمت الکتروود آزاد به الکتروود محدود القا می شود. همچنین مقیاس زمانی پاسخ سیال به پلاسما از مرتبه صدم ثانیه است که بسیار کمتر از مقیاس زمانی ولتاژ اعمالی با فرکانس های از مرتبه کیلوهرتز می باشد. بنابراین علی رغم متناوب بودن ولتاژ اعمالی به الکتروودها، اثر عملکرد پلاسما به صورت جریان جت القایی پایا در میدان جریان ظاهر می شود.

⁴ User Defined Scalar (UDS)

⁵ User Defined Function (UDF)

¹ Electrostatic Model

² Relative Permittivity

³ Debye Length

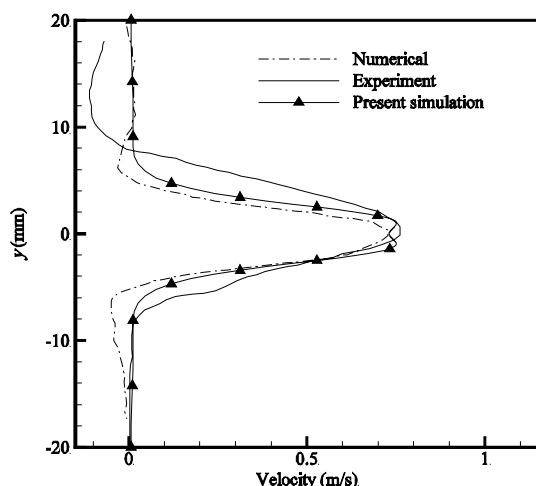


Fig. 8 Comparison between velocity profiles in $x=45$ mm

شکل 8 مقایسه پروفیل سرعت در مقطع $x=45$ mm

سرعت بیشینه القایی همراه بود. در این شکل، علت اختلاف اندک میان نتایج تجربی و عددی می‌تواند ظاهر شدن اثرات سه‌بعدی در میدان جریان باشد.

6- موقعیت‌های عملکرد پلازما روی پره

به‌منظور بررسی اثر عملکرد پلازما بر الگوی جریان روی پره روتور توربین باد و عملکرد آن، از قراردادن عملکرد در چند وضعیت مختلف روی پره استفاده شده است. در تمامی این حالت‌ها، هندسه عملکرد مشابه است. طول هر دو الکتروود 8.2 متر، عرض الکتروود آزاد 0.35 متر، عرض الکتروود محدود 0.5 متر و ضخامت الکتروودها 0.01 متر می‌باشد. در این مقاله با توجه به فعالیت‌های مشابه انجام‌شده، ولتاژ اعمالی به الکتروودها برابر 8.6 کیلوولت در نظر گرفته شده است. با مشخص بودن ولتاژ اعمالی و استفاده از روابط خطی براساس داده‌های تجربی [24] برای پارامترهای عملکرد پلازما، طول دبای برابر 0.0001 متر، بیشینه غلظت شارژ برابر 0.0925 کولمب بر مترمکعب و پارامتر گوسی غلظت شارژ برابر با 0.66 محاسبه شده است.

در جدول 1، جزئیات سه حالت مختلف قرارگیری عملکرد پلازما روی پره شامل دو حالت در نزدیکی ریشه پره (در دو موقعیت مختلف در جهت وتر پره) و یک حالت در نزدیکی نوک پره آمده‌است. در این جدول، محل قرار گرفتن الکتروودها در راستای دهانه پره، محل شروع الکتروودها در راستای وتر و به‌صورت ضربی از وتر همان مقطع برای هر سه حالت کنترلی آمده است. سرعت باد و سرعت دورانی روتور به‌ترتیب برابر 9 متربرثانیه و 1.08 رادیان بر ثانیه هستند. شکل 9 نیز مکان قرارگیری عملکردها (در نزدیکی ریشه و نوک پره) را نشان می‌دهد.

برای بررسی استقلال نتایج شبیه‌سازی اثر عملکرد پلازما از شبکه محاسباتی، مطالعه بر روی سه شبکه با تعداد سلول متفاوت انجام شده است. برای این سه شبکه، تعداد سلول‌های درون بلوک حاوی عملکرد پلازما به‌ترتیب برابر 364,800، 1,004,000 و 2,040,000 هستند. از آنجاکه بیشترین گرادیان پروفیل سرعت القایی در حالت فعال بودن عملکرد در هوای ساکن وجود دارد، بررسی استقلال حل از شبکه در این شرایط انجام می‌شود. پروفیل سرعت در مقطع $r/R = 0.22$ و به فاصله 0.75 طول وتر از لبه حمله به‌عنوان معیار مقایسه‌ی نتیجه شبکه‌های مختلف انتخاب شده است. شکل 10، پروفیل سرعت برای هر سه شبکه روی سطح بالای ایرفویل را نشان

شرایط مرزی مربوط به معادلات پلازما در شکل 7 آمده است. در مورد معادلات جریان نیز، برای مرزهای بیرونی میدان، شرط فشار خارجی¹ و مرز بین سیال و دی‌الکتریک نیز شرط دیواره قرارداده شده است. جریان به‌صورت آرام و تراکم‌ناپذیر فرض شده و الگوریتم سیمپل² با دقت مرتبه دوم برای حل میدان سرعت و فشار به‌کار رفته است.

در شکل 8 توزیع سرعت القایی به‌وسیله عملکرد در یک مقطع طولی نشان داده شده و با نتایج تجربی و عددی مرجع [23] مقایسه شده که تطابق نسبتاً خوبی را نشان می‌دهد. در این نمودار، محور افقی نشان‌دهنده سرعت برحسب متربرثانیه و محور عمودی نشان‌دهنده مختصات عرضی برحسب میلی‌متر است. طبق انتظار، سرعت در نزدیک صفحه و در ناحیه نزدیک الکتروود محدود افزایش داشته است. البته با حرکت در جهت مثبت طولی میدان، ضخامت ناحیه‌ی اثر سرعت القایی افزایش پیدا می‌کند که این افزایش ضخامت ناشی از باز شدن خطوط جریان از یکدیگر است و با کاهش در مقدار

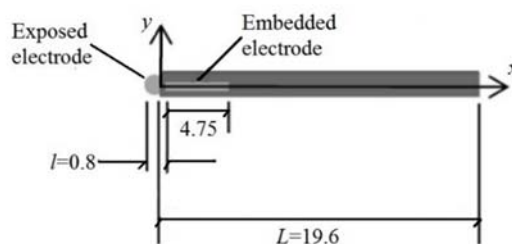


Fig. 5 Geometry of simulated plasma actuator [23]

شکل 5 هندسه عملکرد پلازمای مدل‌شده (اعداد برحسب میلی‌متر) [23]

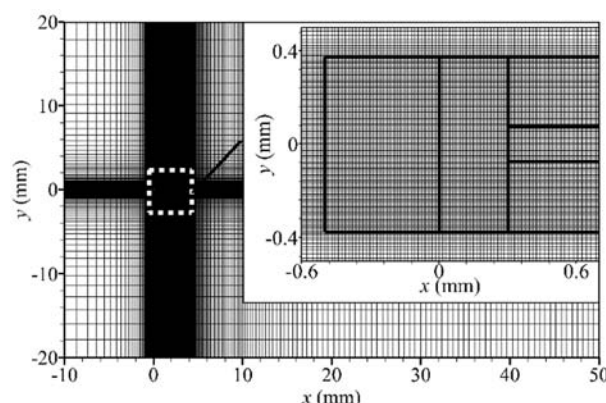


Fig. 6 Generated mesh around actuator

شکل 6 شبکه محاسباتی حول عملکرد

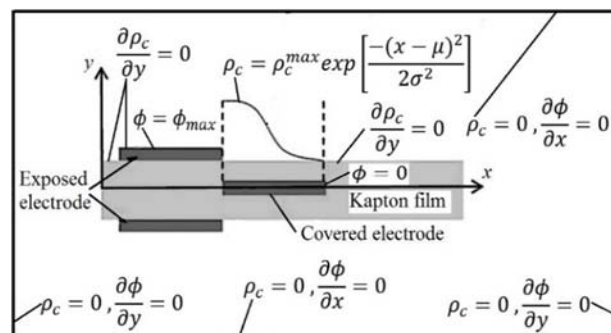


Fig. 7 Schematic of boundary condition on ϕ and ρ_c [23]

شکل 7 شرایط مرزی برای ϕ و ρ_c [23]

¹ Pressure Outlet

² Simple

در شکل 12، خطوط هم‌تراز سرعت در دو حالت غیرفعال و فعال عملکرد در مقطع 1 و 2 نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که عملکرد توانسته است با القای جریان، ناحیه کم‌سرعت نزدیک لبه فرار در سطح بالا را از بین ببرد.

در شکل 13، بردارهای سرعت در مقطع 1، برای سه حالت عملکرد غیرفعال، عملکرد فعال در حالت 1 و 2 ارائه شده است. در شکل 13-الف که عملکرد غیرفعال است، ناحیه‌ای که سرعت روی سطح بالایی ایرفویل شروع به کاهش می‌کند، نشان داده شده است. مطابق این شکل، از نقطه 0.53 طول وتر از لبه حمله به بعد، روی سطح بالایی ایرفویل، شیب پروفیل سرعت طولی کاهش یافته و شرایط لایه مرزی مستعد جدایش می‌شود. عملکرد حالت 1 (شکل 13-ب) در مرز شروع این ناحیه قرار گرفته است و توانسته با القای جریان، پروفیل سرعت را بهبود بخشد؛ اما عملکرد حالت 2 (شکل 13-ج) که در ناحیه کم‌سرعت قرار گرفته است، نتوانسته تغییر چندانی در پروفیل سرعت ایجاد کند. در شکل 14 نیز پروفیل سرعت برای عملکرد فعال در حالت 1 و 2 در مقطع 1 و برای دو فاصله‌ی متفاوت از لبه حمله باهم مقایسه شده است. مقادیر مثبت محور عمودی، مشخص‌کننده سطح بالا و مقادیر منفی، مشخص‌کننده سطح پایین ایرفویل می‌باشند. مشاهده می‌شود که عملکرد عملکرد در حالت 1 از نظر القای مومنتم به جریان و بهبود پروفیل سرعت در نزدیکی سطح بالایی پره، خیلی بهتر از عملکرد عملکرد در حالت 2 بوده است. همان‌گونه که گفته شد، دلیل این موضوع قرارگیری عملکرد حالت 1 قبل از ناحیه افت سرعت روی سطح بالایی بوده است ولی عملکرد حالت 2 که در محل شروع افت سرعت قرار گرفته است، نتوانسته به‌طور مناسب پروفیل سرعت را بهبود بخشد.

شکل 15 بردارهای سرعت را در مقطع 2 برای حالت‌های مختلف نشان می‌دهد. در این مقطع، هر دو عملکرد حالت 1 و 2 قبل از ناحیه کم‌سرعت قرار می‌گیرند و توانسته‌اند سرعت این ناحیه را افزایش دهند. بنابراین برای اینکه عملکرد پلاسما بتواند نقش خود را به خوبی ایفا کند باید قبل از ناحیه کم‌سرعت قرار داشته باشد. علت اینکه عملکرد حالت 2 در مقطع 1 در محل شروع افت سرعت قرار گرفته ولی همین عملکرد در مقطع 2 قبل از ناحیه کم‌سرعت قرار دارد، فاصله بیشتر مقطع 2 از هاب پره و در نتیجه سرعت جریان نسبی بیشتر نسبت به مقطع 1 است. به عبارتی، با حرکت به سمت نوک پره، ناحیه کم‌سرعتی که در نزدیکی لبه فرار روی سطح بالای پره وجود دارد، کوچک‌تر می‌شود.

در شکل 16، پروفیل سرعت برای دو حالت عملکرد غیرفعال و عملکرد فعال حالت 1 در مقطع 2 و برای دو فاصله‌ی متفاوت از لبه حمله باهم مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که در حالت عملکرد فعال، سرعت روی سطح بالا در نزدیکی سطح افزایش داشته و با افزایش فاصله از لبه حمله، این افزایش سرعت بیشتر می‌باشد. روی سطح پایین ایرفویل، فعال بودن عملکرد موجب کاهش سرعت شده است.

در شکل 17، توزیع ضریب فشار در مقطع 2 برای سه حالت عملکرد غیرفعال، عملکرد فعال در حالت 1 و 2 را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود هنگامی که عملکرد فعال است، پرشی در توزیع فشار سطح بالای ایرفویل این

جدول 2 مشخصات مقاطع مشخص‌شده روی پره

| شماره مقطع | % دهانه | فاصله (متر) |
|------------|---------|-------------|
| مقطع 1 | 22 | 14.0 |
| مقطع 2 | 29 | 18.0 |
| مقطع 3 | 77 | 48.6 |

می‌دهد. مشاهده می‌شود اختلاف چندانی بین نتایج استفاده از شبکه 2 و 3 وجود ندارد.

7- نتایج و بحث

به‌منظور بررسی دقیق‌تر فیزیک جریان و تأثیر عملکرد بر جریان در هر یک از سه حالت معرفی‌شده در جدول 1 و مقایسه بین این حالت‌ها، نتایج در سه مقطع از پره که مشخصات آنها در جدول 2 آمده، ارائه شده است.

در شکل 11، خطوط هم‌تراز پتانسیل الکتریکی و غلظت شارژ الکتریکی به‌صورت بی‌بعد در دو مقطع نمایش داده شده است. مطابق انتظار و باتوجه به شرایط مرزی، مقدار پتانسیل الکتریکی بی‌بعد روی الکترود آزاد و محدود به‌ترتیب 0 و 1 است (شکل بالا-چپ). همچنین مقدار غلظت شارژ بی‌بعد روی صفحه بالای الکترود محدود، (با حرکت از سمت چپ به راست) از مقدار بیشینه 1 به مقدار 0 رسیده است (شکل پایین-چپ) که بیانگر توزیع نیم‌گوسی می‌باشد.

جدول 1 مشخصات حالت‌های کنترلی مختلف

| مکان پلاسما | حالت | محل پلاسما در راستای دهانه پره (متر) | محل شروع الکترود آزاد در الکترود محدود در توان خروجی (متر) | % افزایش |
|-------------|------|--------------------------------------|--|----------|
| ریشه 1 | 1 | 11.75-19.95 | 0.34c | 0.43c |
| ریشه 2 | 2 | 11.75-19.95 | 0.54c | 0.63c |
| نوک 3 | 3 | 44.55-52.75 | 0.34c | 0.43c |

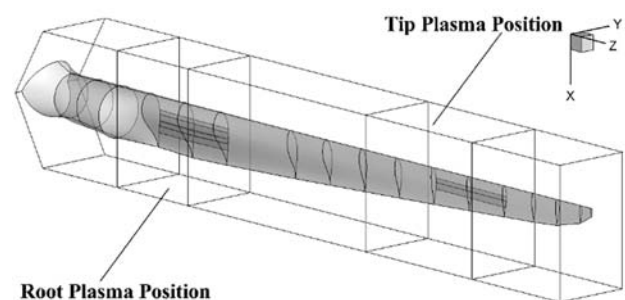
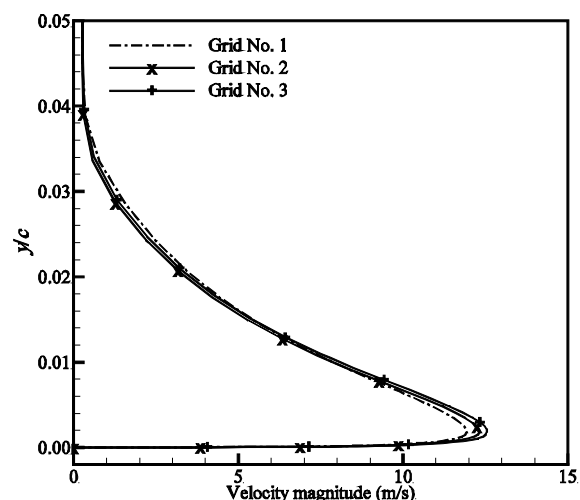


Fig. 9 Different cases location of plasma actuators

شکل 9 مکان‌های مختلف نصب عملکرد پلاسما

Fig. 10 Velocity profile at $x/c=0.75$ at $r/R=0.50$

شکل 10 پروفیل سرعت در $r/R=0.50$ و $x/c=0.75$

به وسیله عملکرد به وجود آمده است و مکان آنها در نزدیکی محل آغاز الکتروود محدود است. بعد از ناحیه پرش، مقدار فشار به صورت پیوسته کاهش یافته است درحالی که در حالت عملکرد غیرفعال، گرادیان فشار نامطلوب دیده می شود. همچنین مشاهده می شود مقدار فشار در سطح بالای ایرفویل در حالت عملکرد فعال، مقدار منفی تری نسبت به حالت غیرفعال دارد (که بیانگر افت فشار است). همچنین، افزایش فشار در سطح پایین ایرفویل دیده می شود. سطح زیر نمودار ضریب فشار برای عملکرد فعال حالت 1 حدود 15 درصد و برای حالت 2 حدود 13 درصد بیشتر از حالت غیرفعال عملکرد است؛ در نتیجه نیروی تولیدی مقطع در اثر فعالیت عملکرد پلاسما، افزایش می یابد. در شکل 18، مقایسه ای بین پروفیل سرعت در حالت غیرفعال با عملکرد عملکرد در حالت 1 (مقطع 2) و حالت 3 (مقطع 3) در فاصله 0.95 برابر طول وتر از لبه حمله انجام شده است. مشاهده می شود که عملکرد فعال حالت 3 نسبت به غیرفعال بودن عملکرد در مقطع 3، تغییر چندانی در پروفیل سرعت ایجاد نکرده است، درحالی که افزایش سرعت توسط عملکرد فعال حالت 1 در مقطع 2 محسوس است. با دقت در اندازه مقادیر سرعت در این دو مقطع، می توان به دلیل این موضوع پی برد، سرعت جریان در نزدیکی سطح بالای پره در مقاطع 2 و 3 و در فاصله 0.95 برابر طول وتر از لبه حمله، به ترتیب در حدود 10 و 56 (به دلیل فاصله بیشتر از هاب توربین) متر بر ثانیه هستند. مشخص است که عملکرد عملکرد با افزایش سرعت دچار افت می شود و نمی تواند به خوبی هوای اطراف خود را تحت تأثیر قرار دهد و جریان القایی قدرتمند تولید کند.

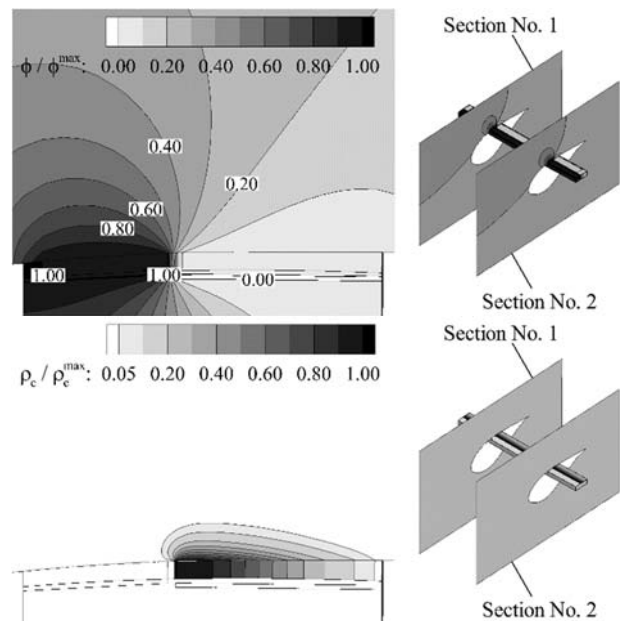
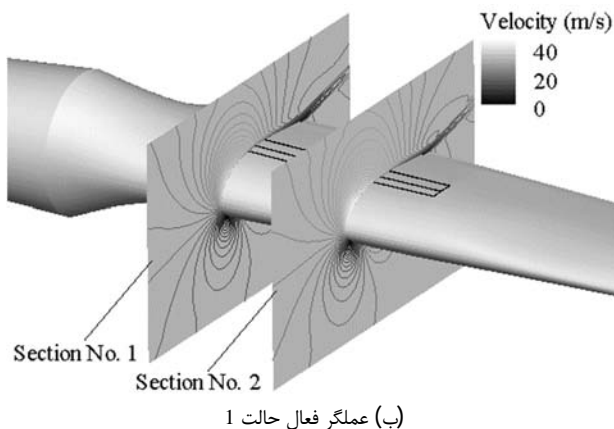


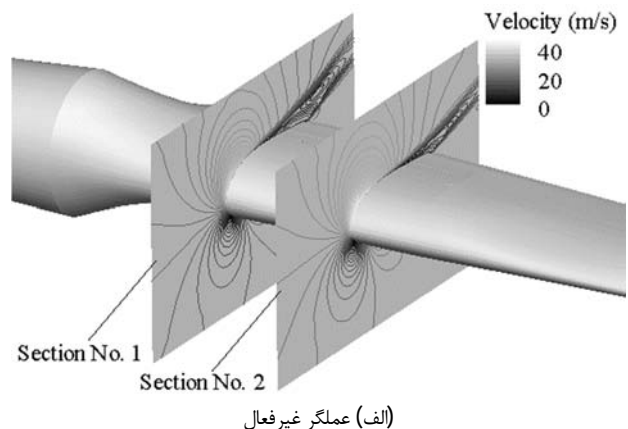
Fig. 11 Contour of non-dimensional ϕ (top) and ρ_c (bottom)

شکل 11 خطوط هم تراز ϕ (بالا) و ρ_c (پایین) به صورت بی بعد

مقطع رخ داده است. این پرش یا شکستگی، به دلیل القای جت جریان



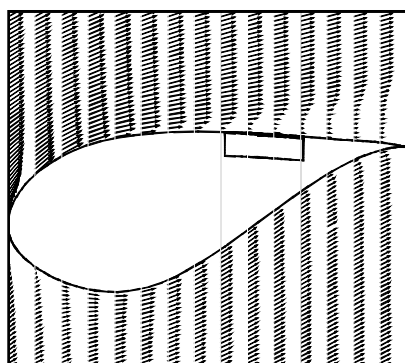
(ب) عملکرد فعال حالت 1



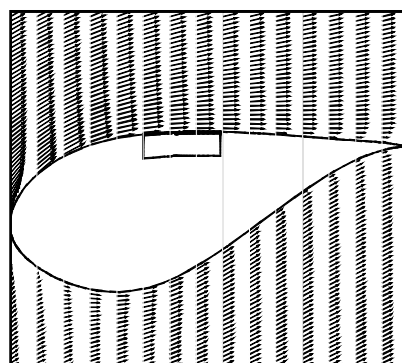
(الف) عملکرد غیرفعال

Fig. 12 Contour of velocity in plasma off and on for case 1

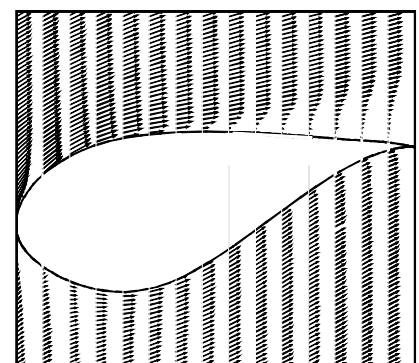
شکل 12 خطوط هم تراز سرعت در حالت غیرفعال و فعال عملکرد حالت 1



(ج) عملکرد فعال حالت 2



(ب) عملکرد فعال حالت 1



(الف) عملکرد غیرفعال

Fig. 13 Velocity vector in plasma off and on for case 1 and 2 at section 1

شکل 13 بردار سرعت در حالت غیرفعال و فعال عملکرد حالت 1 و 2 در مقطع 1

تغییر الگوی جریان روی پره و در نتیجه نیروهای آیرودینامیکی تولیدی توسط روتور شده است. با انتگرال گیری از توزیع فشار در طول پره، گشتاور آیرودینامیکی حول هاب و در نتیجه توان خروجی روتور محاسبه شده و نتایج در ستون آخر جدول 1 آمده است. نتایج نشان می دهد که درصد افزایش توان توربین برای حالت های 1 تا 3 به ترتیب برابر 1.18، 1.101 و 0.466 بوده است. مشاهده می شود که برای تمامی حالت ها، افزایش توان حاصل شده ولی هنگامی که عملکرد در نزدیکی ریشه پره قرارداد، تأثیر آن بیشتر از زمانی است که در نزدیکی نوک پره نصب شده است.

8- نتیجه گیری

در این پژوهش، امکان استفاده از عملکرد پلازما به عنوان ابزاری برای کنترل جریان روی پره روتور توربین باد 5 مگاواتی مرجع ان.آر.ای.ال. و افزایش توان خروجی آن بررسی شده است. برای این کار، عملکرد پلازما با مشخصات معرفی شده در این مقاله در سه موقعیت در نزدیکی ریشه و نوک پره قرار داده شد. نتایج نشان داد که اعمال عملکرد برای تمامی حالت ها روی پره باعث تغییر الگوی جریان روی پره و در نتیجه افزایش نیروهای آیرودینامیکی، گشتاور تولیدی و توان خروجی توسط روتور شده است. ولی باتوجه به افت عملکرد عملکرد در سرعت های زیاد جریان نسبی روی روتور، هنگامی که

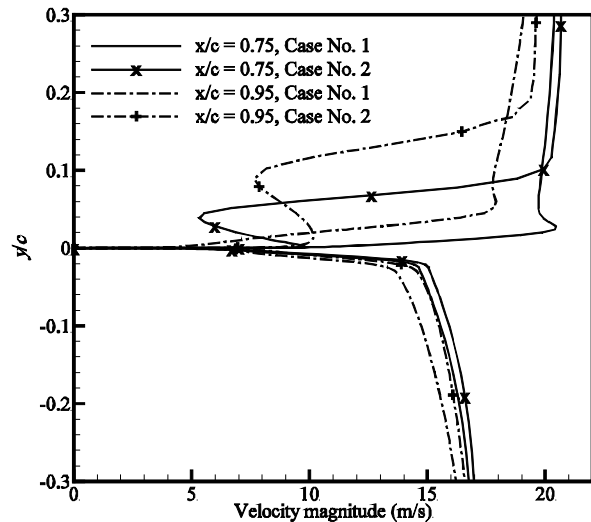


Fig. 14 Comparison of velocity profile in plasma on for case 1 and 2 at section 1

شکل 14 مقایسه پروفیل سرعت در حالت فعال عملکرد حالت 1 و 2 در مقطع 1

اعمال عملکرد پلازما در سه موقعیت معرفی شده در جدول 1 روی پره باعث

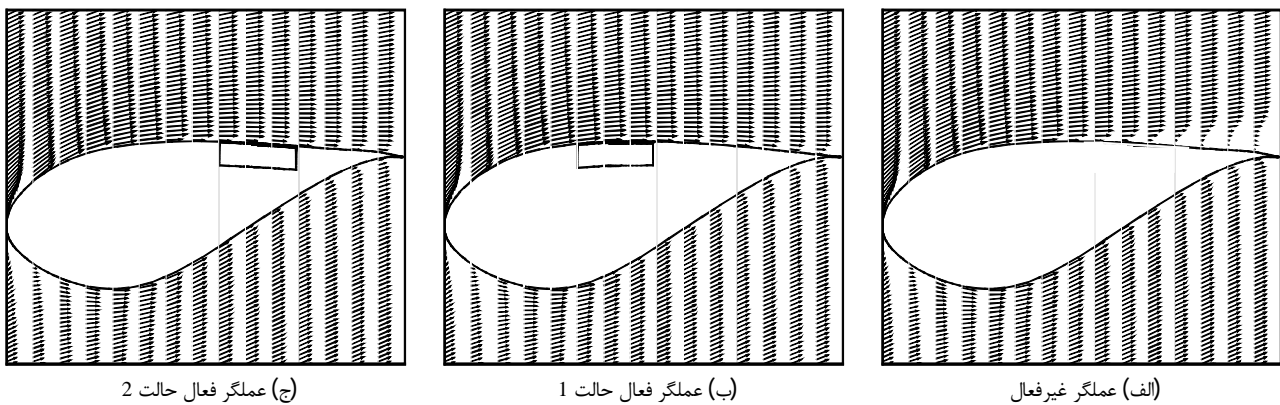


Fig. 15 Vector of velocity in plasma off and on for case 1 and 2 at section 2

شکل 15 بردار سرعت برای عملکرد غیرفعال و فعال حالت 1 و 2 در مقطع 2

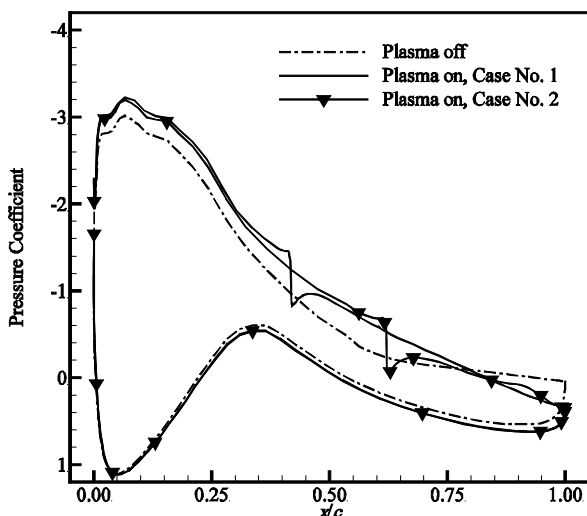


Fig. 17 Pressure coefficient distribution as a function of dimensionless chord length in plasma off and on for case 1 and 2 at section 2

شکل 17 توزیع ضریب فشار بر حسب طول بی بعد برای عملکرد غیرفعال و فعال حالت 1 و 2 در مقطع 2

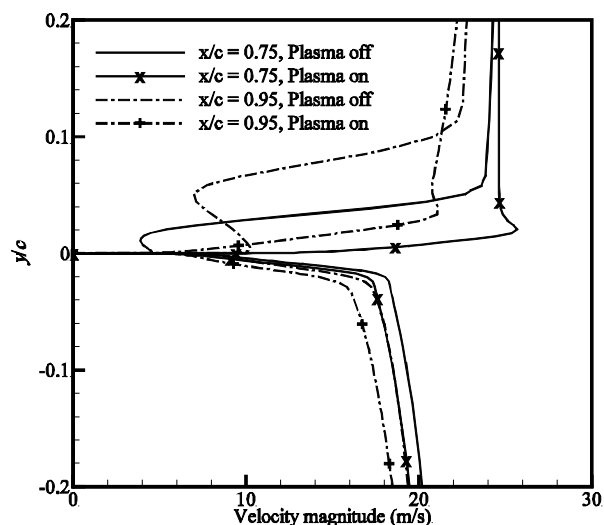


Fig. 16 Comparison of velocity profile in plasma off and on for case 1 at section 2

شکل 16 مقایسه پروفیل سرعت برای عملکرد غیرفعال و فعال حالت 1 در مقطع 2

- [6] N. Benard, E. Moreau, Electrical and mechanical characteristics of surface AC dielectric barrier discharge plasma actuators applied to airflow control, *Experiments in Fluids*, Vol. 55, No. 11, pp. 1-43, 2014.
- [7] *The European offshore wind industry-key trends and statistics 2015*, A report by the European Wind Energy Association (EWEA), 2016.
- [8] R. C. Nelson, T. C. Corke, H. Othman, M. P. Patel, S. Vasudevan, T. Ng, A smart wind turbine blade using distributed plasma actuators for improved performance, *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, January 7-10, 2008.
- [9] D. Greenblatt, M. Schulman, A. Ben-Harav, Vertical axis wind turbine performance enhancement using plasma actuators, *Renewable Energy*, Vol. 37, No. 1, pp. 345-354, 2012.
- [10] M. Kotsonis, R. Pul, L. Veldhuis, Experimental study on airfoil circulation control using plasma actuators, *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, San Diego, CA, USA, June 24-27, 2013.
- [11] H. Aono, Y. Abe, M. Sato, A. Yakeno, K. Okada, T. Nonomura, K. Fujii, Flow control using a DBD plasma actuator for horizontal-axis wind turbine blades of simple experimental model, *The 11th World Congress on Computational Mechanics*, Barcelona, Spain, July 20-25, 2014.
- [12] J. A. Cooney, Ch. Szlatenyi, N. E. Fine, The development and demonstration of a plasma flow control system on a 20 kW wind turbine, *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, San Diego, California, USA, 2016.
- [13] J. Jonkman, S. Butterfield, W. Musial, G. Scott, *Definition of a 5-MW Reference Wind Turbine for Offshore System Development*, Technical Report NREL-TP-500-38060, National Renewable Energy Laboratory, 2009.
- [14] F. Viallapando, M. Reggio, A. Ilinca, Numerical study of flow around iced wind turbine airfoil, *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 6, No. 1, pp. 39-45, 2012.
- [15] Y. Bazilevs, M. C. Hsu, I. Akkerman, S. Wright, K. Takizawa, B. Henicke, T. Spielman, T. E. Tezduyar, 3D simulation of wind turbine rotors at full scale. Part I: Geometry modeling and aerodynamics, *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 65, No. 1-3, pp. 207-235, 2011.
- [16] M. H. Giahhi, A. Jafarian Dehkordi, FSI simulation of a small size horizontal axis wind turbine to investigate the effects of blade thickness and material on blade deformation, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 5, pp. 145-152, 2015. (in Persian فارسی)
- [17] G. Bernardi, *Feasibility Study of a 3D CFD Solution for FSI Investigations on NREL 5MW Wind Turbine Blade*, Master of Science Thesis, KTH School of Industrial Engineering and Management Energy Technology, EGI-2015-006MSC EKV1077, 2015.
- [18] A. Rafi, N. Amanifard, H. Mohaddes Deylami, F. Dolati, Numerical investigation of the plasma actuator effects on the flow field and heat transfer coefficient in a flat channel, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 6, pp. 23-30, 2015. (in Persian فارسی)
- [19] R. Thompson, T. Moeller, Numerical investigations of plasma actuator lorentz body forces, *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Nashville, Tennessee, USA, January 9-12, 2012.
- [20] Y. Suzen, G. Huang, Simulations of flow separation control using plasma actuators, *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, January 9-12, 2006.
- [21] D. M. Orlove, T. C. Corke, Numerical simulation of aerodynamic plasma actuator effects, *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, January 10-13, 2005.
- [22] A. Mukut, H. Mizunuma, O. Hiromichi, T. Segawa, Winglet type dielectric barrier discharge plasma actuators: performance characterization and numerical comparison, *Procedia Engineering*, Vol. 105, pp. 250-257, 2015.
- [23] A. Mukut, H. Mizunuma, H. Obara, T. Segawa, Flow characteristics induced by winglet-type plasma actuators, *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol. 8, No. 3, pp. 396-406, 2013.
- [24] M. Kotsonis, S. Ghaemi, L. Veldhuis, F. Scarano, Measurement of the body force field of plasma actuators, *Journal of Physics D: Applied Physics*, Vol. 44, No. 4, pp. 045204, 2011.

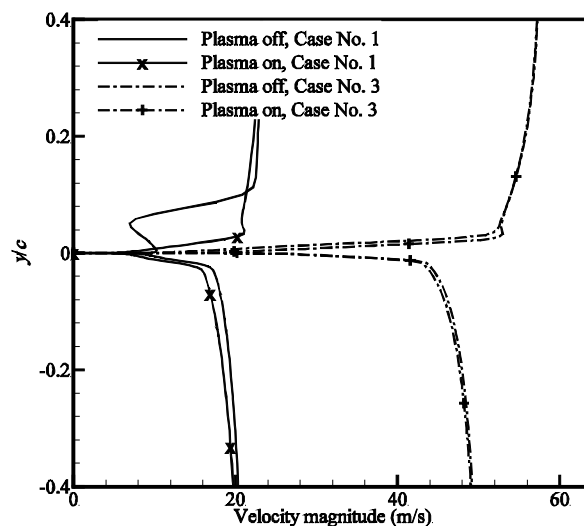


Fig. 18 Comparison of velocity profile at $x/c=0.95$ in plasma off and on for case 1 and 3 at section 2 and 3

شکل 18 مقایسه پروفیل سرعت در $x/c=0.95$ برای عملگر غیرفعال و فعال حالت 1 و 3 در مقاطع 2 و 3

عملگر در نزدیکی ریشه پره قرار دارد، تأثیر آن بیشتر از زمانی است که در نزدیکی نوک پره نصب شده است. همچنین با قرارگیری عملگر در ناحیه کم‌سرعت روی سطح بالایی مقطع پره، کارایی آن افت می‌کند و برای بهره‌وری بیشتر، بهتر است عملگر در مرز ناحیه کم‌سرعت (یا ناحیه جدایش) قرار داده شود. بیشترین درصد افزایش توان توربین برای حالت 1 برابر 1.18 بوده است که در سرعت باد 9 متربر ثانیه معادل حدود 35 کیلووات می‌باشد. بنابراین اعمال روش پیشنهادی برای توربین‌های یک مزرعه بادی می‌تواند در افزایش راندامان مزرعه مؤثر باشد.

9- مراجع

- [1] S. El-Khabiry, G. M. Colver, Drag reduction by dc corona discharge along an electrically conductive flat plate for small Reynolds number flow, *Physics of Fluids*, Vol. 9, No. 3, 587-599, 1997.
- [2] J. Roth, D. Sherman, S. Wilkinson, Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma, *36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, USA, January 12-15, 1998.
- [3] S. Johnson, C. P. Van Dam, D. E. Berg, *Active load control techniques for wind turbines*, SANDIA Report, SAND2008-4809, Sandia National Laboratories, 2008.
- [4] J. Kriegseis, B. Simon, S. Grundmann, Towards in-flight applications? a review on dielectric barrier discharge-based boundary-layer control, *Applied Mechanic Review*, Vol. 68, No. 2, pp. 1-41, 2016.
- [5] M. Kotsonis, Diagnostics for characterisation of plasma actuators, *Measurement Science and Technology*, Vol. 26, No. 9, pp. 1-35, 2015.