

# تخمین ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل غشائی با روش فازی و شبکه‌های عصبی و ارزیابی این روش‌ها با آزمون تجربی

شبنم هادی پور گودرزی دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی نساجی، دانشگاه یزد، یزد، ایران، sh.hadipour@stu.yazd.ac.ir  
اسفندیار اختیاری\* دانشیار، دانشکده مهندسی نساجی، دانشگاه یزد، یزد، ایران، eekhtiyari@yazd.ac.ir

## چکیده

معمولا ضرایب آیرودینامیکی به روش‌های عددی و تجربی محاسبه می‌شود که منجر به صرف وقت، هزینه بالا و وابستگی به پوشش ایرفویل می‌گردد. نوآوری در این پژوهش تخمین ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل با پوشش پارچه به روش‌های فازی، شبکه عصبی و سیستم فازی-عصبی می‌باشد، تا روشی کم‌هزینه و زود بازده در طراحی بهینه و تخمین ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل‌های وسایل نقلیه دارای بال غشائی تعیین شود. در مدل‌ها سرعت زیرصوت در نظر گرفته شد. دو فاکتور عدد رینولدز و زاویه حمله بعنوان ورودی و مقادیر ضرایب برآ و پسا بعنوان خروجی فرض شدند. تخمین‌ها بر روی داده‌های ایرفویل ناکا ۲۴۱۸ صورت گرفته و خطای نهایی هر یک از روش‌ها محاسبه و با هم مقایسه شد. میزان خطای مدل‌ها با میانگین مربعات خطا برای ضرایب برآ و پسا در مدل فازی به ترتیب برابر  $0.08023$  و  $4.3451 \times 10^{-4}$ ، در مدل فازی-عصبی برابر  $6/97 \times 10^{-2}$  و  $7/7 \times 10^{-2}$  و در مدل شبکه عصبی برابر  $1/3 \times 10^{-3}$  و  $7/5767 \times 10^{-6}$  می‌باشد که حاکی از برازش خوب مدل‌ها بود. از بین آنها، مدل شبکه عصبی همخوانی بهتری با داده‌ها نشان داد. جهت راستی آزمایی مدل‌سازی‌ها از داده‌های ضریب برآ حاصل از آزمون تجربی استفاده شد که موید برازش مناسب مدل‌ها بود.

**واژه‌های کلیدی:** ضرایب آیرودینامیکی، ایرفویل غشائی، شبکه عصبی مصنوعی، سیستم فازی-عصبی، سیستم استنتاج فازی، آزمون تجربی.

## Estimation of membranous airfoil's aerodynamic coefficients through fuzzy model, neural networks and evaluation of these methods by experimental test

Sh. Hadipour Gudarzi  
E. Ekhtiyari

Department of Textile Engineering, Yazd University, Yazd, Iran  
Department of Textile Engineering, Yazd University, Yazd, Iran

## Abstract

The aerodynamic coefficients of airfoils are usually calculated through numerical and experimental methods causing time and cost consuming as well as depending on the airfoil surface cover. The estimation of aerodynamic coefficients of fabric covered airfoil through fuzzy logic, neural network and fuzzy-neural methods is the innovation of this research in order to determine a low-cost and fast method for optimal design as well as determining the aerodynamic coefficients of airfoils of vehicles having membrane wings. In the models, subsonic velocity was considered. Reynolds number and angle of attack were assumed as input and the values of lift and drag coefficients were assumed as output. Estimations were made on NACA2418 airfoil data, after which the final error of each method was compared. The mean squared error of lift and drag coefficients were 0.8023 and  $4.3451 \times 10^{-4}$  for fuzzy model 0.0012 and  $7.5767 \times 10^{-6}$  for neural network and 0.0697 and 0.0076 for network-fuzzy inference model respectively. The obtained results indicated good fitting of three studied models and best fitting for neural network model, which confirmed by the lift coefficients obtained from experimental tests done for validation.

**Keywords:** Aerodynamic Coefficients, Membrane Airfoil, Artificial Neural Network, Adaptive Network Fuzzy Inference system, Fuzzy Inference System, Experimental Test.

مستلزم صرف هزینه و وقت بسیاری می‌باشد و نتایج آن‌ها نیز به پوشش سطح ایرفویل وابسته است. از این رو استفاده از روش‌های نوین تخمین ضرایب مانند روش فازی<sup>۱</sup>، شبکه‌های عصبی مصنوعی<sup>۲</sup> و تلفیق این دو می‌تواند شیوه‌ای کارآمد محسوب گردد. زیرا علاوه بر سرعت و دقت بالای محاسبات، هزینه و زمان محاسبه در مقایسه با روش‌های عددی و تجربی بسیار ناچیز است و قابلیت تعمیم در آن نسبت به روش‌های فوق بالاتر می‌باشد بطوریکه این روش‌ها به نوع و جنس پوشش سطح ایرفویل وابستگی ندارند. به طور مثال جهت گرفتن یک اجرای برنامه و تنها برای یک نوع پوشش با روش عددی، به دلیل

## ۱- مقدمه

تحقیقات زیادی در ارتباط با ویژگی‌های آیرودینامیکی و نیروهای وارد بر ساختار پارچه‌های مورد استفاده در چترنجات، پاراگلایدرها، کاپت‌ها و ... تا به امروز انجام شده است و اغلب این پژوهش‌ها به بررسی و بهینه‌سازی شکل هندسی بال، ابعاد و کنترل این وسایل در زاوایای حمله و سرعت‌های مختلف پرداخته است. برای محاسبه ضرایب آیرودینامیکی روش‌های متعددی وجود دارد. معمول‌ترین این روش‌ها، روش‌های عددی است که به کمک نرم افزارهای مختلف شبکه‌بندی و طراحی مدل انجام می‌گیرد. اگر چه خطای محاسباتی این نوع روش‌ها را می‌توان تا حد مطلوبی پایین آورد اما مشکل اصلی این روش‌ها وابستگی آن‌ها به هندسه، ساختار جسم، میدان سیال و پوشش سطح ایرفویل است. روش معمول دیگر روش‌های تجربی است که این روش‌ها

<sup>1</sup> Fuzzy System  
<sup>2</sup> Artificial Neural Network

پیچیدگی‌های محاسباتی و فراهم آوری سیستم پردازشگر قوی نیاز به صرف هزینه و زمان بالایی می‌باشد. همین محاسبه جهت انجام تست تجربی نیاز به فراهم آوری ماکت مناسب، طراحی آزمایش، زمان مرده جهت نوبت دهی انجام آزمون‌ها، تهیه نمونه‌ها و پوشش‌های مختلف و ... دارد که به نوبه خود فرد را متحمل زمان و هزینه زیادی خواهد نمود. در حالی که در روش‌های فازی و عصبی با آماده‌سازی داده جامع می‌توان مدلی را جهت تخمین ضرایب آیرودینامیکی آموزش داد. این مدل پس از آموزش می‌تواند بصورت آنی مقادیر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل را تخمین بزند. برتری این روش نسبت به دو روش فوق این است که پس از آماده سازی داده و آموزش مدل این مدل بصورت آنی و بدون هیچ نیازمندی پردازشی بر روی هر سیستمی قابلیت پاسخگویی دارد. در عین حال مقادیر با دقت بالا محاسبه می‌شود. به علاوه نتایج در این روش‌ها قابلیت تعمیم به ایرفویل با پوشش‌های مختلف صلب و غشایی را داراست.

در این رابطه گابریل کوبا و همکارانش با روش منطق فازی به شناسایی هواپیمای مدل F/A-18 با بال ایرولاستیک پرداختند. برای ساخت این مدل جدید از دو نوع سیگنال استفاده شد: انحرافات کنترل (ورودی‌ها) و انحراف ساختاری (خروجی). مدل غیر خطی بال هواپیما با روش منطق فازی برای ۱۶ مورد آزمون پرواز با اعداد ماخ (بین ۰/۸۵ تا ۱/۳۰) و ارتفاع‌های (بین ۵۰۰ تا ۲۵۰۰۰ فوت) برای پیدا کردن بهترین مدل مورد آزمایش قرار گرفت [۱]. ژانگ و همکارانش با استفاده از شبکه عصبی پیچیده به پیش‌بینی ضریب برآ ایرفویل پرداختند [۲]. حسین و همکارانش با در نظر گرفتن ورودی‌هایی چون زاویه حمله، عدد رینولدز و پیکربندی بالچه به پیش‌بینی ویژگی‌های آیرودینامیکی یک مدل هواپیما با و بدون بالچه با استفاده از روش منطق فازی پرداختند [۳]. در مدل لی و سون الگوریتم ترکیبی کنترل فازی و روش کنترل تخمین شده در ردیابی مسیر پرواز یک سیستم پارافویل پیشنهاد شد. کنترل‌گر فازی به کنترل‌گر عمومی تعمیم داده شد که می‌توانست پارافویل را در سطح دقیق‌تری کنترل و هدایت کند. یک مدل شبیه‌سازی بر اساس پارافویل واقعی ساخته شد [۴]. چانگ یک روش مدل‌سازی مبتنی بر الگوریتم منطقی فازی برای ایجاد مدل‌های آیرودینامیکی با استفاده از مجموعه داده‌های حاصل از ضبط اطلاعات پرواز<sup>۱</sup> ارائه داد. در این پژوهش از روش حداقل مربعات برای مجموعه‌ای از نقاط داده بعنوان آموزش استفاده شده بود [۵]. ماژار و همکارانش تکنیکی مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی برای اعمال بارهای فشاری آیرودینامیکی بر روی وسیله نقلیه هوایی بدون سرنشین<sup>۲</sup> در طول فرایند طراحی ساختار ارائه دادند [۶]. پورفتاح و همکارانش با بهره گیری از شبکه عصبی مصنوعی چند لایه و الگوریتم پس انتشار خطا مقادیر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل‌های متقارن ناکا را در زوایای حمله ۰ تا ۱۸۰ و اعداد رینولدز متفاوت پیش‌بینی کردند [۷]. در مقاله‌ای حبیبی به پیش‌بینی اثر سطح بر روی ضریب برآ ایرفویل‌های متقارن ناکا با استفاده از شبکه‌های عصبی مصنوعی پرداخت [۸]. ابرو و همکارانش تحقیقی به منظور کنترل زاویه‌ای فعال یک ایرفویل با استفاده از کنترل کننده فازی انجام دادند. هدف اصلی سیستم کنترل

پیشنهادی بود که خط وتر ایرفویل را بر اساس چرخش نسبی بین بخش‌های مختلف پروفیل، با توجه به زاویه مرجع، تغییر دهد و نتایج با نتایج آزمایش‌های عددی و تجربی یک ایرفویل مقایسه شد [۹]. در مقاله کایاکان و همکارانش از منطق فازی جهت کنترل مسیر استفاده شد آنان از کنترل کننده فازی به همراه کنترل وفقی مرجع جهت کنترل مسیر هواپیمای بدون سرنشین استفاده کردند [۱۰]. سین و همکارانش کاربرد تئوری منطق فازی را برای مدل‌سازی پارامترهای آیرودینامیکی هواپیمای بال ثابت نشان دادند که مبتنی بر منطق فازی برای نشان دادن دینامیک غیرخطی هواپیما بود و آن را به چندین مدل خطی محلی تقسیم می‌کرد. روند ردیابی پارامترها و خطای میانگین مربعات برای مجموعه داده‌های آموزش و تست نشان دهنده توانایی مدل بود [۱۱]. سوای وایوبی یک مطالعه بر روی مشکلات کنترل بهینه واریانس فازی برای سیستم‌های دینامیکی با توجه به دامنه محرک و نرخ قیود انجام دادند. با استفاده از مدل‌سازی فازی تاکاگی-سوغنو<sup>۳</sup> ثابت‌ها و قیودی می‌تواند بعنوان یک مسئله بهینه مورد استفاده قرار گیرد [۱۲]. بابایی و همکارانش روی بهینه سازی طراحی چند موضوعی یک هواپیمای بی سرنشین کار کردند که در حل نهایی آن از سیستم فازی جهت تعیین تابع درجه رضایت‌مندی استفاده شده بود. در مسائل بهینه‌سازی چند هدفه، بهینه ساز مجموعه‌ای از حل‌های بهینه تحت عنوان جبهه پرتو فرانت را ایجاد می‌نماید. در این روش برای هر نقطه از جبهه پرتو با استفاده از منطق فازی تابع درجه رضایت‌مندی محاسبه شد. ورودی سیستم فازی مقادیر تابع هدف هر نقطه پرتو فرانت و خروجی آن مقادیر تابع درجه رضایت‌مندی متناظر با هر نقطه بود [۱۳]. وانگ و همکارانش مدل‌سازی آیرودینامیکی ناپایدار مبتنی بر عملکرد شبکه‌های عصبی ارائه دادند. استفاده از عملکرد پایه عددی در این کار انعطاف پذیری مدل را افزایش داده بود، بنابراین مدل توانایی تعمیم در رفتارهای پیچیده دینامیکی را داشت [۱۴]. تاتار و صبور در مقاله‌ای با استفاده از سیستم فازی - عصبی و توابع متعامد به بررسی جدایش دینامیکی روی ایرفویل پرداختند. در این بررسی ابتدا یک شبیه‌سازی عددی از یک ایرفویل تحت جدایش دینامیکی عمیق با استفاده از کد دینامیک سیالات محاسباتی و پس از آن یک مدل غیرخطی جدایش دینامیکی با سیستم استنتاج فازی مبتنی بر شبکه تطبیقی مشتق شده بکار گرفته شد. با توجه به نتایج نامطلوب مدل‌سازی، به ویژه در زاویه‌های حمله پس از جدایش، از روش متعامد سازی گرام اشمیت برای ساخت ساختار پیچیده‌تری از متغیرهای ورودی استفاده گردید [۱۵]. چن و همکارانش تنش بال‌های مورفینگ را به کمک روش فازی ارائه دادند. در این مقاله یک ساختار سه بعدی پایدار برای بال مورفینگ پیشنهاد و نتایج با روش‌های معمول مقایسه شد که راه را به سمت یکپارچه‌سازی ساختار و طراحی کنترل هموار می‌نمود و اصول توسعه یافته آن می‌توانست برای طراحی ایرفویل با شکل‌گیری سه بعدی و کنترل انواع مختلف ساختارهای منسجم استفاده شود [۱۶]. زینیو و همکارانش توزیع فشار سریع ایرفویل‌ها را با استفاده از یادگیری عمیق تخمین کردند. در این مقاله یک رویکرد داده محور برای تخمین توزیع فشار بر اساس شبکه

<sup>3</sup> Takagi-Sugeno

<sup>1</sup> Flight Data Recorder (FDR)

<sup>2</sup> Unmanned aerial vehicle (UAV)

## ۲-۲- سیستم استنتاج فازی

در این مقاله از روش خوشه‌بندی جهت طراحی سیستم فازی با داده‌های عددی استفاده شده است. در این روش تعداد قواعد در سیستم‌های فازی بعنوان یکی از پارامترهای طراحی در نظر گرفته شد و مقدار آن براساس زوج‌های ورودی-خروجی تعیین گردید. مدل براساس دسته‌بندی زوج‌های ورودی-خروجی تحت خوشه‌های مختلف و استفاده از یک قاعده برای هر خوشه طراحی شد به طوری که تعداد قواعد با تعداد خوشه‌ها یکسان و هر زوج ورودی-خروجی بعنوان یک خوشه در نظر گرفته شد.

## ۲-۳- سیستم استنتاج فازی-عصبی وقفی

ضرایب آیرودینامیکی با کمک یک شبکه وقفی چند لایه پیشرو که تابع خاصی روی سیگنال‌های ورودی هر نود انجام می‌داد نیز تخمین شد. قابلیت‌های این شبکه از دو نوع گره<sup>۶</sup> دایره‌ای و مربعی برای منعکس کردن استفاده می‌کرد. گره مربعی، معرف پارامترها بود ولی گره‌های دایره‌ای، پارامتری نداشتند و به کمک الگوریتم گرادینان نزولی<sup>۷</sup>، نگاشت بین داده‌های ورودی و خروجی را نشان می‌دادند. ضرایب ایجاد شده در این مدل از تابع زیر بدست آمده است که با انتخاب تابع مناسب به خروجی مطلوب می‌رسید [۷]:

$$Y_i = \text{Active-Function} \left( \sum_{j=1}^n x_j w_{ij} \right) \quad (2)$$

## ۳- روش تجربی

جهت اعتبارسنجی مدل‌ها از نمونه‌های آزمون تونل باد مربوط به ایرفویل غشائی پوشانده شده از پارچه‌ای با مشخصات زیر بهره گرفته شد. جدول ۱ مشخصات کلی پارچه ایرفویل غشائی را نشان می‌دهد.

جدول ۱- مشخصات پارچه روکش ایرفویل

طرح یافت	تافته
جنس	پلی استر-ویسکوز (۷۰-۳۰)
نمره نخ تار و نخ پود (Ne)	۳۰/۲
وزن متر مربع (gr/m <sup>2</sup> )	۲۲۷
تراکم تار (cm)	۳۰
تراکم پود (cm)	۲۰
ضخامت (mm)	۰/۵۳

فرضیات در این مقاله عبارتند از:

- در این مسئله سرعت زیرصوت فرض شد.
- پارامترهای عدد رینولدز و زاویه حمله بعنوان متغیر ورودی انتخاب شدند.
- مقادیر ضرایب برآ بعنوان خروجی فرض شدند.

در جدول ۲ مشخصات ایرفویل ساخته شده جهت انجام تست‌های

عصبی تلفیقی<sup>۱</sup> ارائه شد که میانگین خطای مربعات آن کمتر از دو درصد بود و جایگزین مناسبی برای روش‌های مرسوم ارزیابی شد [۱۷].

بنابر موارد ذکر شده در بالا، پیش‌تر از مدل‌سازی فازی یا عصبی برای تخمین ضرایب آیرودینامیکی استفاده شده ولی تاکنون تحقیقی جامع که به بررسی و مقایسه کارآمدی اینگونه روش‌ها جهت تخمین ضرایب آیرودینامیکی در ایرفویل‌های غشایی بپردازد، صورت نگرفته است. نوآوری مقاله حاضر تخمین ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل NACA 2418 به سه روش شبکه عصبی مصنوعی، سیستم فازی و شبکه عصبی - فازی تطبیقی<sup>۲</sup> می‌باشد که نتایج نهایی با داده‌های حاصل از آزمایش تجربی ایرفویل غشائی فوق ارزیابی گردید. نتایج این تحقیق می‌تواند در طراحی و ساخت بهینه وسایل پروازی دارای بال غشائی مانند پارافویل‌ها، پاراگرایدرها، کاپت‌ها و وسایل پروازی کوچک که در مسایل تحقیقاتی بسیاری کاربرد دارند، راه‌گشا و موثر بوده و به طراحی ساختار و محاسبه سریع، کم هزینه و بهینه ضرایب آیرودینامیکی این قسم از وسایل پروازی منجر گردد.

## ۲- مبانی و روش‌های مدل‌سازی

تحقیق حاضر بر روی داده‌های ضرایب آیرودینامیکی مستخرج از بانک اطلاعاتی NACA 2418 در زوایای حمله و سرعت‌های مختلف صورت گرفت. این بانک اطلاعاتی شامل داده‌های زاوایای حمله، اعداد رینولدز مختلف و مقادیر ضریب برآ و پسا متناظر آنها برای ایرفویل مورد بحث می‌باشد. ضرایب آیرودینامیکی در ایرفویل فوق، از سه روش شبکه عصبی پس‌خور<sup>۳</sup>، خوشه‌بندی<sup>۴</sup> فازی و فازی-عصبی وقفی تخمین زده شد و در نهایت نتایج مدل‌ها با نتایج داده‌های حاصل از آزمون تجربی ایرفویل غشائی راستی آزمایی گردید. در اینجا مقادیر عدد رینولدز و زوایای حمله موجود در این بانک اطلاعاتی بعنوان ورودی مدل‌ها و مقادیر ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا بعنوان خروجی مدل‌ها در نظر گرفته شدند.

## ۲-۱- شبکه عصبی مصنوعی

شبکه عصبی انواع مختلفی دارد که شامل شبکه‌های پس‌خور و شبکه‌های پیش‌خور<sup>۵</sup> می‌باشد. در اینجا از نوع پس‌خور که بر مبنای قانون یادگیری و اصلاح خطا می‌باشد، استفاده شده است. خطای شبکه از اختلاف خطای شبکه با خطای مطلوب بدست آمده است. در این روش مقدار خطا پس از محاسبه در مسیر برگشت از لایه خروجی (از طریق لایه‌های میانی) در کل شبکه پخش می‌شود و به دلیل همین مسیر برعکس پخش خطا در شبکه، به آن شبکه پس‌خور می‌گویند [۱۸]. میانگین مربعات خطا به صورت زیر تعریف شده است [۷]:

$$MSE = \frac{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n (d_{ij} - y_{ij})^2}{NB} \quad (1)$$

<sup>1</sup> Convolutional neural network (CNN)

<sup>2</sup> Adaptive-Network-based Fuzzy Inference System (ANFIS)

<sup>3</sup> Feed Backward Neural Network

<sup>4</sup> Clustering

<sup>5</sup> Feed Forward Neural Network

<sup>6</sup> Node

<sup>7</sup> Gradient descent

تجربی نشان داده شده است. همانطور که در جدول ۲ مشاهده می‌شود طراحی این مدل با داده‌های ایرفویل NACA 2418 و با طول وتر ۱۰ سانتیمتر و به طول ۴۵ سانتیمتر انجام شده است.

جدول ۲- مشخصات ایرفویل مورد استفاده در تست تجربی

نوع ایرفویل	NACA 2418
جنس بدنه	پلاستیک
جنس اتصالات	فلزی
جنس پوشش	پارچه تافته
طول وتر <sup>۱</sup> (cm)	۱۰
طول ایرفویل (cm)	۴۵
بیشترین ضخامت (cm)	۱/۸
بیشترین خمیدگی (cm)	۰/۲
محل بیشترین خمیدگی نسبت به وتر (cm)	۰/۴



شکل ۲- تصویر تونل باد مدارباز مورد استفاده

جهت اندازه‌گیری ضریب آیرودینامیکی برآ از روش اندازه‌گیری توزیع فشار استاتیکی روی سطح مدل استفاده شده است. آزمایشات در سرعت‌های ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه در زاویه حمله صفر درجه در تونل باد انجام شد و با اندازه‌گیری مقادیر فشار استاتیکی بر روی سطح بالا و پایین ایرفویل غشائی مقادیر ضریب برآ بدست آمده است. فشار سطح ایرفویل با ۲۴ عدد لوله فشار<sup>۲</sup> که ۱۲ عدد آن در بالا، ۱۱ عدد آن در پایین و یک عدد در نوک حمله تعبیه شد، بدست آمد. برای هر نمونه سه مرتبه داده برداری در بازه زمانی ۲۰ ثانیه انجام شد.

به منظور محاسبه ضریب برآ از اندازه‌گیری انجام شده در تونل باد، مقادیر توزیع فشار استاتیکی روی سطح بالا و پایین ایرفویل غشائی محاسبه شده است. طبق معادله ۰ ابتدا ضریب فشار محاسبه گردیده است [۱۹]:

$$c_p = \frac{P - P_\infty}{0.5 \rho U_\infty^2} \quad (3)$$

سپس ضریب برآ از طریق رابطه (۴) به دست آمده است:

$$C_L = \frac{1}{c} \int_{LE}^{TE} c_{pl} dx - \frac{1}{c} \int_{LE}^{TE} c_{pu} dx$$

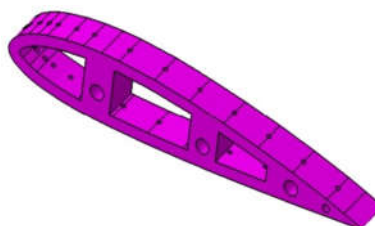
$$\rightarrow C_L = \int_0^1 (c_{pl} - c_{pu}) d(x/c) \quad (4)$$

برای انتگرال‌گیری از ضریب فشار باید معادله منحنی توزیع فشار بر حسب فاصله از لبه ی حمله بال را داشت. در این پژوهش از نرم افزار Matlab بدین منظور استفاده شده است.

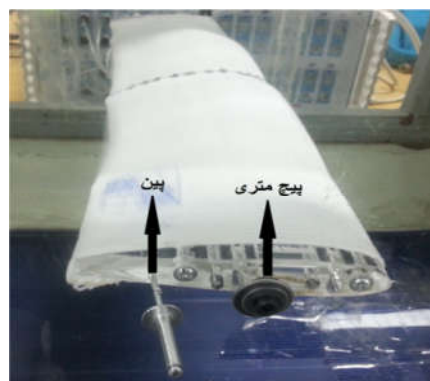
#### ۴- نتایج

در این بخش به ترتیب نتایج مدل‌سازی به روش‌های شبکه عصبی، فازی و فازی-عصبی آورده شده است:

در شکل ۱ تصویر ایرفویل و محل نصب لوله‌های فشار بر روی آن و مدل ایرفویل ساخته شده جهت آزمون تونل باد نشان داده شده است. بخش الف مکان‌های تعبیه لوله فشار را در این شکل نشان می‌دهد، که ۲۴ محل نصب لوله فشار بر روی سطح ایرفویل تعبیه شده است. به نحوی که تراکم سوراخ‌ها در نزدیکی نوک حمله و تمامی سوراخ‌ها عمود بر سطح بودند. بخش ب تصویر ایرفویل با پوشش پارچه را در زمان نصب در اتاقک تونل باد نشان می‌دهد.



الف



ب

شکل ۱- (الف) تصویر ایرفویل و محل نصب لوله‌های فشار بر روی آن (ب) مدل ایرفویل با پوشش غشایی

<sup>2</sup> taps pressure

<sup>1</sup> chord

#### ۱-۴- تخمین ضرایب آیرودینامیکی به روش شبکه

##### عصبی مصنوعی

شبکه عصبی استفاده شده دارای ۱۰ لایه پنهان است که دو پارامتر ورودی و دو پارامتر خروجی دارد. برای سنجش عملکرد مدل بر روی داده‌های بانک اطلاعاتی از روش اعتبارسنجی چلیپایی<sup>۱</sup> استفاده شده است. در این روش، داده‌های مورد نظر به ده قسمت تقسیم شده سپس برنامه ده مرتبه تکرار می‌شود و در هر مرتبه تکرار یک قسمت از داده‌ها بعنوان داده آزمون<sup>۲</sup> و باقی داده‌ها بعنوان داده آموزش<sup>۳</sup> در نظر گرفته می‌شوند. روند اجرای این روش برای یکی از مراحل در شکل ۳ نشان داده شده است.

#### ۲-۴- تخمین ضرایب آیرودینامیکی به روش فازی و

##### فازی - عصبی

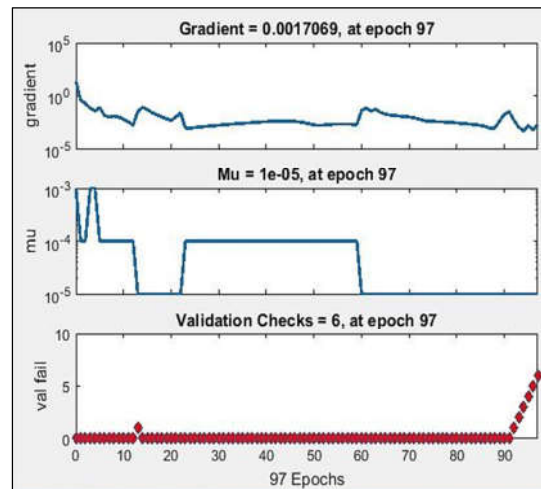
برای ساخت مدل با استفاده از سیستم استنتاج فازی از دو روش genfis1 و genfis3 در نرم افزار Matlab استفاده شده است. برای تخمین ضریب برآ از سیستم genfis1 استفاده شد. این سیستم یک ساختار استنتاج فازی بدون خوشه‌بندی داده‌هاست که از روی مجموعه داده‌های آموزشی با استفاده از یک پارتیشن شبکه تولید کرد. در این تخمین، توابع عضویت ضریب برآ براساس زاویه حمله و ضریب برآ براساس عدد رینولدز بدست آمد. پس از مدل‌سازی به روش genfis1 تعدادی قوانین برای مدل کردن مقادیر ضریب برآ بدست آمد که به تعداد ۴ قانون جهت محاسبه ضریب برآ با دو پارامتر عدد رینولدز و زاویه حمله نیاز بود.

برای مدل کردن مقادیر ضریب پسا با کمک سیستم استنتاج فازی از genfis3 استفاده شده است. این سیستم یک سیستم استنتاج فازی با استفاده از خوشه‌بندی فازی با استخراج مجموعه‌های از قوانین که رفتار داده‌ها را مدل می‌کند. توابع عضویت ضریب پسا براساس زاویه حمله و ضریب پسا براساس عدد رینولدز محاسبه شده است. به دلیل پراکندگی داده‌ها در بانک اطلاعاتی مورد استفاده توابع عضویت آن‌ها از هم فاصله‌ی قابل ملاحظه‌ای داشتند. با توجه به داده‌های مربوطه مشخص شد که جهت مدل کردن ضریب پسا با استفاده از دو ورودی عدد رینولدز و زاویه حمله در بازه اعداد بانک اطلاعاتی مورد استفاده، تعداد قوانین مورد نیاز برابر ۷ بود.

در شبیه‌سازی دیگری با استفاده از روش فازی - عصبی و فقی و قراردادن دو پارامتر زاویه حمله و عدد رینولدز بعنوان ورودی مقادیر ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا تخمین زده شده است که نتایج آن در جدول شماره ۲ بخش ۴-۴ ارائه شده است.

#### ۳-۴- تخمین ضرایب آیرودینامیکی به روش تجربی

در شکل ۴ بخش الف، ب، ج و د به ترتیب نمودارهای نحوه توزیع فشار استاتیکی روی سطح بالا و پایین ایرفویل غشائی با پوشش پارچه تافته مستخرج از آزمون تجربی در تونل باد با سرعت‌های ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ (m/s) و زاویه حمله صفر درجه بر مبنای طول وتر (X/C) نشان داده شده است، به این صورت که (X) فاصله نقاط اندازه‌گیری فشار نسبت به طول وتر (C) را نشان می‌دهد. مقادیر قرمز رنگ مربوط به فشار سطح پایین ایرفویل و نقاط آبی رنگ فشار را در بالای سطح ایرفویل نشان می‌دهد.



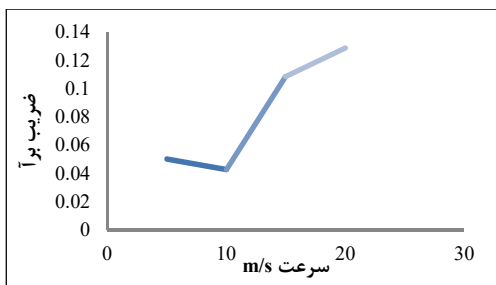
شکل ۳- نمایش روند آموزش شبکه عصبی با استفاده از داده‌های بانک اطلاعاتی در یک دوره<sup>۴</sup>

در این نمودار بخش اول پارامتر میزان مشتق موجود در شبکه عصبی (Gradient)، بخش دوم نمودار پارامتر شاخص‌های الگوریتم بهینه‌سازی (Mu) که مورد استفاده قرار گرفته است و عدم بهبود (Validation Checks) را نمایش می‌دهد. در فرایند آموزش شبکه عصبی، اگر فرایند آموزش خیلی طولانی باشد، بیش برآزش پیش می‌آید یعنی شبکه خیلی به داده‌های آموزش حساس می‌شود و اگر داده‌های جدید کمی متفاوت باشند، نتیجه دقیقی حاصل نمی‌شود. به همین دلیل در این مقاله داده‌های مساله به سه دسته آموزش، اعتبارسنجی و آزمایش تقسیم گردید. اهمیت داده‌های اعتبارسنجی در این است که از وقوع بیش برآزش جلوگیری کرده است. زمانی که فرایند آموزش توسط داده‌های بخش آموزش انجام گرفت، توسط داده‌های اعتبارسنجی بررسی گردید که سیستم به داده‌های آموزش وابسته نباشد. به منظور جلوگیری از پدیده بیش برآزش<sup>۵</sup> و کم برآزش<sup>۶</sup> و برآورد تعداد اپوک‌های مناسب برای آموزش مدل شبکه عصبی از

<sup>1</sup> cross validation  
<sup>2</sup> test  
<sup>3</sup> train  
<sup>4</sup> epoch  
<sup>5</sup> Over fit  
<sup>6</sup> Under fit

با کمک روابط (۳) و (۴) بخش تجربی، مقادیر ضریب برآ از نمودارهای شکل ۴ استخراج گردید و مقادیر ضریب برآ حاصل از تست تونل باد به منظور اعتبارسنجی نتایج مدل‌های هوش مصنوعی استفاده گردید.

شکل ۵ نمودار متوسط ضریب برآ برای ایرفویل غشائی مورد آزمون در تونل باد را نشان می‌دهد. همانطور که در این شکل مشاهده گردد با افزایش سرعت آزمون در تست تونل باد، میزان ضریب برآ بدست آمده به میزان ناچیزی اختلاف نشان می‌دهد که این تفاوت در سرعت‌های ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه کمتر مشاهده می‌گردد.



شکل ۵- ضریب برآ مستخرج از نتایج آزمون تجربی ایرفویل غشائی با پوشش پارچه تافته در سرعت‌های ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه

در بخش ۴-۴ از این داده‌ها بعنوان داده تست، جهت راستی آزمایی مدل‌سازی‌های صورت گرفته استفاده شده است.

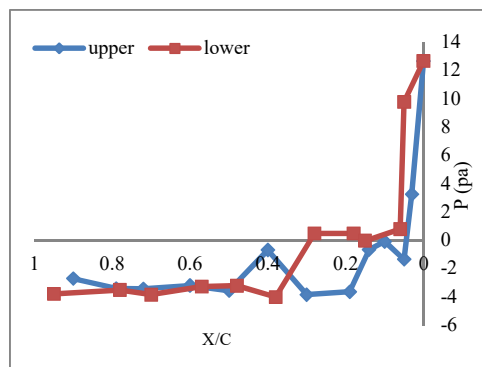
#### ۴-۴- خطای محاسباتی روش‌های مدل‌سازی

بخشی از داده‌های بانک اطلاعاتی بعنوان داده تست کنار گذاشته شد و از آنها به منظور راستی آزمایی مدل‌های تولید شده استفاده شد. نتایج تولید شده براساس میزان خطای نهایی حاصل از تخمین ضریب برآ و پسا به روش خطای میانگین مربعات<sup>۱</sup> برای روش‌های مدل‌سازی شبکه عصبی پس‌خور، سیستم فازی-عصبی و فقی و سیستم خوشه‌بندی فازی در جدول ۳ مقایسه شده است. همانطور که در این جدول نشان داده شده با داده‌های آزمون انتخاب شده، میزان خطای مدل‌ها برای هر دو پارامترهای ضریب برآ و پسا پایین بود که حاکی از تطابق مطلوب مدل‌ها با داده‌ها می‌باشد و توانایی هر سه مدل را در برآورد پارامترهای ایرفویل نشان می‌دهد.

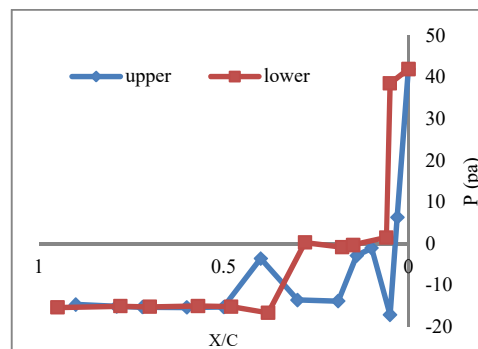
جدول ۳- خطای نهایی روش‌های مدل‌سازی

مقدار	میزان خطا شبیه‌سازی با شبکه عصبی	میزان خطا شبیه‌سازی با شبکه فازی-عصبی و فقی	میزان خطا شبیه‌سازی سیستم فازی
ضریب برآ	0.0012	0.0697	0.8023
ضریب پسا	7.5767e-6	0.0076	4.3451e-04

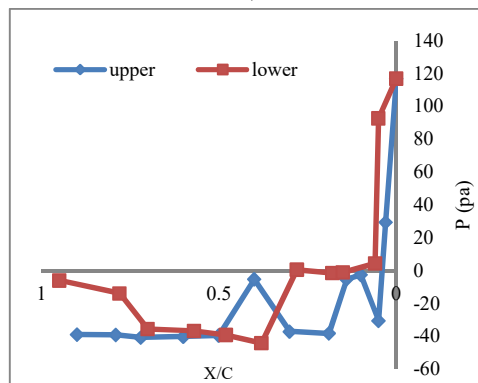
<sup>1</sup> Mean squared error(MSE)



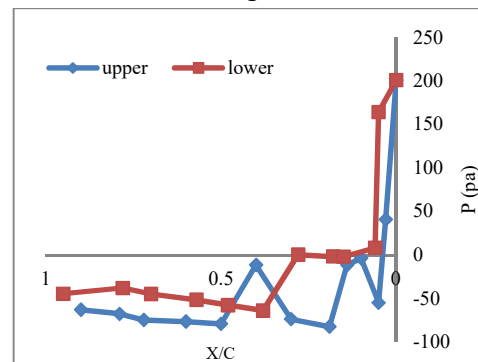
الف



ب



ج



د

شکل ۴- توزیع فشار استاتیک روی سطح بالا و پایین ایرفویل غشائی در سرعت‌های مختلف و زاویه حمله صفر

(الف) سرعت ۵ m/s (ب) سرعت ۱۰ m/s (ج) سرعت ۱۵ m/s (د) سرعت ۲۰ m/s

N	تعداد نمونه‌های شبکه
B	تعداد عناصر پردازنده خروجی
P	فشار استاتیک روی بال
$P_{\infty}$	فشار استاتیک جریان آزاد
$0.5 \rho u_{\infty}^2$	فشار دینامیک جریان آزاد

## ۷- مراجع

- [1] Kouba G., Botez R.M. and Boely N., *Fuzzy logic method use in F/A-18 aircraft model identification*. Journal of aircraft, 47(1), pp.10-17. 2010.
- [2] Anderson Jr., John D., *Fundamentals of aerodynamics*, Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- [3] Altab H., Rahman A., Hossen J., Iqbal A. K. M. P., and Hasan S. K., *Application of fuzzy logic approach for an aircraft model with and without winglet*. International Journal of Mechanical, Industrial and Aerospace Engineering, 4(2), pp.78-86. 2010.
- [4] Yongxin Li., Chen Z., and Sun Q., *Flight path tracking of a parafoil system based on the switching between fuzzy control and predictive control*. CAAI transactions on intelligent systems, 6(7), pp.481-488. 2012.
- [5] Ray C. C., *Fuzzy logic-based aerodynamic modeling with continuous differentiability*. Mathematical Problems in Engineering, 2013.
- [6] Farrukh M., Munem Khan A., Chaudhry I. A., and Ahsan M., *On using neural networks in UAV structural design for CFD data fitting and classification*, Aerospace Science and Technology, Vol. 30, No. 1, pp. 210-225, 2013.
- [7] پورفتاح ف، زارعی نژاد آ، ادهم پور م، و خردمند س، پیش بینی ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل‌های متقارن NACA با استفاده از شبکه عصبی مصنوعی. پانزدهمین کنفرانس دینامیک شاره‌ها (سیالات)، ایران، ۱۳۹۲.
- [8] حبیبی آ، تخمین اثر سطح بر روی ضریب لیفت ایرفویل‌های متقارن NACA با استفاده از شبکه‌های عصبی مصنوعی. همایش یافته‌های نوین در هوافضا و علوم وابسته، ایران، ۱۳۹۴.
- [9] Abreu D., Manhães G.L.C., Maesta M.F., Junior V.L., Junior C.D.M, Faria C.T. and Inman, D.J., *Active angular control of a sectioned airfoil using shape memory alloys and fuzzy controller*. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 37(5), pp.1555-1567. 2015.
- [10] Erdal K., Ahmadieh Khanesar M., Rubio-Hervas J., and Reyhanoglu M., *Learning control of fixed-wing unmanned aerial vehicles using fuzzy neural networks*, International Journal of Aerospace Engineering 2017.
- [11] Jeet S.D., Verma N.K., Ghosh A.K., and Malagaudanvar A., *Fuzzy systems practices for aerodynamic parameter modeling of the aircraft*. In 2017 6th International Conference on Computer Applications In Electrical Engineering-Recent Advances (CERA) (pp. 462-467). IEEE. 2017.
- [12] Swei S.S. and Ayoubi M.A., *LMI-based fuzzy optimal variance control of airfoil model subject to input constraints*. In 2017 IEEE International Conference on Fuzzy Systems (FUZZ-IEEE) (pp. 1-6). IEEE. 2017.
- [13] Babaei A.R., Setayandeh S.M.R. and Farrokhal H., *Multidisciplinary Design Optimization of an*

برای راستی آزمایشی مدل‌سازی‌های انجام شده در این بخش داده‌های تجربی تولید شده در بخش ۳-۳ بعنوان داده تست به مدل‌ها داده شد و با توجه به میزان خطا جدول ۴ می‌توان گفت مدل‌ها قابلیت تعمیم به ضرایب برآ ایرفویلی با پوشش غشایی مختلف را داراست.

## جدول ۴- خطای نهایی روش‌های مدل‌سازی

با استفاده از داده‌های تجربی

میزان خطا	میزان خطا شبیه-سازی با شبکه فازی-عصبی و فقی	میزان خطا شبیه‌سازی با شبکه عصبی	مقادیر
میزان خطا شبیه‌سازی سیستم فازی	0.08	0.0065	ضریب برآ
0.031			

## ۵- نتیجه‌گیری

با توجه به اهمیت تخمین سریع و دقیق ضرایب آیرودینامیکی و پیچیدگی‌های محاسباتی اینگونه مسایل، در این مقاله برای تخمین این ضرایب با استفاده از روش‌های شبکه عصبی، سیستم فازی و سیستم فازی-عصبی مدل‌هایی تولید شده است. این روش‌ها برخلاف روش‌های عددی و تجربی که بسیار متداول هستند نیاز به صرف وقت و هزینه بالا ندارد. چالش‌های تولید اینگونه مدل‌ها در ابتدا آماده سازی پایگاه داده جامع و سپس آموزش مدل با دقت بالاست. این مراحل یک بار انجام می‌شود و مدل تولید شده پس از آن بدون وابستگی به پوشش سطح ایرفویل بصورت بلادرنگ این ضرایب را تخمین می‌زند که نتایج آن می‌تواند نقش موثری در تخمین ضرایب آیرودینامیکی و طراحی وسایل پروازی دارای این ایرفویل‌ها مانند پارافویل‌ها و پاراگرایدرها و ... داشته باشد. برای تولید این مدل از داده‌های NACA 2418 استفاده شده است. مقادیر عدد رینولدز و زوایای حمله موجود در این بانک اطلاعاتی بعنوان ورودی مدل‌ها و مقادیر ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا بعنوان خروجی مدل‌ها در نظر گرفته شده است. از سوی دیگر بر روی ایرفویل غشایی با پوشش پارچه ایی در تونل باد تست‌های تجربی صورت گرفت و از نتایج ضریب برآ این روش محاسباتی به منظور اعتبارسنجی مدل‌های توسعه‌داده شده، استفاده شده است. نتایج تولید شده براساس میزان خطای نهایی حاصل از تخمین ضریب برآ و پسا با استفاده از روش‌های شبکه عصبی پس خور، سیستم فازی-عصبی و فقی و سیستم خوشه‌بندی فازی، نشانگر این بود که میزان خطای مدل‌ها برای هر دو پارامترهای ضریب برآ و پسا پایین بوده است. این مهم حاکی از تطابق مطلوب مدل‌ها با داده‌ها می‌باشد و توانایی سه مدل را در برآورد پارامترهای ایرفویل نشان می‌دهد. در این میان روش شبکه عصبی پس خور دارای کمترین میزان خطا و بهترین برازش بوده است.

## ۶- نمادها

Re	عدد رینولدز (بدون بعد)
$\alpha$	زاویه حمله (Degree)
$C_L$	ضریب برآ (بدون بعد)
$C_D$	ضریب پسا (بدون بعد)
$d_{ij}$	خروجی مطلوب
$y_{ij}$	خروجی شبکه

- Unmanned Air Vehicle and Final Solution Selection Based on Fuzzy Satisfaction Degree Function.* 2019.
- [14] Xu W., Kou J., and Zhang W. *Unsteady aerodynamic modeling based on fuzzy scalar radial basis function neural networks.* Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 233, no. 14, 5107-5121, 2019.
- [15] Massoud T., Sabour M.H. *Reduced-order modeling of dynamic stall using neuro-fuzzy inference system and orthogonal functions.* Physics of Fluids 32.4, 2020.
- [16] Muhao C., Liu J., Skelton R.E. *Design and control of tensegrity morphing airfoils.* Mechanics Research Communications 103, 2020.
- [17] Xinyu H., Bai J., Wang H., Zhang Y. *Fast pressure distribution prediction of airfoils using deep learning.* Aerospace Science and Technology 105, 2020.
- [18] Robert B., *Fuzzy And Neural Control Disc Course Lecture Notes* , 2001.
- [19] Rasheed M.A., AL-Qaisy A.A. *Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics of NACA 23015 under different angles of attack and Comparison with Available Package.* Mechanical Engineering Department. University of Technology Baghdad, 2008.