



Optimization of The Slotted Gurney-Flap Geometry Applied to NACA 0012 Airfoil for Aerodynamic Performance Improvement

M. Kazemi, A. Madadi* , M. Mani

Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran.

ABSTRACT: The salient aim of this paper is the shape optimization of an airfoil equipped with Gurney-Flap for aerodynamic performance improvement. The optimization of the slotted Gurney-Flap for improving the aerodynamic efficiency and increasing the lift force of NACA 0012 is the novelty of this research. The Genetic Algorithm, Artificial Neural Network, and Computational Fluid Dynamics are employed for shape optimization. The optimization variables include the height and thickness of the Gurney-Flap; also, the thickness and position of the slot. All analyses have been conducted at $Re=0.45 \times 10^6$ and $AoA=8^\circ$ to simulate the take-off phase. After validation, the optimization process was conducted with two different fitness functions of C_l and L/D . According to the results, the geometry representing an optimized lift coefficient compared to the geometry with optimized L/D has a considerably higher height. Furthermore, the thickness of the slot in the first geometry is lower than the second geometry. As a result, the first optimized geometry leads to a 21.64 percent lift coefficient increment; there is a 293 percent increment in aerodynamic efficiency due to the second optimized geometry. As a result, it can be indicated that the help of slotted optimized Gurney-Flap can provide the required lift force for a short take-off landing distance.

Review History:

Received: Nov. 26, 2020
Revised: Mar. 28, 2021
Accepted: May. 13, 2021
Available Online: Jun. 01, 2021

Keywords:

NACA 0012
Gurney-flap
Genetic algorithm
Artificial neural network
Computer fluid dynamics.

1- Introduction

Recently, a meaningful effort has been made to develop aircraft concepts for vertical take-off and landing capabilities of the aircraft and shortening their take-off/landing distances [1]. Using different methods for improving the aerodynamic performance of the aircraft, especially at low Reynolds numbers, are one of the mentioned efforts for making Short Take-Off/ Landing (STOL) an aircraft. Utilizing High-Lift Devices [2], Vortex generators [3], Suction [4], Blowing [4], and Winglets [5, 6] are examples of the flow control methods for improving the aerodynamic performance of the aircraft. Also, Gurney Flap (GF) is a useful passive flow control method for enhancing aerodynamic performance. This device, which was introduced by Dan Gurney in 1971, is a small tab projected from the trailing edge of the wing and airfoils [7]. This device generates three different vortices at the trailing edge of the model, makes a virtual camber higher than the geometrical one, and results in a more attached flow to the upper surface of the wing, which leads to a higher value of the lift force. Liebeck and his coworkers [8] inspiredly presented that more than 50% lift coefficient enhancement could be achievable using this small flow control device. Other researchers also studied the effects of different parameters of GF on the flow characteristics meticulously Variation of the GF height [9-11], mounting

angles [12, 13], locations and shape of the Gurney Flap [14] are the previous research parameters.

This study focuses on optimizing an airfoil equipped with a slotted Gurney Flap for aerodynamic performance enhancement, which could shorten the take-off distance of the aircraft. In this research, a NACA 0012 airfoil is selected as a base geometry, and for finding the higher values of C_l and L/D , a GF is attached to it. Furthermore, due to reducing the drag force of the GF, a 2-D slot is generated on it. Generally, the novelty of this study is the optimization of the geometry of the slotted Gurney Flap to lift coefficient and aerodynamic efficiency enhancement. The Genetic Algorithm, Artificial Neural Network, and Computational Fluid Dynamics are employed for shape optimization. The optimization variables include the height and thickness of the GF; also, the thickness and position of the slot. All analyses have been conducted at $Re=0.45 \times 10^6$ and $AoA=8^\circ$ to simulate the take-off phase. After validation, the optimization process was conducted with two different fitness functions of C_l and L/D .

2- Methodology

2- 1- Geometry, meshing, and numerical solution set-up

According to the basic novelty of this research, a NACA 0012 airfoil is selected for the base geometry. The airfoil chord is considered 0.2 m, and free stream velocity equal to 30

*Corresponding author's email: Ali.madadi@aut.ac.ir



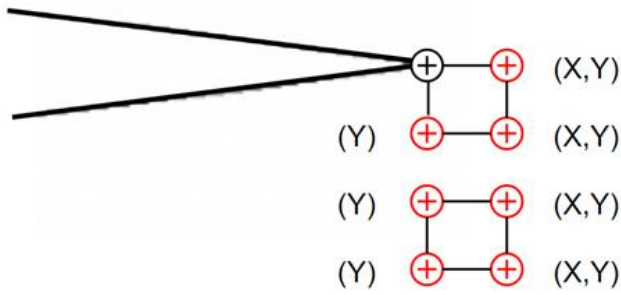


Fig. 1. Optimization parameters for generating Gurney Flap geometry

m/s and $AoA=8^\circ$ are selected for analysis. Reynolds number based on these values was calculated about to 0.45×10^6 . A rectangular GF with a maximum height and thickness of 0.015C was attached normally to the Trailing Edge (T.E) of the model. GAMBIT software is utilized for mesh generation in this research. Generally, the hybrid mesh is selected for the analyses, and the domain is divided into the near-wall zone and far-field of the model. The Y+ value of the first layer of the mesh lower than one is guaranteed in all case studies for exact turbulence modeling. The C-type shape is selected for the air domain, and after mesh independency study, the number of 635000 cells is determined for the final mesh and domain. Reynolds-averaged Navier–Stokes (RANS) equations for incompressible, viscous, and steady flow coupled with $\kappa-\omega$ SST turbulence modeling are solved for numerical flow simulation. The finite volume method in FLUENT software and the Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations (SIMPLE) method for pressure-velocity coupling terms is employed in this research. Velocity inlet, Pressure outlet, and no-slip condition for airfoil walls were selected for the Boundary-Conditions of the flow governing equations. According to the previous experimental results, the numerical method is validated, which are described exhaustively in this paper.

2- 2- . Optimization procedure and design parameters

The optimization process contains a Genetic Algorithm, Artificial Neural Network, and Computational Fluid Dynamics (CFD) conducted with two different fitness functions of Cl and L/D by four different optimization variables, including, 1. Height and 2. The thickness of the GF; 3. Thickness and 4. Position of the slot. These variables are made with the help of 8 different prints and 11 different values for each X or Y of the points presented in Fig. 1. For the first phase of the project, GA is employed for geometry creation, and then auto meshing in the GAMBIT and auto solving in FLUENT is done until the GA convergence is achieved. After this step, a reasonable database is created for Artificial Neural Network (ANN) training. When an appropriate network is reached by the training method of Levenberg-Marquardt, the explained process of the optimization is started again. Coupled with the GA, training of the network, ANN, and Computer Fluid Dynamics are employed until the relative difference between

Table 1. Optimum values of the L/D, Cl, and geometry

	Base	Optimum Cl	Optimum L/D
Cl	0.777	0.945	0.891
L/D	8.861	31.851	34.906
GF Height (mm)	-	2.890	1.395
GF Thickness (mm)	-	1.120	3.000
Slot Thickness (mm)	-	0.280	0.760
Slot Starting Height (mm)	-	2.320	0.470

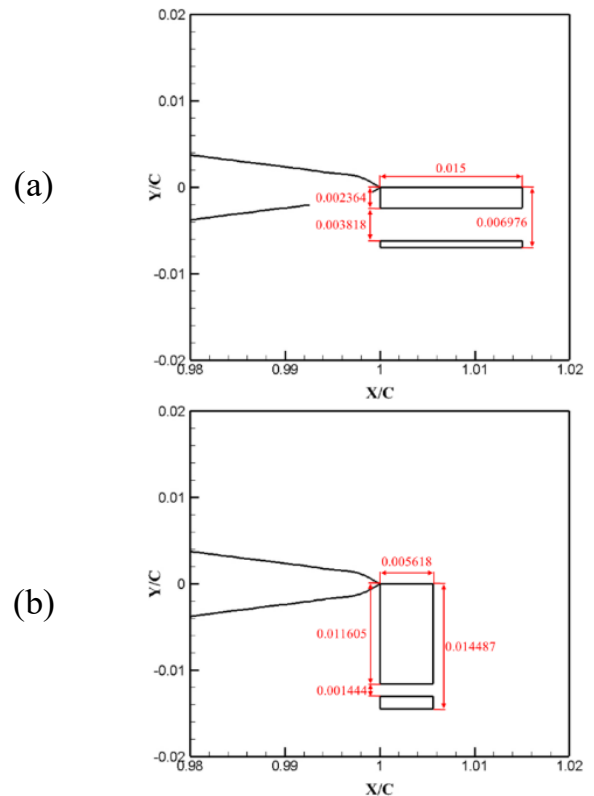


Fig. 2. Optimum GF geometry for (a) maximum aerodynamic efficiency and (b) maximum lift coefficient

CFD and ANN lower than 0.01 is attained. This process is employed for two different fitness functions separately.

3- Results and Discussion

By neglecting the Validation data and results of the GA created a database for ANN training, the final values of the Geometry, Cl, and L/D for two different fitness functions are presented in Table 1. The values of $L/D=34.906$ and $Cl=0.945$ are achieved by the optimization process representing two massive different shapes of the Gurney Flaps. These shapes of the GFs are depicted in Fig. 2. As visible in this figure, the height of the GF in shape with maximum Cl is impressively higher than the shape for maximum L/D, in contrast to the thickness of the GF. Also, the thickness of the slot is lower for the optimum Cl shape compared to the

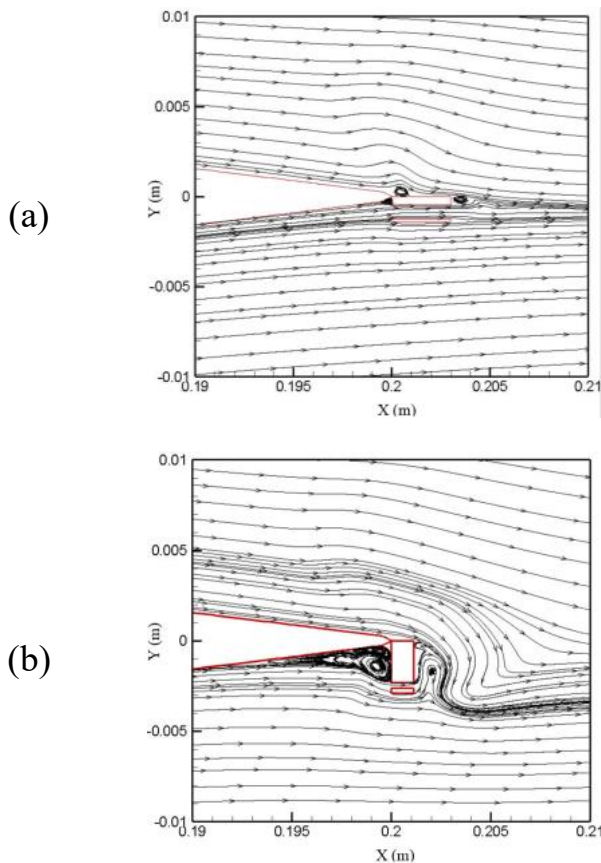


Fig. 3. Flow streamlines of (a) maximum aerodynamic efficiency and (b) maximum lift coefficient

optimum L/D shape. For the final optimization parameters, the slot position in the optimum C_l shape is lower than the optimum L/D shape, which is a direct impact of the higher the GF for the first shape. The mentioned effects on the GF shape are affected by flow behavior around the airfoil. As presented in Fig. 3, the vortex generated in the forward face of the GF has an impressive impact on the lift force, forcing the optimization process to find a high value of the GF height to produce a stronger vortex. Also, maximizing the virtual chord and camber of the airfoil makes a shape with a maximum value of the L/D.

4- Conclusions

In this research, a NACA 0012 airfoil is selected as a base geometry, and for finding the higher values of the C_l and L/D, a Slotted Gurney Flap is attached to it. The Genetic Algorithm, Artificial Neural Network, and Computational Fluid Dynamics are employed for shape optimization. The optimization variables

include the height and thickness of the GF; also, the thickness and position of the slot. After validation, the optimization process was conducted with two different fitness functions of C_l and L/D. Generally, with the help of this optimization procedure, 21.64% increment in C_l and 293% enlargement in L/D are achieved. The height of the GF in shape with maximum C_l was higher than the shape for maximum L/D. Also, the GF and slot thickness are lower for the optimum C_l shape compared to the optimum L/D shape. Also, the slot position in the optimum C_l shape is lower than the optimum L/D shape.

References

- [1] S.B. Anderson, Historical overview of V/STOL aircraft technology, NASA Technical Memorandum, 81280 (1981) 9-5.
- [2] Y. Nozaki, STOL aircraft, in, Google Patents, 1992.
- [3] V.J. Rossow, Lift enhancement by an externally trapped vortex, *Journal of Aircraft*, 15(9) (1978) 618-625.
- [4] R.E. Kosin, Laminar flow control by suction as applied to the x-21a airplane, *Journal of Aircraft*, 2(5) (1965) 384-390.
- [5] M. Daude, Winglets for aircraft wing tips, in, Google Patents, 1984.
- [6] J. Weierman, J. Jacob, Winglet design and optimization for UAVs, in: 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2010, pp. 4224.
- [7] J. Wang, Y. Li, K.-S. Choi, Gurney flap—Lift enhancement, mechanisms and applications, *Progress in Aerospace Sciences*, 44(1) (2008) 22-47.
- [8] R.H. Liebeck, Design of subsonic airfoils for high lift, *Journal of aircraft*, 15(9) (1978) 547-561.
- [9] Y.-C. Li, J.-J. Wang, P.-F. Zhang, Experimental investigation of lift enhancement on a NACA 0012 airfoil using plate/serrated Gurney flaps, *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 24(2) (2003) 119-123.
- [10] P. Giguere, G. Dumas, J. Lemay, Gurney flap scaling for optimum lift-to-drag ratio, *AIAA journal*, 35(12) (1997) 1888-1890.
- [11] F. Ajalli, M. Mani, Effects of adding strip flap on a plunging airfoil, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, (2014).
- [12]] Y. Li, J. Wang, P. Zhang, Influences of mounting angles and locations on the effects of Gurney flaps, *Journal of Aircraft*, 40(3) (2003) 494-498.
- [13] L.W. Traub, A.C. Miller, O. Rediniotis, Preliminary parametric study of Gurney flap dependencies, *Journal of aircraft*, 43(4) (2006) 1242-1244.
- [14] D.H. Neuhart, O.C. Pendergraft Jr, A water tunnel study of Gurney flaps, (1988).

HOW TO CITE THIS ARTICLE

M. Kazemi, A. Madadi, M. Mani, Optimization of The Slotted Gurney-Flap Geometry Applied to NACA 0012 Airfoil for Aerodynamic Performance Improvement, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 53(11) (2022) 1349-1352.

DOI: 10.22060/mej.2021.19308.6999





بهینه‌سازی هندسه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ مجهز به گارنی فلپ شیاردار با هدف بهبود عملکرد ایرودینامیکی

مصطفی کاظمی، علی مددی*، محمود مانی

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۹/۰۹/۰۶

بازنگری: ۱۴۰۰/۰۱/۲۸

پذیرش: ۱۴۰۰/۰۲/۲۳

ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۳/۱۱

کلمات کلیدی:

ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

گارنی فلپ

الگوریتم ژنتیک

شبکه‌های عصبی مصنوعی

دینامیک سیالات محاسباتی

خلاصه: بهینه‌سازی هندسه یک ایرفویل مجهز به گارنی فلپ با هدف بهبود عملکرد ایرودینامیکی، هدف اصلی این پژوهش بوده است. بهینه‌سازی گارنی فلپ شیاردار به منظور افزایش نیروی برآی و کارایی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ نوآوری این تحقیق می‌باشد. به‌منظور بهینه‌سازی، از حل هم‌زمان الگوریتم ژنتیک، شبکه‌های عصبی مصنوعی و دینامیک سیالات محاسباتی بهره گرفته شده است. ارتفاع و ضخامت گارنی فلپ، ضخامت و محل قرارگیری شیار از متغیرهای بهینه‌سازی بوده‌اند. کلیه پژوهش‌ها در عدد رینولدز $1.06 \times 10^6 / 45$ و زاویه حمله ۸ درجه با هدف شبیه‌سازی فرآیند برخاست انجام گرفته و پس از اعتبارسنجی نتایج، بهینه‌سازی با دو تابع هدف بیشینه برآ و کارایی ایرودینامیکی صورت گرفته است. نتایج نشان دادند که هندسه با ضریب برآی بهینه دارای ارتفاع بیشتری نسبت به هندسه با کارایی بهینه بوده است. از طرفی ضخامت شیار نیز در هندسه اول کمتر از هندسه دوم بوده و محل شروع شیار نیز در آن به سمت دور شدن از لبه فرار حرکت کرده است. از طرفی هندسه بهینه نخست منتج به افزایش $21/64$ درصدی ضریب برآ شده و هندسه بهینه دوم نیز، افزایش $29/3$ درصدی کارایی ایرودینامیکی را نتیجه داده‌است. به‌طور کلی می‌توان بیان داشت که استفاده از گارنی فلپ شیاردار بهینه، سبب می‌شود که بتوان در فاز برخاست، برآی موردنیاز به‌منظور کاهش مسافت را تأمین کرد.

۱- مقدمه

با توجه به بحران‌های موجود پیرامون محل ساخت فرودگاه‌های شهری و همچنین برخاست و فرود انواع هواگردها بر روی ناوها و باندهای دریایی، کوتاه‌بودن مسافت برخاست از متغیرهای بسیار مهم در مرحله طراحی مفهومی است [۱]. این دغدغه در اجسام پرنده سبک که معمولاً از آن‌ها به‌عنوان هواپیمای مسافری شخصی یا نظامی استفاده می‌شود، بیشتر است؛ چرا که باندهای غیرنظامی شهری یا نظامی ناوشین معمولاً طول کوتاهی داشته و جسم پرنده سبک باید توانایی برخاست در مسافت کوتاه را داشته باشد [۲]. به‌طور کلی راهکاری که محققین برای کاهش مسافت برخاست یک جسم پرنده استفاده می‌کنند، بهره‌گیری از روش‌های مختلف برای افزایش برآ یا کارایی ایرودینامیکی بال جسم پرنده است. از نخستین و مهم‌ترین طراحی‌های مطرح‌شده برای مسافت کوتاه برخاست و نشست یک هواگرد، استفاده از سطوح برآزا به منظور افزایش نیروی برآی جسم پرنده

بوده است [۳]. پیش از این محققین از مولدهای گردابه [۴]، تزریق جت [۵]، مکش جریان [۶]، وینگلت [۷ و ۸] و سایر روش‌های کنترل جریان برای افزایش برآ و یا مقدار کارایی ایرودینامیکی جسم پرنده به منظور کوتاه‌کردن مسافت برخاست آن بهره گرفته‌اند.

یکی از روش‌های کنترل جریان غیرفعال برای بهبود راندمان ایرودینامیکی انواع بال‌ها و ایرفویل‌ها استفاده از گارنی فلپ^۲ است. این وسیله همانطور که در شکل ۱ رسم شده، یک زائده ساده عمود بر جریان در انتهای ایرفویل است. گارنی فلپ نخستین بار توسط دنیل گارنی در دهه ۶۰ میلادی در خودروهای مسابقه به‌منظور تولید برآی منفی مورد استفاده قرار گرفت [۹]. حضور این زائده در انتهای ایرفویل سبب می‌شود که در مقابل آن و زیر ایرفویل یک گردابه و در پشت آن دو گردابه تولید شود. گردابه موجود در زیر ایرفویل طبق اصل جاکوفسکی^۳ به تنهایی سبب می‌شود که افزایش برآ در بال اتفاق افتاده و همچنین یک ممان پیش‌روی منفی نیز به ایرفویل

1 Short take-off landing

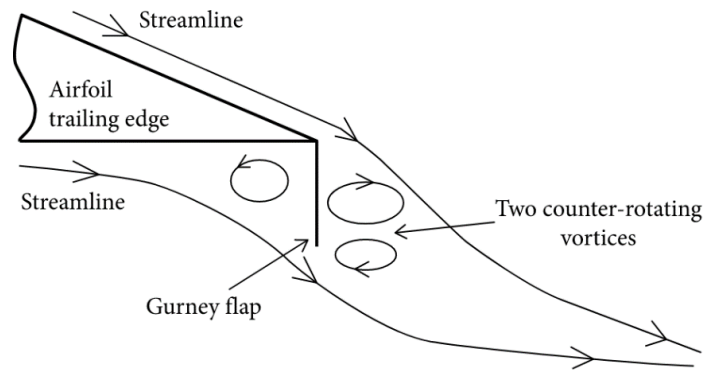
2 Gurney flap

3 Joukowski

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: Ali.madadi@aut.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس <https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> دیدن فرمایید.





شکل ۱. شماتیک گارنی فلپ و نحوه نصب آن بر روی ایرفویل به همراه گردابه‌های تشکیل شده در جریان [۱۸]

Fig. 1. Gurney Flap Schematic and physics of flow around airfoil equipped with it [18]

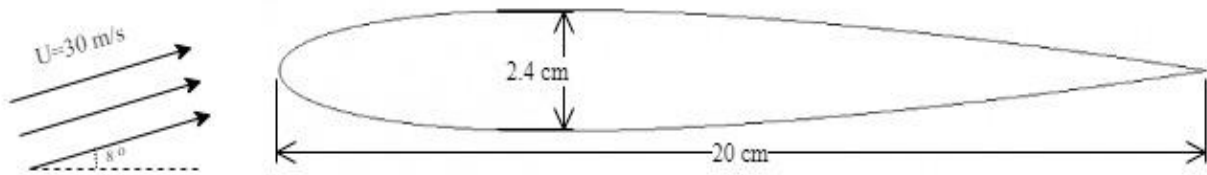
مورد نظر یا تابع هدف را به کاربر می‌دهد. طراحی ایرفویل [۱۹]، بهبود آیرودینامیک و آبروآکوستیک پره‌ها [۲۰]، بهبود عملکرد کمپرسورها [۲۱]، بهینه‌سازی دهانه ورودی S شکل [۲۲]، بهینه‌سازی ایرفویل توربین‌های بادی [۲۳] بخشی از کاربردهای الگوریتم ژنتیک در آیرودینامیک است. شبکه عصبی مصنوعی نیز از دیگر روش‌های بهینه‌سازی مدرن است که از نحوه کارایی سیستم عصبی انسان الهام گرفته است. در این روش با تولید نوروها مبتنی بر یک مجموعه داده از پیش مشخص شده و آموزش به آن‌ها می‌توان رفتار یک مجموعه داده را پیش‌بینی و تبدیل به روابط کرد.

این پژوهش بر بهینه‌سازی هندسه یک ایرفویل مجهز به گارنی فلپ با هدف بهبود عملکرد آیرودینامیکی بال و به تبع آن کاهش مسافت برخاست برای یک پرنده سبک متمرکز شده است. در این تحقیق ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به‌عنوان هندسه پایه انتخاب شده که بر روی آن به هدف بهبود کارایی آیرودینامیکی و ضریب برآ، گارنی فلپ نصب شده و به علت اینکه گارنی فلپ به شکل ساده می‌تواند تولید پسا داشته باشد، از گارنی فلپ شیاردار استفاده شده است. نوآوری این تحقیق بهینه‌سازی گارنی فلپ شیاردار به منظور افزایش کارایی آیرودینامیکی و برآی یک ایرفویل است. برای بهینه‌سازی از کوپل الگوریتم ژنتیک، شبکه‌های عصبی مصنوعی و دینامیک سیالات محاسباتی^۱ بهره گرفته شده است. ارتفاع گارنی فلپ، ضخامت گارنی فلپ، ضخامت شیار و محل قرارگیری شیار از متغیرهای بهینه‌سازی بوده‌اند. کلیه پژوهش‌ها در عدد رینولدز $10^6 \times 0.45$ و زاویه حمله ۸ درجه با هدف شبیه‌سازی فرآیند برخاست یک پرنده سبک انجام گرفته است.

وارد شود. دو گردابه موجود در پشت گارنی فلپ نیز باعث می‌شوند که شرط کوتاه^۱ در لبه فرار تغییر کند و همچنین به علت ایجاد ناحیه کم‌فشار، جریان را در انتهای ایرفویل مکش کرده و سبب می‌شوند که چسبندگی بیشتری در این ناحیه وجود داشته باشد. همین موضوع علت دیگر افزایش برآی ایرفویل با به کارگیری گارنی فلپ است. لیبک [۱۰] از پیشنهاد استفاده از این نوع وسیله کنترل جریان بر روی ایرفویل‌ها بود که با مجموعه‌ای از آزمایش‌های تجربی نشان داد که با تغییر ارتفاع گارنی فلپ می‌توان تا نزدیک به ۵۰٪ ضریب برآ را بهبود داد. در ادامه، محققین تحقیقات متعددی بر روی بهره‌گیری از گارنی فلپ و بهبود کارایی آن انجام داده و متغیرهای مختلفی را مورد پژوهش قرار دادند. تاثیرات تغییر ارتفاع [۱۱-۱۳]، تغییر زاویه نصب [۱۴ و ۱۵]، تغییر محل قرارگیری [۱۴] و شکل گارنی فلپ [۱۶ و ۱۷] از متغیرهای مورد مطالعه بوده است.

با توجه به پژوهش‌های پیشین، استخراج هندسه بهینه برای گارنی فلپ اهمیت قابل توجهی برای بهبود ضریب برآی ایرفویل دارد. شایان ذکر است که امروزه با گسترش امکانات سخت‌افزاری و دانش مهندسی در زمینه به کارگیری روش‌های بهینه‌سازی، این علم در بخش‌های متعددی از مهندسی قابلیت به کارگیری دارد. از مهم‌ترین روش‌های بهینه‌سازی هندسه در زمینه آیرودینامیک بهره‌گیری از روش‌های بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک^۲ و شبکه‌های عصبی مصنوعی^۳ است. الگوریتم ژنتیک یک روش تکاملی است که مبتنی بر اصول تکامل طبیعت و استفاده از تولد و جهش ژنتیکی، خروجی

- 1 Kutta
- 2 Genetic-algorithm
- 3 Artificial neural networks



شکل ۲. هندسه پایه، زاویه حمله و سرعت جریان آزاد

Fig. 2. Base geometry, angle of attack and free stream velocity for this study

۲- متدولوژی

به منظور اکتساب اهداف تعیین شده در این پژوهش از الگوریتم ژنتیک، شبکه‌های عصبی مصنوعی و دینامیک سیالات محاسباتی بهره گرفته شده است. در این بخش نحوه به کارگیری روش‌ها و نرم‌افزارهای مختلف برای رسیدن به اهداف مورد نظر شرح داده می‌شوند.

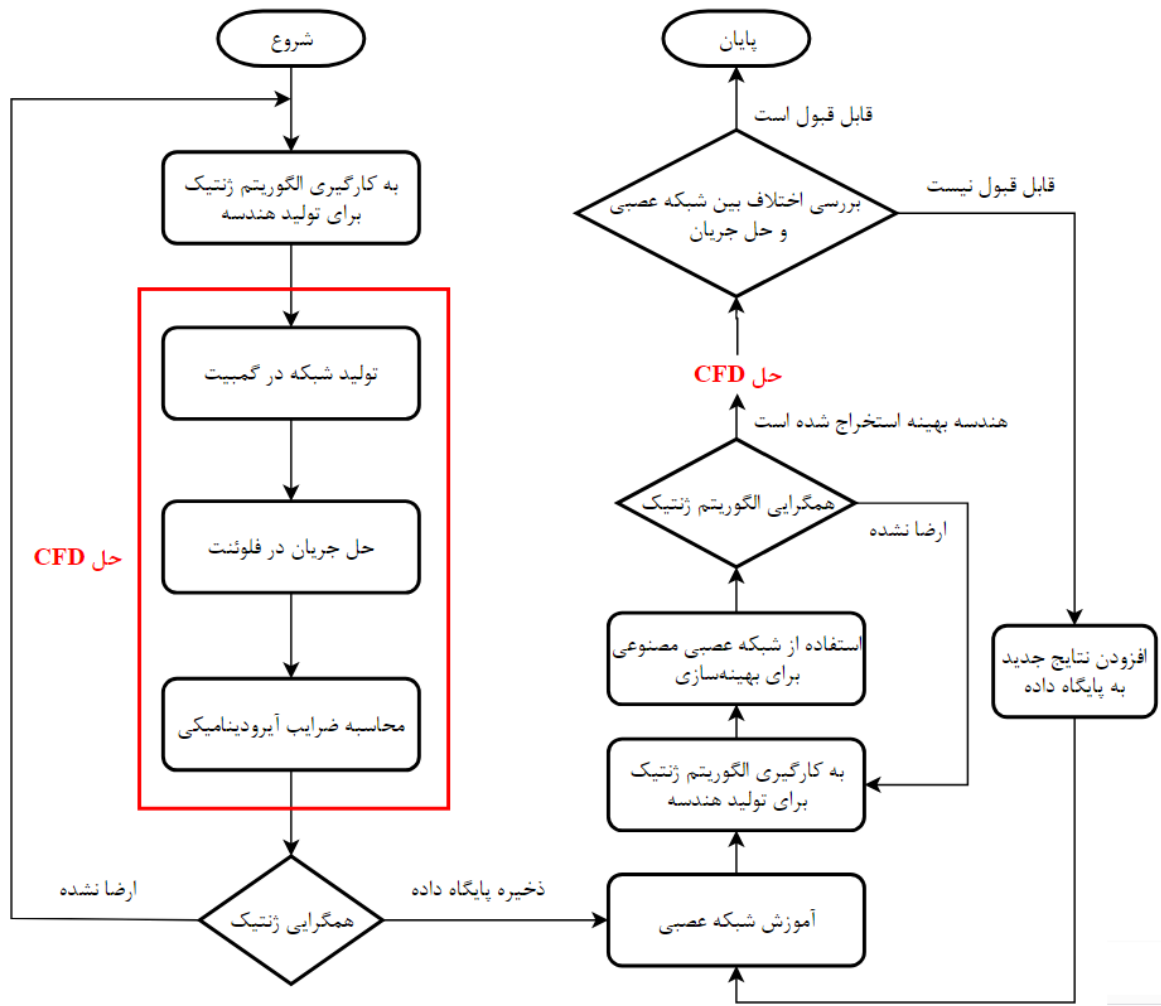
۲-۱- مدل بال

با توجه به نوآوری پژوهش، بنیادی بودن آن و تعمیم‌پذیری به کاربردهای مختلف آیرودینامیکی، هندسه پایه این پژوهش یک ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ انتخاب شده است. وتر این ایرفویل ۰/۲ متر در نظر گرفته شده و کلیه تحقیقات در زاویه حمله ۸ درجه و سرعت جریان آزاد ۳۰ متر بر ثانیه انجام گرفته و در نتیجه عدد رینولدز پژوهش مبتنی بر وتر و سرعت مطرح شده برابر با 0.45×10^6 است. هندسه پایه در شکل ۲ قابل مشاهده است. گارنی فلپ انتخابی نیز از نوع مستطیلی ساده با ماکزیمم ضخامت و ارتفاع ۰/۰۱۵ متر می‌باشد که در لبه فرار ایرفویل نصب شده است. زاویه گارنی فلپ ۹۰ درجه بوده و در واقع عمود بر وتر ایرفویل است و با توجه به زاویه حمله ایرفویل، با جریان آزاد زاویه ۸۲ درجه می‌سازد.

۲-۲- روند بهینه‌سازی

برای بهینه‌سازی ایرفویل به منظور افزایش ضریب برآ و کارایی آیرودینامیکی، ارتفاع گارنی فلپ، ضخامت گارنی فلپ، ضخامت شیار و محل قرارگیری شیار به‌عنوان متغیرها و افزایش نسبت برآ به پسا و همچنین ضریب برآ به‌عنوان توابع هدف به کار گرفته می‌شوند. فرآیند با

یک حدس اولیه آغاز می‌شود که در آن ارتفاع و ضخامت گارنی فلپ به مقدار بیشینه خود یعنی ۰/۱۵ متر قرار داده شده است. همچنین محل قرارگیری شیار دقیقاً در وسط گارنی فلپ بوده و ضخامت آن ۰/۰۰۵ متر فرض شده است. این متغیرها به‌عنوان مقادیر اولیه به الگوریتم ژنتیک وارد شده و تولید هندسه توسط الگوریتم ژنتیک صورت می‌گیرد. همان‌طور که در فلوچارت روند بهینه‌سازی در شکل ۳ قابل مشاهده است، پس از تولید هندسه، شبکه‌بندی، حل جریان و استخراج ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل انجام می‌شود. این عمل تا جایی ادامه پیدا می‌کند که الگوریتم ژنتیک به مقدار همگرایی تعیین شده برسد. هنگامی که همگرایی حاصل شد، تمامی نتایجی که الگوریتم ژنتیک تولید کرده بود به‌عنوان پایگاه داده برای آموزش شبکه عصبی استفاده می‌شود. سپس مجدداً الگوریتم ژنتیک این بار کوپل با شبکه عصبی مصنوعی برای بهینه‌سازی به کار گرفته می‌شود تا جایی که همگرایی به دست آید. در صورتی که بهینه‌سازی به همگرایی برسد، هندسه بهینه مجدداً شبکه‌بندی شده و جریان حول آن تحلیل می‌شود. اگر اختلاف بین حل شبکه عصبی و حل دینامیک سیالات محاسباتی بیشتر از ۰/۰۱ باشد، این حل به‌عنوان یک داده به پایگاه داده‌ها برای آموزش شبکه عصبی افزوده شده و مجدداً کوپل الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی حل خواهد شد. اما در صورتی که اختلاف بین حل شبکه عصبی و حل دینامیک سیالات محاسباتی کمتر از ۰/۰۱ شود بهینه‌سازی به پایان خواهد رسید. این روند یک‌بار برای تابع هدف بیشترین ضریب برآ و یک‌بار برای تابع هدف بهترین کارایی آیرودینامیکی انجام گرفته است و در نتیجه دو هندسه به‌عنوان ایرفویل بهینه معرفی خواهد شد.



شکل ۳. فلوچارت روند بهینه‌سازی و حل مساله

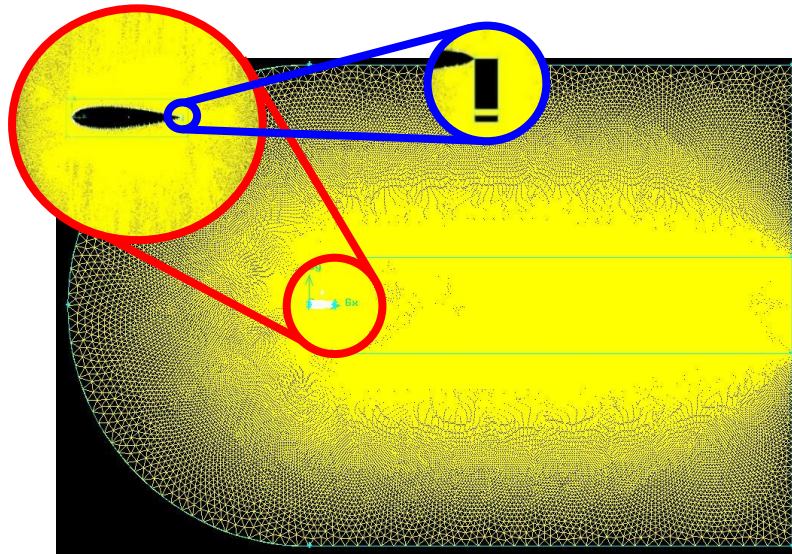
Fig. 3. Optimization and solution process flowchart

است. به منظور استقلال از شبکه نیز تعداد نقاط موجود در مرزها در هر مرحله افزایش یافته تا جایی که حل جریان مستقل از شبکه شود. با توجه به نمودار ارائه شده در شکل ۵ تعداد ۶۳۵ هزار سلول انتخاب شده است چرا که با افزایش شبکه بیش از این مقدار، تغییر قابل توجهی در مقدار ضریب برآ و پسا ایجاد نمی‌شود. همچنین درصد خطای نسبی مربوط به آنالیز استقلال از شبکه در جدول ۱ قرار گرفته است که علت انتخاب شبکه با تعداد ۶۳۵ هزار سلول را نشان می‌دهد. دامنه حل نیز به صورت C بوده و ابعاد آن از مرجع [۲۴] انتخاب شده تا حل جریان مستقل از ابعاد دامنه نیز باشد.

۲-۳- شبکه‌بندی و استقلال از شبکه

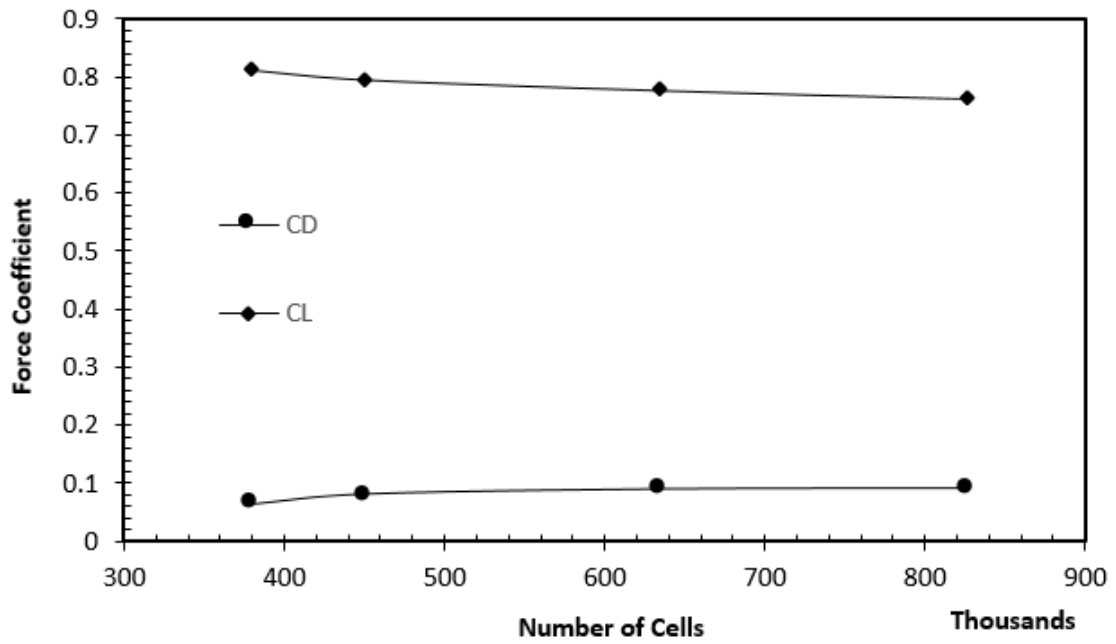
تولید شبکه نخستین گام برای حل جریان سیال است. به منظور شبکه‌بندی در این تحقیق از نرم‌افزار گمبیت^۱ استفاده شده است. شبکه به دو بخش درون و بیرون لایه‌مرزی تقسیم شده است. به طور کلی شبکه از نوع هیبریدی بوده و شبکه درون لایه‌مرزی به صورت باسازمان و بیرون از لایه‌مرزی به صورت بی‌سازمان بوده است. برای لایه مرزی از ۵ لایه شبکه با نسبت رشد ۱/۲ و ارتفاع اولیه 10^{-6} متر بهره گرفته شده تا در تمامی حل‌ها میزان Y^+ کمتر از ۱ باشد. تصویر شبکه تولیدشده در شکل ۴ قابل مشاهده

1 GAMBIT



شکل ۴. دامنه و شبکه تولید شده حول هندسه ایرفویل

Fig. 4. Numerical simulation domain and mesh around airfoil and Gurney-Flap



شکل ۵. نمودار استقلال از شبکه

Fig. 5. Mesh independency analysis

جدول ۱. درصد تغییرات ضرایب برآ و پسا در هر مرحله با تغییر تعداد سلول

Table 1. Percent of variation in lift and drag coefficient by changing the number of cells

تعداد سلول	درصد تغییر ضریب پسا	درصد تغییر ضریب برآ
۳۸۰۰۰۰	۰/۰۰۰۰۰۰	۰/۰۰۰۰۰۰
۴۵۱۰۰۰	۲۸/۴۸۷۶۱۲	-۳/۳۱۴۳۵۸
۶۳۵۰۰۰	۱۰/۹۷۲۴۷۸	-۱/۹۸۴۱۸۷
۸۲۶۰۰۰	۱/۵۰۷۹۷۷	-۰/۹۸۰۸۸۳

۲-۴- معادلات حاکم

به جهت شبیه‌سازی میدان جریان هوا از حل معادلات بقای حاکم بر حرکت سیال شامل پیوستگی و دو معادله مومنتوم بهره گرفته شده است. با در نظر گرفتن این موضوع که بردار سرعت برابر با U و همچنین u, v مولفه‌های سرعت در جهات x, y هستند، فشار استاتیک، ρ چگالی سیال و μ ویسکوزیته سیال می‌باشند، معادلات بقا به فرم معادلات (۱) تا (۳) قابل بیان هستند.

$$\text{پیوستگی} \quad \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (1)$$

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

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

۲-۵- حل عددی میدان جریان

معادلات ناویر-استوکس بر مبنای میانگین‌گیری رینولدز^۱ جریان تراکم‌ناپذیر، لزج و پایا که بر مساله دو بعدی فوق‌الذکر صادق است برای حل در این پژوهش انتخاب شده و این دسته از معادلات به صورت کوپل با

1 Reynolds Average Navier-Stokes

مدل‌سازی آشفتگی SST k- ω حل شده‌اند [۲۵]. برای حل معادلات جریان در این پژوهش از نرم‌افزار تجاری فلوئنت^۲ بهره گرفته شده که به صورت حجم محدود عمل می‌کند. برای گسسته‌سازی متغیرهای معادلات مومنتوم و آشفتگی از گسسته‌سازی مرتبه دوم بالادست^۳ استفاده شده و همچنین از الگوریتم سیمپل^۴ برای کوپلینگ سرعت-فشار بهره گرفته شده است. شروط مرزی سطح ایرفویل و گارنی فلپ، دیواره و عدم لغزش انتخاب شده و در مرزهای ورودی، بالا و پایین ایرفویل از شرط ورود سرعت ثابت استفاده شده است. در خروج نیز شرط فشار ثابت اعمال شده است. حل تکراری جریان تا جایی ادامه پیدا می‌کند که همگرایی 10^{-4} ارضا شود. حل ایرفویل پایه در ابتدا در مقایسه با نتایج سایر محققین اعتبارسنجی شده و سپس سایر حل‌ها به صورت خودکار انجام گرفته است. نتایج مربوط به اعتبارسنجی حل عددی در فصل بعدی ارائه شده است.

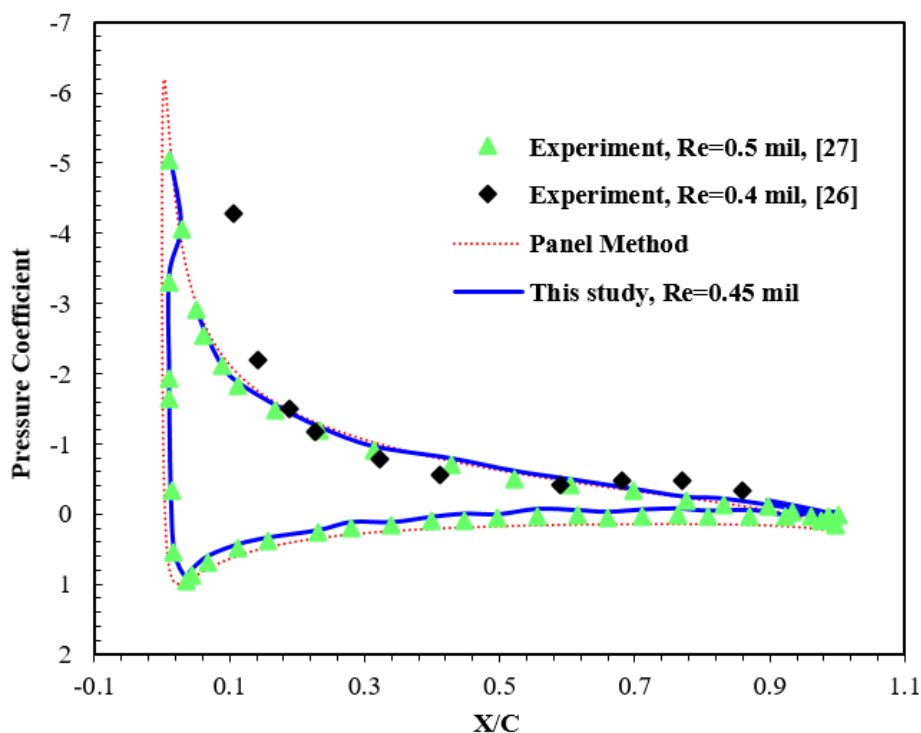
۲-۶- اعتبارسنجی حل عددی

به منظور بررسی صحت نحوه مدل‌سازی و شبیه‌سازی هندسه پایه، اعتبارسنجی در مقایسه با نتایج سایر محققین صورت پذیرفته است. به طور کلی یافتن نتایج تجربی در عده‌های رینولدز پایین دشوار بوده و اغلب فعالیت‌ها در رینولدزهای بالا انجام می‌شود. به همین دلیل برای اعتبارسنجی این پژوهش به اجبار یک حل در زاویه حمله ۱۰ درجه انجام گرفته است که

2 FLUENT

3 Second Order Upwind

4 SIMPLE



شکل ۶. اعتبارسنجی حل عددی با مراجع [۲۶ و ۲۷] در زاویه حمله ۱۰ درجه

Fig. 6. Validation of the numerical solution with references [26, 27] at AoA=10°

۲-۷- متغیرهای طراحی

در این پژوهش در دو مرحله تولید پایگاه داده‌ها و حل بهینه‌سازی از الگوریتم ژنتیک بهره گرفته شده است. به طور کلی در هر دو مرحله وظیفه الگوریتم ژنتیک تولید هندسه یا نقاط متناظر با هندسه بوده است. به کارگیری الگوریتم ژنتیک با استفاده از کد نوشته شده در نرم‌افزار متلب^۲ صورت پذیرفته است. با توجه به اینکه شکل گارنی فلپ مستطیلی است، با ۱۱ مؤلفه X و Y ، می‌توان هندسه را تولید کرد (شکل ۷). بر سر راه الگوریتم ژنتیک قیدهایی قرار داده شده‌اند تا انتخاب نقاط طبق خواسته‌های مساله باشد که قید اصلی حفظ شکل مستطیلی گارنی فلپ و شیار ایجاد شده در آن است. در واقع مؤلفه‌های X نقاط سمت چپ یکسان بوده و همچنین مؤلفه‌های X نقاط سمت راست تصویر یکسان است. از طرفی مؤلفه Y هر دو نقطه کنار هم نیز باید برابر باشد. این قیدها، تعداد متغیرها را به ۴ کاهش می‌دهد. این ۴ متغیر شامل مؤلفه X نقطه سمت راست، به اضافه ۳ مؤلفه Y نقاط است.

دو داده تجربی برای آن موجود بود برخلاف حل‌های اصلی این پژوهش که در زاویه حمله ۸ درجه انجام گرفته‌اند. مرجع [۲۶] در زاویه حمله ۱۰ درجه و عدد رینولدز ۰/۴ میلیون و مرجع [۲۷] در زاویه حمله ۱۰ درجه و عدد رینولدز ۰/۵ میلیون تحقیقاتی انجام داده‌اند. همچنین به علت بررسی بهتر صحت حل عددی، یک حل روش پنل^۱ که جریان به صورت پتانسیل و غیرلزج بررسی می‌شود نیز انجام گرفته و نتایج آن ارائه شده است. نتایج پژوهش حاضر از منظر رفتار توزیع فشار توانسته همانند سایر پژوهش‌ها یک روند قابل قبول را ارائه دهد. از طرفی در نواحی میانی و انتهایی منطبق بر نتایج تجربی مرجع [۲۶] بوده و در تمامی موقعیت‌های مکانی نیز تطابق خوبی با مرجع [۲۷] دارد. البته در ناحیه سکون که افزایش فشار اتفاق می‌افتد، نتایج این پژوهش به خوبی پدیده تغییر فشار را محاسبه نموده و با پژوهش‌ها مطابقت مطلوبی دارد هرچند که اندکی اختلاف در ناحیه کمینه فشار وجود دارد. نتایج مطرح‌شده در شکل ۶ و همچنین درصد خطای نسبی مربوط به چند نمونه فاصله نسبی از لبه حمله در جدول ۲ ارائه شده است.

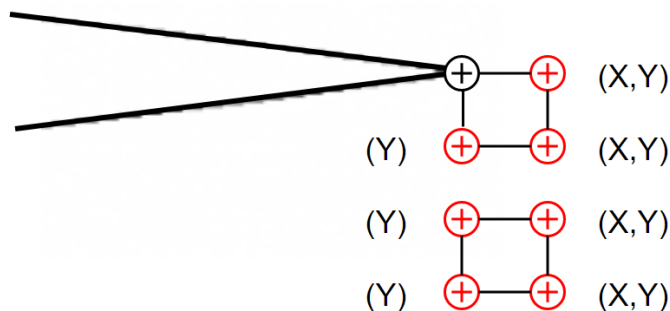
2 MATLAB

1 Panel Method

جدول ۲. درصد خطای نسبی ضرایب فشار حاصله در این پژوهش در مقایسه با نتایج تجربی در موقعیت‌های طولی نسبی مختلف

Table 2. Variation of the relative error of the calculated pressure coefficient in this study compared to experimental studies in different relative distance from leading edge of the airfoil

درصد خطای نسبی در مقایسه با [۲۶]	درصد خطای نسبی در مقایسه با [۲۷]	X/C
-۱۶/۷۴۸۱	-۰/۱۳۶۵۱۰	۰/۰۱۱۶۴۲
-	-۲/۱۶۴۹۸	۰/۰۱۲۹۳۵
-۳/۷۹۲۹۲۰	۰/۱۸۶۶۱۱	۰/۰۱۸۰۹۱
-۱/۸۹۴۰۳۰	۰/۷۸۲۶۷۶	۰/۰۳۴۵۹۹
-۱/۷۲۶۰۹۰	۰/۸۸۳۵۵۰	۰/۰۴۴۴۰۷
-۱/۷۷۹۷۷۰	۱/۴۹۵۲۸۵	۰/۰۶۸۹۵۱
-	۱/۱۴۳۸۵۸	۰/۱۱۳۱۵۷
-	۰/۸۷۴۸۶۹	۰/۱۵۷۳۸۸
-۱/۵۲۹۵۶۱	۰/۸۴۰۲۲۶	۰/۲۳۱۱۲۸
-۱/۳۵۶۲۸۹	۷/۳۹۹۱۹۰	۰/۳۴۰۹۳۲
-	۱/۶۳۴۸۲۲	۰/۳۹۹۹۳۹



شکل ۷. متغیرهای تولید هندسه کارنی فلپ

Fig.7. Optimization parameters for generating Gurney Flap geometry

۳- بحث و نتایج

نتایج حاصل از بهینه‌سازی و حل جریان در این فصل ارائه شده است. در ابتدا اعتبارسنجی حل عددی که در بخش قبلی معرفی شد قرار گرفته است. در ادامه نتایج مربوط به حل مرحله اول که تولید پایگاه داده‌ها است ارائه شده که نمودارهای تغییرات ضریب برآ و کارایی آیرودینامیکی به همراه هندسه‌های بهینه استخراج شده در مرحله اول حل، نمایش داده شده‌اند. در ادامه شبکه عصبی با این پایگاه داده آموزش داده شده که نتایج آن در بخش بعدی قرار گرفته است. در نهایت خروجی‌های بهینه‌سازی نهایی که کوپل الگوریتم ژنتیک، شبکه عصبی و دینامیک سیالات محاسباتی بوده، ارائه و بر روی فیزیک جریان بحث شده است.

۳-۱- پایگاه داده

به منظور تولید پایگاه داده اولیه، الگوریتم ژنتیک و حل دینامیک سیالات محاسباتی کوپل شده‌اند. در این فرآیند تولید هندسه یا نقاط متناظر با هندسه طبق قیود مطرح شده، توسط الگوریتم ژنتیک انجام شده و در یک فرآیند خودکار، شبکه‌بندی، حل جریان و استخراج ضرایب آیرودینامیکی اتفاق می‌افتد. این عمل تا جایی تکرار می‌شود که همگرایی الگوریتم ژنتیک ارضا شود که در این پژوهش پس از ۱۱۰ اجرای دینامیک سیالات محاسباتی عمل همگرایی اتفاق افتاده است. در شکل ۸ تغییرات کارایی آیرودینامیکی و ضریب برآ با نسل‌های مختلف الگوریتم ژنتیک ارائه شده است. همانطور که قابل مشاهده است تغییراتی در مقادیر حاصله وجود دارد به گونه‌ای که محدوده تغییرات ضریب برآ نسبت به میانگین ۱۰/۹۸ درصد و این عدد برای کارایی آیرودینامیکی ۱۴/۷۱ درصد بوده است. در نهایت مقدار خروجی ضریب برآ و کارایی آیرودینامیکی پس از همگرایی به ترتیب ۳۴/۷۲۹ و ۰/۸۸۱۲۸۳ که نشان‌دهنده ۲۸۱/۶ و ۱۳/۴ درصد افزایش در کارایی و ضریب برآ نسبت به هندسه بدون گارنی فلپ بوده است. ایرفویل بهینه

پس از آموزش شبکه عصبی، تولید داده‌های بهینه توسط کوپل الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی اتفاق افتاده است. سپس مقدار بهینه به حلگر دینامیک سیالات محاسباتی وارد شده و خروجی ضرایب آیرودینامیکی به دست آمده است. در نهایت در نقطه‌ای که اختلاف هر دو حل کمتر از ۰/۰۱ باشد همگرایی اتفاق می‌افتد. در این پژوهش پس از ۱۲۲ نسل الگوریتم ژنتیک، همگرایی برای کارایی آیرودینامیکی بهینه و پس از ۱۵۶ نسل، همگرایی ضریب برآی بهینه اتفاق افتاده است. تغییرات ضریب کارایی آیرودینامیکی و ضریب برآ در نسل‌های مختلف الگوریتم ژنتیک به ترتیب در شکل ۹ الف و ب قرار گرفته است. محدوده تغییرات ضریب برآ نسبت به میانگین ۲۷/۵۳

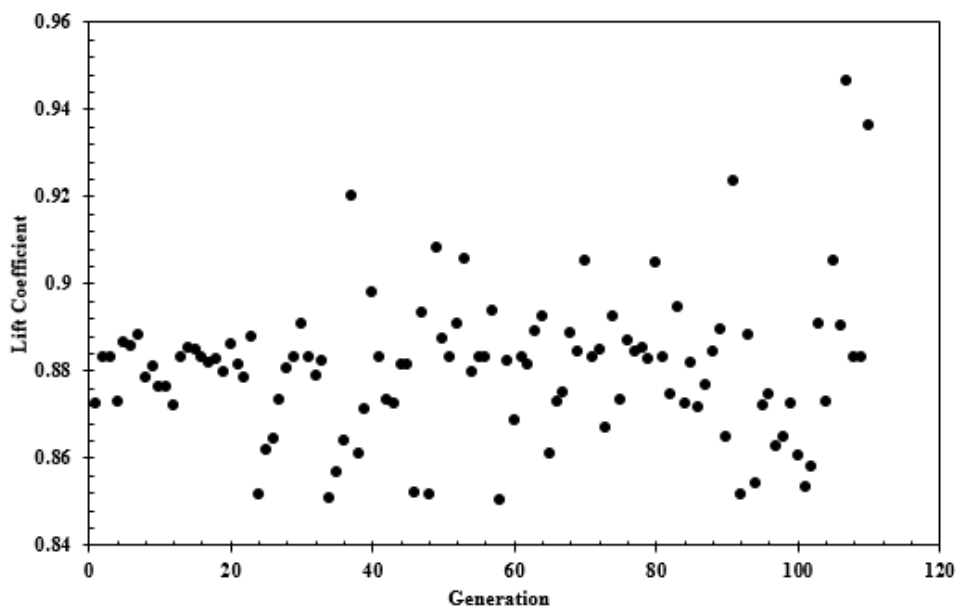
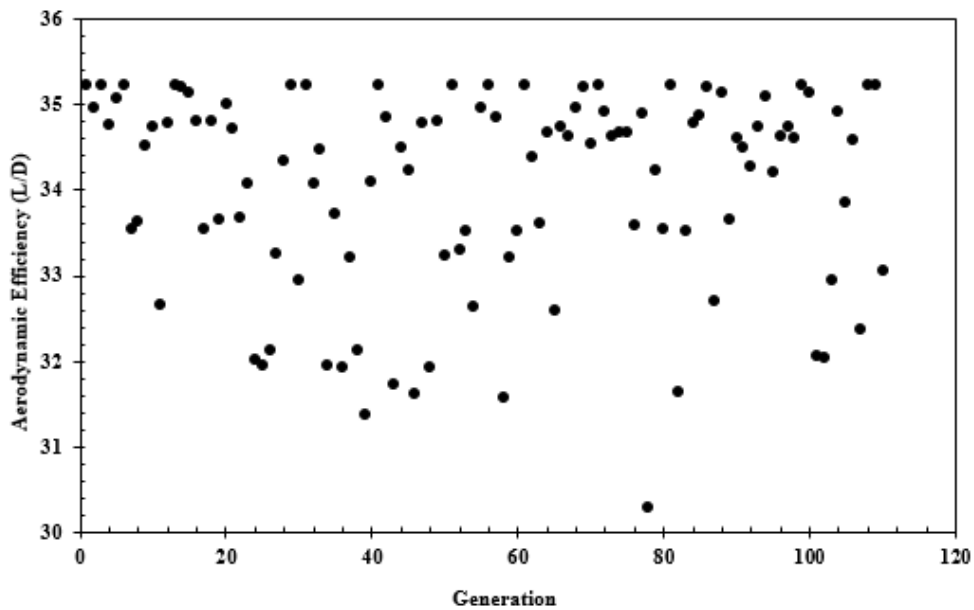
قید بعدی قید نامساوی است که در آن به ترتیب نسبت کوچکتر به بزرگتر بودن مولفه‌های Y در راستای ارتفاع باید رعایت شود. با این قید امکان تداخل نقاط و ایجاد هندسه غیرواقعی از بین می‌رود. همچنین مؤلفه X نقاط سمت راست همواره باید بزرگتر از مولفه‌های X نقاط سمت چپ باشد. قید نهایی نیز مقدارهای حدی مولفه‌هاست که تمامی نقاط باید گارنی فلپی ایجاد کنند که ضخامت و ارتفاعی کمتر از ۰/۰۱۵ و تر را داشته باشد. تولید هندسه و حل جریان توسط الگوریتم ژنتیک تا جایی ادامه پیدا می‌کند که به تلورانس تابع 10^{-6} برسد.

۲-۸- شبکه‌های عصبی مصنوعی

همانطور که پیش از این بیان شد در این پژوهش به منظور دستیابی به هندسه بهینه و تسریع در عمل بهینه‌سازی از شبکه‌های عصبی مصنوعی بهره گرفته شده است. برای به کارگیری شبکه عصبی از نرم‌افزار متلب استفاده شده است. نحوه طراحی شبکه به این صورت بوده که با پایگاه داده‌ای که در مرحله قبل توسط الگوریتم ژنتیک ایجاد شد، آموزش شبکه عصبی به روش لوبنبرگ-مارکوآرت^۱ انجام می‌شود. دقت مینیمم گرادینان شبکه آموزش دیده برابر با 10^{-16} قرار داده شده است. پس از تکرار این عمل و رسیدن به یک شبکه مطلوب، روند تولید هندسه توسط الگوریتم ژنتیک و حل توسط شبکه عصبی انجام می‌شود. خروجی بهینه از شبکه مصنوعی پس از ارضای شرط همگرایی الگوریتم ژنتیک است و سپس مقدار بهینه به وسیله حلگر دینامیک سیالات محاسباتی مجدداً حل می‌شود تا جایی که اختلاف بین شبکه عصبی و دینامیک سیالات محاسباتی کمتر از ۰/۰۱ شود. تعداد لایه‌های شبکی عصبی ۱۰ و تعداد نورون در هر لایه ۱۰، ۱۰، ۱۰، ۸، ۸، ۸، ۶، ۶، ۶ بوده است.

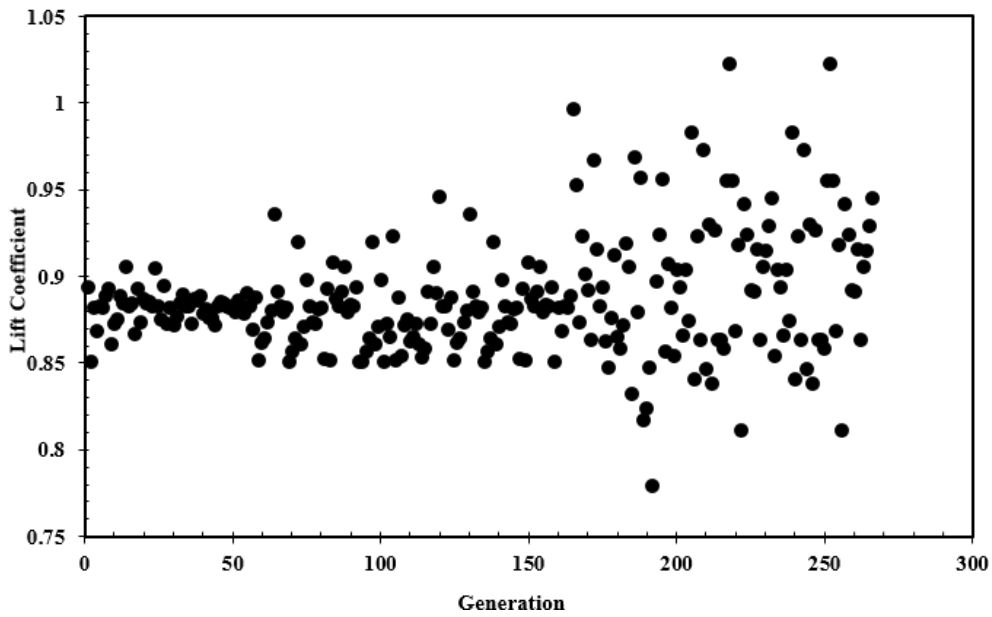
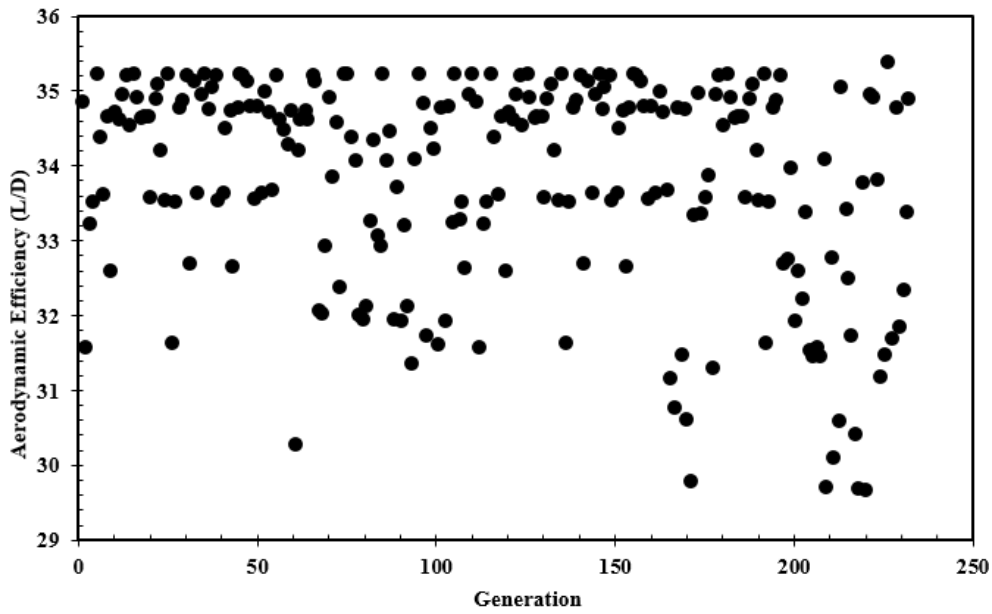
سیستم سخت‌افزاری استفاده شده در این پژوهش از نوع Intel Core i7-4790k، 4 GHz بوده که ۳۲ گیگابایت حافظه داشته است. فرآیند بهینه‌سازی اولیه، مربوط به استخراج پایگاه داده به کمک الگوریتم ژنتیک، تقریباً ۸۰ ساعت زمان لازم صرف شده است. سپس آموزش شبکه عصبی انجام گرفته و در نهایت حل‌های نهایی مدت زمانی حدود ۳ هفته به طول انجامید که اطلاعات بیش از ۲۵۰ هندسه مختلف در شبکه عصبی به وجود آمدند.

1 Levenberg-Marquardt



شکل ۸. تغییرات کارایی آیرودینامیکی (الف) و ضریب برآ (ب) در نسل‌های مختلف الگوریتم ژنتیک به منظور تولید پایگاه داده

Fig. 8. Variation of (a) aerodynamic efficiency and (b) lift coefficient for different generations of genetic algorithm for database production



شکل ۹. تغییرات کارایی آیرودینامیکی (الف) و ضریب برآ (ب) در نسل‌های مختلف الگوریتم ژنتیک در کوپل با شبکه عصبی و حلگر CFD

Fig. 9. Variation of (a) aerodynamic efficiency and (b) lift coefficient for different generations of genetic algorithm coupling with Artificial Neural Network and CFD solution

جدول ۳. کارایی آیرودینامیکی و ضریب برآی بهینه به همراه متغیرهای هندسه بهینه

Table 3. Optimum values of the aerodynamic efficiency and lift coefficient by geometry optimum parameters

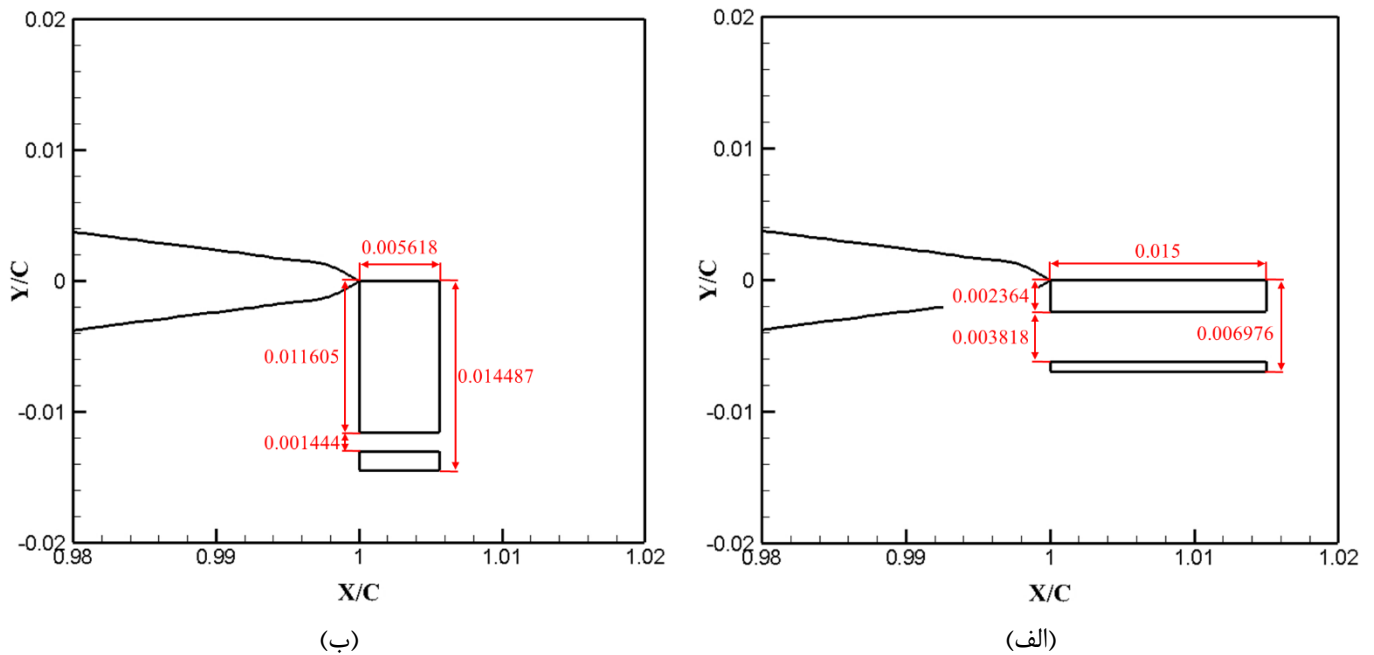
محل شروع شیار (میلی متر)	ضخامت شیار (میلی متر)	ضخامت گارنی فلپ (میلی متر)	ارتفاع گارنی فلپ (میلی متر)	کارایی آیرودینامیکی	ضریب برآ	مورد تحقیق
۰	۰	۰	۰	۸/۸۶۱	۰/۷۷۷	هندسه پایه
۲/۳۲۰	۰/۲۸۰	۱/۱۲۰	۲/۸۹۰	۳۱/۸۵۱	۰/۹۴۵	۱. ضریب برآی بهینه
۰/۴۷۰	۰/۷۶۰	۳/۰۰۰	۱/۳۹۵	۳۴/۹۰۶	۰/۸۹۱	۲. کارایی آیرودینامیکی بهینه

۱ که مربوط به بیشینه ضریب برآ می‌باشد، نسبت به هندسه ۲ در این شکل مشهود است.

در ادامه به منظور بررسی فیزیک جریان هوای حول ایرفویل پایه و بهینه، خطوط هم‌تراز سرعت بی‌بعد، نمودارهای ضریب فشار و خطوط جریان هر حالت رسم شده است. شکل ۱۱ نمایانگر خطوط هم‌تراز سرعت بی‌بعد شده نسبت به سرعت جریان آزاد (۳۰ متر بر ثانیه) می‌باشد که تصاویر الف و ب و ج به ترتیب مربوط به هندسه پایه، هندسه‌ای که بیشترین کارایی آیرودینامیکی را داشته و هندسه‌ای که بیشینه ضریب برآ را داشته، می‌باشند. شایان ذکر است که تمامی خطوط هم‌تراز با بازه‌ها و رنگ‌های یکسان رسم شده تا بتوان بر روی رنگ‌ها مقایسه انجام داد. به ترتیب در تصاویر الف، ب و ج، بیشینه سرعت برابر با ۵۷/۶۵، ۶۵/۸۸ و ۷۰/۴۴ متر بر ثانیه می‌باشد که پس از بی‌بعدسازی با سرعت جریان آزاد، برابر با ۱/۹۲، ۲/۱۹۶ و ۲/۳۴۸ می‌شوند. به طور کلی در خطوط هم‌تراز افزایش سرعت در ناحیه ابتدایی ایرفویل و سپس کاهش سرعت در طول هندسه مشاهده می‌شود تا جایی که ناحیه کاهش سرعت در دنباله هندسه‌ها نمایان می‌شود. کاهش سرعت در ابتدای سطح زیرین ایرفویل در هندسه‌ای که بیشترین ضریب برآ را دارد بیشتر از شکل (ب) و هندسه پایه است. این کاهش سرعت یا افزایش فشار اثبات‌کننده ضریب برآی بیشتر این نمونه است. از طرفی علت به وجود آمدن

درصد و این عدد برای کارایی آیرودینامیکی ۱۶/۸۶ درصد بوده است.

نتایج مربوط به کارایی آیرودینامیکی و ضریب برآی بهینه و همچنین متغیرهای هندسه بهینه در جدول ۳ قرار گرفته است. بهبود کارایی آیرودینامیکی و ضریب برآ در هر دو هندسه استخراج شده، اتفاق افتاده است اما تفاوت‌های بارزی در هندسه‌ها وجود دارد. هندسه‌ای که ضریب برآی بهینه یا هندسه شماره ۱ را می‌دهد دارای ارتفاع بسیار بزرگتری نسبت به هندسه شماره ۲ است. علت این پدیده می‌تواند این موضوع باشد که با افزایش ارتفاع گارنی فلپ حبس جریان در زیر ایرفویل بیشتر بوده بنابراین برآ بیشتر می‌شود. از طرفی ضخامت شیار نیز در هندسه ۱ کمتر از هندسه ۲ است که همین موضوع را تأیید می‌کند. همچنین حضور شیار بزرگتر کمک به کاهش بیشتر ضریب پسا می‌کند که سبب شده هندسه ۲ این موضوع را استفاده کند تا کارایی بالاتری را داشته باشد. محل شروع شیار نیز در هندسه ۱ به سمت دور شدن از لبه فرار حرکت کرده تا گردابه بزرگتری در زیر لبه فرار تشکیل شود و ضریب برآی بزرگتری را نتیجه دهد. تصویر هندسه بهینه حاصل شده برای کارایی آیرودینامیک بهینه و ضریب برآی بهینه به ترتیب در شکل ۱۰ الف و ب قرار گرفته و مقادیر هندسه‌ها نیز نسبت به وتر ایرفویل در شکل مشخص شده است. افزایش ارتفاع گارنی فلپ، کاهش ضخامت شیار و گارنی فلپ و افزایش محل شروع شیار در هندسه



شکل ۱۰. شکل استخراج شده از بهینه‌سازی با دو تابع هدف مختلف بیشترین کارایی آیرودینامیکی (الف) و بیشترین ضریب برآ (ب)

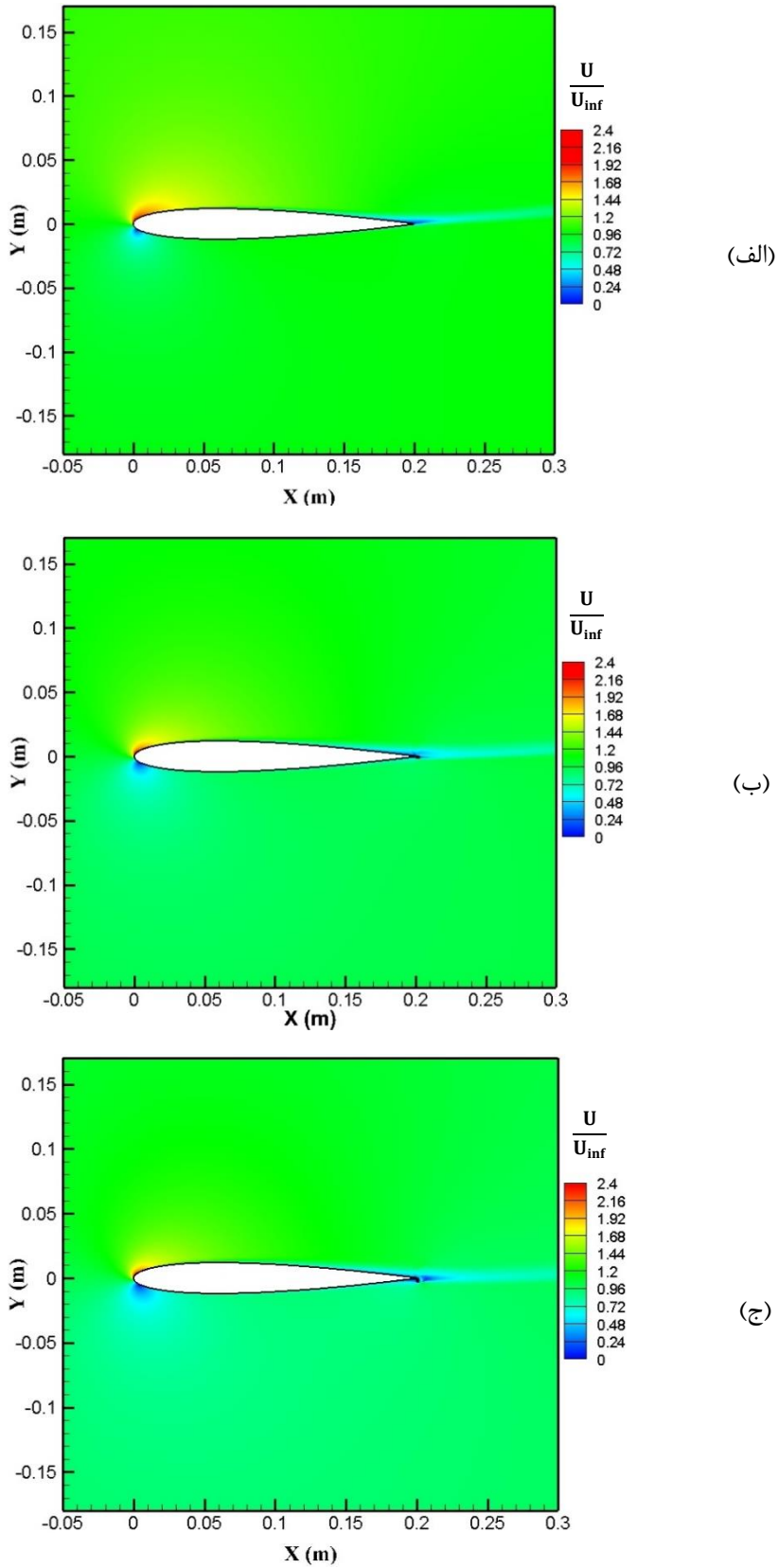
Fig. 10. Optimized geometry for maximum L/D (Right) and CI (Left)

برآ را داشته به همراه هندسه‌ای که بیشترین کارایی آیرودینامیکی را داشته است در شکل ۱۲ نمایش داده شده است. همانطور که در شکل مشخص است مساحت زیر نمودار مربوط به رنگ آبی که مربوط به هندسه‌ای است که بهترین ضریب برآ را داشته، بیشتر از دو نمونه دیگر است. از طرفی کمینه ضریب فشار نیز برای این هندسه کمتر است که خطوط هم‌تراز نشان داده شده در شکل ۱۱ را تأیید می‌کند و نمایان‌گر افزایش سرعت موضعی در لبه حمله برای هندسه اصلاح شده است. همچنین در ناحیه لبه فرار نیز هر دو هندسه اصلاح شده حضور گردابه را در ضریب فشار نشان داده و مساحت قابل توجهی را برای تولید برآ ایجاد کرده‌اند. همانطور که مشخص است گارنی فلپ با وجود اینکه در انتهای پایین ایرفویل نصب می‌شود اما به دلیل فیزیک خاصی که برای جریان ایجاد می‌کند، بیشتر سطح مکش ایرفویل را تحت تأثیر قرار داده و افزایش برآ را نتیجه می‌دهد.

شکل ۱۳، خطوط جریان مربوط به هندسه پایه (الف)، هندسه مربوط به بیشینه کارایی (ب) و هندسه مربوط به بیشینه ضریب برآ (ج) را نشان می‌دهد. در هندسه پایه با توجه به اینکه هیچ جدایشی وجود ندارد گردابه‌ای دیده نشده و صرفاً ناحیه دنباله ایرفویل که با توجه به زاویه حمله ایرفویل

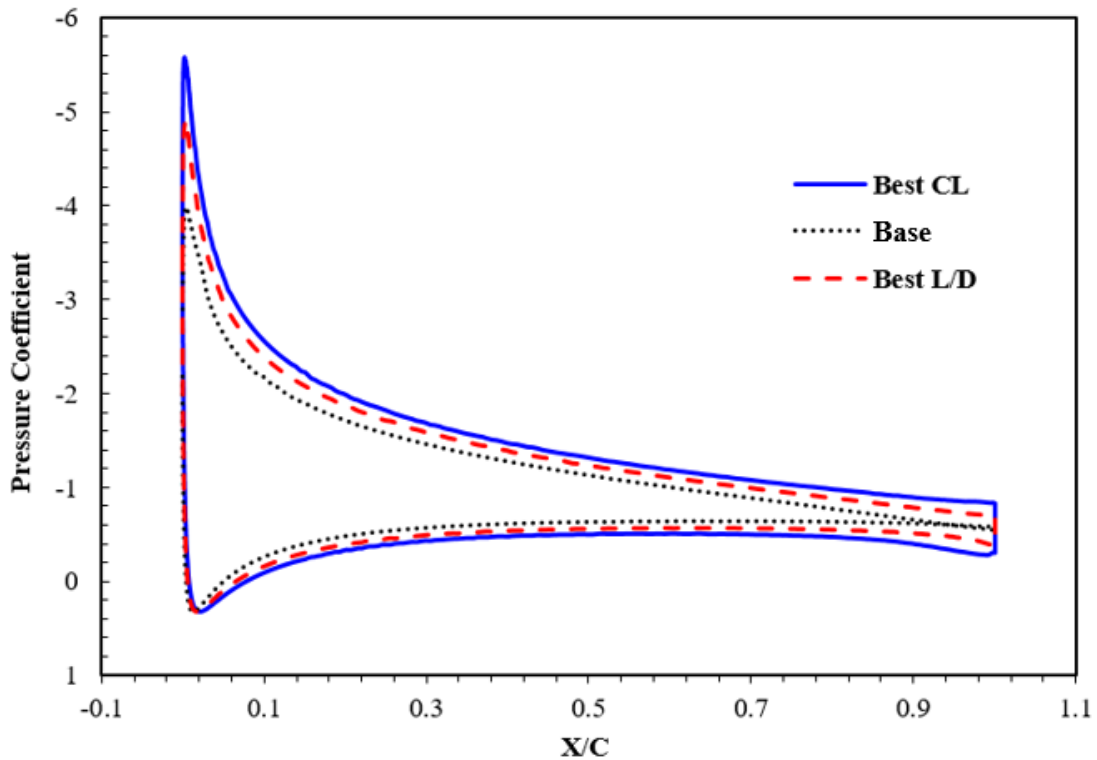
این افزایش سرعت به گردابه انتهای ایرفویل وابسته است. همانطور که پیش از این بیان شد، طول گارنی فلپ هندسه بیشترین برآ، بزرگ‌تر از نمونه‌های دیگر بوده که کمک به حبس شدن جریان و تولید یک گردابه بزرگ در انتهای ایرفویل می‌کند. همین گردابه منتج به تولید برآی بیشتر برای ایرفویل می‌شود. لازم به ذکر است که هندسه دوم که بیشترین کارایی آیرودینامیکی را داشته نیز افزایش سرعت موضعی بیشتری در لبه حمله نسبت به هندسه پایه دارد که نتیجه آن نیروی برآی بیشتر آن نسبت به هندسه پایه است. ضخامت دنباله هر سه مدل تقریباً برابر است اما همانطور که شکل (ب) نشان می‌دهد، دنباله مربوط به هندسه بیشترین کارایی در واقع به دو تکه تقسیم شده است. علت این تقسیم شدن دنباله، بزرگتر بودن شیار گارنی فلپ آن است که همانند تزریق جت در دنباله عمل می‌کند. همین امر سبب شده که نیروی پسای این ایرفویل کمتر از دو هندسه دیگر باشد که به همین دلیل کارایی آیرودینامیکی آن بیشینه است. از طرفی تزریق جت از شیار گارنی فلپ در هندسه مربوط به بیشترین ضریب برآ نیز وجود دارد که سبب شده نسبت به هندسه پایه کارایی بیشتری داشته باشد.

توزیع ضریب فشار هندسه پایه در کنار هندسه‌ای که بهترین ضریب



شکل ۱۱. خطوط هم‌تراز سرعت بی‌بعد مربوط به (الف) هندسه پایه، (ب) هندسه بیشینه کارایی و (ج) هندسه بیشینه ضریب برآ

Fig. 11. Non-dimensional velocity contours for (a) base airfoil, (b) maximum aerodynamic efficiency, and (c) maximum lift coefficient



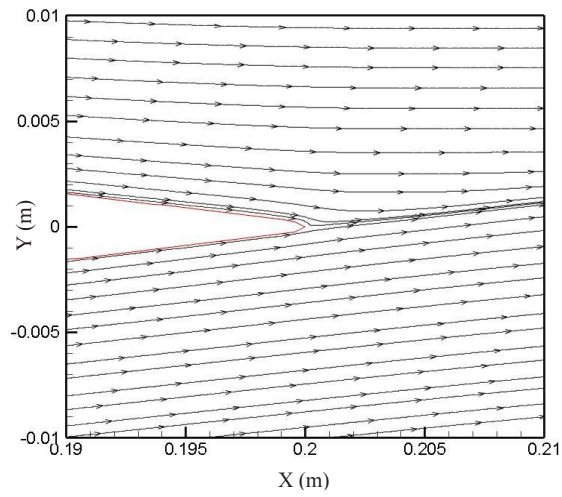
شکل ۱۲. توزیع ضریب فشار مربوط به هندسه پایه به همراه دو هندسه بهینه

Fig. 12. Distribution of pressure coefficient for two optimum geometry compared to base airfoil

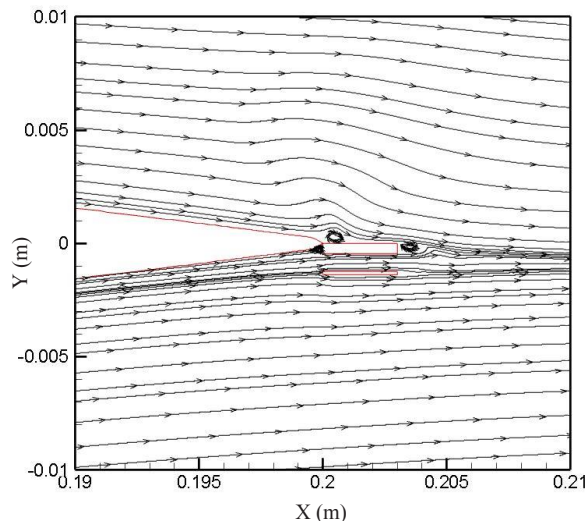
۴- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

هدف اصلی این پژوهش بهینه‌سازی هندسه یک ایرفویل مجهز به گارنی فلپ به منظور کاهش مسافت برخاست برای یک پرنده سبک بوده است. در این تحقیق ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به‌عنوان هندسه پایه انتخاب شده که بر روی آن به هدف بهبود کارایی آیرودینامیکی و ضریب برآ، گارنی فلپ شیاردار نصب شده است. نوآوری این تحقیق بهینه‌سازی گارنی فلپ شیاردار به منظور افزایش کارایی آیرودینامیکی و برآی یک ایرفویل بوده است. برای بهینه‌سازی از کوپل الگوریتم ژنتیک، شبکه‌های عصبی مصنوعی و دینامیک سیالات محاسباتی بهره گرفته شد. ارتفاع گارنی فلپ، ضخامت گارنی فلپ، ضخامت شیار و محل قرارگیری شیار از متغیرهای بهینه‌سازی بوده‌اند. کلیه پژوهش‌ها در عدد رینولدز 0.4×10^6 و زاویه حمله ۸ درجه با هدف شبیه‌سازی فرآیند برخاست یک پرنده سبک انجام گرفت. کل روند بهینه‌سازی با به‌کارگیری الگوریتم ژنتیک، شبکه‌بندی خودکار و حل جریان، آموزش شبکه عصبی و به‌کارگیری آن، یک بار برای بیشترین ضریب برآ و یک بار برای بهترین کارایی آیرودینامیکی انجام گرفته و در نتیجه دو هندسه به‌عنوان ایرفویل بهینه معرفی شده است. نتایج حل عددی اولیه با

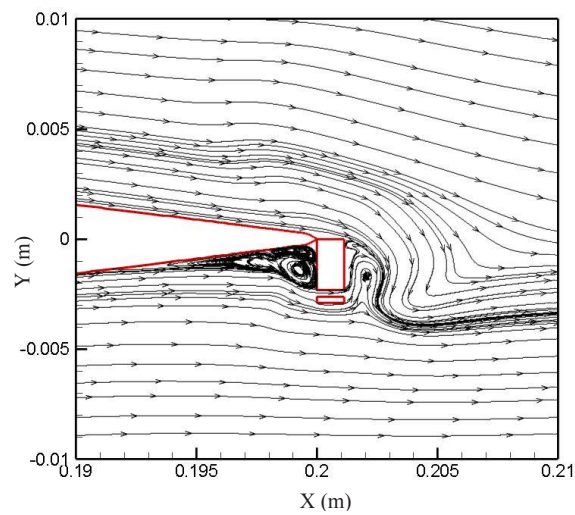
به سمت بالا هدایت شده، قابل مشاهده است. اما در هندسه دوم که مربوط به بیشترین کارایی آیرودینامیکی می‌باشد، سه گردابه اصلی گارنی فلپ تشکیل شده اما کاملاً ساختار آن با گردابه‌های گارنی فلپ معمولی (بدون شیار) متفاوت است. گردابه رو به جریان گارنی فلپ که عامل اصلی تولید ممان منفی می‌باشد در هندسه بسیار کوچک و به صورت متمرکز در لبه فرار است. دو گردابه پشت به جریان گارنی فلپ تغییر مکان داده و یکی به بالای ضخامت گارنی فلپ حرکت کرده و دیگری در لبه بالایی گارنی فلپ جای گرفته‌اند. حضور این دو گردابه سبب شده که دنباله به سمت سطح مکش ایرفویل حرکت نکرده و تأثیرات آن مبنی بر تولید پسا کاهش یابد. از طرفی گردابه موجود در بالای گارنی فلپ با مکش جریان منتج به چسبیده‌شدن جریان به سطح ایرفویل می‌شود. همچنین تزریق جریان درون دنباله از درون شیار به خوبی قابل مشاهده است. در شکل بعدی که مربوط به هندسه با بیشترین نیروی برآ است، این بار چهار گردابه دیده می‌شود. (دو گردابه رو به جریان و دو گردابه پشت به جریان) دو گردابه قدرتمند در زیر ایرفویل عامل اصلی تولید برآ بوده و همچنین گردابه‌های پشت به جریان نیز، ذرات سیال را به سطح بالایی ایرفویل می‌چسبانند.



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۱۳. خطوط جریان مربوط به (الف) هندسه پایه، (ب) هندسه مربوط به بیشینه کارایی و (ج) هندسه مربوط به بیشینه ضریب برآ

Fig. 13. Flow streamlines of (a) base airfoil, (b) maximum aerodynamic efficiency, and (c) maximum lift coefficient

- the x-21a airplane, *Journal of Aircraft*, 2(5) (1965) 384-390.
- [7] M. Daude, Winglets for aircraft wing tips, in, *Google Patents*, 1984.
- [8] J. Weierman, J. Jacob, Winglet design and optimization for UAVs, in: 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2010, pp. 4224.
- [9] J. Wang, Y. Li, K.-S. Choi, Gurney flap—Lift enhancement, mechanisms and applications, *Progress in Aerospace Sciences*, 44(1) (2008) 22-47.
- [10] R.H. Liebeck, Design of subsonic airfoils for high lift, *Journal of aircraft*, 15(9) (1978) 547-561.
- [11] Y. Li, J. Wang, P. Zhang, Effects of Gurney flaps on a NACA0012 airfoil, *Flow, Turbulence and Combustion*, 68(1) (2002) 27.
- [12] P. Giguere, G. Dumas, J. Lemay, Gurney flap scaling for optimum lift-to-drag ratio, *AIAA journal*, 35(12) (1997) 1888-1890.
- [13] F. Ajalli, M. Mani, Effects of adding strip flap on a plunging airfoil, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, (2014).
- [14] Y. Li, J. Wang, P. Zhang, Influences of mounting angles and locations on the effects of Gurney flaps, *Journal of Aircraft*, 40(3) (2003) 494-498.
- [15] L.W. Traub, A.C. Miller, O. Rediniotis, Preliminary parametric study of Gurney flap dependencies, *Journal of aircraft*, 43(4) (2006) 1242-1244.
- [16] D.H. Neuhart, O.C. Pendergraft Jr, A water tunnel study of Gurney flaps, (1988).
- [17] Y.-C. Li, J.-J. Wang, P.-F. Zhang, Experimental investigation of lift enhancement on a NACA 0012 airfoil using plate/serrated Gurney flaps, *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 24(2) (2003) 119-123.
- [18] L.-S. Hao, Y.-W. Gao, Effect of Gurney Flap Geometry on a S809 Airfoil, *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019 (2019).
- [19] B. Gardner, M. Selig, Airfoil design using a genetic algorithm and an inverse method, in: 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003, pp. 43.

استفاده از نتایج تجربی معتبر شده و سپس سایر شبیه‌سازی‌ها انجام گرفته است. هندسه‌ای که ضریب برآی بهینه را می‌دهد (هندسه ۱) دارای ارتفاع بسیار بزرگتری نسبت به هندسه‌ای که کارآیی آیرودینامیکی بهینه را می‌دهد (هندسه ۲)، بوده است. از طرفی ضخامت شیار نیز در هندسه ۱ کمتر از هندسه ۲ است. محل شروع شیار نیز در هندسه ۱ به سمت دور شدن از لبه فرار حرکت کرده تا گردابه بزرگ‌تری در زیر لبه فرار تشکیل شود و ضریب برآی بزرگ‌تری را نتیجه دهد. با بررسی فیزیک جریان نیز نشان داده شد که علت تغییرات شکل در هر بهینه‌سازی چه بوده است. از طرفی هندسه ۱ منتج به افزایش ۲۱/۶۴ درصدی در ضریب برآ شده و هندسه ۲ نیز، افزایش ۲۹۳ درصدی در کارآیی آیرودینامیکی را نتیجه داده است. با توجه به هدف اصلی این پژوهش می‌توان بیان داشت که استفاده از گارنی فلپ شیاردار و بهره‌گیری از هندسه بهینه آن، سبب می‌شود که بتوان در فاز برخاست (عدد رینولدز $10^6 \times 0.45$ و زاویه حمله ۸ درجه) ضریب برآی مورد نیاز به منظور کاهش مسافت برخاست را تأمین کرد. از طرفی با توجه به این موضوع که بهره‌گیری از این ابزار ضریب پسا را نیز کاهش داده و به مقدار قابل توجهی راندمان آیرودینامیکی را افزایش می‌دهد، کمک می‌کند که قدرت موتور بر روی باند صرف افزایش بیشتر شتاب جسم و کوتاه‌تر شدن مسافت برای رسیدن به سرعت بیشینه و چرخش در برخاست شود. ادغام گارنی فلپ شیاردار و بحث هندسه‌های مورفینگ و تغییرشکل‌پذیر در لبه فرار بال‌ها می‌تواند موضوع قابل توجهی برای بهبود هرچه بیشتر کارآیی جسم پرنده و به کارگیری این روش کنترل جریان باشد.

منابع

- [1] B. Norton, STOL Progenitors: The Technology Path to a Large STOL Aircraft and the C-17A, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2002.
- [2] S.B. Anderson, Historical overview of V/STOL aircraft technology, (1981).
- [3] Y. Nozaki, STOL aircraft, in, *Google Patents*, 1992.
- [4] V.J. Rossow, Lift enhancement by an externally trapped vortex, *Journal of Aircraft*, 15(9) (1978) 618-625.
- [5] Y. Yadlin, A. Shmilovich, Lift Enhancement for Upper Surface Blowing Airplanes, in: 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2013, pp. 2796.
- [6] R.E. Kosin, Laminar flow control by suction as applied to

- blowing and suction slot geometry optimization on NACA 0012 airfoil, *Journal of Mechanical Science and Technology*, 28(4) (2014) 1297-1310.
- [25] I. Aramendia, U. Fernandez-Gamiz, E. Zulueta, A. Saenz-Aguirre, D. Teso-Fz-Betoño, Parametric study of a gurney flap implementation in a du91w (2) 250 airfoil, *Energies*, 12(2) (2019) 294.
- [26] A. Ghayour, M. Mani, Experimental investigation of plasma vortex generator in flow control, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, (2018).
- [27] J.P. Johnson, G. Iaccarino, K.-H. Chen, B. Khalighi, Simulations of high reynolds number air flow over the NACA-0012 airfoil using the immersed boundary method, *Journal of Fluids Engineering*, 136(4) (2014).
- [20] B.R. Jones, W.A. Crossley, A.S. Lyrintzis, Aerodynamic and aeroacoustic optimization of rotorcraft airfoils via a parallel genetic algorithm, *Journal of aircraft*, 37(6) (2000) 1088-1096.
- [21] K. Ekradi, A. Madadi, Performance improvement of a transonic centrifugal compressor impeller with splitter blade by three-dimensional optimization, *Energy*, 201 (2020) 117582.
- [22] A.M. S. H. Sadatpour, Optimization of S-Shaped Inlet Diffuser for Improvement of Total Pressure Loss and Flow Uniformity, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 52(11) (2019) 131-140.
- [23] X. Chen, R. Agarwal, Optimization of flatback airfoils for wind-turbine blades using a genetic algorithm, *Journal of aircraft*, 49(2) (2012) 622-629.
- [24] K. Yousefi, R. Saleh, P. Zahedi, Numerical study of

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

M. Kazemi, A. Madadi, M. Mani, *Optimization of The Slotted Gurney-Flap Geometry Applied to NACA 0012 Airfoil for Aerodynamic Performance Improvement*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 53(11) (2022) 5331-5348.

DOI: 10.22060/mej.2021.19308.6999

