مجله مهندسی مکانیک مدرس، بهمن 1395، دوره 16، شماره 11، ص‌ص 1-11

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

بهینه‌سازی آیرودینامیکی پره توربین بادی محور افقی رده مگاواتی با استفاده از الگوریتم ازدحام ذرات

امیر نجات[1*]، حمید رضا کاویانی[2]

1- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران
2- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران
* تهران، 1439955963، nejat@ut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 22 تیر 1395
پذیرش: 07 شهریور 1395
ارائه در سایت: 05 آبان 1395

کلید واژگان:
بهینه‌سازی
آیرودینامیک
الگوریتم ازدحام ذرات
توربین بادی محور افقی

چکیده

در این مقاله یک روش بهینه‌سازی آیرودینامیکی سریع و کارآمد برای توربین‌های بادی کلاس مگاوات ارائه شده است. برای این منظور توربین بادی دبلیوپی-پایه با توان خروجی نامی یک و نیم مگاوات به عنوان مورد آزمون استفاده می‌شود. در این تحقیق از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات استفاده شده است. برای افزایش کارآیی و سرعت چرخه بهینه‌سازی مطالعه پارامتری بر روی روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات انجام شده است. برای محدود کردن تعداد متغیرها از روش انتقال تابع کلاس/تابع شکل برای پارامتری نمودن هندسه پره استفاده شده و درجه مناسب چند جمله‌ای توابع شکل برای ایرفویل اس-818، اس-825 و اس-826 تعیین شده است. روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره برای برآورد توان خروجی توربین باد در چرخه بهینه‌سازی استفاده می‌شود. بدین منظور ابتدا اعتبار این روش بوسیله مقایسه با داده‌های تجربی و داده‌های دینامیک سیالات محاسباتی توربین آ-او-سی مورد بررسی قرار می‌گیرد. داده‌های آیرودینامیکی مورد نیاز برای روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره با استفاده از نرم‌افزار ایکس‌فویل بدست می‌آید. داده‌های خروجی نرم‌افزار ایکس‌فویل و دینامیک سیالات محاسباتی برای ضریب فشار ایرفویل با استفاده از داده‌های تجربی اعتبار سنجی شده است. زاویه پیچش، وتر و سه نوع ایرفویل مورد استفاده برای تمام بخش‌های پره‌های توربین بهینه‌سازی شده است. بهینه‌سازی با استفاده از قیود واقع‌بینانه انجام شده است. عملکرد هندسه بهینه‌سازی شده نهایی از طریق معادلات حالت پایای تراکم ناپذیر ناویر-استوکس همراه با مدل آشفتگی انتقال تنش برشی شبیه‌سازی شده است. نتایج نشان می‌دهند که حدود شش درصد افزایش توان برای توربین بدست آمده است.

Aerodynamic optimization of a megawatt class horizontal axis wind turbine blade with particle swarm optimization algorithm

Amir Nejat*, Hamid Reza Kaviyani

Department of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran
* P.O.B. 1439955963, Tehran, Iran, nejat@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 12 July 2016
Accepted 28 August 2016
Available Online 26 October 2016

Keywords:
Optimization
Aerodynamic
Horizontal axis wind turbine
Particle swarm algorithm

ABSTRACT

This paper presents a fast and efficient aerodynamic optimization method for megawatt class wind turbines. For this purpose WP_Baseline 1.5 MW wind turbine is used as a test case. Modified particle swarm optimization (PSO) algorithm is used in this study. PSO parameteric studies are conducted, to increase both efficiency and speed of optimization cycle. Since in aerodynamic optimization, it is very desirable to limit the number of the variables, in this study geometric class/shape function transformation technique (CST) is used for blade geometry parameterization and the appropriate order of shape function polynomial is proposed for S818, S825 and S826 airfoils. Improved Blade Element Momentum (IBEM) theory is implemented for wind turbine power output estimation, and validated with experimental and Computational Fluid Dynamic (CFD) data of AOC wind turbine. The aerodynamic data needed for IBEM is provided by XFoil software. XFoil output data for pressure coefficient and wall shear stress which are validated against experimental and CFD data, are applied as the aerodynamic input data for IBEM method.

The twist, the chord and 3 types of airfoil for all sections of the turbine blade are optimized using IBEM method. Optimization is performed with realistic constraints to produce feasible geometry. The performance of the final optimized geometry is simulated via 3D steady incompressible Navier–Stokes equations coupled with Transition SST Model CFD simulation to predict the performance improvement. The results show about 6 percent power enhancement for WP_Baseline wind turbine.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

A. Nejat, H. R. Kaviyani, Aerodynamic optimization of a megawatt class horizontal axis wind turbine blade with particle swarm optimization algorithm, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 99, No. 9, pp. 9-99, 9999 (in Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-27]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.11.17.0]

1- مقدمه

کاهش ذخایر سوخت‌های فسیلی و اثر نامطلوب استفاده از آن بر محیط زیست، نیاز به منابع انرژی تجدید پذیر را ایجاد نموده است. از سال 2000 بطور متوسط هرساله 24 درصد به ظرفیت برق بادی افزوده شده است [1].

ناهمواری سطح زمین بر پروفیل باد تأثیر می‌گذارد و سطح اغتشاش را افزایش می‌دهد. با استفاده از توربین‌های بادی بزرگ دارای برج بلندتر دسترسی به جریان باد با اغتشاش کمتر و سرعت بالاتر فراهم می‌شود [2]. قدرت باد خروجی توربین با مکعب سرعت باد و مربع قطر روتور افزایش می‌یابد [3]، پس توربین‌های باد بزرگ صنعتی ظرفیت بیشتری در استخراج انرژی باد با هزینه کمتر دارند. در حالی که اندازه متوسط توربین باد در هر کشور و منطقه متفاوت است، توان متوسط توربین‌های بادی نصب شده در دنیا 1.34 مگاوات است و این مقدار دایم در حال افزایش است [4]. از این‌رو، توربین‌های بادی کلاس مگاوات در آینده صنعت توربین باد نقش مهمی دارند.

مشخصات هندسی پره توربین شامل زاویه پیچش، وتر و طول ایرفویل نقش کلیدی در استحصال توان از باد دارند. تحقیقات بسیاری بر روی بهینه‌سازی آیرودینامیکی توربین بادی انجام شده است. رودریگز [5] اقدام به بهینه‌سازی توربین باد آ-او-سی[1] و توربین باد ان-آر-ای-ال-فاز6 نموده است. در چرخه بهینه‌سازی، توان توربین‌ها با استفاده از نظریه اندازه حرکت المان پره محاسبه شده است. در این تحقیق از روش نربز[2] برای پارامتری نمودن ایرفویل استفاده شده است. داده‌های آیرودینامیک برای ایرفویل‌های حاصل در چرخه بهینه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار ایکس‌فویل[3] [6] بدست آمده است. این نرم‌افزار با استفاده از روش پانل[4] مدلسازی جریان دوبعدی را انجام می‌دهد. جیم و همکاران [7] سه نوع ایرفویل را با استفاده از الگوریتم ژنتیک بهینه نموده‌اند. ایشان پارامتری نمودن ایرفویل را بر اساس توصیف ریاضی منحنی بزییر[5] انجام داده و نرم‌افزار آیرودینامیکی آرفویل[6] را برای بدست آوردن ضراب آیرودینامیکی ایرفویل‌های جدید بکار برده‌اند. تابع هدف در این تحقیق نسبت ضریب نیروی برآ به ضریب نیروی پسا بوده است. تمام بخش‌های مورد استفاده در این تحقیق در نرم‌افزار پایتون[7] یکپارچه شده بود. پرفیلوو [8] با استفاده از روش اندازه حرکت المان پره و نرم‌افزار ایکس‌فویل برای بهینه‌سازی وتر و زاویه پیچش توربین باد دبلیوپی-پایه[8] اقدام نموده است. او بجای بهینه‌سازی ایرفویل پره، از مجموعه ای از ایرفویل‌های موجود بعنوان جایگزین برای ایرفویل‌های اس-818، اس- 825 و اس-826 استفاده نموده است. جانگسما [9] بهینه‌سازی ایرفویل دوبعدی را با استفاده از روش گرادیانی و محاسبات آیرودینامیکی را با کمک نرم‌افزار مبتنی بر معادله اویلر انجام داده است. روش پارامتری نمودن در این تحقیق روش نربز بوده و تابع هدف افزایش نسبت ضریب برآ به ضریب پسا بوده است. در این تحقیق کاهش ضریب نیروی پسای معادل 34.1 درصد برای یک مقدار ثابت از ضریب برآ به دست آمده است. العبادی و همکاران [10] از نظریه اشمیت و روش اندازه حرکت المان پره برای بهینه‌سازی وتر و زاویه پیچش پره یک توربین بادی محور افقی براساس یک الگوریتم گرادیانی استفاده نموده است. نظریه اشمیت برای طراحی اولیه پره استفاده شد. تابع هدف در این تحقیق ضریب قدرت توربین بود و برای سنجش اعتبار چرخه بهینه‌سازی، توان توربین در ابتدا و انتها توسط شبیه‌سازی عددی مورد محاسبه قرار گرفت. میشرا و همکاران [11] طراحی و بهینه‌سازی زاویه پیچش پره و طول وتر را با کمک نظریه اندازه حرکت المان پره انجام داده‌اند. ایرفویل مورد استفاده در تحقیق ایشان اس-809 بوده است. ایشان با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی پره بهینه شده را اعتبار سنجی نموده‌اند.

آشوری و همکاران [12] بهینه‌سازی آیرودینامیکی و سازه‌ای روتور و برج را انجام دادند. در تحقیق ایشان قیمت تمام شده انرژی بدست آمده بعنوان تابع هدف استفاده شده است. متغیرهای طراحی عبارت بودند از: طول پره، وتر، زاویه پیچش، سرعت چرخش و ضخامت سازه پره. در تحقیق آشوری یک توربین بادی پنج مگاواتی توربین برای مطالعه موردی انتخاب و 2.3 درصد کاهش در هزینه تمام شده برای استحصال انرژی به دست آمد. مراد تبریزی و نجات [13] بهینه‌سازی آیرودینامیکی پره توربین بادی 5 مگاواتی را بر پایه تئوری اندازه حرکت المان پره انجام دادند. در تحقیق ایشان بهینه‌سازی زاویه پیچش با استفاده از الگوریتم ژنتیک و با استفاده از خم بزیر انجام شده و تولید انرژی سالیانه به عنوان تابع هدف انتخاب شده است.

در تحقیقاتی که بدان اشاره شد، در بهبود آیرودینامیک پره تنها به بخشی از پارامترهای هندسی پرداخته شده است. از آنجا که عملکرد پره به هر سه پارامتر شکل ایرفویل، توزیع طول وتر و زاویه پیچش پره مرتبط است، هدف از مطالعه حاضر بهینه‌سازی زاویه پیچش و وتر با سه نوع ایرفویل بکاررفته در پره توربین بادی یک و نیم مگاواتی دبلیوپی-پایه با استفاده از قیود واقع‌بینانه است. با توجه به تعداد زیاد متغیرهای هندسی در بهینه‌سازی پره و زمانبر بودن استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی سه بعدی، در این تحقیق از یک روش سریع مبتنی بر پارامتری نمودن هندسه و بکارگیری روش اندازه حرکت المان پره استفاده شده است. محاسبه خطا برای هریک از روشهای بکار رفته انجام شده است و درجه مناسب چند جمله‌ای توابع شکل برای ایرفویل اس-818، اس- 825 و اس-826 تعیین شده است. برای افزایش کارآیی و سرعت چرخه بهینه‌سازی مطالعه پارامتری بر روی روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات انجام شده است و پارامترهای پیشنهادی ارائه شده است.

برای رسیدن به این هدف یک برنامه بهینه‌سازی به کمک نرم‌افزار متلب نوشته شده است. اعتبار سنجی تمامی روشهای بکار رفته در این تحقیق انجام شده و پس از انجام بهینه‌سازی اعتبار هندسه نهایی با استفاده از شبیه‌سازی سه بعدی، حالت-پایا و تراکم ناپذیر معادلات ناویر-استوکس با مدل آشفتگی گذرای انتقال تنش برشی اعتبار سنجی شده است.

2- روش انجام محاسبات

2-1- محاسبات آیرودینامیک به روش اندازه حرکت المان پره

نظریه اندازه حرکت المان پره[9] یکی از قدیمی‌ترین و متداول‌ترین روش‌های محاسبه سرعت‌های القایی برای پره توربین بادی است. نحوه استخراج این روش در کتاب کاربردهای انرژی بادی [14] توضیح داده شده است. به دلیل سادگی، نظریه اندازه حرکت المان پره دارای محدودیت‌هایی است. نظریه اندازه حرکت المان پره زمانی که پره زاویه مخروطی زیادی دارد دیگر معتبر نیست. یکی دیگر از محدودیت نظریه اندازه حرکت المان پره بر اساس این فرض شکل می‌گیرد که نیروهای عمل کننده در المان پره اساسا دو بعدی است، و جریان در طول پره نادیده گرفته شده است. این فرض دلالت بر این دارد که در طول پره تغییرات فشار بسیار کمی وجود دارد که نمی‌تواند جریان

[1] AOC 15/50
[2] Non-Uniform Rational B-Splines (NURBS)
[3] XFoil
[4] Panel Method
[5] Bézier
[6] Rfoil
[7] Python
[8] WP_Baseline

[9]. Blade Element Momentum (BEM)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-27]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.11.17.0]

در جهت طول پره ایجاد کند. در نتیجه این روش برای روتورهای دارای بارگذاری بالا و گرادیان فشار زیاد در طول پره دارای دقت کمتری است. برخی از محدودیت‌های دیگر نظریه اصلی شامل مدل نکردن اثر گرداب نوک یا مرکز هاب بر سرعت‌های القایی و ناتوانی در محاسبه اثر زاویه بردار سرعت هوای ورودی است. به رغم محدودیت‌های ذکر شده در بالا، نظریه اندازه حرکت المان پره به طور گسترده به عنوان یک مدل قابل اعتماد برای محاسبه سرعت القایی و نیروهای المانی در پره توربین بادی استفاده می‌شود.

قبل از استفاده از این نظریه، پاره‌ای از اصلاحات صورت می‌گیرد که شامل این موارد می‌باشد: اصلاح افت ناشی از ریزش گردابه‌ها در قسمت هاب و نوک پره[1] [15]، اصلاح گلوئرت[2] برای سرعت‌های القایی بزرگتر از 0.4 [16]، اصلاح اثر برج[3] [17] و اصلاح اثر واماندگی دینامیک[4] [18].

روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره برای هر ایرفویل نیاز به جدول ضرایب آیرودینامیکی در زوایای حمله مختلف دارد که در طول بهینه‌سازی توسط نرم‌افزار ایکس‌فویل تهیه می‌شود.

2-2- پارامتری نمودن هندسه پره

برای بهینه‌سازی آیرودینامیکی، محدود کردن تعداد متغیرها بسیار مطلوب است. در این تحقیق، روش سی‌اس‌تی[5] [19] برای پارامتری نمودن هندسه پره استفاده می‌شود. شکل 1 متغیرهای روش سی‌اس‌تی برای یک ایرفویل را نشان می‌دهد.

در روش سی‌اس‌تی، یک تابع کلاس برای تعیین هندسه کلی مساله (مربع، بیضی، ایرفویل و مانند آن) استفاده می‌شود و جزئیات هندسه مانند شعاع لبه حمله و زاویه انتهایی لبه فرار با استفاده از تابع شکل نمایش داده می‌شود. روش سی‌اس‌تی بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$\xi = C(\psi) \times S(\psi) + \psi\Delta\xi \quad (1)$$

$$C(\psi) = \sqrt{\psi}(1-\psi) \quad (2)$$

$$S(\psi) = \sum_{r=0}^{n} A_i \frac{n!}{r!\,(n-r)!}(1-\psi)^{n-r}\psi^r \quad (3)$$

در روابط فوق $\xi = z/c$ و $\psi = x/c$ ، c وتر ایرفویل و A_i ضرایب چند جمله‌ای برن‌اشتاین[6] است. $C(\psi)$ و $S(\psi)$ به ترتیب تابع کلاس و شکل هستند. روابط سی‌اس‌تی به صورت دقیق توسط برندا [19] تشریح شده است.

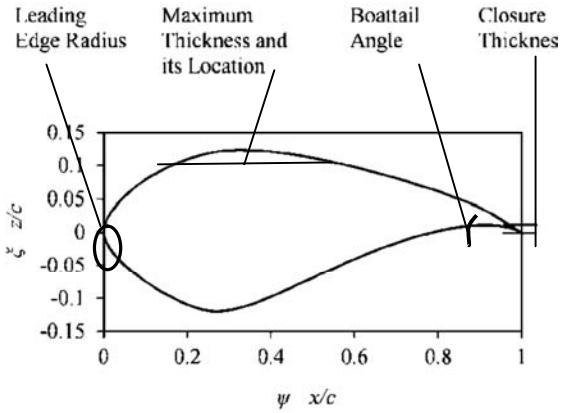

Fig. 1 CST variables for a typical airfoil

شکل 1 متغیرهای روش سی‌اس‌تی برای یک ایرفویل

[1] Tip-loss correction and hub-loss correction
[2] Glauert correction
[3] Tower influence correction
[4] Dynamic stall model
[5] Class/Shape function Transformation (CST)
[6] Bernstein

2-3- مدل آشفتگی انتقال تنش برشی

مدلهای دو معادله‌ای به طور گسترده به منظور مدل نمودن تنش‌های رینولدز، برای حل معادلات رنز[7] در دینامیک سیالات محاسباتی[8] بکار می‌روند.

مدل آشفتگی انتقال تنش برشی[9] که توسط منتر و همکارانش معرفی شده است [20]، از توانمندی و قابلیت اطمینان بهترین مدل‌های آشفتگی دو معادله‌ای، یعنی کی-اومگا[10] و کی-اپسیلون[11]، استفاده می‌کند. مدل آشفتگی انتقال تنش برشی در شبیه‌سازی جدایش جریان ناشی از گرادیان فشار معکوس موفق بوده است [20]. در این روش از مدل کی-اومگا برای شبیه‌سازی جریان نزدیک دیوار استفاده می‌شود. با وجود برتری نتایج مدل کی-اومگا در ناحیه نزدیک دیوار، این مدل به مشخصات آشوب جریان ورودی بیش از حد حساس است. از این رو، فرمول آشفتگی انتقال تنش برشی در ناحیه دور از دیوار به مدل کی- اپسیلون سوئیچ می‌کند. جزئیات بیشتر درباره این روش در تحقیق منتر و همکاران [20] ارائه شده است.

2-4-روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات

روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات[12] یک روش بهینه‌سازی است که از طبیعت الهام گرفته شده است. هنگامی که گروهی به سوی یک هدف از پیش تعریف شده حرکت می‌کند، هر فرد در ازدحام سعی می‌کند با توجه به بهترین موقعیت شناخته شده در حافظه خود[13] و بهترین موقعیت شناخته شده در دایره اجتماعی خود[14] مسیر حرکت خود را تصحیح کند. دو نسخه از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات وجود دارد. در این مطالعه نسخه "پیوسته[15]" استفاده شده است، که به صورت روابط (5,4) است [21]:

$$v_{m,n}^{new} = v_{m,n}^{old} + C_1 \times r_1 \times \left(p_{m,n}^{\text{local best}} - p_{m,n}^{old}\right) + C_2 \times r_2 \times \left(p_{m,n}^{\text{global best}} - p_{m,n}^{old}\right) \quad (4)$$

$$p_{m,n}^{new} = p_{m,n}^{old} + w \times v_{m,n}^{new} \quad (5)$$

که در این روابط: w وزن اینرسی است، $v_{m,n}^{new}$ سرعت ذره، $p_{m,n}$ مقدار ذره، r_1 و r_2 اعداد تصادفی مستقل با توزیع یکنواخت، C_1 و C_2 ثابت شناختی[16] و ضریب (یادگیری) اجتماعی[17]، $p_{m,n}^{\text{local best}}$ بهترین جواب موجود در حافظه یک ذره و $p_{m,n}^{\text{global best}}$ بهترین جواب یافته شده توسط کل ذرات است. در شکل 2 نحوه بهینه‌سازی تشریح داده شده است.

3- آماده سازی و اعتبار سنجی ابزار مورد استفاده در بهینه‌سازی

3-1- اعتبار سنجی روش سی‌اس‌تی

در روش سی‌اس‌تی تابع شکل برای بیان جزئیات ایرفویل بکار می‌رود. در شکل 3 تابع شکل و منحنی درجه شش انطباق داده شده بر آن در سطح مکش (بالا) و سطح فشار (پایین) ایرفویل اس- نشان داده است.

تأثیر درجه چند جمله‌ای منطبق شده بر نقاط تابع شکل (شکل 3) مهم است و تأثیر آن بر هندسه بازتولید شده باید مورد مطالعه قرار گیرد. در شکل 4 ایرفویل‌های بازتولید شده اس-825 توسط توابع شکل با درجه‌های مختلف

7 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS)
8 Computational Fluid Dynamic (CFD)
9 Shear Stress Transport (SST)
[10] k-ω
[11] k-ε
[12] Particle Swarm Optimization (PSO)
[13] Local best
[14] Global best
[15] Continuous
[16] Cognitive constant
[17] Social factor

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-27]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.11.17.0]

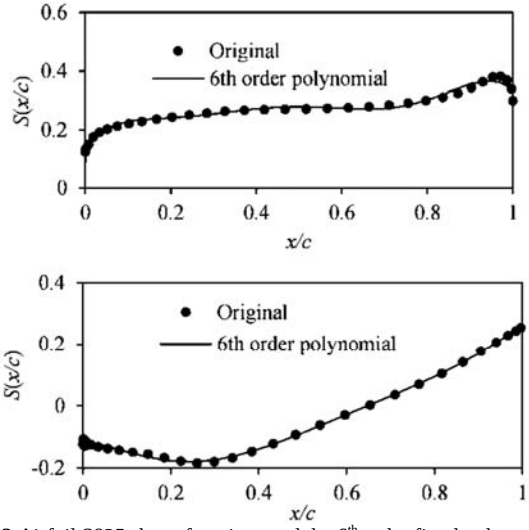

Fig. 3 Airfoil S825 shape functions and the 6th order fitted polynomials for suction surface (up) and pressure surface (down)

شکل 3 تابع شکل و منحنی درجه شش انطباق داده شده بر آن در سطح مکش (بالا) و سطح فشار (پایین) ایرفویل اس-825

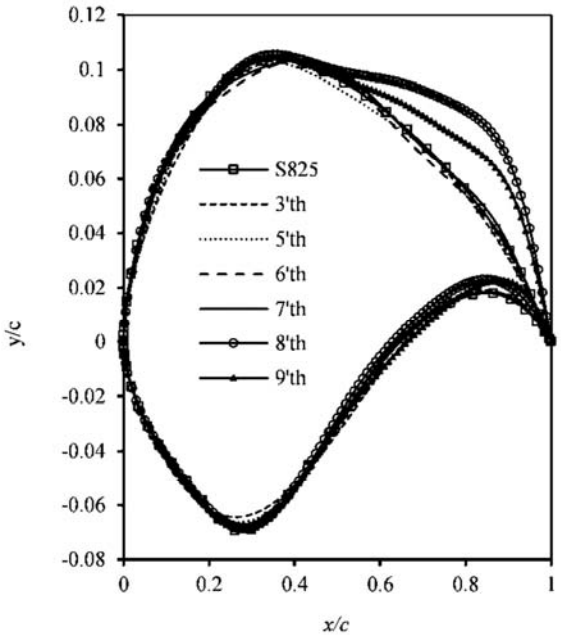

Fig. 4 Regenerated airfoils compared to S825

شکل 4 ایرفویل‌های بازتولید شده اس-825 توسط توابع شکل با درجه‌های مختلف در مقایسه با ایرفویل اولیه

جدول 1 مقادیر خطا برای بهترین درجه تابع شکل

Table 1 Error amounts for the best shape function order

نام ایرفویل	حداکثر خطای مطلق	میانگین خطای مطلق	بهترین درجه چند جمله‌ای
اس-818	0.0037	0.000881	6
اس-825	0.0033	0.000796	7
اس-826	0.0032	0.000795	7

شود. برای این منظور، در این تحقیق از نرم‌افزار ایکس‌فویل استفاده شده است. برای اعتبار سنجی داده‌های تولید شده توسط ایکس‌فویل، ضریب فشار C_P برای ایرفویل‌های اس-818، اس-825 و اس-826 با داده‌های تجربی

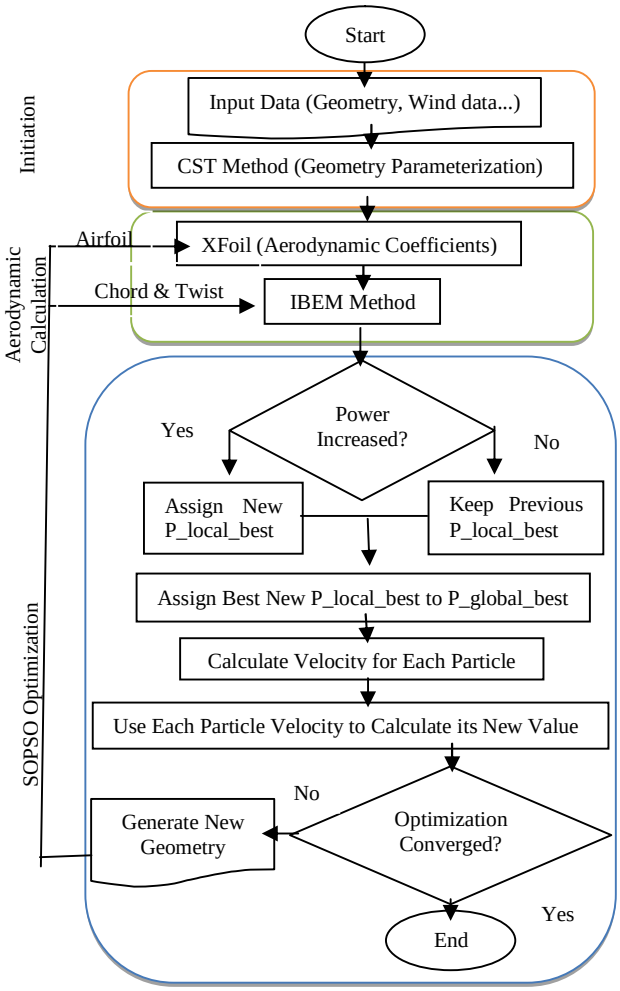

Fig. 2 Optimization flowchart and implemented methods

شکل 2 فلوچارت بهینه‌سازی و روشهای مورد استفاده

در مقایسه با ایرفویل اولیه نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل 4 نشان داده شده است، با افزایش درجه چند جمله‌ای تا درجه 7، انطباق ایرفویل بازتولید شده با ایرفویل اصلی بهتر می‌شود. اما پس از درجه 7، در سمت مکش در لبه فرار ایرفویل یک برجستگی ناخواسته ایجاد می‌شود.

نتایج نشان می‌دهد که برای ایرفویل ضخیم‌تر (مانند اس-818)، تابع شکل درجه 6 بعلت اجتناب از برجستگی ناخواسته بهتر است. تحلیل انطباق برای سه ایرفویل اس-818، اس-825 و اس-826 انجام شده است. درجه بهترین چند جمله‌ای منطبق بر ایرفویل اولیه بر اساس میانگین خطای مطلق[1] و حداکثر خطای مطلق[2] انتخاب می‌شود (جدول 1). وتر و زاویه پیچش پره با استفاده از منحنی‌های بزیر درجه 6 (که معادل روش سی‌اس‌تی است، اگر تابع کلاس برابر با یک قرار داده شود) پارامتری شده‌اند. همان‌طور که در شکل‌های 5 و 6 نشان داده شده است، وتر و زاویه پیچش بازتولید شده با این روش انطباق خوبی با وتر و زاویه پیچش اصلی دارند.

3-2- اعتبارسنجی دوبعدی ضرایب آیرودینامیک ایرفویل‌ها

یکی از محدودیت‌های اصلی روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره وابستگی به داده‌های آیرودینامیکی ایرفویل‌ها است. جدول ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل‌ها باید برای زاویه حمله 180- تا 180+ درجه تهیه

[1] Mean absolute error
[2] Max. absolute error

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-27]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.11.17.0]

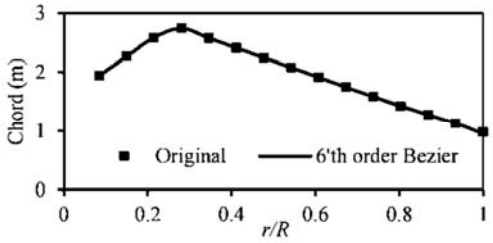

Fig. 5 WP_Baseline wind turbine regenerated chord compared to original one

شکل 5 وتر بازتولید شده توربین دبلیوپی-پایه توسط تابع بزیر درجه شش در مقایسه با وتر اولیه

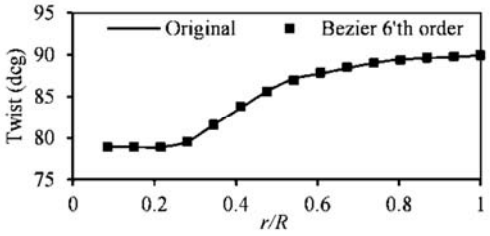

Fig. 6 WP_Baseline wind turbine regenerated twist angle compared to original one

شکل 6 پیچش پره بازتولید شده توربین دبلیوپی-پایه توسط تابع بزیر درجه شش در مقایسه با پیچش پره اولیه

حاصل از تونل باد [23,22] و نتایج دینامیک سیالات محاسباتی مقایسه شده است.

شکل 7 شبکه میدان حل (سمت راست) و شبکه اطراف ایرفویل اس-825 (سمت چپ) مورد استفاده برای حل عددی را نشان می‌دهد. برای شبکه‌بندی بهتر، میدان حل به چهار ناحیه تقسیم شده است. بسته به ضخامت ایرفویل و انحنای خط میانی ایرفویل[1] از نهصد هزار المان (برای اس-826) تا یک میلیون و سیصد هزار المان (برای اس-818) استفاده شده است. برای حل از معادلات دو بعدی حالت-پایا و تراکم ناپذیر ناویر-استوکس همراه با مدل آشفتگی انتقال تنش برشی گذرا[2] استفاده در نرم‌افزار سی-اف-ایکس[3] شده است. روش نیمه ضمنی برای سازگاری معادلات مرتبط با فشار[4] برای حل بکار رفته است. گسسته سازی مکانی مرتبه دوم برای فشار، اندازه حرکت، انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ اتلاف خاص استفاده شده است. مدل آشفتگی گذرا برای دقت بیشتر استفاده می‌شود. سرعت ورودی و فشار خروجی نسبی به عنوان شرایط مرزی استفاده می‌شود. چگالی هوا 1.225 کیلوگرم بر متر مکعب و ویسکوزیته هوا 1.7894×10^{-5} کیلوگرم بر متر ثانیه تنظیم شده است. معیارهای همگرایی 10^{-3} انتخاب شده است. برای هر محاسبه با 6 هسته از پردازنده اینتل[5] حدود یک ساعت زمان نیاز است. شکل 8 ضریب برآی ایرفویل اس-818 حاصل از شبکه‌های با تعداد المان متفاوت در زاویه حمله 8 درجه و عدد رینولدز 1.5 میلیون را نشان می‌دهد.

شکل 9 مقایسه نتایج حاصل از دینامیک سیالات محاسباتی و ایکس‌فویل با مقادیر تجربی ضریب فشار ایرفویل اس-826 را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، داده‌های حاصل از روشهای مختلف تطابق خوبی را با یکدیگر نشان می‌دهند. این مساله در مورد هر سه ایرفویل اس-818، اس-825 و اس-826 صادق است و بعلت تخلیص از ارائه نمودار دو ایرفویل دیگر خودداری می‌گردد. از آنجا که استخراج ضرایب آیرودینامیک توسط نرم‌افزار ایکس‌فویل سریعتر صورت می‌گیرد، برای محاسبه ضرایب آیرودینامیک ایرفویل‌های تولید شده در چرخه بهینه‌سازی از این نرم‌افزار استفاده می‌شود.

در چرخه بهینه‌سازی، هندسه ایرفویل توسط روش سی‌اس‌تی تولید می‌شود. بنابراین لازم است تا خطای ناشی از این روش نیز بررسی شود. بدین منظور، از محاسبه توان خروجی توربین دبلیوپی-پایه توسط روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره استفاده شده است. جدول 2 محاسبه توان توربین دبلیوپی-پایه با استفاده از اطلاعات آیرودینامیکی حاصل از روش سی‌اس‌تی و نرم‌افزار ایکس‌فویل برای ایرفویل‌های مختلف در مقایسه با اطلاعات حاصل از تونل‌باد را ارائه نموده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، استفاده از روش پارامتری نمودن سی‌اس‌تی برای ایرفویل‌ها باعث کاهش خطای خروجی شده است. دلیل این مساله می‌تواند همپوشانی خطاها باشد.

3-3- اعتبار سنجی سه بعدی

در این تحقیق از اطلاعات تجربی توربین باد آ-او-سی برای سنجش اعتبار روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره و روش حل عددی استفاده شده است. قطر پره این توربین 15 متر است. توان خروجی این توربین در سرعت

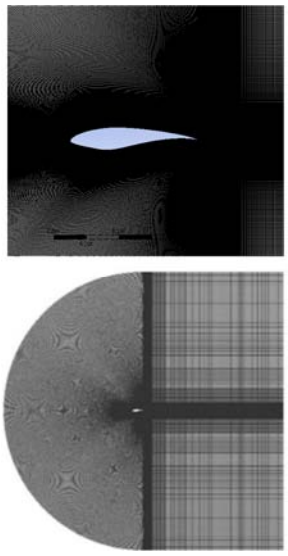

Fig. 7 C-mesh for S825 airfoil with 5 face zones (right), near airfoil mesh (left)

شکل 7 شبکه میدان حل (سمت راست) و شبکه اطراف ایرفویل اس-825 (سمت چپ) مورد استفاده برای حل عددی

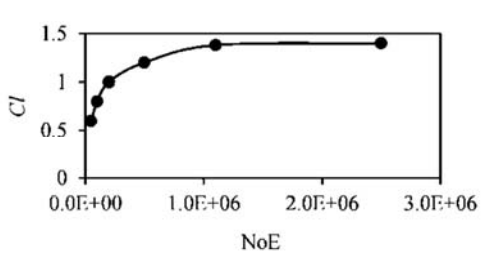

Fig. 8 S818 airfoil lift coefficient vs. Number of Elements (NoE) in 8 (deg) angle of attack and 1.5e6 Reynolds number

شکل 8 ضریب برآی ایرفویل اس-818 حاصل از شبکه‌های با تعداد المان متفاوت در زاویه حمله 8 درجه و عدد رینولدز 1.5 میلیون

[1] Camber line
[2] Shear Stress Transport (SST) Transition
[3] CFX
[4] Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations-Consistent (SIMPLEC)
[5] Intel® Core ™ i7-4702MQ

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-27]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.11.17.0]

جدول 2 خطای بکارگیری روش سی‌اس‌تی برای مدلسازی هندسی ایرفویل و نرم‌افزار ایکس‌فویل برای محاسبه توان توربین دبلیو-پی پایه

Table 2 Errors of implementing CST method for geometrical airfoil modeling and using XFoil in WP_Baseline turbine power estimation

نام ایرفویل	روش استخراج ضرایب آیرودینامیک	اختلاف توان (کیلووات)
اس-818	ایکس‌فویل-نقاط گسسته هندسه اصلی	-4
اس-825	ایکس‌فویل-نقاط گسسته هندسه اصلی	+36
اس-826	ایکس‌فویل-نقاط گسسته هندسه اصلی	+21
اس-818	سی‌اس‌تی+ ایکس‌فویل	-2
اس-825	سی‌اس‌تی+ ایکس‌فویل	+2
اس-826	سی‌اس‌تی+ ایکس‌فویل	-5

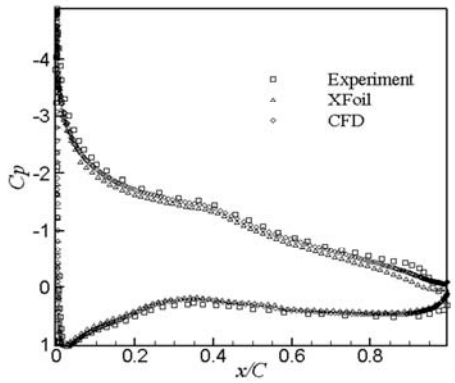

Fig. 9 Pressure coefficient comparison between experiment, CFD and XFoil data for S826

شکل 9 مقایسه نتایج حاصل از دینامیک سیالات محاسباتی و ایکس‌فویل با مقادیر تجربی ضریب فشار ایرفویل اس-826

باد ورودی 11.3 متر بر ثانیه برای مدل 60 هرتز با سرعت دورانی 65 دور بر دقیقه و زاویه پیچ یک و نیم درجه، برابر 50 کیلووات می‌باشد. اطلاعات عملکردی این توربین در تحقیق جاکوبسن و همکاران [24] ارائه شده است.

شکل 10 نمایی از دامنه حل در نظر گرفته شده و شبکه بندی ایجاد شده با استفاده از نرم افزار انسیس آی.سی.ای.ام[1] در اطراف پره را نشان می‌دهد. برای شبکه بندی از سمت ورودی و خروجی جریان و سمت شعاعی به ترتیب به اندازه چهار برابر، دوازده برابر و پنج برابر شعاع پره در نظر گرفته شده است.

برای اعتبار سنجی بایستی اطلاعات مربوط به شرایط جوی در محل داده برداری مورد استفاده قرار گیرد. چگالی و ویسکوزیته هوا برای ارتفاع سایت مربوط (ارتفاع 1850 متری از سطح دریا [25]) از استاندارد جوی ایالات متحده آمریکا [26] تنظیم شده است. اغتشاش شدت نسبی در هر سرعت متفاوت است و با استفاده از رگرسیون خطی اطلاعات آشفتگی میدان باد [25] بدست می‌آید. شرایط مرزی مورد استفاده بر روی پره شرط مرزی دیواره و با شرط عدم لغزش می باشد. در جریان بالادست توربین شرط مرزی سرعت ورودی و در خروجی ها که قسمت پشت و بالای توربین هستند شرط مرزی فشار نسبی صفر قرار داده شده است. همچنین بر روی دو سطحی که با زاویه 120 درجه قرار گرفته‌اند به دلیل وجود دو پره دیگر شرط مرزی پریودیک اعمال شده است.

برای حل از معادلات سه بعدی حالت-پایا و تراکم ناپذیر ناویر-استوکس همراه با مدل آشفتگی انتقال تنش برشی گذرا استفاده شده است. روش حل

[1]. Ansys ICEM CFD v14.0

مورد استفاده سیمپلس[2] بوده است. گسسته سازی مکانی مرتبه دوم برای فشار، اندازه حرکت، انرژی جنبشی آشفتگی و نرخ اتلاف خاص استفاده شده است. برای هر محاسبه با پردازنده هفت هسته‌ای اینتل[3] برای تعداد 9.9 میلیون المان حدود یازده ساعت زمان لازم است. معیارهای همگرایی کاهش نوسان گشتاور خروجی پره به یکصدم درصد می‌باشد. شکل 11 نمودار استقلال حل از شبکه بندی انجام شده را در سرعت باد 12 متر بر ثانیه نشان می‌دهد. شکل 12 کانتور y^+ در سطح فشار (سمت راست) و سطح مکش (سمت چپ) پره را نمایش می‌دهد. شبکه 25 لایه با نسبت رشد 1.3 و با فاصله 10^{-6} متر برای اولین لایه از دیواره برای داشتن y^+ مناسب استفاده شده است. یکی از روشهای نمایش گردابه‌ها استفاده از معیار کیو[4] است که توسط هانت و همکاران [27] پیشنهاد شده است. شکل 13 سطوح هم گردابه با معیار کیو معادل 56 (بر مجذور ثانیه) را که از تعمیم نتایج حاصل از یک پره برای تمام پره‌ها بدست آمده است را نمایش می‌دهد. داده‌های تجربی این توربین توسط لینک و همکاران [25] ارائه شده‌است. شکل 10 شبکه میدان حل مورد استفاده برای توربین آ-او-سی را نمایش می‌دهد.

همان‌طور که در شکل 14 مشاهده می‌شود، تا سرعت 11 متر بر ثانیه روش‌های مختلف الگوی واحدی را ارائه می‌کنند. اما پس از آن خطای روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره افزایش می‌یابد. دلیل این مساله استفاده از داده‌های آیرودینامیکی ایرفویل دوبعدی برای تخمین راندمان پره سه بعدی می‌باشد. چرخش پره باعث تغییرات توزیع فشار شده و می‌تواند ضریب برآی بالاتر و ضریب پسای کمتر در مقایسه با داده‌های آیرودینامیکی دوبعدی بدهد. علاوه بر این، چرخش پره باعث ایجاد تاخیر در واماندگی می‌شود. این مساله اولین بار توسط وود [28] مورد بررسی قرار گرفت. نتایج حاصل از دینامیک سیالات محاسباتی بعلت توانایی شبیه‌سازی پدیده‌های جریان سه

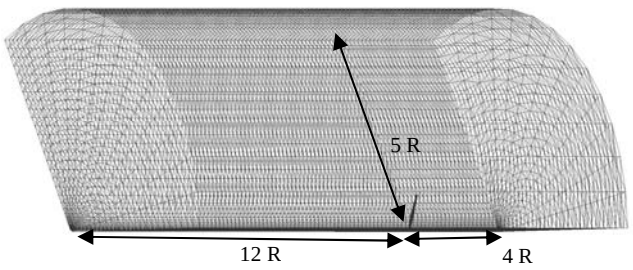

Fig. 10 AOC 15/50 one blade domain mesh for CFD calculation (left), the blade sub-domain mesh (right)

شکل 10 شبکه میدان حل مورد استفاده برای توربین آ-او-سی

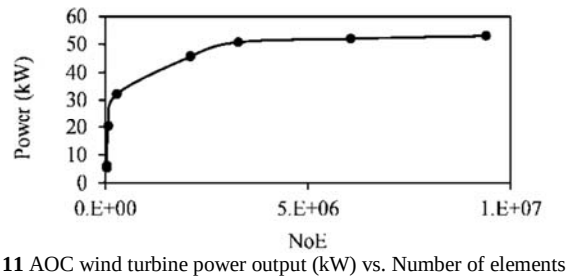

Fig. 11 AOC wind turbine power output (kW) vs. Number of elements (NoE) in 12 (m/s) wind velocity

شکل 11 توان خروجی توربین آ-او-سی (وات) حاصل از شبکه‌های با تعداد المان متفاوت در سرعت باد 12 متر بر ثانیه

[2] SIMPLEC
[3] Intel® Core ™ i7-4702MQ
[4] Q-Criterion

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-27]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.11.17.0]

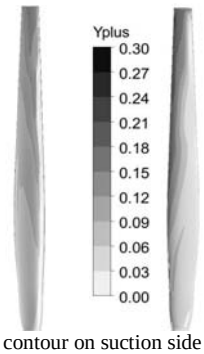

Fig. 12 AOC 15/50 y+ contour on suction side (left) and pressure side (right)

شکل 12 کانتور +y در سطح فشار (سمت راست) و سطح مکش (سمت چپ) پره

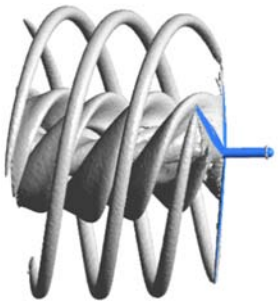

Fig. 13 AOC 15/50 iso-vortex surfaces with Q-Criteria = 56 (s^-2)

شکل 13 سطوح هم گردابه با معیار کیو معادل 56 (بر مجذور ثانیه)

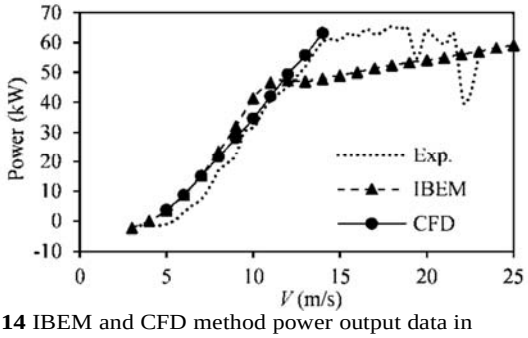

Fig. 14 IBEM and CFD method power output data in comparison with experimental data AOC 15/50

شکل 14 مقایسه توان حاصل از روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره و دینامیک سیالات محاسباتی با اطلاعات تجربی حاصل از توربین آ-او-سی

بعدی، تطابق خوبی با نتایج تجربی دارند. بیشتر بودن اختلاف در سرعت‌های پایین بین داده‌های تجربی و نتایج محاسباتی می‌تواند بخاطر راندمان کمتر مبدل الکتریکی [29] در نقاط خارج از طراحی (سرعت باد کمتر از سرعت نامی) باشد.

4- بهینه‌سازی به روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات

4-1- مطالعه پارامتری

برای شروع بهینه‌سازی در روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات مقدار ثابت شناختی و ضریب یادگیری اجتماعی، سرعت بهم‌فشردگی[1] و وزن اینرسی بایستی انتخاب شود [30]. سرعت بهم‌فشردگی بعنوان یک حد بالایی برای محدود کردن سرعت جستجو بکار می‌رود. این انتخاب در سرعت همگرایی و توانایی الگوریتم برای پیدا کردن پاسخ مطلوب تأثیر گذار است. در مسایل بهینه‌سازی مختلف، بهترین مقادیر این ثابتها ممکن است متفاوت باشد [31]. در تحقیق کلرک و همکاران [32] برای مجموع مقدار ثابت شناختی و ضریب یادگیری اجتماعی مقدار حداکثری 4 پیشنهاد شده است. وزن اینرسی عاملی است که باعث تأثیر سرعت قبلی ذرات بر سرعت ذرات در تکرار بعدی می‌شود:

- وزن اینرسی کم جستجوی محلی را افزایش می‌دهد.
- وزن اینرسی بالا باعث افزایش جستجو در کل محدوده است.

در تحقیق شی و همکاران [33] پیشنهاد شده است تا در ابتدا از وزن اینرسی بالا استفاده شود و به تدریج کاهش یابد. برای وزن اینرسی ثابت این مرجع انتخاب یک مقدار بین 1.2 و 0.8 را پیشنهاد نموده است. ثابت شناختی و ضریب یادگیری اجتماعی مناسب نیز می‌تواند باعث بهبود عملکرد الگوریتم بهینه‌سازی شود. در جدول 3 ضرایب پیشنهادی برای ضرایب یادگیری و وزن اینرسی در مراجع مختلف ارائه شده است.

در این تحقیق، مطالعه اثر ضرایب روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات شامل تعداد پرندگان، گستردگی دامنه جستجو، معیار همگرایی، وزن اینرسی نهایی، ثابت شناختی و سرعت بهم‌فشردگی انجام می‌شود. سه اجرا برای ارزیابی اثر تعداد پرندگان در بهینه‌سازی زاویه پیچش پره انجام شده است. بهینه‌سازی برای تعداد پرندگان از یک تا ده تکرار شده است. در هر سه بهینه‌سازی، گستردگی دامنه جستجو برابر 40± درصد مقادیر اولیه است. قید بهینه‌سازی زاویه پیچش پره عبارت بود از:

1- عدم کاهش زاویه پیچش پره با افزایش شعاع.

2- حداکثر زاویه پیچش 90 درجه در نوک پره.

تعداد مشخصات هر پرنده با تعداد ضرایب تابع شکل در روش مورد استفاده برای پارامتری نمودن هندسه، سی‌اس‌تی، برابر است. معیارهای همگرایی روش بهینه‌سازی 10^{-3} انتخاب شده است. وزن اینرسی از 0.9 در آغاز به 0.4 در پایان کاهش یافته و ثابت شناختی برابر 2 انتخاب شده است. تابع هدف توان خروجی توربین دبلیوپی-پایه بوده است. در شکل 15 اثر تعداد پرندگان بر تابع هدف نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل 15 مشاهده می‌شود، حداقل دو پرنده برای جستجوی دامنه مورد نیاز بوده و به بیش از 7 پرنده نیازی نیست. شکل 16 اثر تعداد پرندگان بر زمان همگرایی را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل 16 نشان داده شده است، با افزایش تعداد پرندگان بیش از 7، زمان همگرایی به شدت افزایش می‌یابد. تحقیق در مورد سایر پارامترهای روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات با تعداد 7 پرنده صورت گرفت. شکل 17 اثر ثابت شناختی و وزن اینرسی نهایی بر زمان همگرایی را نشان می‌دهد. براساس نتایج می‌توان نتیجه گرفت:

1. وزن اینرسی نهایی 0.7 بهترین نتیجه (23 کیلووات افزایش توان) را در حداقل زمان می‌دهد.
2. در وزن اینرسی نهایی 0.4 حساسیت به ثابت شناختی حداقل است.
3. ثابت شناختی 2 مناسب است، پس از آن زمان همگرایی افزایش می‌یابد.

شکل 18 اثر ثابت شناختی و سرعت بهم‌فشردگی بر زمان همگرایی را نشان می‌دهد. افزایش سرعت بهم‌فشردگی به نظر نمی‌رسد از نظر هزینه محاسبات همگرایی مفید باشد. برای ارزیابی گستردگی دامنه جستجو، ضرایب منحنی‌های بزیر درجه 6 با دامنه جستجو از 5٪ ± تا 40٪± مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج بهینه‌سازی در شکل 19 ارائه شده است. افزایش در مقدار زاویه پیچش در نزدیکی محور دوران، به خاطر افزایش زاویه

[1] Velocity Clamping Factor (VCF)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-27]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.11.17.0]

جدول 3 ضرایب پیشنهادی برای ضرایب یادگیری و وزن اینرسی در مراجع مختلف

Table 3 Cognitive constant and inertia weight amounts proposed in different references

مرجع	وزن اینرسی نهایی	وزن اینرسی اولیه	ضریب یادگیری اجتماعی	ثابت شناختی
[30]	1	1	2	2
[34]	0.4	0.9	2	2
[35]	0.7968	0.7968	1.4962	1.4962

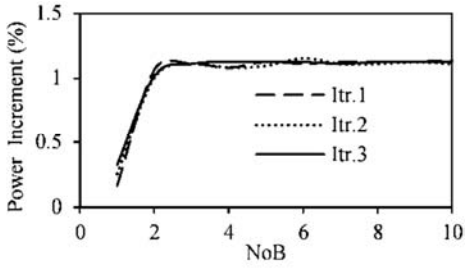

Fig. 15 Number of birds (NoB) effect on objective function

شکل 15 اثر تعداد پرندگان بر تابع هدف

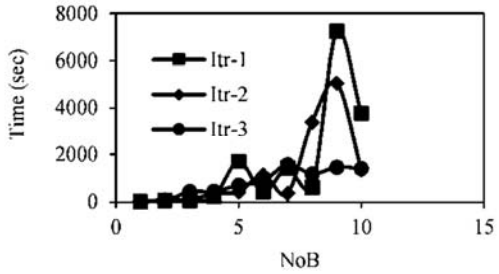

Fig. 16 Number of birds (NoB) effect on convergence time

شکل 16 اثر تعداد پرندگان بر زمان همگرایی

حمله ایرفویل، منجر به 23 کیلووات افزایش توان توربین شده است. همان‌طور که در شکل 19 نشان داده شده است، افزایش دامنه جستجو بیش از 10 درصد مقدار زاویه پیچش بهتری بدست نمی‌دهد. در این خصوص باید اشاره نمود که گستردگی دامنه جستجو، بسته به قیود مساله و فاصله طراحی اولیه تا طراحی بهینه نهایی، در هر مساله می‌تواند متفاوت باشد.

معیار همگرایی 10^{-4} و 10^{-3} در این تحقیق با یکدیگر مقایسه شدند. با

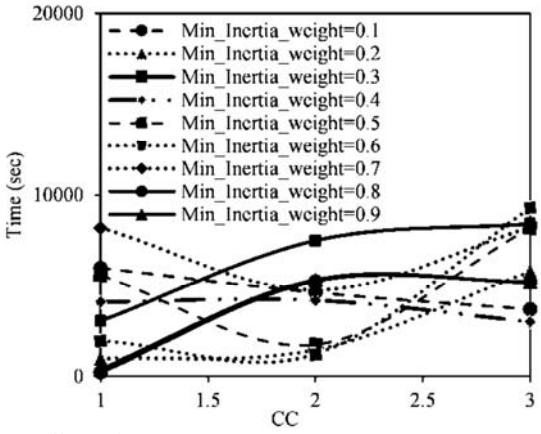

Fig. 17 Effects of cognitive constant (CC) and minimum inertia weight on convergence time

شکل 17 اثر ثابت شناختی و وزن اینرسی نهایی بر زمان همگرایی

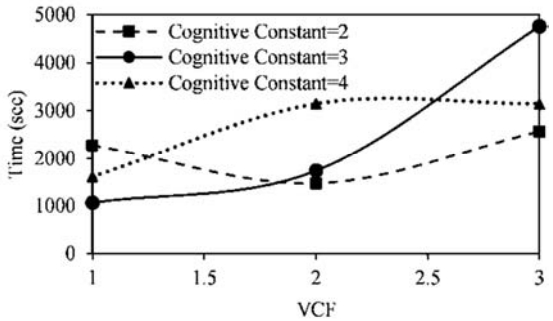

Fig. 18 Effect of velocity clamping factor (VCF) on convergence time

شکل 18 اثر ثابت شناختی و سرعت بهم‌فشردگی بر زمان همگرایی

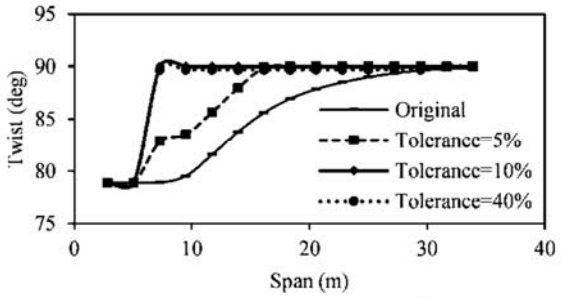

Fig. 19 Original and optimized twist angle in different band width

شکل 19 زاویه پیچش بهینه شده در پهنای باند جستجوی مختلف

کاهش یک مرتبه برای معیار همگرایی، افزایش 0.03 درصدی در توان خروجی در ازای سه برابر شدن زمان حل بدست آمد. جدول 4 پارامترهای پیشنهادی برای روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات را بصورت خلاصه ارائه می‌نماید.

4-2- بهینه‌سازی وتر

بهینه‌سازی وتر برای پهنای باند جستجوی بیست درصد انجام شده است (شکل 20). دو قید در این بخش بکار رفته است:

1- حداکثر طول وتر بهینه شده بزرگتر از حداکثر طول وتر اصلی نباشد.

2- با افزایش شعاع، طول وتر افزایش نیابد.

در نتیجه بهینه‌سازی وتر افزایش توان معادل 38 کیلووات بدست آمده است.

4-3- بهینه‌سازی ایرفویل

ایرفویل‌ها تأثیر قابل توجهی در استخراج انرژی از باد دارند. سه ایرفویل اس-818، اس-825 و اس-826 در ساخت پره توربین بادی دبلیوپی-پایه بکار رفته‌اند. همان‌طور که قبلا اشاره شد، هر ایرفویل با دو چند جمله‌ای (یکی برای سطح فشار و یکی برای سطح مکش) با درجه‌های مختلف (شش برای اس-818 و هفت برای اس-825 و اس-826) به کمک روش سی‌اس‌تی پارامتری شده و بجای تعداد زیاد مختصات نقاط هر ایرفویل، برای نمایش دقیق آن از 14 پارامتر بهره گرفته می‌شود.

الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات با استفاده از 7 پرنده که که هر یک حاوی 14-12 مشخصه (= مجموع ضرایب چند جمله‌ای برای هر ایرفویل) هستند جستجوی خود را برای یافتن بهترین منبع غذایی (= بالاترین میزان قدرت توربین بادی) شروع نموده و مسیر خود را با استفاده از تجربیات قبلی

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-27]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.11.17.0]

خود و تبادل اطلاعات با حلقه همسایگان خود تصحیح می‌نماید. هنگامی که همه پرندگان در نقطه بهینه تجمیع شوند (با ضریب همگرایی معادل 10^{-3} برای ضرایب تابع شکل) جستجو به پایان می‌رسد. از نسبت حداکثر ضخامت ایرفویل به طول وتر به عنوان قید بهینه‌سازی استفاده می‌شود.

در جدول 5 مقایسه مقدار توان افزایش یافته با بهینه‌سازی هریک از ایرفویل‌ها در بازه جستجوی ده درصدی پارامترهای اولیه روش سی‌اس‌تی ارائه شده است. شکل 21 مقایسه ضریب فشار برای ایرفویل اولیه و بهینه شده اس-818 را ارائه می‌دهد.

5- اعتبار سنجی هندسه بهینه شده

در این مطالعه، زاویه پیچش و پره، توزیع وتر در تمام بخش ها و ایرفویل‌ها (اس-818، اس-825 و اس-826) بهینه شده است. مشخصات عمومی توربین

جدول 4 پارامترهای پیشنهادی برای روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات

Table 4 Proposed parameters for PSO

معیار همگرایی	سرعت بهم‌فشردگی	ثابت شناختی	وزن اینرسی حداقل	پهنای باند جستجو %	تعداد پرنده
e-3	2	2	0.7	10	7

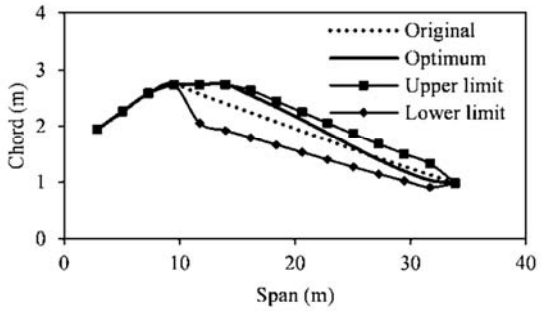

Fig. 20 Original chord with optimization limits and optimized chord

شکل 20 وتر بهینه شده در مقایسه با وتر اصلی و محدوده جستجو

جدول 5 مقایسه مقدار توان افزایش یافته با بهینه‌سازی هریک از ایرفویل‌ها در بازه جستجوی ده درصدی پارامترهای اولیه روش سی‌اس‌تی

Table 5 Airfoil optimization results for ±10% CST Parameters search band

ایرفویل	اس-826	اس-825	اس-818
توان بهینه شده (کیلووات)	23.5	20	4

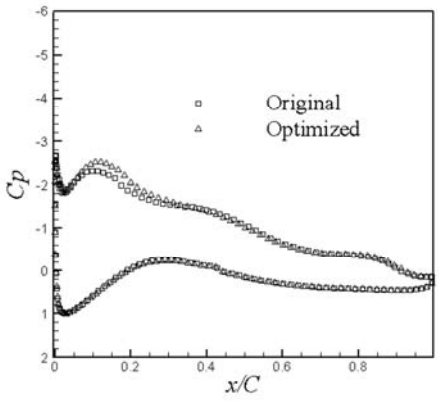

Fig. 21 Original and optimized S818 airfoil pressure coefficient

شکل 21 مقایسه ضریب فشار برای ایرفویل اولیه و بهینه شده اس-818

دبلیوپی-پایه در مراجع [37,36] ارائه شده است. سرعت دورانی نامی معادل 20 دور بر دقیقه در نظر گرفته شده است که نسبت سرعت نوک (سرعت چرخش نوک پره نسبت به سرعت باد جریان آزاد) برابر با 6.1 را می‌دهد.

با توجه به عدم دسترسی نویسندگان به داده‌های تجربی یا حل عددی معتبر برای توربین بادی دبلیوپی-پایه، داده‌های خروجی روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره برای توربین بادی اصلی و بهینه‌سازی شده با داده‌های خروجی دینامیک سیالات محاسباتی صحت سنجی شده است.

مطالعه استقلال حل از ابعاد دامنه و مشخصات شبکه انجام شده است. شکل 22 نتایج بدست آمده را نشان می‌دهد. چگالی هوا 1.225 کیلوگرم بر متر مکعب و ویسکوزیته هوا 1.7894×10^{-5} کیلوگرم بر متر ثانیه تنظیم شده است. از اطلاعات ارائه شده در تحقیق لینک و همکاران [25] برای نسبت آشفتگی و از استاندارد [38] برای مقیاس طول آشفتگی استفاده شده است. سایر مشخصات حل و شبکه همانند تنظیمات بکار رفته در مورد توربین آ-او-سی بوده است.

برای حل شبکه با 17 میلیون المان هر محاسبه با 6 هسته پردازنده اینتل به حدود 23 ساعت زمان نیاز است. شکل 23 سطوح هم گردابه با معیار کیو معادل 8.6 (بر مجذور ثانیه) را که از تعمیم نتایج حاصل از یک پره برای تمام پره‌ها بدست آمده است را نمایش می‌دهد. شکل 24 مقایسه کانتور فشار در سطح فشار پره اولیه (چپ) و پره بهینه شده (راست) را نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، فشار بالاتر در سطح فشار در پره بهینه‌سازی شده (سمت راست) همراه با سطح گسترده‌تر (ناشی از افزایش طول وتر در ابتدای پره) نسبت به پره اصلی (سمت چپ)، می‌تواند توان خروجی بیشتری تولید می‌کند.

پس از اجرای شبیه‌سازی عددی برای سرعت‌های مختلف باد، داده‌ها با خروجی روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره مقایسه شده است و نتایج در شکل 25 ارائه شده است. در تهیه این نمودار فرض شده است که با استفاده از روش کنترل زاویه پیچ پره، توان توربین در سرعت‌های بالاتر از سرعت نامی 12 متر بر ثانیه ثابت باقی می‌ماند.

همان‌طور که در شکل 25 مشاهده می‌شود، انطباق بین مقادیر حاصل از دینامیک سیالات محاسباتی و روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره رضایت‌بخش است.

لازم به ذکر است که توربین بادی دبلیوپی-پایه دارای کنترل زاویه پیچ پره بوده و این سیستم کنترلی پس از سرعت باد 12 متر بر ثانیه با اعمال 7.5 درجه پیچ، کار خود را آغاز می‌کند. داده‌های توان خروجی پره که از روشهای بهینه شده اندازه حرکت المان پره و دینامیک سیالات محاسباتی بدست آمده است، برای سرعت‌های مختلف باد، در جدول 6 ارائه شده است. در پایان، همان‌طور که در جدول 6 مشاهده می‌شود، روش حل عددی و روش بهینه

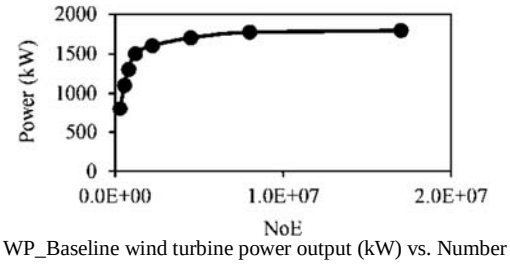

Fig. 22 WP_Baseline wind turbine power output (kW) vs. Number of elements (NoE) in 12 (m/s) wind velocity

شکل 22 توان خروجی توربین دبلیوپی-پایه (کیلو وات) حاصل از شبکه‌های با تعداد المان متفاوت در سرعت باد 12 متر بر ثانیه

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-27]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.11.17.0]

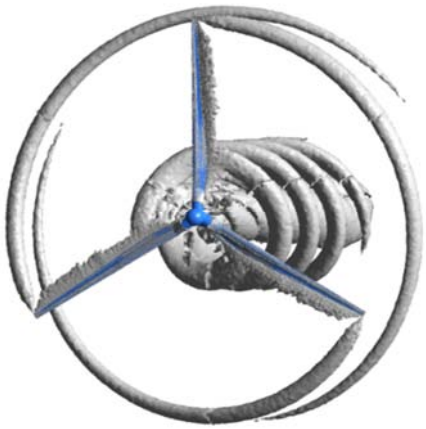

Fig. 23 WP_Baseline iso-vortex surfaces with Q-Criteria = 8.6 (s^-2)
شکل 23 سطوح هم گردابه با معیار کیو معادل 8.6 (بر مجذور ثانیه)

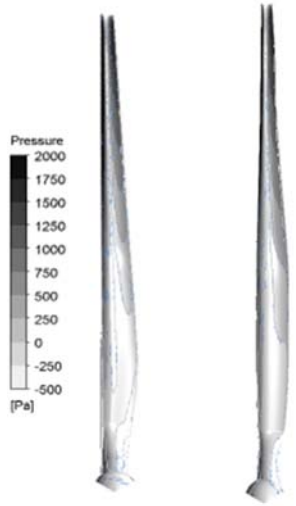

Fig. 24 Pressure contour (Pa) for original (left) and optimized (right) rotor pressure side
شکل 24 مقایسه کانتور فشار (پاسکال) در سطح فشار پره اولیه (چپ) و پره بهینه شده (راست)

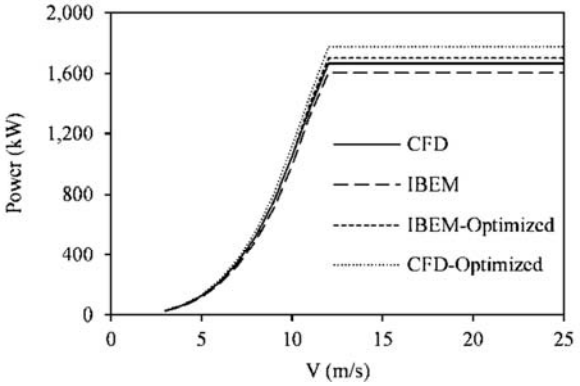

Fig. 25 WP_Baseline power output (kW) vs. wind speed (m/s)
شکل 25 مقایسه توان اولیه و توان بهینه شده (کیلووات) توربین بادی دبلیوپی-پایه در سرعتهای باد متفاوت (متر بر ثانیه)

شده اندازه حرکت المان پره افزایش توان خروجی توربین باد بهینه‌سازی شده در سرعت باد ورودی 12 متر بر ثانیه و سرعت دوران 20 دور در دقیقه را به ترتیب 98 کیلووات و 96 کیلووات تخمین زده‌اند.

جدول 6 مقایسه توان اولیه و توان بهینه شده توربین بادی دبلیوپی-پایه با روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره و دینامیک سیالات محاسباتی

Table 6 WP_Baseline original and Optimized Power output comparison with IBEM and CFD

دینامیک سیالات محاسباتی		روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره		
سرعت باد (متر بر ثانیه)	توان بهینه (کیلو وات)	توان اولیه (کیلو وات)	توان بهینه (کیلو وات)	توان اولیه (کیلو وات)
3	24	23	26	24
4	58	55	62	59
5	115	109	123	116
6	207	195	216	204
7	334	315	348	328
8	518	488	525	496
9	724	683	756	714
10	1005	947	1048	989
11	1346	1269	1409	1329
12	1749	1651	1703	1607
25	1749	1651	1703	1607

6- نتیجه‌گیری

این مقاله یک روش بهینه‌سازی آیرودینامیکی سریع و کارآمد برای توربین بادی کلاس مگاوات با استفاده از روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره و روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات و نرم‌افزار ایکس‌فویل ارائه شد. برای این منظور توربین دبلیوپی-پایه با توان نامی یک و نیم مگاوات به عنوان توربین آزمایشی استفاده شد. روش سی‌اس‌تی برای پارامتری نمودن هندسه پره و محدود کردن تعداد متغیرهای طراحی مورد استفاده قرار گرفت. بررسی درجه چند جمله‌ای تابع شکل و اثر آن بر هندسه بازسازی شده، برای ایرفویل‌های اس-818، اس-825 و اس-826 در روش سی‌اس‌تی انجام شد و بسته به ضخامت ایرفویل‌ها، توابع شکل درجه 7-6 بهترین دقت را ارائه نمودند. منحنی‌های بزیر درجه 6 برای پارامتری کردن وتر و زاویه پیچش پره به کار گرفته شد و دقت آنها رضایت‌بخش بود. داده‌های خروجی نرم‌افزار ایکس‌فویل و نتایج دینامیک سیالات محاسباتی برای ضریب فشار ایرفویل‌ها با داده‌های تجربی اعتبار سنجی شد و داده‌ها با یکدیگر همخوانی مناسبی داشتند. داده‌های خروجی روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره و نتایج شبیه‌سازی سه بعدی عددی با اطلاعات تجربی برای توان توربین بادی آ-او-سی مقایسه شد و مشاهده گردید که استفاده نمودن از اطلاعات آیرودینامیکی ایرفویل دوبعدی در روش بهینه شده اندازه حرکت المان پره باعث تخمین توان خروجی توربین کمتر از مقدار واقعی، در سرعت‌های نامی و بالاتر می‌شود. هرچند انطباق نتایج دینامیک سیالات محاسباتی با داده‌های تجربی کاملا رضایت بخش بود.

مطالعه اثر پارامترهای روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات برای افزایش توان خروجی توربین دبلیوپی-پایه و کاهش زمان بهینه‌سازی انجام شد و مقدار مناسب برای تعداد پرندگان (= 7)، عرض باند (= 10٪)، حداقل وزن اینرسی (= 0.7)، ثابت شناختی (= 2)، سرعت بهم‌فشردگی (= 2) و معیارهای همگرایی ($=10^{-3}$) پیشنهاد شد. محدودیت‌های واقعی برای بهینه‌سازی پره انتخاب شدند. زاویه پیچش و وتر پره و ایرفویل‌های اس-818، اس-825 و اس-826 بهینه‌سازی شدند. در این تحقیق از نرم‌افزار متلب بعنوان هسته اصلی برنامه نویسی استفاده شده بود.

نتایج افزایش توان حدود 6 درصد را نشان داد. دینامیک سیالات محاسباتی به منظور تایید نتیجه بدست آمده در خروجی بهینه‌سازی مورد

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-27]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.11.17.0]

استفاده قرار گرفت و افزایش توان مورد تأیید قرار گرفت. بنابراین می‌توان روش بهینه‌سازی مورد استفاده، که بر پایه تبدیل هندسه سه بعدی پره به چند هندسه دوبعدی (برای زاویه پیچش، توزیع وتر و ایرفویل مقاطع مختلف) و استفاده از روش‌های بهینه شده اندازه حرکت المان پره برای محاسبه توان توربین، سی‌اس‌تی برای کاهش تعداد متغیرها، بهینه‌سازی ازدحام ذرات برای بهینه‌سازی و نرم‌افزار ایکس‌فویل برای استخراج ضرایب دوبعدی ایرودینامیک در این تحقیق بکار رفت را روش مناسبی برای بهینه‌سازی ایرودینامیک توربین باد محور افقی دانست.

7- مراجع

[1] M. Hoeven, *Technology Roadmaps: Wind energy* (2013 edition), pp. 9-11, Paris: IEA, 2013.

[2] J. Mur-Amada, Á. Bayod-Rújula, *Variability of wind and wind power*, pp. 296-297: Rijeka, Croatia: NTECH Open Access Publisher, 2010.

[3] J. F. Manwell, J. G. McGowan, A. L. Rogers, *Wind Energy Applications*, pp. 94, New York: John Wiley & Sons, 2009.

[4] S. Sawyer, *Global Wind Energy Outlook* | 2014, pp. 13-14, Brussels, 2014.

[5] S. S. Rodrigues, *Aeroacoustic Optimization of Wind Turbine Blades*, MSc Thesis, Instituto Superior Tecnico, Lisboa, 2012.

[6] T. Mueller, *Low Reynolds Number Aerodynamics*, pp. 1-12, Berlin: Springer, 1989.

[7] F. C. Jaime, C. M. Andre, Aero-Acoustic Optimization of Airfoils for Wind Turbines, *Proceedings of The 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Boston, Apr 8, 2013.

[8] D. Perfilev, *Methodology for Wind Turbine Blade Geometry Optimization*, PhD Thesis, Lappeenranta University of Technology, Lappeenranta, 2013.

[9] S. H. Jongsma, *One method for simulation-based wind turbine blade design*, PhD Thesis, University of Twente, Netherlands, 2014.

[10] A.-A. Ö. Ali, Ertunç; Florian, Beyer; Antonio, Delgado, Torque-Matched Aerodynamic Shape Optimization of HAWT Rotor, *Journal of Physics: Conference Series*, Vol. 555, No. 1, pp. 012003, 2014.

[11] P. Y. Mishra, D. P. Kumar sharma, P. k. Barasker, Optimal and Simulation of HAWT Blade S809, IOSR *Journal of Mechanical and Civil Engineering*, Vol. 11, No. 5, pp. 83-88, 2014.

[12] T. Ashuri, M. B. Zaaijer, J. R. Martins, G. J. Van Bussel, G. A. Van Kuik, Multidisciplinary design optimization of offshore wind turbines for minimum levelized cost of energy, *Renewable Energy*, Vol. 68, pp. 893-905, 2014.

[13] H. Morad Tabrizi, A. Nejat, Aerodynamic Design and Optimization of a Megawatt Wind Turbine Blade Based on Blade Element Momentum Theory, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 10, pp. 279-290, 2015. (in Persian فارسی)

[14] J. F. Manwell, J. G. McGowan, A. L. Rogers, *Wind Energy Applications*, pp. 117-120, New York: John Wiley & Sons, 2009.

[15] G. Xu, L. Sankar, Application of a viscous flow methodology to the NREL Phase VI rotor, *Proceedings of The ASME Wind Energy Symposium*, Nevada, USA, January 14-17, 2002.

[16] M. L. Buhl, *A new empirical relationship between thrust coefficient and induction factor for the turbulent windmill state*: National Renewable Energy Laboratory, Colorado, U.S.A., pp 6-11, 2005.

[17] C. Bak, H. A. Madsen, J. Johansen, Influence from Blade-Tower Interaction on Fatigue Loads and Dynamics, *Proceedings of the first European wind energy conference and exhibition*, Copenhagen, Denmark, Jul 2-6, 2001.

[18] J. G. Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, pp. 378-412, Cambridge: Cambridge university press, 2006.

[19] K. Brenda, Recent Extensions and Applications of the "CST" Universal Parametric Geometry Representation Method, *Proceedings of the 7th Aviation Technology, Integration, and Operations*, Belfast, Northern Ireland, September 18–20, 2007.

[20] F. R. Menter, R. B. Langtry, S. R. Likki, Y. B. Suzen, P. G. Huang, S. Völker, A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables—Part I: Model Formulation, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 128, No. 3, pp. 413-422, 2004.

[21] S. Yuhui, R. Eberhart, A modified particle swarm optimizer, *Proceedingsof the Evolutionary Computation*, Anchorage, Alaska, May 4-9, 1998.

[22] D. Somers, *The S816, S817, and S818 Airfoils*, National Renewable Energy Laboratory, Colorado, USA, pp 13-47, 2004.

[23] D. M. Somers, *The S825 and S826 airfoils*, National Renewable Energy Laboratory, Colorado, USA, pp 15-36, 2005.

[24] R. Jacobson, E. Meadors, H. Link, *Power performance test report for the AOC 15/50 wind turbine*, National Renewable Energy Laboratory, Colorado, USA, pp. 6-145, 2003.

[25] H. Link, R. Santos, *International Energy Agency Wind Turbine Round-Robin Test Task*, National Renewable Energy Laboratory, Colorado, USA, pp. 23, 2004.

[26] U. NOAA, U. A. Force, *US standard atmosphere*, pp. 52, Washington: NOAA-S/T, 1976.

[27] J. C. R. W. Hunt, A. A.; Moin, P., *Eddies, Stream and Convergence Zones in Turbulent Flows*, Center for Turbulence Research, pp. 193-208, 1988.

[28] D. Wood, A three-dimensional analysis of stall-delay on a horizontal-axis wind turbine, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 37, No. 1, pp. 1-14, 1991.

[29] J. Tamura, *Calculation method of losses and efficiency of wind generators in Wind Energy Conversion Systems*, pp. 25-51, New York: Springer, 2012.

[30] J. E. Kennedy, R.C.; Shi, Y., *Swarm intelligence*, San Francisco: Morgan Kaufmann Publishers, pp. 328-357, 2001.

[31] P. J. Angeline, Evolutionary optimization versus particle swarm optimization: Philosophy and performance differences, *Proceedings of the 7'th Conference on Evolutionary Programming*, California, USA, May 26-27, 1998.

[32] M. Clerc, J. Kennedy, The particle swarm - explosion, stability, and convergence in a multidimensional complex space, *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, Vol. 6, No. 1, pp. 58-73, 2002.

[33] Y. Shi, R. C. Eberhart, Parameter selection in particle swarm optimization, *Proceedings of the 7'th Evolutionary programming Conference*, California, USA, March 25-27, 1998.

[34] S. Yuhui, R. C. Eberhart, Empirical study of particle swarm optimization, *Proceedings of the 1999 Congress on Evolutionary Computation*, Washington, USA, July 6-9, 1999.

[35] I. C. Trelea, The particle swarm optimization algorithm: convergence analysis and parameter selection, *Information Processing Letters*, Vol. 85, No. 6, pp. 317-325, 2003.

[36] D. J. Malcolm, *WindPACT turbine rotor design, specific rating study*, National Renewable Energy Laboratory, Colorado, USA, pp 11-75, 2006.

[37] R. Poore, T. Lettenmaier, *Alternative Design Study Report: WindPACT Advanced Wind Turbine Drive Train Designs Study*; National Renewable Energy Laboratory, Colorado, USA, pp 31-511, 2003.

[38] International Electrotechnical Commission, *Wind turbines-Part 1: Design requirements*, Geneva, Switzerland, pp 22-31 ,2012.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-27]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.11.17.0]