

Rapid and Optimal Design of a Ducted Fan Using a Neural Optimal Algorithm

M. Navabi^{1*}, Sh. Hosseini¹, H. Shanei²

¹New Technologies Engineering Faculty, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

²Engineering Faculty, Khaje Nasir Toosi University of Technology, Tehran, Iran

Review History:

Received: 20 May. 2019

Revised: 31 Jul. 2019

Accepted: 22 Sep. 2019

Available Online: 26 Oct. 2019

Keywords:

Rapid optimal design

Ducted fan

Particle swarm

Neural network

Backpropagation

ABSTRACT: Considering the optimal performance and new applications of the ducted fans, especially in unmanned aerial vehicle missions, this paper aims to provide an optimal and rapid method for designing aerial vehicles based on new mathematical and analytical tools which improved and accelerated many of the long engineered processes. In this new fast design method, an initial design is carried out based on the momentum theory. Then by connecting the matrix laboratory and a ducted fan design code software, several optimal design schemes for the duct are extracted by the particle swarm optimization and direct algorithm. The parameters search domain in the algorithm is obtained from the initial design with the momentum theory method and the various results of optimization software, in the case. Finally, in order to obtain the final duct design, according to the optimized information, a multilayer perceptron neural network using an error backpropagation algorithm is trained which in order to obtain the optimal training samples and the network output validations, the neural network is trained and test by 28 airfoils sample. In the redesign loops, without a time-consuming optimization, the trained neural model can extract the duct parameters very quickly, based on the constraints of structure, control design, and mission targets.

1- Introduction

Nowadays, Unmanned Aerial Vehicles (UAV) are developing at a considerable rate of the variety and range of applications. In general, UAVs are divided into fixed-wing, Vertical Takeoff Or Landing (VTOL), and hybrid type. The VTOL has a special place among the drones because of the ability to takeoff and landing vertically. Duct fans are a kind of VTOLs, usually composed of one or two fans in an outer duct, and their control surfaces are symmetrically underneath the fan. In Fig. 1, different parts of a ducted fan are introduced. The ducted fan uses a combination of rotors and wings, but instead of the usual shape, the wing surrounds the rotor annularly. The duct increases the trust and provides lift during the cruise flight. Flights and wind tunnels tests prove the ducted fan benefits which are mentioned in reference [1].

any papers focus on the optimal design of the ducted fan [2], but in these articles, only empirical or analytic methods such as Blade Element Theory (BET) and Momentum Theory (MT) are used which optimization or acceleration of these methods has not been considered with novel evolutionary algorithms or neural networks.

In the paper, an attempt has been made to provide an optimal and fast way to design a ducted fan. In the new method, first, using the momentum theory, based on the requirements of the mission defined for the UAV, an initial design is performed, then The initial model is optimized with the Ducted Fan Design Code (DFDC) software, which

is based on classical vortex/blade-element methods of Drela and Youngren [3], and a general 3Dimensional (3D) vortex-lattice or panel method for aerodynamic analysis of ducted fans.

The used optimization method is the Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm, the search domain of the optimization parameters is extracted from the initial



Fig. 1. ducted fan details

*Corresponding author's email: m_navabi@sbu.ac.ir

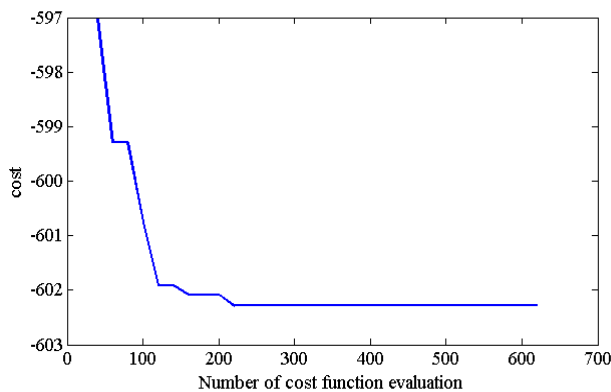


Fig. 2. Airfoil optimization information of NACA23018

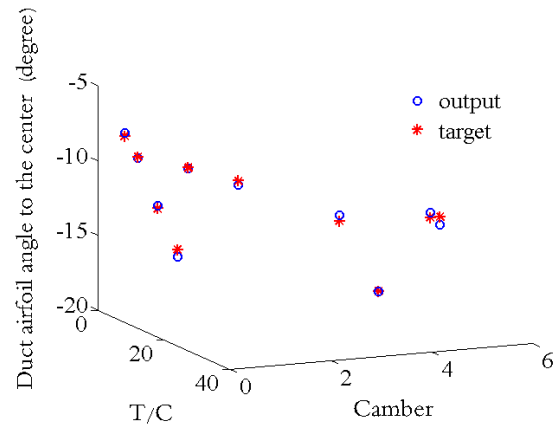


Fig. 3. Estimation of airfoil installation angle using neural network with 10 training samples

momentum theory design. In the different optimal designs based on various airfoils for the ducted fan body, the design parameters such as airfoil installation angle, airfoil length, and airfoil tip relative to the fan core are obtained different, which greatly affects the design efficiency. Therefore, it is necessary to make several optimizations to choose a proper airfoil for the production of maximum thrust, having an appropriate interior space for proper structure, fuel tank place, and other control and electrical elements, as well as having the minimum weight of the instrument, which is time-consuming. In this regard, in the final design phase, a MultiLayer Perceptron (MLP) neural network was trained based on a number of optimized designs which its input are airfoil properties and its output are optimal values for the airfoil installation parameters. The neural model, can achieve the best possible design of the final duct with all the practical design constraints in the shortest time possible.

2- Methodology

For initial approximations and related calculations, rotor computation methods, such as the BET and MT methods should be used. In this section, the MT method will be used to avoid the difficulties of selecting airfoil blade parameters. This method has two important tools. The first tool is the continuum equation. This tool can be expressed as Eq. (1).

$$\rho AV = \text{cte}, \quad \rho = \text{cte} \Rightarrow AV = \text{cte} \quad (1)$$

The second tool for applying momentum theory is the Bernoulli equation.

$$\frac{1}{2} \rho V^2 + p = \text{cte} \quad (2)$$

The initial design steps of a ducted fan based on MT are presented in reference [4].

2- 1- Optimization

The PSO algorithm is used to optimize the initial design

of the ducted fan. Designing variables include selecting the appropriate airfoil, the size of the inlet, and outlet of duct, which are variables of the airfoil installation angle and airfoil chord length, the airfoil attack edge distance to the fan rotor core, and the distance between the fan edge and the inner body of the duct. The cost function used for the PSO algorithm or direct optimization method is $J = -(T + 10^6 / P)$ or $J = (1/T + 2 \cdot 10^{-8} P)$, which is the effect of the power and thrust on the cost function. Fig. 2 is an example of an analysis performed on DFDC software used for airfoils in which the cost function value is presented in terms of the number of the cost function evaluations.

The optimal values of the design variables for the 28 airfoil samples are achieved. The direct optimization method is used to validate the values obtained by the PSO optimization method. The direct method always provides a global answer if there are enough examples in the problem-solving domain.

3- Results and Discussion

In this section, in order to obtain optimal values of design parameters, a neural network is trained using the outputs of the PSO algorithm. The results of training a two-layer perceptron neural network with a backpropagation error algorithm with the Levenberg-Marquardt method for the angle of mounting of the airfoil to duct core are shown in Fig. 3. In this model, the input vector to the neural network has the geometric properties of NACA airfoils, including the Camber curvature, the maximum curvature distance from the airfoil attack edge, and the cord to thickness ratio.

As the neural network training information increases, this network will provide a more accurate model of the duct design.

Five five-digit airfoils and five six-digit NACA Airfoils were assigned to the test, which showed that the outputs of the neural network and the output of the PSO algorithm were less than 10% different. Based on the simulations, a sufficient number of samples can be extracted to the neural network based on the required accuracy. For example, for an error of less than 3%, a sample of 15 airfoils is sufficient.

4- Conclusion

According to the momentum theory method, a ducted fan was first designed which only expressed the dimensions of the inlet, output, thrust force and power output in this case. In this method of design, a simple nozzle is considered between the inlet and outlet, where the fan is located in the nozzle throat. But in this paper, a combination of DFDC analytical software for ducted fan analysis, PSO optimization algorithm, and a neural network for the rapid and optimal design of this perpendicular UAV was used. In the first step, using the combination of MATLAB and DFDC software and with the PSO optimization algorithm, the optimal design for each airfoil was performed then a multilayer perceptron neural network was trained to increase the design speed and accuracy based on the optimizations. Optimal sample numbers were obtained for neural network training. Finally, it was found that this neural network is capable of predicting 95% accuracy of design and installation specifications of 4-digit NACA airfoils and with more than 90% accuracy

in predicting other NACA airfoils. As a result, this method greatly increases the accuracy and speed of the design.

References

- [1] U.R. Mogili, B.B.V.L. Deepak, Review on application of drone systems in precision agriculture, *Procedia computer science*, 133 (2018) 502-509.
- [2] L. Cho, S. Lee, J. Cho, Numerical and experimental analyses of the ducted fan for the small VTOL UAV propulsion, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 56(6) (2013) 328-336.
- [3] M. Drela, H. Youngren, Axisymmetric analysis and design of ducted rotors, in: *DFDC Software Manual*, 2005.
- [4] A. Ko, O. Osgar, P. Gelhausen, Ducted fan UAV modeling and simulation in preliminary design, in: *AIAA modeling and simulation technologies conference and exhibit*, 2007.



طراحی سریع و بهینه پرنده داکت فن عمودپرواز دم‌نشین با استفاده از شبکه عصبی و الگوریتم ازدحام ذرات

محمد نوابی^{۱*}، شهرام حسینی^۱، هادی شانه‌ای^۲

^۱ دانشکده مهندسی فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران.

^۲ دانشکده مهندسی، دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیرالدین طوسی، تهران، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۸/۰۲/۳۰

بازنگری: ۱۳۹۸/۰۵/۰۹

پذیرش: ۱۳۹۸/۰۶/۳۱

ارائه آنلاین: ۱۳۹۸/۰۴/۰۸

کلمات کلیدی:

طراحی بهینه سریع

داکت فن، ازدحام ذرات

شبکه عصبی

پس انتشار خطا.

خلاصه: هدف این مقاله ارائه روشی بهینه و سریع برای طراحی پرنده‌های عمودپرواز داکت فن بر اساس ابزارهای نوین ریاضی و تحلیلی است که در سال‌های اخیر موجب بهبود و تسریع بسیاری از فرایندهای زمان‌بر مهندسی شده است. در این روش طراحی جدید که تمرکز آن بر افزایش سرعت طراحی است، ابتدا با استفاده از روش تئوری مومنتوم، طراحی اولیه‌ای انجام می‌گیرد و اولین تقریب برای ابعاد مقاطع مختلف داکت فن مانند قطر دهانه ورودی و خروجی، توان و نیروی رانش مشخص می‌شود. سپس با استفاده از اتصال نرم‌افزار متلب و یک نرم‌افزار طراحی داکت فن با عنوان کد طراحی داکت فن، با استفاده از ایرفویل‌های مختلف، چندین طرح بهینه برای داکت فن، با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات و بهینه‌سازی مستقیم استخراج می‌شود. دامنه جستجوی فضای بهینه‌سازی در این الگوریتم، از طراحی اولیه به دست می‌آید. در گام آخر یک شبکه عصبی پرسپترون چندلایه به وسیله الگوریتم پس انتشار خطا بر طبق اطلاعات به‌دست‌آمده از بهینه‌سازی‌ها آموزش می‌بیند. این شبکه عصبی با استفاده از چندین نمونه ایرفویل مختلف آموزش داده و سپس صحت سنجی می‌شود. بر اساس دقت مورد نیاز تعداد نمونه کافی برای آموزش نیز استخراج می‌گردد. شبکه به دست آمده برای طراحی سریع و بهینه یک پرنده جدید قابل استفاده خواهد بود.

۱- مقدمه

امروزه پرنده‌های بدون سرنشین، از نظر تنوع محصولات و نیز گستره‌ی کاربرد با نرخ قابل توجهی در حال توسعه می‌باشند. نسبت سرمایه‌گذاری روی این پرنده‌ها نسبت به هواپیماهای سرنشین‌دار، هرساله در حال افزایش است. کاربرد پهبادهای به کاربردهای نظامی محدود نمی‌شود و انواع مختلفی از کاربردهای غیرنظامی مانند استفاده در عمران، کشاورزی [۱] و ارسال داده‌ها و ارتباطات برای این هواپیماها قابل تعریف است. به‌طور کلی، پهبادهای سه دسته تقسیم می‌شوند: نوع بال ثابت، عمودپروازها و ترکیبی از دو طراحی اول [۲].

عمودپروازها به علت قابلیت نشست و برخاست عمودی از سطح زمین جایگاه ویژه‌ای در میان هواپیماهای بدون سرنشین یافته‌اند [۳]. فن‌های داکت‌دار یا همان داکت‌فن‌ها به ویژه داکت‌فن‌های عمودپرواز دم‌نشین، نوع بارزی از عمودپروازها محسوب می‌شوند و طراحی بهینه این پرنده‌ها از زمینه‌های باز و چالش برانگیز است [۴ و ۵]. داکت‌فن‌ها معمولاً از یک یا دو

فن محصورشده در یک داکت بیرونی تشکیل شده‌اند و سطوح کنترلی آن‌ها به‌صورت متقارن در زیر فن قرار گرفته‌اند. در شکل ۱ قسمت‌های مختلف داکت‌فن آورده شده است. داکت‌فن‌ها از ترکیب روتور و بال استفاده می‌کنند اما بال به جای شکل معمول به‌صورت حلقوی روتور را احاطه کرده است. این عمل باعث افزایش نیروی رانش و فراهم کردن نیروی برآ در حین پرواز سیر می‌گردد. برخی داکت‌فن‌ها فاز انتقالی و پرواز سیر را ندارند و مانند بالگرد روبه‌جلو حرکت می‌کنند. مطالعات و تحلیل‌ها نشان داده که داکت‌فن‌ها مزایای بسیاری دارند هرچند این پرنده‌ها مقاومت کمی در مقابل باد جانبی دارند. تست‌های پروازی و تونل باد این مزایا را ثابت می‌کند. به‌طور خلاصه مزایا استفاده از داکت‌فن‌ها در مرجع‌های [۶ و ۷] ذکر شده است.

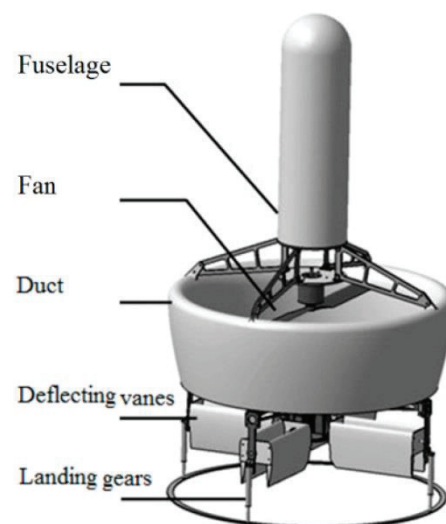
برای طراحی پرنده داکت‌فن به‌طور معمول از روش‌های تجربی و یا تحلیلی مانند تئوری المان تیغه^۱ (ملخ) [۹] و تئوری مومنتوم^۲ [۱۰] استفاده شده است. در بسیاری از پژوهش‌ها و مقالات بر روی افزایش عملکرد داکت با استفاده از بررسی نوپه‌های موجود در داکت [۱۱]، یا اضافه کردن المان‌هایی

1 Blade Element Theory (BET)

2 Momentum Theory (MT)

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: m_navabi@sbu.ac.ir





شکل ۱: ساختار داکت فن [۸]

Fig.1. Ducted fan structure [8]

ابتدا با استفاده روابط و معادلات طراحی موجود در روش تئوری مومنتوم و بر اساس خواسته‌های مأموریت تعریف شده برای پرنده، یک طراحی اولیه با استفاده از تئوری مومنتوم انجام می‌شود، سپس با استفاده از نرم‌افزار تحلیلی کد طراحی داکت فن^۲ [۱۸] که بر اساس روش گرداب-مشبک^۳ و روش پنل^۴ برای تحلیل آیرودینامیک داکت فن‌ها ارائه شده است و با اتصال این نرم‌افزار به نرم‌افزار متلب^۵، مدل اولیه طراحی شده، بهینه‌سازی می‌گردد. روش بهینه‌سازی استفاده شده در این طراحی الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات^۶ است که مقادیر خروجی آن با روش بهینه‌سازی مستقیم صحت‌سنجی شده است. دامنه جستجو برای بهینه‌سازی پارامترهای مدل در روش ازدحام ذرات، از طراحی اولیه استخراج شده است. اما در طراحی‌های بهینه مختلف بر اساس ایرفویل‌های مختلف برای بدنه داکت فن، مقادیر پارامترهای طراحی مانند زاویه نصب ایرفویل، طول وتر ایرفویل و فاصله نصب ایرفویل نسبت به هسته‌ی فن متفاوت به دست می‌آید که تأثیر زیادی بر راندمان طراحی دارد. پس برای انتخاب ایرفویلی که از لحاظ تولید حداکثر نیرو رانش و نیرو برآ، داشتن فضای داخلی مناسب برای پوشش دهی مناسب سازه پرنده، باک سوخت و سایر المان‌های کنترلی و الکتریکی و داشتن حداقل وزن سازه‌ای مناسب باشد، باید بهینه‌سازی‌های متعددی انجام شود که بسیار زمان‌بر است. در نتیجه در مرحله نهایی طراحی با استفاده‌ی تعدادی از طرح‌های بهینه‌سازی شده، یک شبکه عصبی پرسپترون چندلایه^۷ آموزش داده می‌شود. ورودی شبکه عصبی، ویژگی‌های ایرفویل و خروجی‌اش مقادیر بهینه پارامترهای نصب ایرفویل است. با استفاده از این مدل عصبی می‌توان با دقت مناسبی به طرح بهینه نهایی داکت فن با توجه به تمامی محدودیت‌های عملی طراحی، در کمترین زمان ممکن دست یافت.

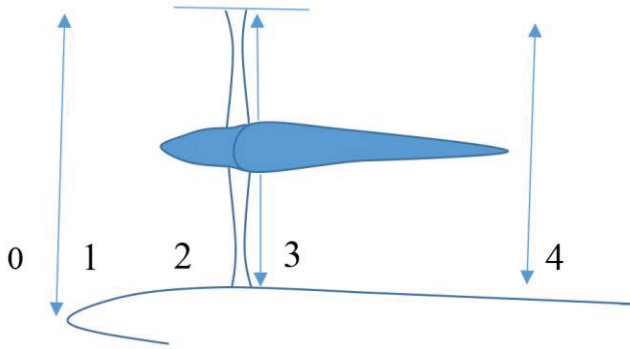
۲- طراحی اولیه

برای طراحی اولیه هندسه و مشخصات داکت بایستی از فرضیات ساده کننده استفاده کرد و پارامترهایی که به‌طور معناداری بر روی روند طراحی تأثیر بسزایی دارند انتخاب گردند. اگر انتخاب‌های هوشمندانه‌ای برای این پارامترها انجام شود، روند طراحی در مسیر درستی قرار خواهد گرفت و طراحی نهایی با مدل اولیه تفاوت چندانی نخواهد کرد. بعضی پارامترها تأثیر مهمی در کارایی داکت دارند. این موارد عبارت‌اند از [۶]:

- 2 Ducted Fan Design Code (DFDC)
- 3 Vortex-lattice
- 4 Panel method
- 5 MATLAB
- 6 Particle Swarm Optimization (PSO)
- 7 MultiLayer Perceptron (MLP)

به لبه ورودی داکت فن [۱۲] و یا بررسی تغییرات شکل ایرفویل [۱۳]، برای افزایش عملکرد، تمرکز شده است، اما پژوهش‌های محدودی بر روی طراحی بهینه خود پرنده داکت فن تمرکز داشته‌اند، که به عنوان نمونه، برخی مقالات تنها تأثیرات تغییر ضخامت و خمیدگی ایرفویل داکت را بررسی کرده‌اند و توجهی به بهینه‌سازی و افزایش سرعت طراحی نداشته‌اند [۱۴] و یا مقالاتی این بهینه‌سازی را بر اساس استفاده از نرم‌افزارهای تحلیلی ویژه‌ای^۱ انجام داده‌اند [۱۵-۱۷]. اما در این مقالات نیز با استفاده از یک سیکل تکرارشونده بر اساس سعی و خطا در طراحی، و استفاده از نرم‌افزار گفته شده، طراحی را بهبود بخشیده‌اند و توجه به بهینه‌سازی این روش‌ها با استفاده از توان الگوریتم‌های تصادفی نوین موجود و یا افزایش سرعت طراحی با استفاده از شبکه‌های عصبی نشده است.

با توجه به الزامات و محدودیت‌های فراوانی که در طراحی یک پرنده داکت فن عمودپرواز وجود دارد، که شامل تأمین نیروی رانش و برآ کافی در حالت پرواز سیر و تعلیق، جانمایی مناسب سازه داخلی، باک سوخت و دوربین، محدودیت‌های کنترلی و مواردی از این دست است، طرح نهایی داکت مدام دچار تغییرات مختلفی می‌شود. در این مقاله برای نخستین بار روشی بهینه و سریع بر اساس یک شبکه عصبی و الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات برای طراحی داکت فن عمودپرواز دمنشین ارائه شده است که در این روش



شکل ۲: مقاطع مختلف (۰) جریان آزاد بالادست، (۱) ورودی داکت، (۲) قبل از فن، (۳) بعد از فن، (۴) خروجی داکت [۱۴]

Fig.2 . Sections 0: free stream, 1:duct inlet, 2:before fan, 3: after fan, 4: duct outlet

و راندمان η .

۳- محاسبه‌ی توان در دسترس با اعمال راندمان در توان موتور

$$P_{available} = \eta P_{engine} \quad \text{و گشتاور موتور} \quad \tau = \frac{P_{engine}}{\Omega}$$

۴- محاسبه‌ی مساحت جاروب شده توسط فن: $A_{disk} = \frac{\pi}{4}(D_{fan}^2 - D_{hub}^2)$

۵- محاسبه دبی جرمی با توجه به رابطه‌ی

$$P_{available} = TV_0 + \frac{T_{req}^2}{2\dot{m}} \Rightarrow \dot{m} = \frac{T_{req}^2}{P_{available} - P_{thrust}}$$

۶- محاسبه سطح مقطع ورودی: $A_1 = \frac{\dot{m}}{\rho V_0}$

۷- محاسبه سرعت در فن با توجه به پیوستگی جرم $V_2 = \frac{\dot{m}}{\rho A_{disk}}$ و

$$p_2 = p_0 + \frac{\rho}{2}(V_0^2 - V_2^2) \quad \text{از رابطه برنولی}$$

۸- به دست آوردن ضریب چرخش جریان و توان ناشی از آن:

$$K_{swirl} = \frac{\tau}{\dot{m}} \Rightarrow P_{swirl} = \frac{\pi \dot{m} K_{swirl}^2}{A_2}$$

۹- محاسبه سرعت خروجی $V_4 = V_0 + \frac{T_{req}}{\dot{m}}$ و سپس سطح مقطع

خروجی A_4 .

۱۰- محاسبه فشار بعد از فن

$$p_3 = p_2 + \rho \left[\frac{P_{available}}{\dot{m}} - \frac{\pi K_{swirl}^2}{A_2} \ln \left(\frac{D_{fan}}{D_{hub}} \right) \right]$$

۱۱- محاسبه توان موردنیاز فن $P_{fan} = P_{swirl} + [A_2 V_2 (p_3 - p_2)]$

، در صورتی که $P_{fan} < P_{available}$ باشد و در نتیجه طراحی اولیه پایان می‌یابد،

و یا با تکرار طراحی، سعی در کاهش توان مصرفی می‌شود، در غیر این

صورت $\dot{m}_{new} = b \cdot \dot{m}$ ، $b > 1$ و از مرحله ۶ بازطراحی انجام می‌شود.

مقادیر ورودی از جمله پارامترهای فن، موتور، شرایط فاز کروز به صورت

جدول ۱ است که در بخش بعدی ارائه می‌شود.

- سطح مقطع ورودی (قطر ورودی)
- انحنا و شعاع لبه‌ی حمله در ورودی
- مساحت جاروب شده توسط فن (قطر فن و هاب)
- مساحت خروجی

برای تقریب‌های اولیه و محاسبات مربوط به آن بایستی از روش‌های محاسبات مربوط به روتورها بهره برد، مانند روش تئوری المان تیغه و روش تئوری مومنتوم. در روش اول به هندسه ملخ و ایرفویل‌های مربوط به آن نیاز است. در روش تئوری مومنتوم که به نام دیسک فعال^۱ نیز شناخته می‌شود به این مورد، نیازی نیست. در این بخش برای رهایی از دشواری‌های انتخاب پارامترهای ایرفویل ملخ‌ها از روش تئوری مومنتوم استفاده خواهد شد. در این روش دو ابزار مهم در اختیار است. ابزار اول معادله پیوستگی است. این ابزار به صورت رابطه (۱) قابل بیان است.

$$\rho AV = \text{cte} \quad , \quad \rho = \text{cte} \Rightarrow AV = \text{cte} \quad (1)$$

در رابطه فوق ρ چگالی سیال، A سطح مقطع و V سرعت جریان در همان سطح مقطع است. ابزار دوم برای استفاده از روش تئوری مومنتوم، معادله برنولی است. این معادله بیان می‌کند که در طول حرکت سیال، انرژی کل در واحد زمان تا زمانی که به سیال انرژی داده نشود، ثابت خواهد ماند. انرژی کل به صورت جمع فشار دینامیکی و استاتیکی بیان می‌شود. در رابطه (۲) ترم $\frac{1}{2} \rho V^2$ فشار دینامیکی و p فشار استاتیکی است.

$$\frac{1}{2} \rho V^2 + p = \text{cte} \quad (2)$$

با استفاده از این دو ابزار به طراحی داکت پرداخته می‌شود. برای شروع هر طراحی انتخاب چند پارامتر به عنوان ورودی لازم و ضروری است. در این مقاله قطر فن، هاب، طول جسم مرکزی (که موتور و فن روی آن قرار می‌گیرند)، توان و راندمان موتور و همچنین بیشینه وزن داکت به عنوان ورودی در نظر گرفته می‌شوند. روند طراحی با توجه به استفاده از تئوری مومنتوم به شرح شکل ۲ و روند توضیح داده شده در طی مراحل یازده گانه آورده شده در ادامه مقاله است [۱۴].

مراحل طراحی اولیه داکت به شرح زیر است.

۱- تعیین تراست (T_{req}) موردنیاز پرواز کروز.

۲- انتخاب موتور با توان P_{engine} (دور موتور Ω ، نیز انتخاب می‌شود)

مرکزی، محل لبه حمله ایرفویل نسبت به لبه جلویی هسته، فاصله بین سطح داخلی داکت و فن، و طول وتر ایرفویل بهینه می‌شود.

۲-۱- مدل طراحی

مدل مورد نظر برای طراحی، یک پرنده داکت فن عمودپرواز دم‌نشین مانند مدل پهباد عمودپرواز ارائه شده در مرجع [۱۹] است که دارای یک فن مرکزی درون یک داکت و ۴ بالک کنترلی در زیر فن است. برای پرنده داکت فن عمودپرواز در طی فرایند طراحی مشخص شد که مدل طراحی شده برای شرایط پرواز سیر دارای راندمان مناسبی برای پرواز تعلیق است ولی پرنده طراحی شده برای شرایط پرواز تعلیق برای پرواز سیر مناسب نیست، پس در ادامه، روند طراحی پرنده داکت فن برای پرواز سیر ارائه می‌شود.

با طی فرآیند عنوان شده در مراحل یازده‌گانه طراحی، برای پارامترهای ورودی ذکر شده در جدول ۱، نتایج به صورت جدول ۲ حاصل می‌شود.

مقادیر فوق، تخمینی اولیه از هندسه داکت است که برای قدم بعدی و شبیه‌سازی در کد طراحی داکت فن مناسب است. اما ممکن است با توجه به دقت بیشتر کد طراحی داکت فن نسبت به روش تحلیلی، هندسه تخمینی فوق دستخوش تغییر شود [۲۰].

برای بهینه‌سازی طراحی اولیه به دست آمده در این مرحله، کد طراحی داکت فن را به نرم‌افزار متلب متصل کرده و با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات، پارامترهای نصب ایرفویل مانند زاویه نصب نسبت به هسته

۳- بهینه‌سازی طرح اولیه

روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات از الگوریتم ارائه شده در مقاله کندی و ابراهارت [۲۱] استفاده می‌کند که بر اساس روش‌های ارائه شده در مرجع‌های [۲۲ و ۲۳] بهبود یافته است. در الگوریتم ازدحام ذرات، پارامترهایی از مدل که قرار است مقادیر بهینه آن‌ها محاسبه شود، به صورت ذرات در نظر گرفته می‌شوند که به هر ذره (یک بردار از پارامترهای بهینه‌سازی) یک مقدار اولیه و یک سرعت اولیه تصادفی اختصاص داده می‌شود. مقدار تابع هزینه در نظر گرفته شده برای مدل، در محل هر ذره مقداردهی می‌شود و کمترین میزان تابع هزینه محاسبه می‌گردد. در مرحله بعد با توجه به سرعت موجود، مکان بهترین ذره و بهترین مکان همسایه‌های هر ذره، سرعت جدید ذره محاسبه می‌شود. به صورت تکراری محل هر ذره اصلاح می‌گردد به این صورت که مکان جدید هر ذره عبارت است از مکان قبلی به علاوه سرعت آن به صورتی که ذره در دامنه تعریف شده باقی بماند. این روند تکراری ادامه می‌یابد تا اینکه یک معیار پایان یافتن الگوریتم مانند میزان تکرار برآورده شود. رابطه محاسبه سرعت و مکان ذرات را برای الگوریتم ازدحام ذرات در رابطه (۳)

Table 1. Initial design input parameters

جدول ۱: پارامترهای ورودی طراحی اولیه

ردیف	پارامتر ورودی طراحی	مقدار پارامتر
۱	ارتفاع پرواز سیر (ALT_{cruise})	۱۵۰۰ ft (۴۵۷۲ m)
۲	سرعت پرواز سیر (V_{cruise})	۱۸۰ kph
۳	η	۰/۷۸
۴	D_{fan}	۳۲ in (۰/۸۱۲۸ m)
۵	D_{hub}	۸ in (۰/۲۰۳۲ m)
۶	P_{engine}	۱۰ hp (۷/۴۵۷ kW)
۷	Ω	۳۰۰۰ rpm
۸	T_{req}	۵۲ lbf (۲۳۱/۳۰۸ N)

Table 2. Initial design output parameters

ردیف	پارامتر خروجی طراحی	مقدار پارامتر
۱	A_0	$۱/۰۵۷ \text{ m}^2$
۲	D_0	$۱/۱۶ \text{ m}$
۳	V_0	۵۰ m.s^{-1}
۴	A_2	$۰/۶۳۶ \text{ m}^2$
۵	V_2	$۸۳/۰۶ \text{ m.s}^{-1}$
۶	p_2	$۸/۰۲۷ \text{ psi}$
۷	P_{swirl}	$۰/۵۷۱ \text{ hp}$
۸	K_{swirl}	$۳/۶۳۲ \text{ m}^2.\text{s}^{-1}$
۹	A_4	$۱/۰۲۲ \text{ m}^2$
۱۰	D_4	$۱/۱۴ \text{ m}$
۱۱	V_4	$۵۱/۶ \text{ m.s}^{-1}$
۱۲	p_3	$۸/۱۷ \text{ psi}$
۱۳	P_{fan}	$۷/۶۹ \text{ hp}$
۱۴	$P_{available}$	$۷/۸ \text{ hp}$

ملاحظه می کنید.

۳-۱- به کارگیری الگوریتم ازدحام ذرات

برای بهینه سازی طراحی اولیه داکت و تعیین میزان بهینه متغیرهای طراحی در دامنه تعریف شده برای آن ها، از الگوریتم ازدحام ذرات استفاده می شود. متغیرهای طراحی شامل انتخاب ایرفویل مناسب، اندازه دهانه ورود و خروج هوا که متغیری از زاویه نصب ایرفویل و طول وتر ایرفویل است، فاصله لبه حمله ایرفویل نسبت به پیشانی هسته روتور فن و فاصله بین لبه پره و بدنه داخلی داکت است.

با توجه به مقادیر اولیه به دست آمده برای دهانه خرجی و ورودی داکت از محاسبات قسمت قبل و با توجه به چند تحلیل اولیه تخمینی در کد طراحی داکت فن دامنه تغییرات متغیرهای طراحی برای بهینه سازی به صورت جدول ۳ انتخاب می شود.

$$\begin{aligned} v_j^{i+1} &= \omega v_j^i + c_1 r_1 (pbest_j - p_j^i) + c_2 r_2 (gbest_j - p_j^i) \\ p_j^{i+1} &= v_j^{i+1} + p_j^i \end{aligned} \quad (۳)$$

در رابطه (۳)، p_j نشان دهنده مکان ذره، v سرعت ذره، ω ممان اینرسی ذره قبل، $pbest$ و $gbest$ به ترتیب بهترین مکان محلی و سراسری ذرات، c_1 و c_2 ضرایب تنظیم الگوریتم ازدحام ذرات و r مقادیر تصادفی هستند.

Table 3. Design parameters range

جدول ۳: دامنه پارامترهای طراحی

متغیر بهینه‌سازی	طول وتر ایرفویل (متر)	فاصله لبه ایرفویل با لبه هسته (متر)	زاویه نصب ایرفویل (درجه)	فاصله بین پره و داکت (متر)
دامنه تغییرات	۰/۹-۰/۷۵	۰/۶-۰/۳	-۲۰-۵	۰/۰۳-۰/۰۱

Table 4. Parameters used in DFDC software

جدول ۴: پارامترهای استفاده شده در کد طراحی داکت‌فن

ردیف	پارامتر استفاده شده در شبیه‌سازی کد طراحی داکت‌فن	مقدار پارامتر
۱	سرعت جریان آزاد	۵۰ m/s
۲	سرعت دورانی فن	۳۰۰۰ rpm
۳	ایرفویل	متغیر
۴	فاصله فن تا داکت	متغیر
۵	فاصله لبه فن تا پیشانی هسته	متغیر
۶	وتر ایرفویل داکت	متغیر
۷	زاویه وتر ایرفویل داکت	متغیر
۸	شعاع هر بخش فن	متغیر
۹	وتر ایرفویل فن	متغیر
۱۰	زاویه پیچش وتر فن	متغیر
۱۱	ضریب لیفت و برآ هر قسمت فن	متغیر
۱۲	طول هسته داکت	۱/۵ m
۱۳	ضخامت هسته داکت	۰/۱ m
۱۴	شکل پیشانی هسته	متغیر

۴- آموزش شبکه عصبی پس انتشار خطا^۲

با توجه به این که در ایرفویل‌های چهار یا پنج‌رقمی NACA اعداد معرف ویژگی‌های هندسی این ایرفویل‌ها هستند، برای آموزش شبکه عصبی پس انتشار خطا، ویژگی‌های ایرفویل‌های بهینه‌سازی شده به‌عنوان ورودی و زاویه نصب ایرفویل نسبت هسته به‌عنوان خروجی، به شبکه عصبی برای آموزش داده می‌شود. به‌طور کلی یک شبکه عصبی چندلایه چند ورودی چند خروجی دارای ساختاری شماتیک مانند شکل ۵ است [۲۴].

شبکه عصبی نشان داده‌شده در شکل ۵ دارای یک لایه ورودی، یک لایه خروجی و یک لایه پنهان است که این لایه پنهان می‌تواند چندین لایه با تعداد نورون‌های عصبی متفاوت باشد.

برای آموزش شبکه‌های عصبی الگوریتم‌های فراوانی وجود دارد که الگوریتم پس انتشار خطا از الگوریتم‌های بسیار قدرتمند و کارا در این حوزه به شمار می‌رود. این الگوریتم جزو الگوریتم‌های یادگیری با ناظر است که از دو مسیر اصلی تشکیل شده است.

۱- مسیر رفت^۳ که در آن بردار ورودی، به شبکه عصبی اعمال شده و تأثیر آن از طریق لایه‌های میانی به لایه خروجی مانند شکل ۶ انتشار می‌یابد. در این مسیر برای هر ورودی، مقداری تحت عنوان خروجی توسط شبکه محاسبه می‌شود. در این مسیر، پارامترهای شبکه ثابت می‌مانند.

۲- مسیر برگشت^۴ که در آن پس از تولید خروجی در مرحله رفت، اختلاف خروجی مطلوب (مشاهده‌شده) و خروجی محاسبه‌شده توسط شبکه تعیین می‌شود. سیگنال‌های خطا، در مسیر برگشت از لایه خروجی مجدد در کل شبکه مانند شکل ۷ توزیع می‌شود و پارامترهای شبکه باز تنظیم می‌شوند.

نتایج حاصل از آموزش یک شبکه عصبی پرسپترون با ۲ لایه پنهان و با الگوریتم آموزشی پس انتشار خطا با روش لونبرگ-مارکوارت^۵ برای زاویه نصب ایرفویل نسبت به هسته داکت در شکل ۸ آورده شده است. در این مدل‌سازی بردار ورودی به شبکه عصبی مشخصات هندسی ایرفویل‌های NACA شامل خمیدگی ایرفویل^۶، فاصله حداکثر خمیدگی از لبه حمله ایرفویل و نسبت ضخامت به وتر ایرفویل است. دلیل استفاده از شبکه عصبی پرسپترون چند لایه و روش لونبرگ-مارکوارت، پاسخ مناسب این روش در مدل‌سازی دامنه وسیعی از مدل‌های غیر خطی و پایداری این روش است

تابع هزینه استفاده شده برای الگوریتم ازدحام ذرات یا روش بهینه‌سازی مستقیم به صورت $J = -(T + 10^6 / P)$ یا $J = (1/T + 2 \cdot 10^{-8} P)$ است که عبارت از اثر دهی توان و نیروی رانش پرنده در تابع هزینه می‌باشد که تفاوت پاسخ‌های این دو تابع هزینه کمتر از ۰/۰۰۵٪ است.

پارامترهای طراحی داکت که در کد طراحی داکت‌فن استفاده شده در جدول ۴ ارائه گردیده است.

شکل‌های ۳ و ۴ یک نمونه تحلیل انجام‌شده برای ایرفویل‌های استفاده شده در کد طراحی داکت‌فن است که طرح داکت‌فن و مقدار تابع هزینه برحسب تعداد مقداردهی تابع هزینه^۱، در آن ارائه شده است.

مقادیر بهینه متغیرهای طراحی ذکرشده برای ۱۰ نمونه ایرفویل در جدول ۵ ارائه شده است.

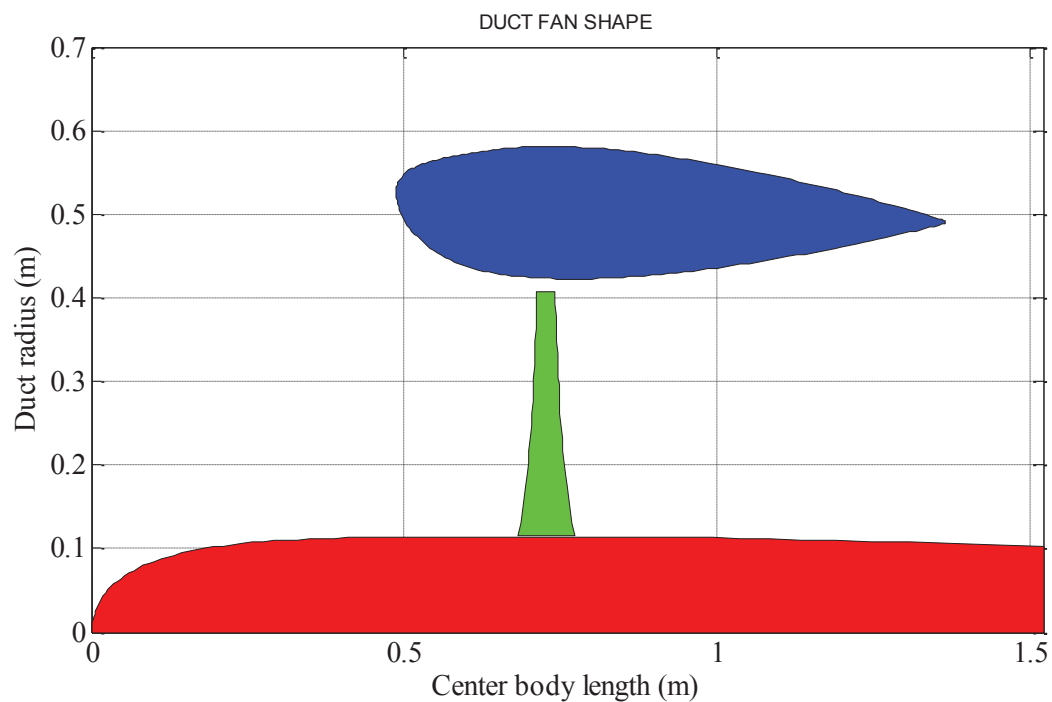
تعدادی از ایرفویل‌های جدول ۵، برای یافتن ایرفویل موردنیاز در پروژه طراحی این پژوهش تحلیل شدند اما چند ایرفویل دیگر مانند ۰۰۱۲NACA، ۰۰۰۸NACA و ۴۴۱۲NACA نیز به این مجموعه اضافه شد تا در آموزش یک شبکه عصبی، دامنه تغییرات خواص ایرفویل‌ها به‌اندازه‌ی کافی وسیع باشد و شبکه به‌خوبی آموزش ببیند. البته در مرحله آخر برای سنجش کفایت تعداد نمونه‌های آموزشی شبکه عصبی و به دست آوردن تعداد نمونه بهینه، تعداد ۲۸ ایرفویل بهینه‌سازی شد و شبکه عصبی با آن آموزش دید.

برای صحت سنجی مقادیر به دست آمده از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات از روش بهینه‌سازی مستقیم استفاده می‌شود. این روش در صورت داشتن تعداد نمونه کافی در دامنه حل مسئله همیشه جواب سراسری را ارائه می‌دهد. مقادیر بهینه محاسبه شده با این روش در جدول ۶ آمده است.

با مقایسه جدول‌های ۵ و ۶ مشخص است که میزان خطا روش ازدحام ذرات در متغیر زاویه نصب کمتر از ۴ درصد است اما در متغیرهای فاصله لبه ایرفویل تا لبه هسته و طول ایرفویل دقت چندانی ندارد. خروجی روش مستقیم نشان می‌دهد که این دو متغیر وابسته به محدودیت‌های طراحی هستند پس نیازی به بهینه‌سازی این متغیرها نیست. مقایسه زمان انجام بهینه‌سازی بین دو روش ارائه‌شده، بیانگر سرعت بسیار بیشتر الگوریتم ازدحام ذرات است که با توجه به خطای کم این روش در محاسبه زاویه بهینه (در مرحله طراحی اولیه این میزان خطا قابل چشم‌پوشی است)، برای محاسبه زاویه بهینه سایر ایرفویل‌ها از این روش استفاده شده است.

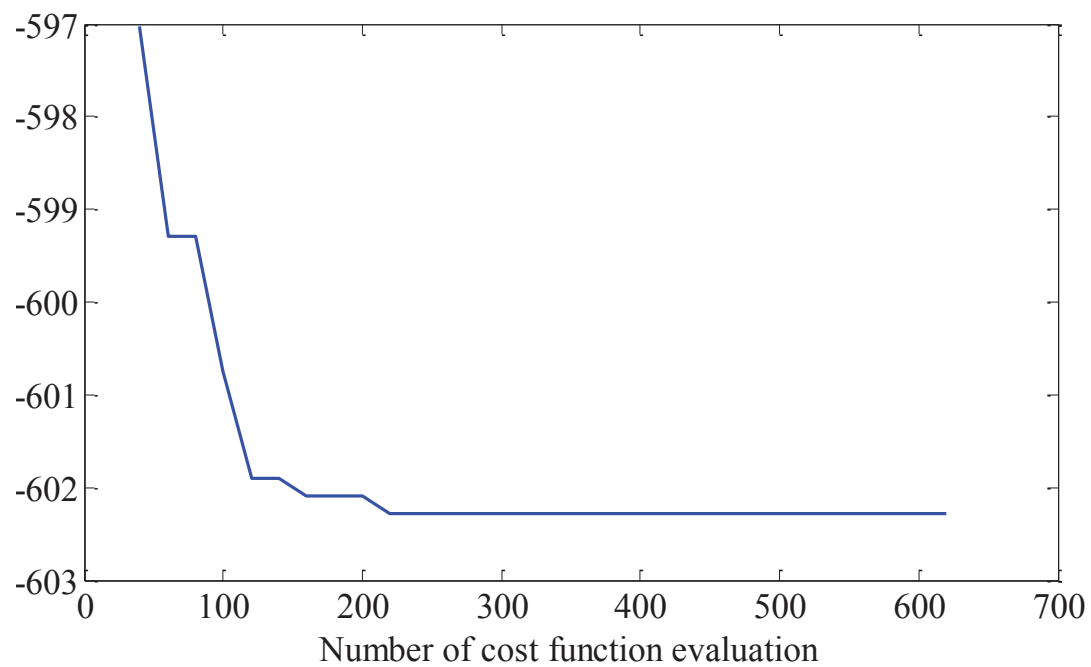
2 Error back-propagation
3 Forward path
4 Backward path
5 Levenberg-Marquardt
6 Camber

1 Number of Function Evaluation (NFE)



شکل ۳: اطلاعات طراحی داکت با ایرفویل NACA ۲۳۰۱۸

Fig. 3. Duct design informatins for airfoil NACA 23018



شکل ۴: اطلاعات بهینه‌سازی ایرفویل NACA ۲۳۰۱۸

Fig. 4. Optimization informations of airfoil NACA 23018

Table 5. Optimal values of design variables with particle swarm algorithm

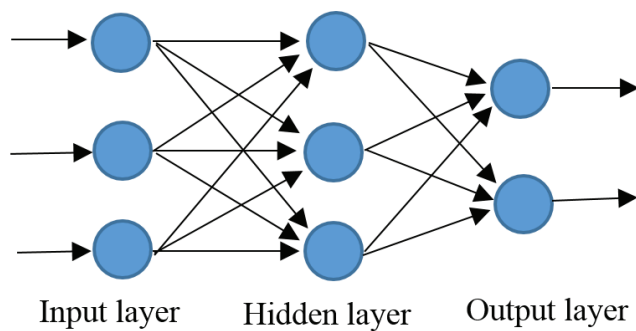
جدول ۵: مقادیر بهینه متغیرهای طراحی با الگوریتم ازدحام ذرات

مقدار تابع هزینه	زمان حل (دقیقه)	طول وتر ایرفویل (متر)	فاصله لبه ایرفویل و لبه هسته (متر)	فاصله پره و داکت (متر)	زاویه نصب (درجه)	ایرفویل NACA
-۶۰۳/۰۳۳۶	۱۱۲	۰/۸۸۰۲	۰/۵۳۹۲	۰/۰۳	-۷/۰۲۷۱	۰۰۰۸
-۶۰۵/۷۴۸۵	۲۴۶	۰/۸۱۹۱	۰/۳۳۵۵	۰/۰۳	-۸/۷۴۵۸	۰۰۱۲
-۶۰۵/۷۱۹۳	۱۰۸	۰/۸۱۹۹	۰/۴۷۲۶	۰/۰۳	-۱۰/۷۳۸۸	۰۰۱۸
-۶۰۳/۷۱۹۳	۱۲۶	۰/۸۳۹۵	۰/۴۳۵۶	۰/۰۳	-۱۳/۴۶۲۷	۰۰۲۴
-۶۰۵/۴۷۰۱	۱۴۶	۰/۷۷۴۰	۰/۳۶۳۸	۰/۰۳	-۹/۶۹۶۴	۱۴۱۲
-۶۰۵/۹۵۶۵	۱۲۶	۰/۸۰۷۳	۰/۴۲۸۶	۰/۰۳	-۱۰/۷۴۳۵	۲۴۱۲
-۶۰۶/۴۷۰۱	۱۲۶	۰/۷۷۵۴	۰/۵۷۴۷	۰/۰۳	-۱۴/۴۸۷۸	۴۴۱۲
-۵۹۵/۷۴۳۱	۱۰۸	۰/۷۵۶۳	۰/۴۰۲۴	۰/۰۳	-۱۷/۴۷۱۲	۴۴۲۴
-۶۰۴/۹۵۶۵	۲۱۴	۰/۸۳۸۳	۰/۴۳۹۱	۰/۰۳	-۱۴/۵۶	۶۴۰۹
-۶۰۲/۷۱۹۳	۱۸۱	۰/۷۹۶۳	۰/۳۹۲۷	۰/۰۳	-۱۵/۰۴	۶۴۱۲

Table 6. Optimal values of design variables with direct algorithm.

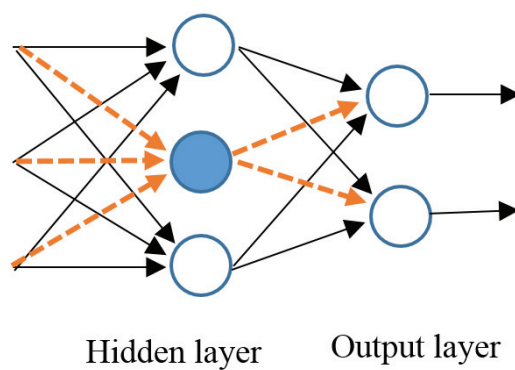
جدول ۶: مقادیر بهینه متغیرهای طراحی با الگوریتم مستقیم

مقدار تابع هزینه	زمان حل (دقیقه)	طول وتر ایرفویل (متر)	فاصله لبه ایرفویل و لبه هسته (متر)	فاصله پره و داکت (متر)	زاویه نصب (درجه)	ایرفویل NACA
-۶۰۳/۰۳۳۶	۶۷۰	۰/۸۸	۰/۶۰	۰/۰۳	-۷/۱۲	۰۰۰۸
-۶۰۶/۷۴۵۸	۲۶۳۲	۰/۹	۰/۶۰	۰/۰۳	-۸/۵۷	۰۰۱۲
-۶۰۶/۲۰۶۹	۹۸۲	۰/۸۷	۰/۵۷	۰/۰۳	-۱۰/۹۳	۰۰۱۸
-۶۰۳/۷۱۹۳	۸۹۳	۰/۸۷	۰/۳۹	۰/۰۳	-۱۳/۴۶	۰۰۲۴
-۶۰۶/۲۰۶۹	۲۸۱۱	۰/۸۸	۰/۶۰	۰/۰۳	-۹/۴۴	۱۴۱۲
-۶۰۶/۷۴۵۸	۲۸۱۱	۰/۸۹	۰/۵۹	۰/۰۳	-۱۱/۱۱	۲۴۱۲
-۶۰۷/۲۰۶۹	۸۸۰	۰/۹۰	۰/۶۰	۰/۰۳	-۱۴/۱۲	۴۴۱۲
-۵۹۵/۹۰۱	۸۹۳	۰/۷۵	۰/۳۲	۰/۰۳	-۱۷/۶۹	۴۴۲۴
-۶۰۵/۵۰	۱۶۷۱	۰/۸۲	۰/۶۰	۰/۰۳	-۱۴/۱۸	۶۴۰۹
-۶۰۲/۲۰۶۹	۸۸۰	۰/۷۵	۰/۶۰	۰/۰۳	-۱۵/۰۱	۶۴۱۲



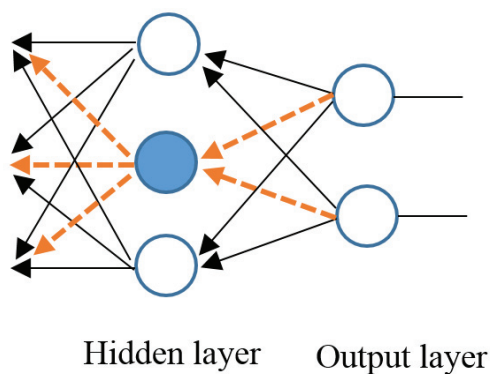
شکل ۵: ساختار شبکه عصبی [۲۴]

Fig. 5. Neural network structure



شکل ۶: مسیر رفت در الگوریتم پس انتشار خطا [۲۴]

Fig. 6. Forward path in the backpropagation algorithm



شکل ۷: مسیر رفت در الگوریتم پس انتشار خطا [۲۴]

Fig.7. Backward path in the backpropagation algorithm

[۲۵ و ۲۶].

سه متغیر دیگر محاسبه شده در بهینه‌سازی یعنی فاصله نوک پره با سطح داخلی داکت، طول ایرفویل و فاصله لبه ایرفویل تا لبه هسته، چون تقریباً دارای مقادیر ثابتی هستند نیاز به تخمین آن‌ها با استفاده از شبکه عصبی نیست و می‌توان از تقریب‌های موجود در روش‌های طراحی تجربی داکت‌فن استفاده کرد. نتایج حاصل از آموزش شبکه عصبی و تست شبکه نشان‌دهنده دقت بسیار بالای مدل ارائه شده برای طراحی داکت است که در کنار افزایش سرعت طراحی با استفاده از این شبکه عصبی، کارایی بسیار بالای این روش را نشان می‌دهد. هرچه تعداد اطلاعات ورودی شبکه عصبی افزایش یابد، این شبکه مدلی دقیق‌تر از طرح بهینه داکت ارائه خواهد داد، که دلیل این امر پاسخ مناسب شبکه با همین تعداد ورودی است. در جدول ۷، تعداد نمونه مورد نیاز برای آموزش شبکه عصبی و میزان دقت حاصل شده با آن $(\|Y - \hat{Y}\| / \|Y\| \times 100\%)$ ارائه شده است.

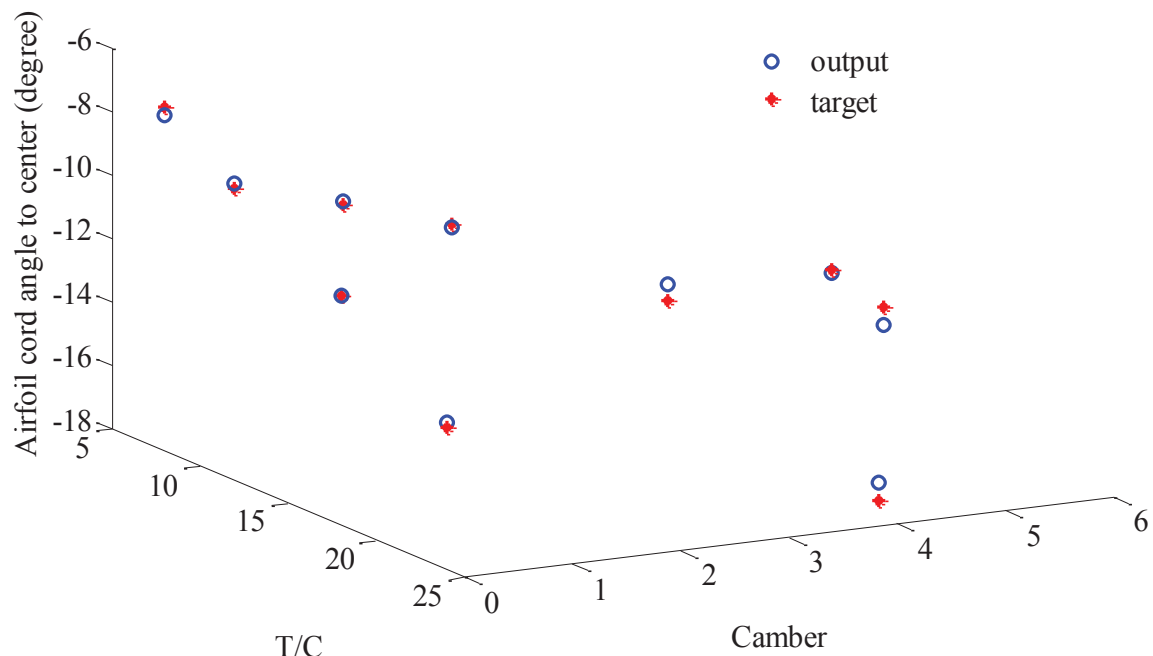
با توجه به استفاده از ایرفویل‌های چهار رقمی NACA در آموزش شبکه عصبی، تعداد پنج عدد ایرفویل پنج رقمی و پنج عدد ایرفویل ۶ رقمی برای آزمایش به شبکه داده شد که نشان داد خروجی‌های شبکه عصبی و خروجی الگوریتم ازدحام ذرات کمتر از ۱۰ درصد با هم اختلاف داشتند. بنابراین با

در شکل ۸ نشان داده می‌شود که شبکه عصبی آموزش داده شده با ۱۰ ایرفویل، تا حد زیادی توانسته است زاویه نصب ایرفویل نسبت به هسته مرکزی داکت را پیش‌بینی کند و خطای این مدل‌سازی در شکل ۹ که میانگین مربعات خطا بین مقادیر آموزش داده شده و تست شده توسط شبکه عصبی است، نشان داده شده می‌شود.

شکل ۹ نشان می‌دهد که میانگین مربعات خطای شبکه آموزش داده شده در حدود ۰/۱۷ است و به دلیل همگرایی خطای آموزش، تست و صحت‌سنجی، مشخص است که این مدل کارایی مناسب برای پیش‌بینی زاویه بهینه نصب داکت را دارد.

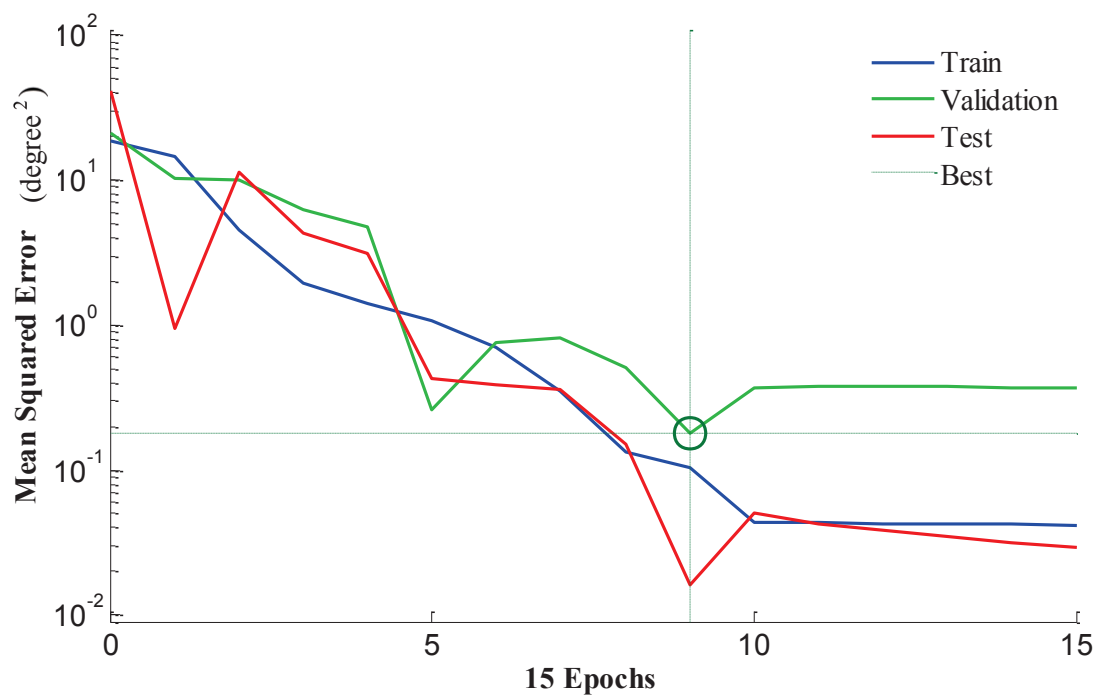
در شکل ۱۰ میانگین مربعات خطا بین مقادیر آموزش داده شده و تست شده توسط یک شبکه عصبی که با ۲۸ ایرفویل آموزش داده شده نشان داده شده است.

در شکل ۱۰ میانگین مربعات خطای شبکه آموزش داده شده در حدود ۰/۰۵ است که نشان دهنده افزایش دقت شبکه با افزایش تعداد نمونه‌های آموزش داده شده است.



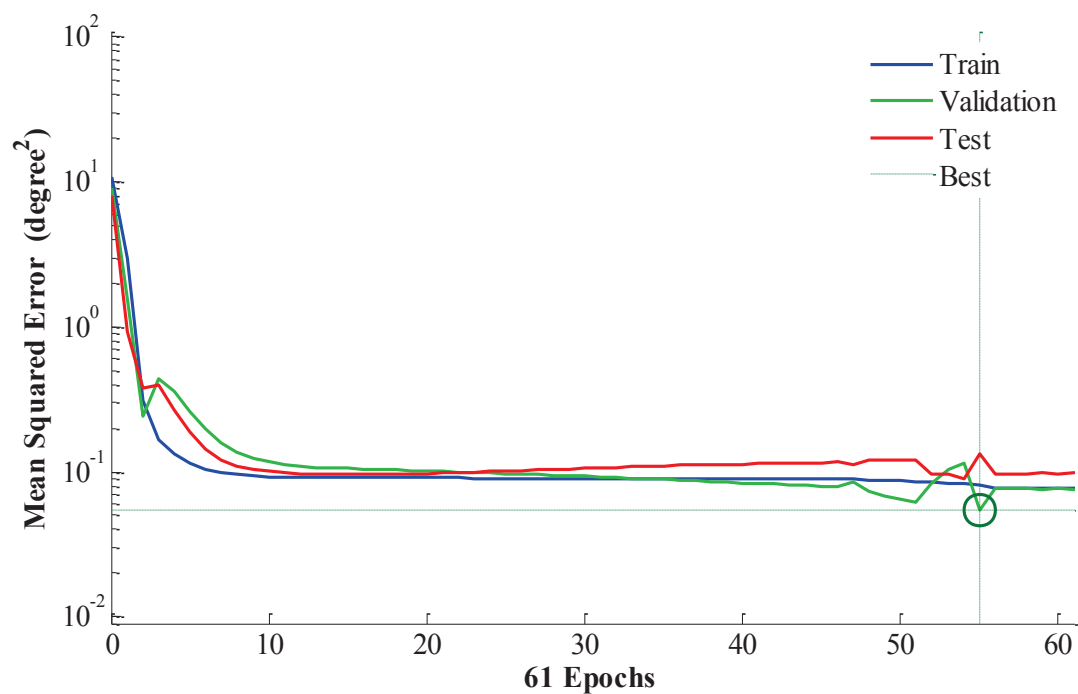
شکل ۸: تخمین زاویه نصب ایرفویل با استفاده از شبکه عصبی با ۱۰ نمونه آموزش

Fig. 8. Estimation of airfoil installation angle using neural network with 10 training samples



شکل ۹: میانگین مربعات خطای الگوریتم آموزش شبکه عصبی برای زاویه نصب با ۱۰ ایرفویل آموزش

Fig. 9. Mean squared error of neural network training algorithm for installation angle with 10 training airfoils



شکل ۱۰: میانگین مربعات خطای الگوریتم آموزش شبکه عصبی زاویه نصب با ۲۸ ایرفویل آموزش

Fig. 10. Mean squared error of the training algorithm for the installation angle neural network with 28 training airfoils

Table 7. Neural network accuracy

جدول ۷: دقت شبکه عصبی

تعداد ایرفویل آموزش داده شده	درصد نرم خطای نسبی خروجی شبکه	تعداد مرتبه اجرا شبکه	احتمال فرامنبط شدن
۱۰	۵/۱٪	۲۰	وجود دارد
۱۵	۲/۹٪	۱۰	بسیار کم
۲۰	۲/۶٪	۴	وجود ندارد
۲۸	۲/۳٪	۲	وجود ندارد

برای افزایش سرعت و دقت طراحی بر اساس بهینه‌سازی‌های انجام‌شده، یک شبکه عصبی پرسپترون چندلایه با استفاده از الگوریتم پس انتشار خطا آموزش داده شد و تعداد نمونه بهینه برای آموزش شبکه عصبی به دست آمد. در نهایت مشاهده شد که این شبکه عصبی، با دقت بالای ۹۵ درصد توانایی پیش‌بینی مشخصات طراحی و نصب ایرفویل‌های ۴ رقمی NACA و با دقتی بیش از ۹۰ درصد توان پیش‌بینی برای سایر ایرفویل‌های NACA را دارد. در نتیجه این روش، دقت و سرعت طراحی را به‌صورت چشم‌گیری افزایش می‌دهد.

استفاده از این شبکه، با دقتی بیش از ۹۰ درصد می‌توان طراحی اولیه را در زمانی بسیار کوتاه برای دامنه وسیعی از ایرفویل‌ها انجام داد. البته ایرفویل طراحی نهایی با شبکه عصبی را با توجه به مشخص بودن دامنه مقادیر بهینه پارامترهایش، با استفاده از یکی از روش‌های بهینه‌سازی در زمان بسیار کمتری می‌توان ارزیابی نهایی کرد. بر اساس جدول فوق می‌توان میزان تعداد کافی نمونه داده شده به شبکه عصبی را بر اساس دقت مورد نیاز استخراج نمود. مثلاً برای خطای کمتر از ۳ درصد تعداد نمونه ۱۵ عدد ایرفویل کافی است.

۵- نتیجه‌گیری

با توجه به روش‌های ارائه‌شده برای طراحی داکت‌فن‌ها و بر اساس خواسته‌های مسئله، ابتدا یک داکت‌فن با استفاده از روش تئوری مومنتوم طراحی شد که تنها ابعاد دهانه ورودی، خروجی، میزان نیروی رانش و توان تولیدی در این حالت را بیان می‌کرد. در این روش از طراحی، بین ورودی و خروجی یک نازل ساده در نظر گرفته می‌شود که فن در گلوگاه نازل قرار دارد. اما در این مقاله از ترکیب کد طراحی داکت‌فن برای تحلیل داکت‌فن، روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات و یک شبکه عصبی برای طراحی سریع و بهینه این پرنده عمودپرواز استفاده شد. در روش ارائه‌شده با استفاده از طراحی اولیه محاسبه‌شده با روش تئوری مومنتوم، در گام اول با استفاده از اتصال دو نرم‌افزار متلب و کد طراحی داکت‌فن و با الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات، طراحی بهینه برای هر ایرفویل، جهت حداکثر کردن نیروی رانش و حداقل کردن توان انجام شد. به دلیل اینکه در طراحی جزئیات و به دست آوردن طرح نهایی داکت مدام طرح ایرفویل داکت دستخوش تغییر می‌شود،

۶- فهرست علائم

علائم انگلیسی

مساحت، m^2	A
ضریب تنظیم همگرایی الگوریتم PSO	c
قطر، m	D
بهترین مکان سراسری	$gbest$
ضریب چرخش جریان	K
دبی جریان، kg/s	\dot{m}
توان، Watt	P
فشار، Pa	p
بهترین مکان محلی	$pbest$
عدد تصادفی	r
نیروی رانش	T
سرعت، m/s	V
خروجی مطلوب	Y
خروجی تخمینی	\hat{Y}

علائم یونانی

η	راندمان موتور
ρ	چگالی، kg/m^3
τ	گشتاور موتور
ν	سرعت ذرات الگوریتم PSO
ω	اینرسی ذرات الگوریتم PSO
Ω	سرعت زاویه‌ای موتور، rpm

منابع

- Journal of the American Helicopter Society, 4(1) (1959).
- [8] K. Bogdański, e. al., Design and optimization of low speed ducted fan for a new generation of joined wing aircraft, in: Proceedings of the 29th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, Sankt Petersburg, 2014.
- [9] I. Guerrero, e. al., A powered lift aerodynamic analysis for the design of ducted fan uavs, in: 2nd AIAA Unmanned Unlimited Conf. and Workshop & Exhibit, 2003.
- [10] R. WEIR, Aerodynamic design considerations for a free-flying ducted propeller, in: 15th Atmospheric Flight Mechanics Conference, 1988, pp. 4377.
- [11] M. Shur, M. Strelets, A. Travin, J. Christophe, K. Kucukcoskun, C. Schram, S. Sack, M. Åbom, Experimental/numerical study of ducted-fan noise: effect of duct Inlet shape, AIAA Journal, 56(3) (2017) 979-996.
- [12] A. Akturk, C. Camci, Double ducted fan (DDF) as a novel ducted fan inlet lip separation control device, in: International Powered Lift Conference, 2010.
- [13] J. Qing, Y. Hu, Y. Wang, Z. Liu, X. Fu, W. Liu, Kriging assisted integrated rotor-duct optimization for ducted fan in hover, in: AIAA Scitech 2019 Forum, 2019, pp. 0007.
- [14] M.F.D. Piolenc, E.W. George, Ducted fan design, 1 ed., MASS Flow, 2001.
- [15] A. Ko, O. Osgar, P. Gelhausen, Ducted fan UAV modeling and simulation in preliminary design, in: AIAA modeling and simulation technologies conference and exhibit, 2007.
- [16] R. Bontempo, M. Manna, Effects of duct cross section camber and thickness on the performance of ducted propulsion systems for aeronautical applications, International Journal of Aerospace Engineering, (2016).
- [17] J.M. Pflimlin, P. Binetti, D. Troughet, P. Soueres, T. [1] U.R. Mogili, B.B.V.L. Deepak, Review on application of drone systems in precision agriculture, Procedia computer science, 133 (2018) 502-509.
- [2] A.S. Saeed, A.B. Younes, S. Islam, J. Dias, L. Seneviratne, G. Cai, A review on the platform design, dynamic modeling and control of hybrid UAVs, in: International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) IEEE, 2015, pp. 806-815.
- [3] S. Bouabdallah, P. Murrieri, R. Siegwart, Towards autonomous indoor micro VTOL, Autonomous robots, 18(2) (2005) 171-183.
- [4] A.F. Nemnem, M.Y. Zakaria, A.M. Elzahaby, Contra-rotating ducted fan aerothermodynamic design procedure for unmanned applications, AIAA Information Systems-AIAA Infotech@ Aerospace, (2018) 0745.
- [5] L. Cho, S. Lee, J. Cho, Numerical and experimental analyses of the ducted fan for the small VTOL UAV propulsion, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 56(6) (2013) 328-336.
- [6] M. RYU, L. CHO, J. CHO, Aerodynamic Analysis of the Ducted Fan for a VTOL UAV in Crosswinds, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 59(2) (2016) 47-55.
- [7] N.E. Nelson, The Ducted Fan in VTOL Aircraft Design,

- [22] E. Mezura-Montes, C.A.C. Coello, Constraint-handling in nature-inspired numerical optimization: past, present and future, *Swarm and Evolutionary Comp*, 1(4) (2011) 173-194.
- [23] M.E.H. Pe, Good parameters for particle swarm optimization, in: Hvass Lab., Copenhagen, Denmark, Tech. Rep. HL1001, 2010.
- [24] R. Hecht-Nielsen, Theory of the backpropagation neural network, Academic Press, 1992.
- [25] B. Karlik, A.V. Olgac, Performance analysis of various activation functions in generalized MLP architectures of neural networks, *International Journal of Artificial Intelligence and Expert Systems*, 1(4) (2011) 111-122.
- [26] A.A. Suratgar, M.B. Tavakoli, A. Hoseinabadi, Modified Levenberg-Marquardt method for neural networks training, *World Acad Sci Eng Technol*, 6(1) (2005) 46-48.
- Hamel, Aerodynamic modeling and practical attitude stabilization of a ducted fan UAV, in: *European Control Conference (ECC) Kos*, 2007, pp. 4023-4029.
- [18] M. Drela, H. Youngren, Axisymmetric analysis and design of ducted rotors, in: *DFDC Software Manual*, 2005.
- [19] S. Sheng, C. Sun, A near-hover adaptive attitude control strategy of a ducted fan micro aerial vehicle with actuator dynamics, *Applied Sciences*, 5 (2015).
- [20] B.S. Pierson, A.A. Willem, Benchmarking a robust panel code for ducted fan VTOL aircraft design, in: *Applied Aerodynamics Conference AIAA*, Atlanta, Georgia, 2018.
- [21] J. Kennedy, R. E., Particle Swarm Optimization, in: *Proceedings of the IEEE International Conference on Neural Networks*, Perth, Australia, 1995.

