



Improvement of aerodynamic coefficients of the airfoil with free form deformation with the aid of Artificial Neural Networks and Genetic Algorithm

M. Kazemi, A. Fardi, M. J. Maghrebi*

Mechanical Engineering Department, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

ABSTRACT: With the advent of morphing airfoils, the aerodynamics of wind turbines and wings underwent many changes. In this study, the aerodynamic coefficients of morphing airfoil based on NACA 0015 are optimized in the range of Reynolds number 105 to 106 and the angle of attack 0 to 12 degrees using Artificial Neural Network (ANN) and Genetic Algorithm (GA). First, the airfoils were created in MATLAB software by random control points and mesh generated in Gambit software, then in two-dimensional Ansys software were simulated. The simulation results, including lift and drag coefficients, separation point and pressure center, with control points were used to train the Artificial Neural Network (ANN). The trained function is given as an input function to the Genetic Algorithm (GA) to optimize the desired coefficients. Lift coefficient, center of pressure, separation point and lift to drag ratio were optimized as a single objective, In single-objective optimization, the lift coefficient was increased by 18% using the morphing airfoil. Also, the lift coefficient and the center of pressure, the lift coefficient and the drag coefficient were optimized as the dual-objectives optimization. In the optimization of the dual objectives, lift and drag coefficients were controlled by 0.8 and 0.03, respectively, by the morphing airfoils.

Review History:

Received: Sep. 09, 2020

Revised: Jan. 23, 2021

Accepted: Jan. 24, 2021

Available Online: Jan. 26, 2021

Keywords:

Power coefficient

Computational fluid dynamic

Darrieus wind turbine

Artificial neural network

Genetic algorithm

1. INTRODUCTION

The use of smart materials in airfoil manufacturing has caused a significant change in wings and wind turbines. Smart materials are a group of unique materials that undergo significant deformation under conditions such as electric field, magnetic field, and thermal field. Materials that deform under an electric field are known as piezoelectrics.

Gardner et al. [1] optimized the airfoil using genetic algorithms and X-Foil software, and they used the Bezier curve to generate the airfoil geometry. Research results show that by optimizing the airfoil's velocity distribution, the airfoil's best possible aerodynamics can be achieved. Lee et al. [2] showed that the airfoil's trailing edge wing in aerodynamically active mode could reduce the airfoil forces. Numerical and laboratory results indicate the feasibility of using morphing wings to reduce the load on the wings. Gaspari and Ricci [3] optimized the 3D morphing airfoil for a commercial aircraft. They pursued optimization using the genetic algorithm method in a multi-objective manner. By minimizing the amount of drag coefficient, they were able to reduce it by about 6%.

Weishuang et al. [4] optimized the morphing wing at the end edge of the airfoil. The results showed an 8% increase in the ratio of lift to drag. Stall angle also increased by 1.3%.

Wen et al. [5] used the back propagation genetic algorithm to optimize wind turbine airfoil. Bessel curve features and 1446 layers were used to train the neural network. The results show a 71% increase in the maximum lift coefficient. The maximum lift coefficient and the lift to drag for the optimal airfoil were 1.8 and 96, respectively. Ma et al. [6] optimized the Darius wind turbine blade's geometry to increase the power coefficient by a genetic algorithm. The turbine is simulated with NACA 0018 airfoil with three different rotor diameters in three dimensions. The results show an increase in the turbine power coefficient for the tip speed ratio of 0.4 to 1.5, the largest increase in the tip speed ratio of 0.9 to 26.82% occurred.

2. COMPUTATIONAL SETUP

Optimization of the wind turbine's airfoil as an input variable requires a function to produce a smooth and continuous surface for the airfoil. The morphing airfoil varies in the direction of the airfoil thickness by 20% of the airfoil's total thickness. For each of the airfoil surfaces, 4 points were selected as control points to produce the airfoil surface. 2 control points are located at the leading and trailing edge of the airfoil, and 2 points create the main variations in the shape of the airfoil. Fig. 1 shows the variation range of upper and lower bands of the morphing airfoils.

*Corresponding author's email: mj.maghrebi@um.ac.ir



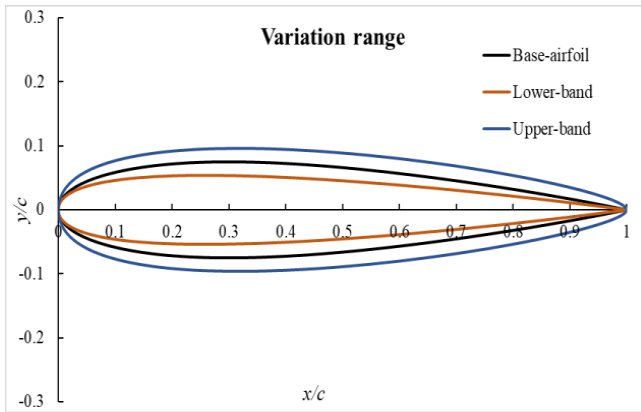


Fig. 1. Upper and lower bands of airfoil variations

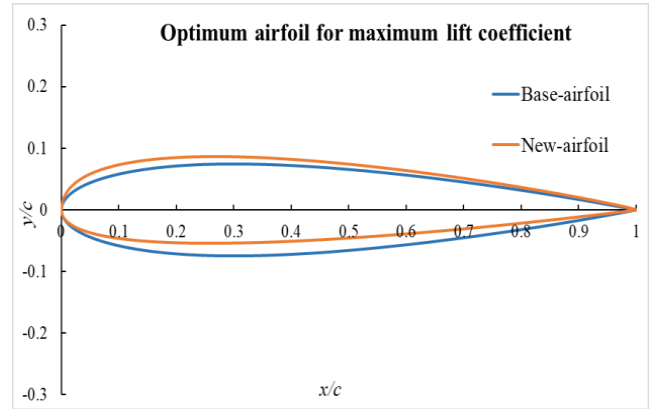


Fig. 3. New airfoil for maximum lift coefficient

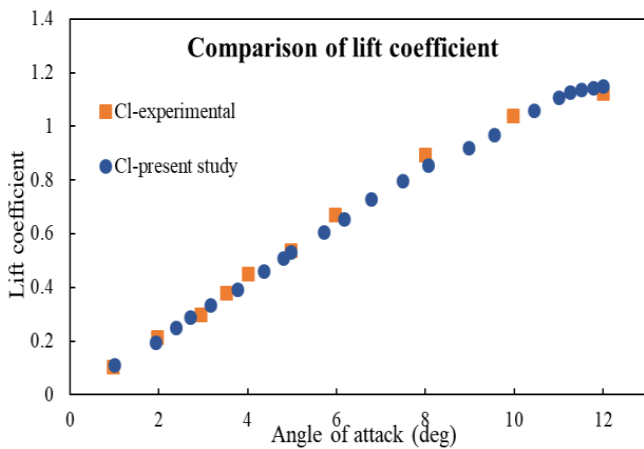


Fig. 2. Validation of lift coefficient at $Re=10^6$

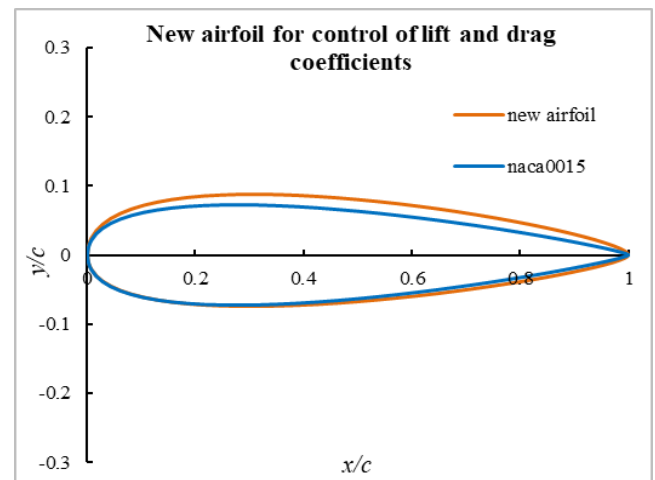


Fig. 4. New airfoil at $AOA=8^\circ$

Calculation of equation solved by Ansys Fluent 19 software. The flow governing of problem is turbulent, steady-state and incompressible, and the $k-\omega$ SST turbulence approach has been used to solve the turbulent flow. The problem is solved by Pressure based method using coupled algorithm, and all discretizations are of second order. In SIMPLE method, the momentum and pressure equations are solved separately, and the convergence is relatively slow. In contrast, the coupled method explicitly solves these equations and has a high convergence speed.

The lift coefficient of the present study at Reynolds 10^6 flow has been compared and validated in terms of different attack angles with the laboratory research of Rethmel et al. [7] in Fig. 2. The average error in the validation coefficient is 7.3%.

3. OPTIMIZATION

First, the control points that produce the airfoils' shape are generated by the Bezier curve in MATLAB and then sent to Gambit to draw the airfoil and its meshing. In the next step, airfoils are sent to Ansys software for simulation. The outputs

of Ansys, which are the power coefficient, are sent to the artificial neural network in MATLAB, and the control points to be trained in the artificial neural network. The trained neural network is given as a function to the genetic algorithm to optimize and control the aerodynamic coefficients, the center of pressure, the separation point, and related control points. The genetic algorithm also reports these desirable values as their output along with their control points.

4. RESULTS AND DISCUSSION

The speed of 50 m/s and the 6° angle of attack were optimized in this section. The lift coefficient for the NACA 0015 airfoil is 0.61. The Lift coefficient's optimization objective was 0.8, which was increased to 0.72 by the morphing airfoils and the limitation of the angle of attack and the flow velocity. In other words, the deformation of the airfoil increased the coefficient of performance by 18%. Fig. 3 shows these changes well.

The lift and drag coefficients are simultaneously controlled in Reynolds at a speed of 45 m/s and an angle of attack of 0 to 12° in the values of 0.8 and 0.03, respectively. Fig. 4 shows these changes at $AOA=8^\circ$

5. CONCLUSIONS

Artificial neural networks have a high ability to learn nonlinear problems. With proper training of artificial neural networks and accurately predicting the parameters, optimization operations can be performed more quickly. With the use of morphing airfoils, the performance of systems such as wind turbines and aircraft wings can be significantly controlled.

In this research, airfoil optimization was performed as single-objective and multi-objective, and the results show the control of aerodynamic coefficients, center of pressure and separation point with the help of airfoil deformation with acceptable accuracy. lift coefficient of single-objective increased by %18 with optimization of lift coefficient, control of pressure center at 0.25 point of airfoil chord with 100% accuracy, control of separation point at 0.18 point, airfoil chord with 100% accuracy, control of the ratio of lift coefficient to drag coefficient at 30 with high accuracy, control of lift and drag coefficients with error of 2.1% and 20%, respectively, in specific values in dual-objective optimization was one of the optimization results of this study.

REFERENCES

- [1] B. Gardner, M. Selig, Airfoil design using a genetic algorithm and an inverse method, in: 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003, pp. 43.
- [2] J.-W. Lee, J.-H. Han, H.-K. Shin, H.-J. Bang, Active load control of wind turbine blade section with trailing edge flap: Wind tunnel testing, *Journal of intelligent material systems and structures*, 25(18) (2014) 2246-2255.
- [3] A. De Gaspari, S. Ricci, Knowledge-based shape optimization of morphing wing for more efficient aircraft, *International Journal of Aerospace Engineering*, 2015 (2015).
- [4] L. Weishuang, T. Yun, L. Peiqing, Aerodynamic optimization and mechanism design of flexible variable camber trailing-edge flap, *Chinese Journal of Aeronautics*, 30(3) (2017) 988-1003.
- [5] H. Wen, S. Sang, C. Qiu, X. Du, X. Zhu, Q. Shi, A new optimization method of wind turbine airfoil performance based on Bessel equation and GABP artificial neural network, *Energy*, 187 (2019) 116106.
- [6] N. Ma, H. Lei, Z. Han, D. Zhou, Y. Bao, K. Zhang, L. Zhou, C. Chen, Airfoil optimization to improve power performance of a high-solidity vertical axis wind turbine at a moderate tip speed ratio, *Energy*, 150 (2018) 236-252.
- [7] C. Rethmel, J. Little, K. Takashima, A. Sinha, I. Adamovich, M. Samimy, Flow separation control using nanosecond pulse driven DBD plasma actuators, *International Journal of Flow Control*, 3(4) (2011).

HOW TO CITE THIS ARTICLE

M. Kazemi, A. Fardi, M.J. Maghrebi, *Improvement of aerodynamic coefficients of the airfoil with free form deformation with the aid of Artificial Neural Networks and Genetic Algorithm*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 53(7) (2021) 977-980.

DOI: [10.22060/mej.2021.18982.6932](https://doi.org/10.22060/mej.2021.18982.6932)





بهبود ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل با تغییر شکل آزاد به کمک شبکه‌های عصبی و الگوریتم ژنتیک

محسن کاظمی، امیرحسین فردی، محمدجواد مغربی*

دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۹/۰۶/۱۹
بازنگری: ۱۳۹۹/۱۱/۰۴
پذیرش: ۱۳۹۹/۱۱/۰۵
ارائه آنلاین: ۱۳۹۹/۱۱/۰۷

کلمات کلیدی:

ایرفویل تغییر شکل پذیر
دینامیک سیالات محاسباتی
شبکه عصبی مصنوعی
الگوریتم ژنتیک

خلاصه: با ظهور ایرفویل‌های تغییر شکل پذیر، آیرودینامیک ایرفویل توربین‌های بادی و بال‌ها دچار تغییرات زیادی شد. در این پژوهش ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل تغییر شکل پذیر بر مبنای ناکا ۰۰۱۵ در محدوده عدد رینولدز 10^5 تا 10^6 و زاویه حمله‌ی ۰ تا ۱۲ درجه به کمک شبکه عصبی مصنوعی و الگوریتم ژنتیک بهینه‌سازی شده‌است. ابتدا ایرفویل‌ها به وسیله نقاط کنترل تصادفی در نرم افزار متلب تولید و در نرم افزار گمبیت شبکه‌بندی شدند، سپس در نرم افزار آنسیس به صورت دوبعدی شبیه‌سازی شدند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی شامل ضرایب برآ و پسا، نقطه‌ی جدایش و مرکز فشار به همراه نقاط کنترل ایرفویل برای آموزش شبکه عصبی مورد استفاده قرار گرفتند. تابع آموزش دیده شبکه عصبی به عنوان تابع ورودی به الگوریتم ژنتیک داده می‌شود تا ضرایب مورد نظر بهینه‌سازی شوند. ضریب برآ، مرکز فشار، نقطه‌ی جدایش و نسبت ضریب برآ به پسا به صورت تک هدفه بهینه‌سازی شدند، در بهینه‌سازی تک هدفه ضریب برآ با استفاده از ایرفویل تغییر شکل پذیر مقدار ضریب برآ ۱۸٪ افزایش یافت. همچنین ضریب برآ و مرکز فشار، ضریب برآ و پسا به صورت دو هدفه بهینه‌سازی شدند. در بهینه‌سازی دو هدفه ضریب برآ و پسا، با تغییر شکل ایرفویل مقادیر آن‌ها به ترتیب در ۰/۸ و ۰/۳ کنترل شد.

۱- مقدمه

استفاده از مواد هوشمند در ساخت ایرفویل‌ها باعث تحولی عظیم در صنعت بال‌ها و توربین‌های بادی شده‌است. استفاده از باله‌های تغییر شکل پذیر باعث تغییرات گسترده‌ای در آیرودینامیک ایرفویل‌ها خواهد شد. مواد هوشمند به ایرفویل‌ها اجازه تغییر شکل می‌دهند و به دنبال آن خواص آیرودینامیکی ایرفویل‌ها نیز تغییر می‌کند. این تغییر شکل می‌تواند به صورت تغییر در ساختار ایرفویل انجام گیرد و یا با استفاده از مواد سبک پیزوالکتریک یا الکتروفعال-پلیمر [۱] و آلیاژهای حافظه‌دار انجام شود. این تغییر شکل در ایرفویل‌ها نیازمند دانش جامعی از نیروهای آیرودینامیکی است.

مواد هوشمند به دسته‌ای از مواد منحصر به فرد گفته می‌شود

1aeroelastic

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: mjmaghrebi@um.ac.ir

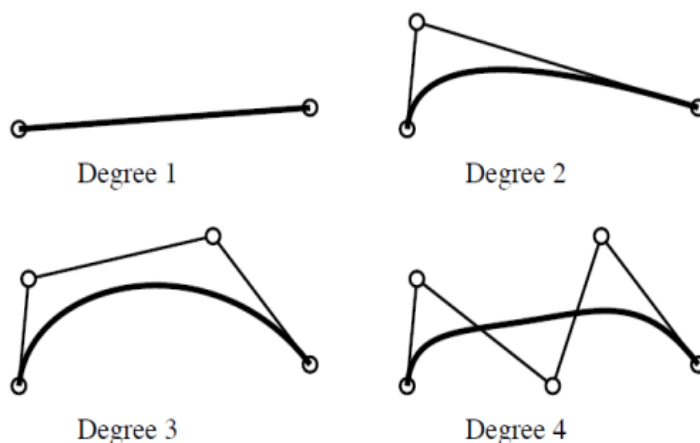
که تحت شرایطی از جمله میدان الکتریکی، میدان مغناطیسی و میدان حرارتی تغییر شکل قابل توجهی از خود نشان می‌دهند. موادی که تحت میدان الکتریکی از خود تغییر شکل نشان می‌دهند، تحت عنوان پیزوالکتریک شناخته می‌شوند. آلیاژ حافظه‌دار موادی هستند که تحت میدان مغناطیسی تغییر شکل می‌دهند [۲]. یکی از مهم‌ترین کاربردهای ایرفویل تغییر شکل پذیر، افزایش توان توربین‌های بادی است. کاهش نیروی پسا، کنترل ضرایب آیرودینامیکی، کنترل نقطه جدایش و کاهش ارتعاش بال‌ها و ... از دیگر کاربردهای ایرفویل‌های تغییر شکل پذیر هستند [۳]

۲- پیشینه پژوهش

گاردنر^۲ و همکاران [۴] با بهره‌گیری از الگوریتم ژنتیک و نرم افزار

2Gardner





شکل ۱. خم بی زیر با درجات آزادی مختلف
Fig.1. Bezier curve with different free degrees

جدول ۱. نقاط کنترل ایرفویل ناکا ۰۰۱۵
Table 1. Control points of NACA0015 airfoil

سطح پایینی ایرفویل		سطح بالایی ایرفویل		نقاط کنترل
$Y(m)$	$X(m)$	$Y(m)$	$X(m)$	
۰	۰	۰	۰	P_1
-۰/۱۵۶۷	۰/۰۷۸	۰/۱۵۶۷	۰/۰۷۸	P_2
-۰/۰۱۱	۰/۹۵۵	۰/۰۱۱	۰/۹۵۵	P_3
۰	۱	۰	۱	P_4

جریان آرام به آشفته روی ایرفویل تقریباً به لبه‌ی انتهایی ایرفویل کشیده می‌شود و در بیشتر طول وتر ایرفویل، جریان آرام حاکم است. تیل^۴ و همکاران [۶] تمام مواد تغییرشکل‌پذیر ممکن برای به‌کارگیری در بال هواپیما را بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که مواد الاستومتریک و آنیستروپیک گزینه‌های مناسبی برای پوسته‌های تغییرشکل‌پذیر هستند. لی^۵ و همکاران [۷] نشان دادند که بالچه^۶ لبه‌ی عقب ایرفویل در حالت فعال آیرودینامیکی قابلیت کاهش نیروهای وارد بر ایرفویل را دارد. نتایج عددی و آزمایشگاهی نشانگر

اکسفویل^۱، ایرفویل را بهینه‌سازی کردند، آن‌ها برای تولید هندسه‌ی ایرفویل از خم بی‌زیر استفاده کردند. نتایج تحقیقات نشان می‌دهد که با بهینه‌سازی توزیع سرعت حول ایرفویل می‌توان به بهترین آیرودینامیک ممکن برای ایرفویل‌ها رسید. رام^۳ و همکاران [۵] توربین‌های بادی کوچک را با هدف دستیابی به عدم حساسیت لبه‌ی حمله ایرفویل به زبری به کمک الگوریتم ژنتیک و نرم افزار اکسفویل بهینه‌سازی کردند. آن‌ها ایرفویل بهینه را به صورت آزمایشگاهی نیز مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان می‌دهد که نقطه‌ی گذار از

4Thill
 5Lee
 6Flap

1Xfoil
 2Bezier Curve
 3Ram

نسبت بهینه برآ به پسا بود. تأثیر حفره به صورت تجربی نیز بررسی شد. نتایج نشان داد نسبت برآ به پسا حل عددی برای ایرفویل با حفره نسبت به ایرفویل بدون حفره برای زوایای حمله بیشتر از ۸ درجه به صورت قابل توجهی بیشتر است. نتایج تجربی نیز برای ایرفویل با حفره نسبت به ایرفویل بدون حفره در زوایای حمله ۱۴ و ۲۰ درجه به ترتیب افزایش ۳۱٪ و ۵۷٪ نسبت برآ به پسا را نشان می‌دهند. ما^{۱۲} و همکاران [۱۴] هندسه ایرفویل پره توربین بادی داریوس را جهت افزایش ضریب توان به وسیله الگوریتم ژنتیک بهینه‌سازی کردند. شبیه‌سازی توربین با ایرفویل مینا ناکا ۰۰۱۸ با سه قطر روتور مختلف به صورت سه‌بعدی انجام شده‌است. نتایج افزایش ضریب توان توربین را برای نسبت سرعت نوک‌های ۰/۴ تا ۱/۵ نشان می‌دهد، بیشترین افزایش در نسبت سرعت نوک ۰/۹ به مقدار ۲۶٪ رخ داده است. آکارر^{۱۳} [۱۵] ایجاد شکاف در سطح فشار ایرفویل توربین افقی و عمودی میزان افزایش نسبت برآ به پسا و ضریب توان را به صورت عددی بررسی کرد. نتایج افزایش ۱۶٪ بیشینه نسبت برآ به پسا را نشان می‌دهد، همچنین با استفاده از این شکاف در ایرفویل، ضریب توان توربین افقی و توربین عمودی به ترتیب ۳/۲٪ و ۷/۵٪ افزایش یافت.

مطالعات انجام‌شده کاربرد گسترده و موفقیت‌آمیز شبکه‌های عصبی و الگوریتم ژنتیک در بهینه‌سازی ایرفویل‌ها را نشان می‌دهد. استفاده همزمان از شبکه‌های عصبی و الگوریتم ژنتیک با هدف بهینه‌سازی و کنترل ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل‌های تغییرشکل‌پذیر در شرایط مختلف هدف این پژوهش بود. در همین راستا بهینه‌سازی ایرفویل تغییرشکل‌پذیر بر مبنای ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ با جریان آزاد با رینولدز بین ۱۰^۵ تا ۱۰^۶ و تغییرات زاویه حمله ایرفویل بین ۱۲ درجه به روش الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی مورد تحقیق قرار گرفت.

۳- اصول مدل‌سازی و شبیه‌سازی

۳-۱- تولید هندسه ایرفویل

برای تولید ایرفویل با سطحی هموار و پیوسته به تابعی نیاز است تا بتواند سطح ایرفویل را تولید کند، توابع و الگوریتم‌های مختلفی برای تولید این سطوح وجود دارند، اما از آن جهت که تغییرات در جهت ضخامت ایرفویل ۲۰٪ آن است، خم بی‌زیر [۱۶] روش مناسبی

امکان‌پذیر بودن استفاده از بال‌های تغییرشکل‌پذیر برای کاهش بار وارده بر بال‌هاست. داینس و ویور [۸] رفتار آیرودینامیکی ایرفویل توربین بادی را با سیستم فعال بالچه تغییرشکل‌پذیر را به روش‌های عددی ارزیابی کردند. شبیه‌سازی در حالت پایا به روش رانج کوتا صریح و در حالت ناپایا، معادلات ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز^۲ حل شده‌است. نتایج این مطالعه طول بالچه مناسب را مشخص کرده‌است. گاسپاری و ریکی^۳ [۹] ایرفویل تغییرشکل‌پذیر سه‌بعدی مربوط به یک هواپیما تجاری را بهینه‌سازی کردند. آن‌ها بهینه‌سازی را با روش الگوریتم ژنتیک و به صورت چند هدفه انجام دادند. برای کمینه‌کردن مقدار نیروی پسا، توانستند آن را حدود ۶٪ کاهش دهند. ویشوانگ^۴ و همکاران [۱۰] بالچه تغییرشکل‌پذیر در لبه‌ی انتهایی ایرفویل را بهینه کردند. نتایج، افزایش ۸٪ نسبت برآ به پسا را نشان می‌داد. همچنین زاویه واماندگی ۱/۳٪ افزایش یافت. نجات^۵ و همکاران [۱۱] با بهینه‌سازی هندسه ایرفویل به روش الگوریتم چند هدفه ازدحام ذرات^۶، مشخصه‌های واماندگی را بهبود بخشیدند. نتیجه بهینه‌سازی، تعویق نقطه‌ی جدایش جهت جلوگیری از واماندگی در شرایط کاری بحرانی بود. ون^۷ و همکاران [۱۲] برای بهینه‌سازی ایرفویل توربین باد از انتشار رو به عقب الگوریتم ژنتیک^۸ استفاده کردند. برای آموزش شبکه عصبی از ویژگی‌های منحنی بسل و از ۱۴۴۶ آرایه استفاده شد، بهبود ضریب برآ و نسبت برآ به پسا ی ایرفویل هدف بهینه‌سازی بود. نتایج افزایش ۷۱٪ بیشینه ضریب برآ را نشان می‌دهد، بیشینه ضریب برآ و نسبت برآ به پسا برای ایرفویل بهینه به ترتیب ۱/۸ و ۹۶ بود، این مقادیر برای ایرفویل مبنای اس-۸۰۹ به ترتیب ۱/۰۵ و ۹۰ بدست آمده‌است. فاتحی^۹ و همکاران [۱۳] با ایجاد حفره بر ایرفویل ریزو-۱۸ هندسه ایرفویل را به صورت عددی و با استفاده از معادلات ناپایای ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز^{۱۰} و رهیافت آشفتگی انتقال تنش برشی^{۱۱} شبیه‌سازی و به وسیله الگوریتم ژنتیک بهینه‌سازی کردند. تابع هدف الگوریتم ژنتیک،

1Daynes & Weaver

2RANS

3De Gaspari A, Ricci S

4Weishuang

5 Nejat

6Multi Objective Particle Swarm Optimization

7Wen

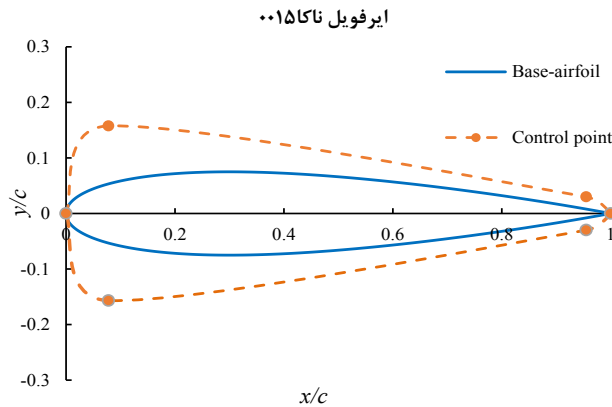
8Genetic Algorithm Back Propagation

9Fatehi

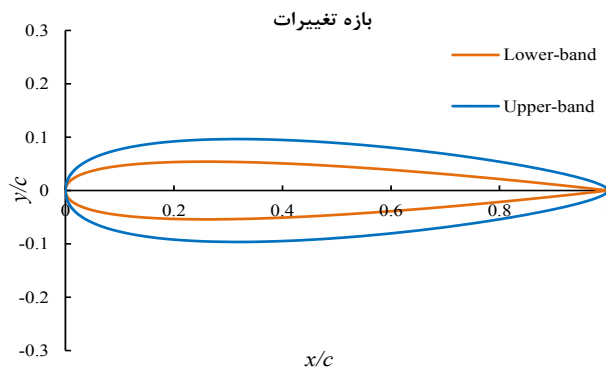
10Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes

11Shear Stress Transport

12Ma
13Acarer



شکل ۲. نقاط کنترل ایرفویل ناکا ۰۰۱۵
Fig.2. Control points of NACA0015 airfoil



شکل ۳. حد بالا و حد پایین تغییرات ایرفویل ها
Fig.3. Upper and lower bands of airfoil variations

P نقاط کنترل، n تعداد نقاط کنترل، t متغیر است. در این پژوهش به منظور تولید یک سطح هموار و کاهش تعداد متغیرهای مسئله، برای هر یک از سطح‌های ایرفویل ۴ نقطه به عنوان نقاط کنترلی برای تولید سطح ایرفویل انتخاب شد. ۲ نقطه از نقاط کنترلی در ابتدا و انتهای ایرفویل یعنی به روی لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار ایرفویل قرار گرفته‌اند و ۲ نقطه تغییرات اصلی شکل ایرفویل را ایجاد می‌کنند [۱۷].

جدول ۱ نقاط کنترل سطح بالایی و پایینی ایرفویل مبنا (ناکا ۰۰۱۵) را نشان می‌دهد.

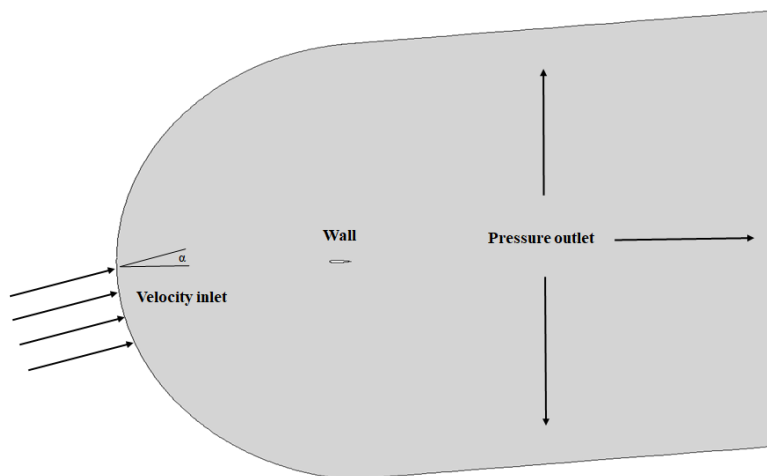
شکل ۲ ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ و نقاط کنترل آن و شکل ۳ حد بالا و پایین ایرفویل‌های ایجاد شده و بازه تغییرات ایرفویل را که ۲۰٪ ضخامت ایرفویل در نظر گرفته شده‌است نشان می‌دهند.

برای تولید هندسه ایرفویل‌هاست. میزان دقت خم بی‌زیر به تعداد نقاط انتخابی وابسته است. یک خم درجه‌ی n بی‌زیر شامل $n+1$ نقطه کنترل است. لازم به ذکر است که در این پژوهش، روش مورد استفاده برای تغییرات، تغییرشکل به شکل آزاد است. به عبارتی ایرفویل توانایی کاهش و افزایش حجم را دارد که موجب تولید ایرفویل‌های زیادی می‌شود، روش‌های دیگری از جمله ضخامت ثابت و همچنین داشتن قيودی برای مهار تغییرشکل ایرفویل نیز مرسوم هستند.

$$B(t) = \sum_{i=0}^n b_{i,n}(t) P(i), \quad 0 \leq t \leq 1 \quad (1)$$

$$b_{i,n}(t) = \binom{n}{i} t^i (1-t)^{n-i}, \quad i = 0, \dots, n \quad (2)$$

1Free Form Deformation



شکل ۴. شرایط مرزی دامنه حل
Fig.4. Boundary conditions of computational domain

در رهیافت آشفتگی انتقال تنش برشی $k-\omega$ ، معادله انتقال برای انرژی جنبشی آشفتگی k به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۰]:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j k) = P_k - \hat{\alpha}^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (7)$$

حال می‌توان معادله فرکانس انرژی آشفتگی ω را به صورت زیر تعریف نمود [۲۰]:

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \omega) = \frac{\gamma}{v_t} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (8)$$

۳-۳- شبکه بندی

برای حل این مسئله بایستی دامنه حل به المان کوچکی تقسیم شود تا با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی، سرعت و فشار در هر المان محاسبه گردد. در این پژوهش از نرم افزار گمبیت برای شبکه‌بندی دامنه حل استفاده شده‌است، نقاط ایرفویل تولیدی در

نقاط کنترلی به صورت تصادفی بین حد بالا و پایین در نرم‌افزار متلب تولید می‌شوند، این نقاط برای تولید ایرفویل‌های مختلف، سپس شبکه‌بندی آن‌ها به گمبیت ارسال می‌گردند.

۲-۳- معادلات حاکم

معادله بقای جرم یا همان پیوستگی به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۸]:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (3)$$

معادله پیوستگی برای جریان آشفته به صورت زیر تعریف می‌گردد [۱۹]:

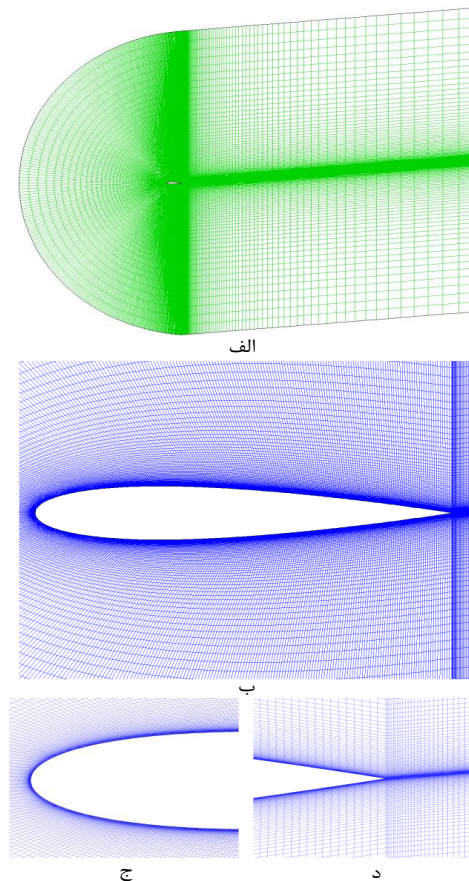
$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (4)$$

برای جریان تراکم‌ناپذیر معادله ۴ به صورت معادله ۵ بازنویسی می‌شود [۱۹]:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (5)$$

معادله مومنتوم برای جریان سیال لزج نیوتنی به صورت زیر تعریف می‌گردد [۱۸]:

$$-\nabla \bar{P} + \bar{B} + \mu \nabla^2 \bar{V} = 0 \quad (6)$$



شکل ۵. کیفیت شبکه بندی حوزه حل (الف- ناحیه اصلی ب- اطراف ایرفویل ج- لبه ی حمله ایرفویل د- لبه ی فرار ایرفویل)

Fig.5. Quality of computational domain grid (a- Main domain b- Around the airfoil c- Airfoil's trailing edge d- Airfoil's leading edge)

جدول ۲. خواص سیال

Table 2. Fluid properties

مقدار	ویژگی
۱/۲۲۵ kg/m ³	چگالی
۱/۷۸۹۴×۱۰ ^{-۵} kg/m.s	لزجت
۱۰ ^۵ - ۱۰ ^۶	رینولدز سیال
۰-۱۲	زاویه حمله

مسئله شرط سرعت ورودی برای ورودی جریان، شرط دیوار برای سطوح ایرفویل و شرط مرزی فشار خروجی برای مابقی خروجی های جریان لحاظ شده است که در شکل ۴ نمایش داده شده است.

حلگر این مسئله نرم افزار انسیس فلونت ۱۹ بوده است. جریان حاکم بر مسئله جریان آشفته، پایا و غیرتراکم پذیر است و از رهیافت آشفتگی انتقال تنش برشی $k-\omega$ برای حل جریان آشفته استفاده

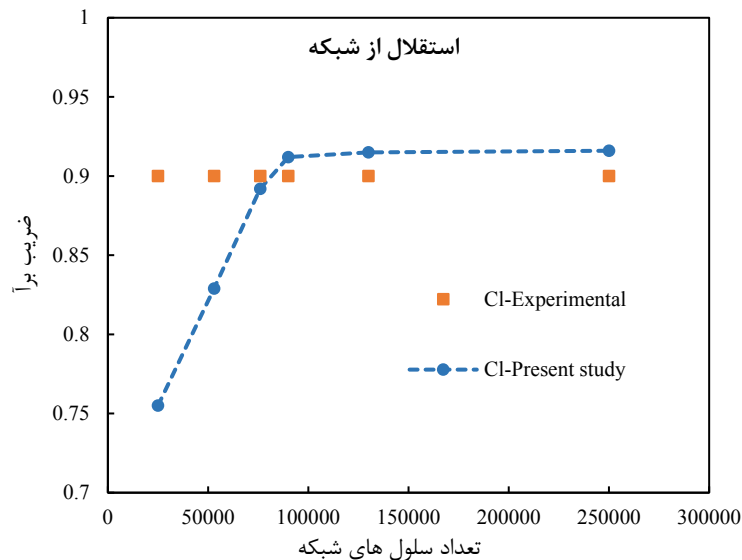
متلب به گمبیت ارسال می شوند، شبکه بندی به صورت دو بعدی و ساختار یافته انجام می شوند.

۴-۳- شرایط مرزی

در هر مسئله ی دینامیک سیالات محاسباتی بایستی مرزها مشخص باشد تا با حل آن، به جواب منحصر به فردی دست پیدا کرد. در این

جدول ۳. توضیحات شبکه بندی
Table 3. Mesh description

y^+	خطای نسبی (%)	ضریب برآ عددی	ضریب برآ تجربی	تعداد سلول های شبکه
-	-	۰/۷۵۵	۰/۹	۲۵۰۰۰
-	۹	۰/۸۲۹	۰/۹	۵۳۰۰۰
<۵	۸	۰/۸۹۳	۰/۹	۷۶۰۰۰
<۵	۲	۰/۹۱۲	۰/۹	۹۰۰۰۰
<۱	۰/۳	۰/۹۱۵	۰/۹	۱۳۰۰۰۰
<۱	۰/۰۱	۰/۹۱۶	۰/۹	۲۵۰۰۰۰



شکل ۶. نمودار استقلال از شبکه
Fig.6. Diagram of mesh independency

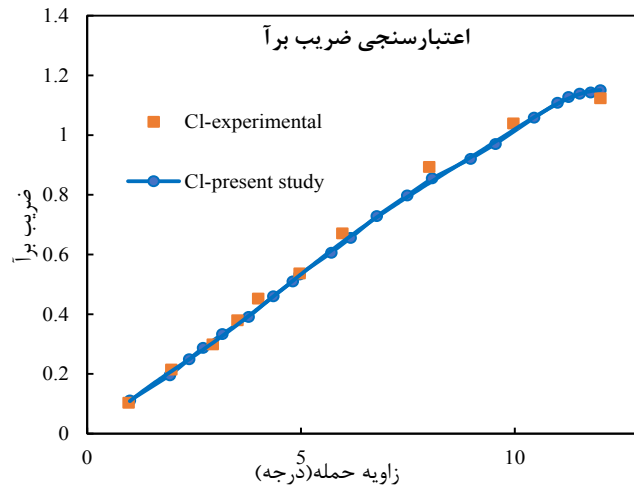
شکل ۵ کیفیت شبکه بندی پژوهش حاضر را نشان می دهد، جدول ۲ نیز خواص سیال در شبیه سازی را نشان می دهد.

۳-۵- استقلال از شبکه

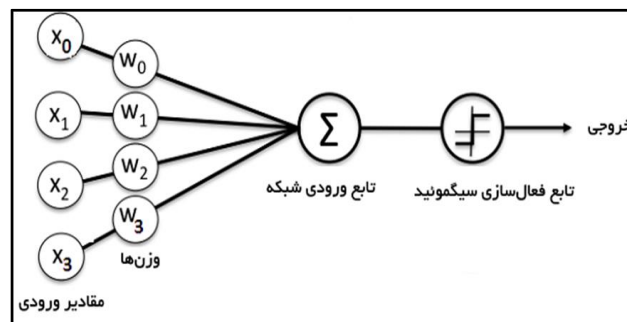
برای اطمینان از نتایج مدل سازی بایستی شبکه بندی های مختلفی مورد بررسی قرار گیرد تا نتایج حل از کمیت شبکه بندی مستقل شود. شکل ۶ نمودار تغییرات ضریب برآ در شبکه های مختلف را نشان می دهد. در جدول ۳ ضریب برآ پژوهش حاضر و درصد خطای

شده است. مسئله مورد نظر به روش فشار مبنا^۱ و به کمک الگوریتم جفت^۲ حل می شود و تمامی گسسته سازی ها از مرتبه ی دوم هستند. در روش سیمپل^۳ معادلات مومنتوم و فشار به صورت جداگانه حل می شوند و همگرایی نسبتاً آرامی دارد، در حالیکه روش کوپل این معادلات را به صورت صریح حل می کند و از سرعت همگرایی بالایی برخوردار است.

1 Pressure based
2 Coupled
3 SIMPLE



شکل ۷. اعتبارسنجی ضریب برآ در عدد رینولدز 10^6
 Fig.7. Validation of lift coefficient at $Re=10^6$



شکل ۸. نورون در شبکه عصبی مصنوعی [۲۴]
 Fig.8. Neuron in neural network [24]

ارتفاع اولین سلول از سطح پره، u^* سرعت اصطکاکی و U لزجت سینماتیکی است τ_w ، ش برشی روی دیواره و ρ چگالی سیال است.

۳-۶- اعتبارسنجی

ضریب برآ پژوهش حاضر در سرعت جریان رینولدز 10^6 برحسب زوایای حمله مختلف با تحقیقات آزمایشگاهی رتمل^۲ و همکاران [۲۲] مقایسه و اعتبارسنجی شده است. میانگین خطا در اعتبارسنجی ضریب برآ $7/3\%$ است.

۴- اصول بهینه سازی

۴-۱- شبکه عصبی مصنوعی

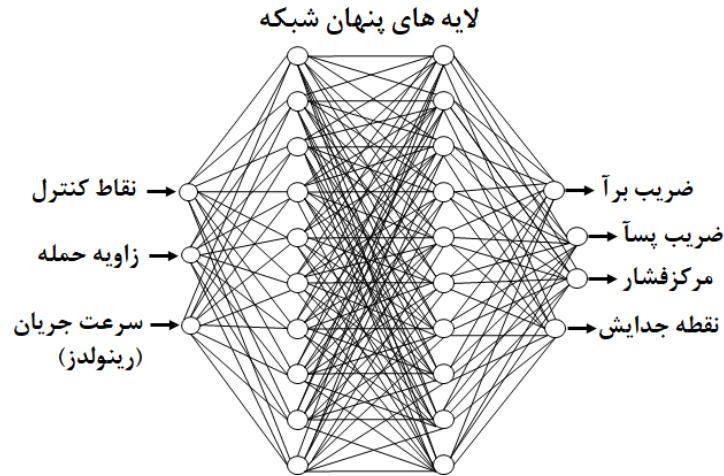
شبکه‌های عصبی توانایی بالایی در یادگیری الگوها و حل مسائل غیرخطی دارند و توانایی شبکه عصبی در تحلیل، تخمین و پیش‌بینی

نسبی آن بر حسب تعداد سلول‌های شبکه و مقدار فاصله بی‌بعدشده گزارش شده است. در این پژوهش تعداد سلول $130,000$ به عنوان شبکه‌بندی مناسب انتخاب شده است.

با توجه به اینکه رهیافت آشفته‌گی جریان در این پژوهش انتقال تنش برشی $k-\omega$ است به منظور دستیابی به دقت حل بالا بایستی مقدار فاصله بی‌بعدشده^۱ کمتر از یک باشد که ارتفاع اولین سلول از سطح پره در کاهش این مقدار بسیار تأثیرگذار است. با انتخاب مناسب ارتفاع اولین سلول، سعی می‌شود مقدار $y^+ < 1$ در شبکه‌بندی لحاظ شود [۲۱].

$$y^+ = \frac{u^* y}{g} \quad (9)$$

$$u^* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (10)$$



شکل ۹. شماتیک لایه های شبکه عصبی پژوهش حاضر

Fig.9. Schematic of neural network layers of the present study

جدول ۴. متغیرهای شبکه عصبی و بازه تغییرات آنها

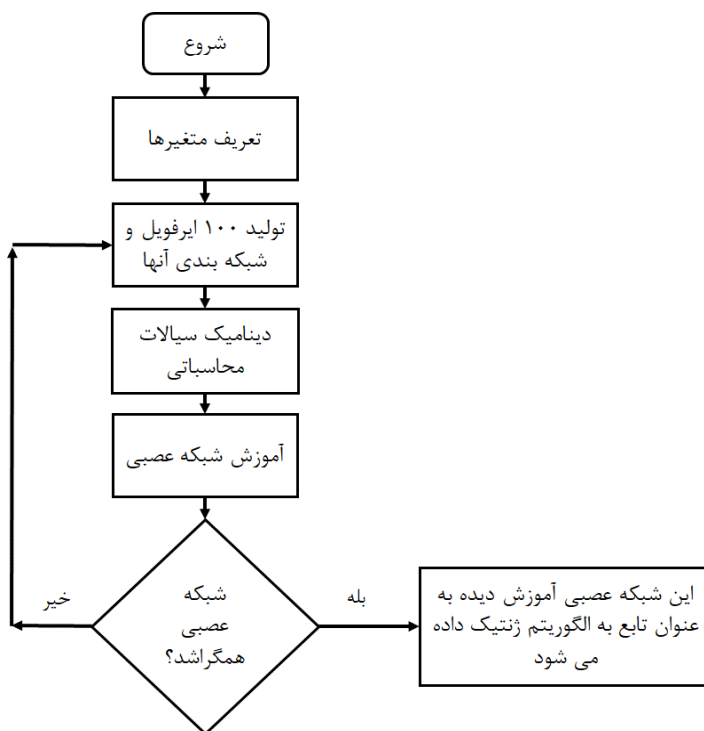
Table 4. Neural network variables and variations range of them

متغیر	بازه تغییرات
P_1	۰/۱۲۱۷ تا ۰/۱۹۱۷
P_2	۰ تا ۰/۰۴۶
P_3	-۰/۱۲۱۷ تا -۰/۱۹۱۷
P_4	۰ تا -۰/۰۴۶
$V(\text{Reynolds})$	۷۰ (۱۰ ^۶) تا ۷ (۱۰ ^۵)
α	۰ تا ۱۲

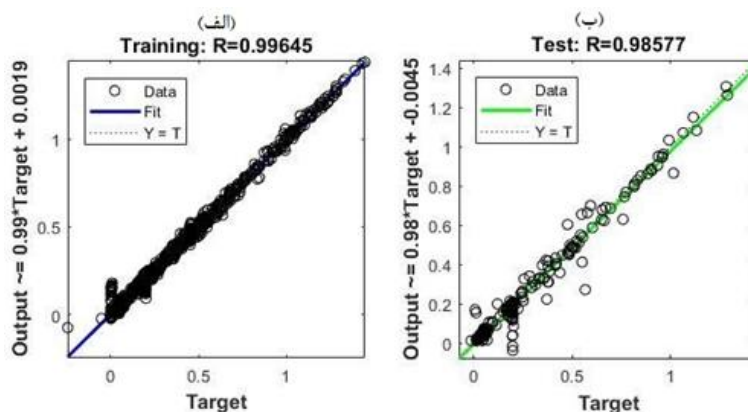
نقاط کنترلی ایرفویل که ۴ عدد هستند و تولید هندسه ایرفویل وابسته به این نقاط است به همراه سرعت (رینولدز) جریان و زاویه حمله ایرفویل، پارامترهای ورودی و متغیر مسئله در آموزش شبکه عصبی هستند، از این رو ۶ ورودی برای آموزش شبکه عصبی مورد استفاده قرار می‌گیرد. از طرفی پارامترهای ضریب برآ و پسا، مرکز فشار و نقطه‌ی جدایش که ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل و مهم‌ترین پارامترهای خروجی شبیه‌سازی هستند، به عنوان خروجی آموزش شبکه عصبی مورد استفاده قرار می‌گیرد. فرآیند بهینه‌سازی، بهینه‌سازی و یا کنترل به روی پارامترهای خروجی صورت می‌گیرد. در نتیجه در لایه‌ی ورودی شبکه عصبی ۶ متغیر و در لایه‌ی خروجی ۴ متغیر داریم که در شکل ۹ نشان داده شده‌است. شبکه عصبی با دریافت ورودی و خروجی خود و تعیین تعداد لایه‌های پنهان و تعداد گره‌ها (نورون‌ها) در هر لایه، اقدام به تعیین وزن‌هایی برای

در بسیاری از زمینه‌ها مورد توجه افراد بسیاری قرار گرفت است. شبکه‌های عصبی مصنوعی از چندلایه پنهان همراه با نورون‌هایی تشکیل شده‌اند، به هر یک از این نورون نسبت به ورودی‌ها وزن‌هایی نسبت داده می‌شود که مقدار آن با توجه به ورودی مسئله متفاوت است، در حقیقت شبکه عصبی چیزی جز آموزش این نورون‌ها و بدست آوردن میزان وزن‌های مناسب نیست.

اطلاعات بین نورون‌ها از طریق این اتصالات منتقل می‌شود. هر یک از این اتصالات دارای مشخصه‌ای (وزن) مختص به خود هستند که در اطلاعات انتقال یافته از یک نورون به نورون دیگر ضرب می‌گردد. هر یک از نورون‌ها نیز برای محاسبه خروجی خود، یک تابع تحریک (تابع انتقال) را که معمولاً غیرخطی است به ورودی‌ها (جمع اطلاعات وزن دار شده) اعمال می‌نماید. شماتیک یک نورون در شبکه عصبی مصنوعی در شکل ۸ به تصویر کشیده شده‌است [۲۳].



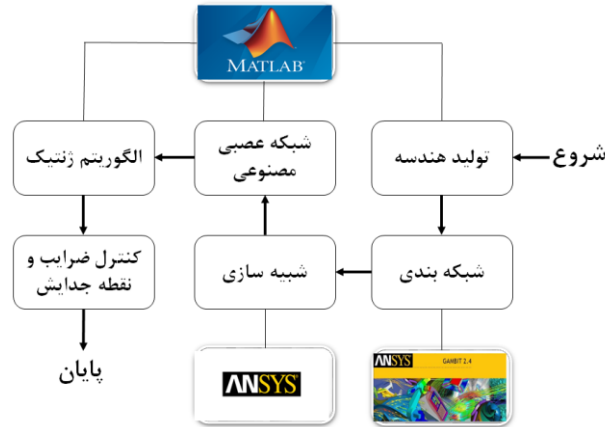
شکل ۱۰. فلوجارت مراحل آموزش شبکه عصبی
 Fig.10. Training steps flowchart of neural network



شکل ۱۱. رگرسیون آموزش شبکه عصبی (الف- آموزش ب- تست)
 Fig.11. Neural network training regression (a- training b-test)

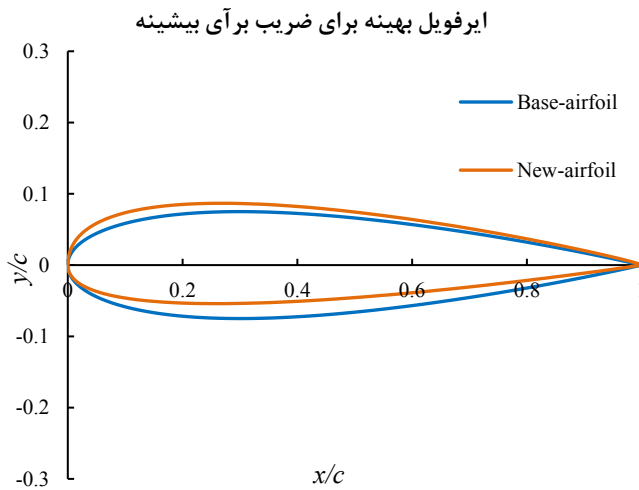
تجاوز نکند.
 شکل ۱۰ فلوجارت آموزش شبکه عصبی را نشان می‌دهد، در هر مرحله ۱۰۰ ایرفویل تولید، شبکه‌بندی و شبیه‌سازی می‌شوند، سپس برای آموزش شبکه عصبی مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این پژوهش شبکه عصبی بعد از تولید و شبیه‌سازی ۴۰۰ ایرفویل همگرا شد.
 به منظور بررسی عملکرد شبکه عصبی از خطای حداقل مربعات

گره‌های لایه پنهان می‌کند، با تعیین این وزن‌ها شبکه عصبی قادر به پیش‌بینی مقادیر پارامترهای خروجی مسئله است.
 جدول ۴ بازه تغییرات متغیرهای ورودی شبکه عصبی را نشان می‌دهد، به عبارتی شبکه عصبی ایرفویل‌های تغییرشکل‌پذیر با جریان با شرایط فوق را آموزش می‌بیند. به عبارتی جدول ۴ قیود بهینه‌سازی نیز هستند، نقاط کنترل، سرعت جریان و زاویه حمله محدوده و بازه‌ای دارند که موجب می‌شود برای بهینه‌سازی جواب‌ها از این بازه



شکل ۱۲. شماتیک مراحل عملیاتی پژوهش حاضر

Fig.12. Schematic of work steps of the present study



شکل ۱۳. ایرفویل جدید برای ضریب برآ بیشینه

Fig.13. New airfoil for maximum lift coefficient

نقاط بر تابع فرض شده شبکه عصبی منطبق تر هستند [۲۴].

استفاده شده است که به صورت زیر محاسبه می شود:

۲-۴- الگوریتم ژنتیک

$$MSE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (T - a)^2 \quad (11)$$

الگوریتم ژنتیک از ژنتیک و مکانیزم تکامل در طبیعت الهام گرفته شده است و نظریه داروین را که می گوید بهترین ها در هر نسل بقا پیدا می کنند نقطه شروع محاسبات تکاملی می توان یاد کرد. اصل اساسی تکامل جمعیت هدف به سمت بهینه جهانی است. این تکامل برپایه سه اصل تولید مثل، ارزیابی و انتخاب است.

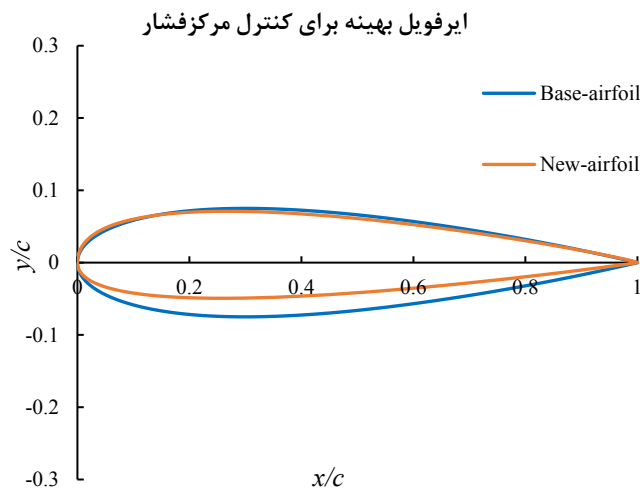
در معادله فوق n تعداد داده ها، T مقدار مطلوب (هدف) و a مقدار پیش بینی شده توسط شبکه عصبی است. در این پژوهش از ۲ لایه پنهان که هر لایه حاوی ۱۰ نورون استفاده شده است، از مجموع تمام داده ها، ۷۰٪ برای آموزش، ۱۵٪ برای اعتبارسنجی و ۱۵٪ برای تست مورد استفاده قرار گرفت.

الگوریتم ژنتیک به دلیل قدرت و دوام بیشتر نسبت به سایر روش های مبتنی بر هوش مصنوعی، بهتر است. بر خلاف سیستم های

هرچه میزان R به عدد یک نزدیک تر باشد به معنای آن است که

جدول ۵. کنترل موقعیت مرکز فشار
Table 5. Position control of center of pressure

مکان مرکز فشار	ضریب برآ	ایرفویل
۰/۱	۰/۳۲۸	ناکا۰۱۵
۰/۲۵	۰/۳۷۱	ایرفویل جدید



شکل ۱۴. ایرفویل جدید برای کنترل مکان ضریب فشار
Fig.14. New airfoil for position control of center of pressure

جدول ۶. کنترل موقعیت نقطه جدایش
Table 6. Control of separation point position

مکان نقطه جدایش	ضریب برآ	ایرفویل
۰/۱۹۳	۰/۵۲۳	ناکا۰۱۵
۰/۱۸	۰/۵۱۸	ایرفویل جدید

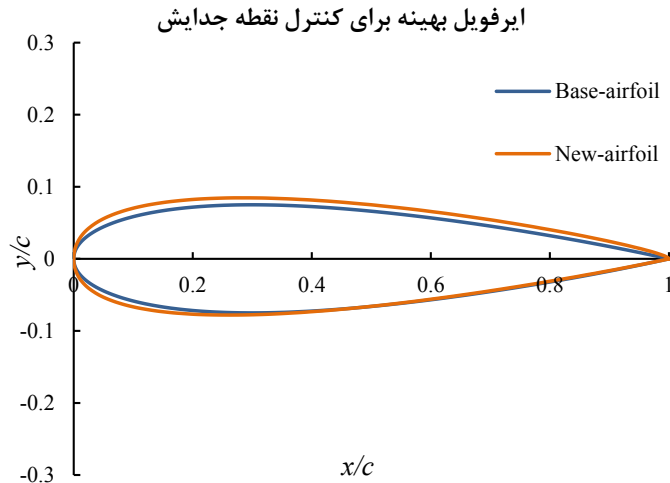
نباشد [۲۶]. بدین ترتیب به جای جستجو برای یافتن جواب بهینه تک‌هدفه، می‌توان به کمک الگوریتم ژنتیک چندهدفه مسئله با چندمتغیر را بهینه کرد که به جواب بهینه پارتو مشهور است. در این پژوهش از الگوریتم ژنتیک با مرتب‌سازی نامغلوب^۱ برای بهینه‌سازی چندهدفه استفاده شده است [۲۷].

۴ نقطه کنترل که تولیدکننده شکل ایرفویل‌ها هستند توسط خطوط بی‌زیر در متلب تولید و سپس برای ترسیم ایرفویل‌ها و

هوش مصنوعی قدیمی‌تر، الگوریتم ژنتیک با تغییر اندک مقادیر ورودی و یا با وجود مقادیر قابل توجهی از نویز در سیستم به راحتی تحت تأثیر قرار نمی‌گیرد [۲۵].

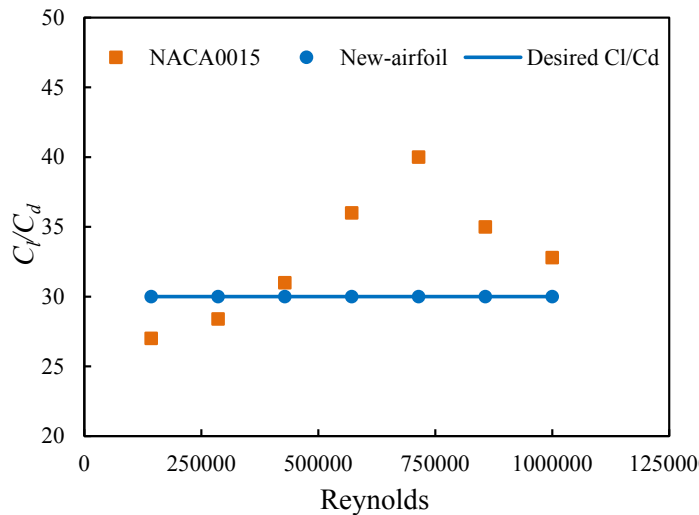
برای بسیاری از مسائل طراحی، در صورت امکان مطلوب است که بهینه‌سازی به صورت موازی روی چند متغیر رخ دهد. این متغیرها اکثر اوقات به یکدیگر وابسته و غالباً در عملیات بهینه‌سازی در تناقض با یکدیگر رفتار می‌کنند، که این امر سبب می‌شود که بهینه‌سازی موازی با در نظر گرفتن تک‌تک متغیرها به صورت جداگانه امکان‌پذیر

¹Nondominated Sorting Genetic Algorithm



شکل ۱۵. ایرفویل جدید برای کنترل مکان نقطه جدایش

Fig.15. New airfoil for control of separation point position



شکل ۱۶. نسبت ضریب برآ به پسا برای ایرفویل جدید و ایرفویل مبنا

Fig.16. Lift coefficient to drag coefficient ratio of new and base airfoil

۵-نتایج

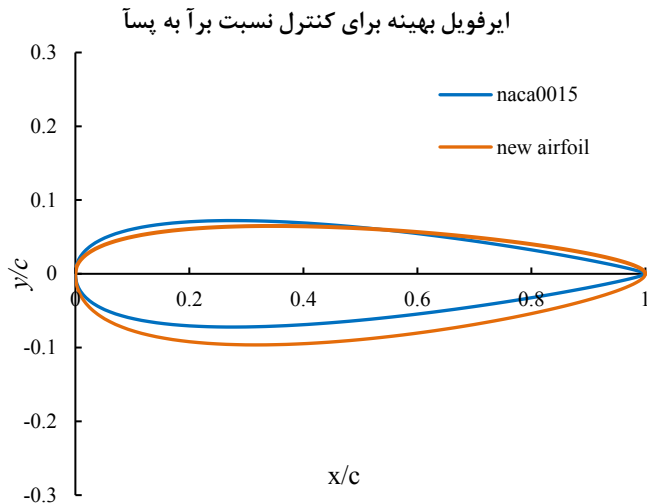
۵-۱- نتایج بهینه سازی تک‌هدفه

در این قسمت ضریب برآ، مرکز فشار و نقطه‌ی جدایش به صورت جداگانه بهینه‌سازی و کنترل می‌شوند.

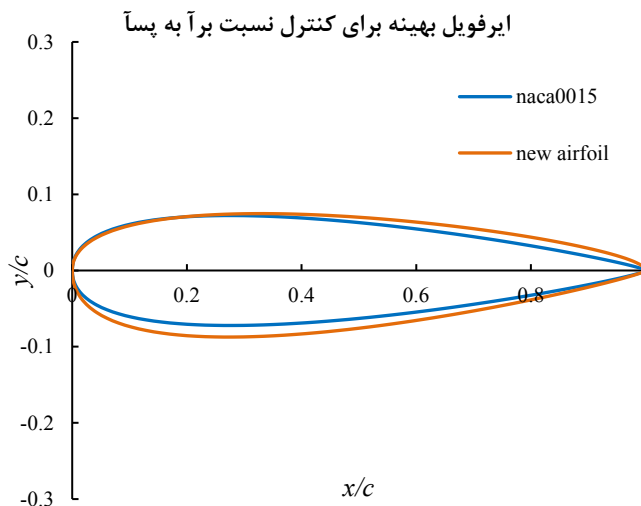
۵-۱-۱- بیشینه ضریب برآ در شرایطی خاص

ضریب برآ مربوط به رینولدز سرعت ۵۰ m/s و زاویه حمله ۶ درجه در این قسمت مورد بهینه‌سازی قرار گرفت. ضریب برآ مربوط به ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ برابر با ۰/۶۱ است، تابع هدف بهینه‌سازی ضریب برآ ۰/۸ بود، که به وسیله ایرفویل‌های تغییر شکل‌پذیر و محدودیت

شبکه‌بندی آن‌ها به گمبیت ارسال می‌شوند، در مرحله بعد برای عملیات شبیه‌سازی این ایرفویل‌ها به نرم افزار انسیس ارسال می‌شوند و خروجی‌های انسیس که ضریب برآ، ضریب پسا، مرکز فشار و نقطه‌ی جدایش هستند به همراه نقاط کنترل، سرعت جریان باد و زاویه حمله ایرفویل که ورودی شبکه عصبی هستند به متلب ارسال می‌شوند تا شبکه عصبی مصنوعی آموزش ببیند. شبکه عصبی آموزش‌دیده به عنوان تابع به الگوریتم ژنتیک داده می‌شود تا بهینه‌سازی و کنترل ضرایب آیرودینامیکی، مرکز فشار و نقطه‌ی جدایش و نقاط کنترل مربوط به آن صورت گیرد، الگوریتم ژنتیک نیز به عنوان خروجی این مقادیر مطلوب را به همراه نقاط کنترل آن‌ها گزارش می‌کند.



شکل ۱۷. ایرفویل جدید در رینولدز 1.3×10^5
Fig.17. New airfoil at $Re= 1.3 \times 10^5$



شکل ۱۸. ایرفویل جدید در رینولدز 10^6
Fig.18. New airfoil at $Re= 10^6$

کنترل مکان مرکز فشار در یک چهارم جلویی ایرفویل موجب افزایش ضریب برآ نیز می‌شود. شکل ۱۴ تغییرات ایرفویل جدید نسبت به ایرفویل مبنا را نشان می‌دهد.

زاویه حمله و سرعت جریان این مقدار به 0.72 افزایش یافت. به عبارت دیگر تغییر شکل ایرفویل موجب افزایش 18% ضریب برآ شد. شکل ۱۳ این تغییرات را به خوبی نشان می‌دهد.

۵-۱-۳- کنترل نقطه‌ی جدایش در موقعیتی خاص

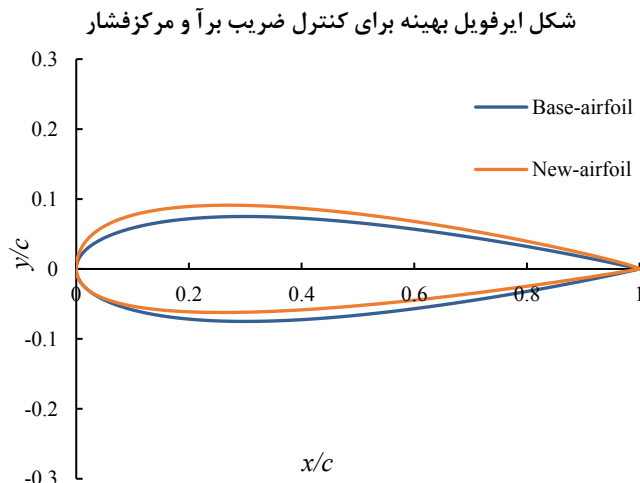
در ادامه نتایج در این قسمت نقطه‌ی جدایش در رینولدز سرعت 35 m/s که به صورت دلخواه در نظر گرفته شده است، که در مکان 0.18 از لبه‌ی حمله ایرفویل کنترل می‌شود. نقطه‌ی جدایش نقطه‌ای است که در آن جریان برگشتی روی ایرفویل شکل می‌گیرد.

۵-۱-۲- کنترل مرکز فشار در موقعیتی خاص

در این قسمت مرکز فشار ایرفویل در رینولدز سرعت 30 m/s و زاویه حمله 3 درجه کنترل شد. جدول ۵ نتایج این بهینه‌سازی را نشان می‌دهد. تابع هدف بهینه‌سازی مکان مرکز فشار 0.25 بود. همانطور که مشاهده می‌شود با کمک ایرفویل‌های تغییر شکل پذیر،

جدول ۷. کنترل ضریب برآ و موقعیت مرکز فشار
Table 7. Control of lift coefficient and position of center of pressure

ایرفویل	ضریب برآ	مکان مرکز فشار
ناکا ۰۰۱۵	۰/۵۲	۰/۱۳۲۵
ایرفویل جدید	۰/۶۲۸۳	۰/۲۷



شکل ۱۹. ایرفویل جدید برای کنترل ضریب برآ و مکان مرکز فشار
Fig.19. New airfoil for control of lift coefficient and center of pressure

بالایی به کمک ایرفویل‌های تغییرشکل‌پذیر در مقدار مطلوب کنترل شده‌است. تعدادی از ایرفویل‌های جدید در رینولدزهای مختلف در شکل‌های ۱۷ و ۱۸ ترسیم شده‌است.

۵-۲- نتایج بهینه‌سازی چند هدفه

در این قسمت ضریب برآ و مرکز فشار به صورت همزمان و ضریب برآ و پسا با هم به صورت دو هدفه بهینه‌سازی و کنترل می‌شوند.

۵-۲-۱- کنترل ضریب برآ و مرکز فشار

در این قسمت هدف کنترل و تثبیت ضریب برآ و مرکز فشار در مقادیر به ترتیب ۰/۷ و ۰/۲۵ است. رینولدز جریان باد در این قسمت برابر با سرعت ۵۰ m/S و زاویه حمله ایرفویل ۵ درجه می‌باشد.

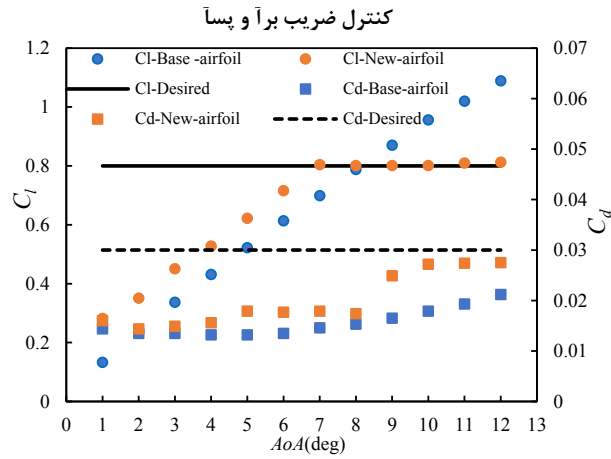
تابع هدف بهینه‌سازی در این بخش ضریب برآ ۰/۷ و مرکز فشار ۰/۲۵ است که به وسیله ایرفویل‌های تغییرشکل‌پذیر به این مقادیر نزدیک شد. شکل ۱۹ تغییرشکل ایرفویل را برای کنترل ضریب برآ و مرکز فشار نشان می‌دهد.

همانطور که مشاهده می‌شود کنترل نقطه جدایش به کمک ایرفویل‌های تغییرشکل‌پذیر در مکانی نزدیک به لبه‌ی حمله ایرفویل موجب کاهش ضریب برآ نیز شده‌است. تابع هدف این بهینه‌سازی مکان نقطه جدایش ۰/۱۸ بود که با تغییر شکل ایرفویل محقق شد. شکل ۱۵ تغییرات ایرفویل جدید نسبت به ایرفویل مبنا را نشان می‌دهد.

۵-۱-۴- کنترل نسبت ضریب برآ به پسا در رینولدزهای مختلف

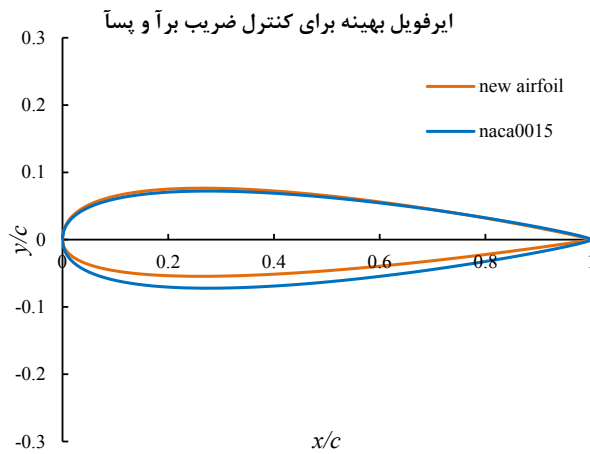
در آخرین بخش از بهینه‌سازی تک هدفه، نسبت ضریب برآ به پسا که پارامتر بسیار مهمی در آیرودینامیک ایرفویل‌هاست، در رینولدزهای سرعت ۱۰ تا ۷۰ m/S و زاویه حمله ۵ درجه در مقدار ثابت ۳۰ کنترل می‌شود. شکل ۱۶ این نسبت را برای ایرفویل مبنا و ایرفویل جدید به تصویر کشیده‌است.

تابه هدف بهینه‌سازی در این بخش نسبت ضریب برآ به پسا ۳۰ بود که به وسیله تغییر هندسه ایرفویل محقق شد. همانطور که در شکل مشاهده می‌شود، نسبت ضریب برآ به پسا با دقت بسیار



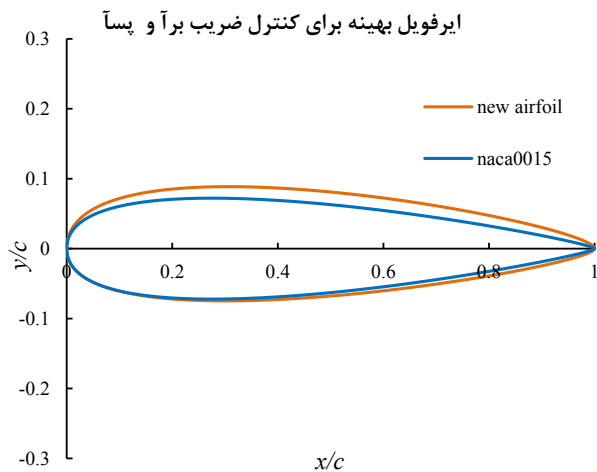
شکل ۲۰. ضریب برآ و پسآ ایرفویل تغییرشکل پذیر

Fig. 20. Lift and drag coefficients of morphing airfoil



شکل ۲۱. ایرفویل جدید در زاویه حمله ۲ درجه

Fig.21. New airfoil at $AOA=2^\circ$



شکل ۲۲. ایرفویل جدید در زاویه حمله ۸ درجه

Fig.22. New airfoil at $AOA=8^\circ$

خاص در بهینه‌سازی دوهدفه از نتایج بهینه‌سازی این پژوهش بود که تنها قسمتی از توانایی‌های این روش در بهینه‌سازی، پیش‌بینی، کنترل و طراحی معکوس مسائل پیچیده مهندسی را نشان می‌دهد. همچنین اعتبارسنجی و تست مدل سه‌بعدی پژوهش حاضر به عنوان پیشنهادی برای پژوهش‌های آینده در حوزه بال‌های تغییر شکل‌پذیر توصیه می‌شود.

فهرست علائم

علائم انگلیسی

مقدار پیش‌بینی شده	a
نیروهای حجمی (N/m^3)	B
یب پساً	C_d
یب برآ	C_l
انرژی جنبشی آشفتگی (m^2/s^2)	k
تعداد داده‌ها	n
نقاط کنترل	P
فشار (Pa)	p
عدد رینولدز	Re
مقدار مطلوب	T
سرعت اصطکاکی (m/s)	u^*
سرعت جریان (m/s)	V
ارتفاع اولین سلول از پره (m)	y
فاصله بی‌بعد شده	y^+

علائم یونانی

ویه حمله (Deg)	α
جت دینامیکی (Pa.s)	μ
جت آشفتگی (Pa.s)	μ_t
الی (kg/m^3)	ρ
جت سینماتیکی (m^2/s)	\mathcal{G}
کانس انرژی آشفتگی (1/s)	ω
ش برشی روی دیواره (Pa)	τ_w

۲-۲-۵- کنترل ضریب برآ و پساً در زاویه حمله های مختلف

در آخرین بخش، ضریب برآ و پساً به طور همزمان در رینولدز سرعت $45 m/s$ و زاویه حمله تا 12° درجه به ترتیب در مقادیر $0/8$ و $0/3$ کنترل می‌شوند. به عبارتی تابع هدف این بهینه‌سازی ضریب برآ $0/8$ و ضریب پساً $0/3$ است.

همانطور که در شکل ۲۰ مشاهده می‌شود قبل از زاویه حمله 7° درجه ایرفویل، امکان رسیدن ضریب برآ از دید آیرودینامیکی به مقدار $0/8$ وجود نداشته‌است، اما به محض فراهم شدن این امکان، ضریب برآ با دقت بالا و با خطای $2/1\%$ به مقدار تعیین شده نزدیک شد. ضریب پساً ایرفویل نیز از زاویه 7° درجه با خطای 20% به مقدار تعیین شده $0/3$ نزدیک شد.

شکل‌های ۲۱ و ۲۲ نیز در ایرفویل‌های جدید را در زاویه حمله ۲ و 8° درجه نشان می‌دهند.

۶- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

ترکیب شبکه‌های عصبی و الگوریتم ژنتیک موجب حل سریع انواع مسائل مهندسی می‌شود، در این پژوهش با استفاده از شبکه‌های عصبی مصنوعی، ایرفویل یک پرنده در شرایط متفاوت آموزش دید و توانست ضرایب آیرودینامیکی، مرکز فشار و نقطه‌ی جدایش را به کمک الگوریتم ژنتیک افزایش دهد و در صورت نیاز به کنترل درآورد. با استفاده از ایرفویل‌های تغییر شکل‌پذیر مجهز به مواد هوشمند کنترل بال‌ها به سادگی انجام می‌گیرد. افزایش کارایی، کاهش مصرف سوخت و مانور بیشتر از مزایای مهم استفاده از بال‌های تغییر شکل‌پذیر در پرنده‌ها است.

در این پژوهش بهینه‌سازی ایرفویل به صورت تک‌هدفه و چندهدفه صورت گرفت و نتایج با دقت قابل قبولی، کنترل ضرایب آیرودینامیکی، مرکز فشار و نقطه‌ی جدایش را به کمک تغییرشکل ایرفویل نشان می‌دهند. افزایش 18% ضریب برآ در بهینه‌سازی تک هدفه ضریب برآ، کنترل مرکز فشار در نقطه $0/25$ از طول ایرفویل با دقت 100% ، کنترل نقطه‌ی جدایش در نقطه $0/18$ طول ایرفویل با دقت 100% ، کنترل نسبت ضریب برآ به پساً در مقدار 30 با دقت بالا، کنترل ضریب برآ و پساً با خطای به ترتیب $2/1\%$ و 20% در مقادیر

- Particle Swarm algorithm with the objective of improving stall characteristics, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 967-953 (2014) (6)49.
- [12] H. Wen, S. Sang, C. Qiu, X. Du, X. Zhu, Q. Shi, A new optimization method of wind turbine airfoil performance based on Bessel equation and GABP artificial neural network, *Energy*, 116106 (2019) 187.
- [13] M. Fatehi, M. Nili-Ahmadabadi, O. Nematollahi, A. Minaiean, K.C. Kim, Aerodynamic performance improvement of wind turbine blade by cavity shape optimization, *Renewable Energy*, 785-773 (2019) 132.
- [14] N. Ma, H. Lei, Z. Han, D. Zhou, Y. Bao, K. Zhang, L. Zhou, C. Chen, Airfoil optimization to improve power performance of a high-solidity vertical axis wind turbine at a moderate tip speed ratio, *Energy*, 252-236 (2018) 150.
- [15] S. Acarer, Peak lift-to-drag ratio enhancement of the DU12W262 airfoil by passive flow control and its impact on horizontal and vertical axis wind turbines, *Energy*, 201 117659 (2020).
- [16] M. Hazewinkel, *Encyclopaedia of Mathematics*, in, Springer Science & Business Media, 1997.
- [17] R.K.N. Parasaram, T. Charyulu, Airfoil Profile Design by Reverse Engineering Bezier Curve, *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, (3)1 420-410 (2012).
- [18] F.M.White, *Fluid Mechanics*, 8th edition ed., McGraw-Hill, NY, 2016.
- [19] H.K. Versteeg, W. Malalasekera, *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*, Pearson education, 2007.
- [20] M. Kaewbumrung, W. Tangsopa, J. Thongsri, Investigation of the trailing edge modification effect on compressor blade aerodynamics using SST k- ω turbulence model, *Aerospace*, 48 (2019) (4)6.
- [21] G. Srinivasan, J. Ekaterinaris, W. McCroskey, Evaluation of turbulence models for unsteady flows of an oscillating airfoil, *Computers & Fluids*, 861-833 (1995) (7)24.
- [22] C. Rethmel, J. Little, K. Takashima, A. Sinha, I. Adamovich, M. Samimy, Flow separation control using nanosecond pulse driven DBD plasma actuators, [1] R.D. Kornbluh, R. Pelrine, Q. Pei, S. Oh, J. Joseph, Ultrahigh strain response of field-actuated elastomeric polymers, in: *Smart Structures and Materials 2000: Electroactive Polymer Actuators and Devices (Eapad)*, International Society for Optics and Photonics, 2000, pp. 64-51.
- [2] D.P. Garg, M.A. Zikry, G.L. Anderson, Current and potential future research activities in adaptive structures: an ARO perspective, *Smart materials and structures*, (4)10 610 (2001).
- [3] E. Hoogedoorn, G.B. Jacobs, A. Beyene, Aero-elastic behavior of a flexible blade for wind turbine application: A 2D computational study, *Energy*, 785-778 (2010) (2)35.
- [4] B. Gardner, M. Selig, Airfoil design using a genetic algorithm and an inverse method, in: *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2003, pp. 43.
- [5] K.R. Ram, S. Lal, M. Rafiuddin Ahmed, Low Reynolds number airfoil optimization for wind turbine applications using genetic algorithm, *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, 052007 (2013) (5)5.
- [6] C. Thill, J. Etches, I. Bond, K. Potter, P. Weaver, Morphing skins, *The aeronautical journal*, 139-117 (2008) (1129)112.
- [7] J.-W. Lee, J.-H. Han, H.-K. Shin, H.-J. Bang, Active load control of wind turbine blade section with trailing edge flap: Wind tunnel testing, *Journal of intelligent material systems and structures*, 2255-2246 (2014) (18)25.
- [8] S. Daynes, P.M. Weaver, A morphing trailing edge device for a wind turbine, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 701-691 (2012) (6)23.
- [9] A. De Gaspari, S. Ricci, Knowledge-based shape optimization of morphing wing for more efficient aircraft, *International Journal of Aerospace Engineering*, 2015 (2015)).
- [10] L. Weishuang, T. Yun, L. Peiqing, Aerodynamic optimization and mechanism design of flexible variable camber trailing-edge flap, *Chinese Journal of Aeronautics*, 1003-988 (2017) (3)30.
- [11] A. Nejat, P. Mirzabeygi, M.S. Panahi, Airfoil shape optimization using improved Multiobjective Territorial

- and machine learning. Addison, Reading, (1989).
- [26] A. Konak, D.W. Coit, A.E. Smith, Multi-objective optimization using genetic algorithms: A tutorial, *Reliability engineering & system safety*, -992 (2006) (9)91-1007.
- [27] K. Deb, A. Pratap, S. Agarwal, T. Meyarivan, A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II, *IEEE transactions on evolutionary computation*, (2002) (2)6197-182.
- International Journal of Flow Control, 2011) (4)3).
- [23] F. Rosenblatt, The perceptron: a probabilistic model for information storage and organization in the brain, *Psychological review*, 386 (1958) (6)65.
- [24] K. Chakraborty, S. Bhattacharyya, R. Bag, A.A. Hassanien, Sentiment analysis on a set of movie reviews using deep learning techniques, *Social Network Analytics: Computational Research Methods and Techniques*, ((2018) 127.
- [25] D.E. Goldberg, *Genetic algorithms in search, optimization,*

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

M. Kazemi, A. Fardi, M.J. Maghrebi, Improving the power coefficient of the Darrieus vertical axis wind turbine with the aid of morphing airfoils, Amirkabir J. Mech Eng., 53(7) (2021) 4113-4132.

DOI: [10.22060/mej.2021.18982.6932](https://doi.org/10.22060/mej.2021.18982.6932)



