



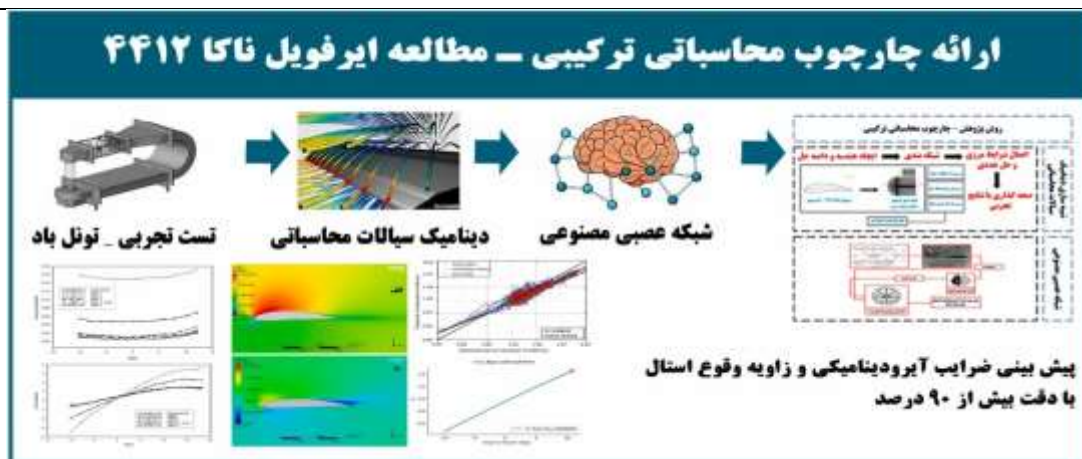
تعیین ناپایداری جریان و نقطه واگرایی لیفت در ایرفویل دارای تعقر متوسط با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی و شبکه عصبی مصنوعی

۱. محمد پارسا شهابی نیا دانشجوی کارشناسی، مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران
۲. سعادت زیرک نویسنده مسئول: دانشیار، گروه سیالات و تبدیل انرژی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

چکیده گرافیکی

برجسته‌ها

پیش بینی زاویه بحرانی
واماندگی با دقت بیش از ۹۰
درصد توسط شبکه عصبی
مصنوعی
پیش‌بینی همزمان ضرایب
لیفت، درگ و زاویه وقوع
واماندگی در ایرفویل ناکا
۴۴۱۲ توسط شبکه عصبی
مصنوعی



چکیده

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:
نوع مقاله: علمی پژوهشی
دریافت: .../.../...
بازنگری: .../.../...
پذیرش: .../.../...
ارائه آنلاین: .../.../...
*نویسنده مسئول:

در این پژوهش، رفتار آیرودینامیکی ایرفویل با تعقر متوسط ناکا ۴۴۱۲ در محدوده وسیعی از زوایای حمله و اعداد رینولدز مورد بررسی قرار گرفته است. شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار انسیس فلوئنت و با مدل آشفتگی اسپالارت آلمارس انجام شد. شبکه بندی به صورت یکنواخت و با تراکم بالا در نواحی لایه مرزی، لبه حمله و نواحی که احتمال جدایش جریان بیشتر است، طراحی گردید. صحت سنجی نتایج دینامیک سیالات محاسباتی با داده های تجربی تونل باد نشان داد که ضرایب لیفت و درگ در نواحی پیش و پس از واماندگی با دقت بسیار بالا شبیه سازی شده است. از تحلیل میدان جریان دیده شد که وقوع واماندگی ناشی از جدایش زود هنگام لایه مرزی در ناحیه مکش و تشکیل ناحیه بازگشتی بزرگ در پشت لبه حمله است که منجر به افت ناگهانی ضریب لیفت و



افزایش شدید ضریب درگ شده است. افزایش عدد رینولدز باعث تأخیر در وقوع واماندگی و افزایش لیفت بیشینه شده و به منظور پیش بینی سریع ضرایب آیرودینامیکی، یک شبکه عصبی چندلایه با ورودی‌های زاویه حمله و عدد رینولدز و خروجی‌های ضرایب لیفت و درگ توسعه یافت که مدل پیشنهادی توانست زاویه واماندگی را با دقت بالای ۹۰ درصد پیش‌بینی کند. این نتایج نشان داد که ترکیب دینامیک سیالات محاسباتی و شبکه عصبی، رویکردی کارآمد و کم هزینه برای پیش‌بینی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل‌هاست و می‌تواند در طراحی بهینه پروفیل، بهبود عملکرد پرها و توسعه سامانه‌های کنترل فعال واماندگی به کار گرفته شود.

کلید واژه‌ها:
ایرفویل
ضریب برآ
ضریب پسا
شبکه عصبی مصنوعی
آیرودینامیک

۱- مقدمه

در سامانه‌های پروازی و سازه‌های آیرودینامیکی، تولید نیروی برآ (نیروی لیفت) در کنار حداقل مقاومت هوا (نیروی درگ) از الزامات بنیادین طراحی مؤثر و پایدار است [۱]. عملکرد این نیروها به‌طور مستقیم تحت تأثیر شکل هندسی ایرفویل، شرایط جریان اطراف و مشخصاً زاویه حمله پره یا بال قرار دارد [۲]. یکی از چالش‌های پیچیده و پرمخاطره در این زمینه، وقوع پدیده واماندگی^۱ یا جدایش جریان در زوایای حمله بحرانی است [۳]؛ وضعیتی که در آن، جریان لایه‌ی مرزی از سطح ایرفویل جدا و منجر به افت ناگهانی نیروی برآ و افزایش محسوس نیروی درگ شده است [۴]. این رخداد نه تنها عملکرد پروازی را مختل کرده، بلکه در مواردی می‌تواند تهدیدی جدی برای ایمنی پرواز تلقی گردد [۵]. در دهه‌های اخیر، مطالعات بی‌شماری به بررسی و مدلسازی واماندگی در ایرفویل‌ها پرداخته‌اند. این مطالعات معمولاً بر پایه آزمایش‌های تونل باد یا شبیه‌سازی‌های عددی در چارچوب دینامیک سیالات محاسباتی^۲ انجام گرفته‌اند. از جمله رایج‌ترین ایرفویل‌هایی که در این زمینه مورد مطالعه قرار گرفته‌اند، سری ایرفویل‌های خانواده ناکا^۳ هستند؛ به ویژه ایرفویل‌هایی با تعقر متوسط همچون ناکا

۴۴۱۲^۴ که به‌دلیل رفتار دینامیکی متعادل و ساختار هندسی نسبتاً پایدار، در طراحی بال هواپیما ها، پره‌های توربین‌های بادی و سامانه‌های بدون سرنشین کاربرد وسیعی یافته‌اند [۷، ۶]. از منظر مفهومی، واماندگی را می‌توان یک ناپیوستگی در پاسخ آیرودینامیکی ایرفویل نسبت به افزایش زاویه حمله بیان کرد [۸]. در ناحیه پیش از واماندگی، ضریب لیفت به صورت تقریباً خطی با زاویه‌ی حمله افزایش پیدا کرده تا آنکه در زاویه‌ای خاص معروف به زاویه بحرانی منحنی لیفت به نقطه‌ی اوج خود برسد [۹]. سپس با ورود به ناحیه بعد از واماندگی، زاویه بحرانی منحنی لیفت دچار افت شدید می‌شود [۱۰]. در این لحظه، جدایش جریان از سطح بالایی ایرفویل رخ داده و آشفتگی شدید در میدان جریان رخ می‌دهد [۱۱]. مطالعه این نقاط بحرانی و رفتار جریان پیش و پس از آن، یکی از کلیدی‌ترین اهداف در طراحی ایرفویل‌های مقاوم و کنترل‌پذیر است [۱۲]. مطالعات بسیاری به تحلیل ویژگی‌های آیرودینامیکی ایرفویل‌ها در زوایای مختلف پرداخته‌اند. به عنوان مثال، برخی پژوهش‌ها از طریق تحلیل تجربی در تونل باد، نمودارهای ضریب لیفت و درگ را در زوایای گوناگون حمله استخراج کرده‌اند [۱۳]. این نتایج به ویژه در ایرفویل‌های متقارن مانند ناکا ۰۰۱۲ یا ایرفویل‌های ضخیم مانند ناکا ۲۳۰۱۲ ارائه شده است [۱۴]. از سویی دیگر در برخی پژوهش‌های عددی از مدل‌های

^۱ Stall

^۲ CFD

^۳ NACA

^۴ NACA ۴۴۱۲

بندی بر نتایج کیفیت شبیه سازی و نتایج مستخرج از آن را افزایش داده است. برتری و نوآوری این تحقیق در دو بخش خلاصه شده است. نخست بررسی اثر تغییر عدد رینولدز، استقلال از شبکه و بررسی اثر زوایای حمله مختلف جریان بر ایرفویل و دوم استفاده از شبکه عصبی مصنوعی به منظور پیش بینی پدیده واماندگی است.

۲- روش پژوهش

در این پژوهش با هدف شناسایی دقیق رفتار آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ در محدوده وسیعی از زوایای حمله و اعداد رینولدز رویکردی ترکیبی مبتنی بر شبیه سازی عددی دینامیک سیالات محاسباتی و مدلسازی شبکه عصبی مصنوعی به کار گرفته شد. این چارچوب، امکان تحلیل جزئیات فیزیکی جریان را در کنار پیش‌بینی سریع ضرایب آیرودینامیکی فراهم کرده است. در گام نخست، با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلوئنت و مدل آشفتگی اسپالارت آلماراس جریان حول ایرفویل شبیه‌سازی گردید. این مدل به دلیل ساختار تک معادله‌ای و پایداری عددی بالا برای شبیه سازی جریان های آیرودینامیکی بسیار مناسب است. چرا که قادر است ویژگی‌های لایه مرزی و ناحیه جدایش جریان را با دقت قابل قبول بازسازی نماید. همچنین، هزینه محاسباتی مدل اسپالارت آلماراس نسبت به مدل‌های دو معادله ای نظیر کا - اومگا و کا - اپسیلون به مراتب کمتر است. از این رو انتخاب این مدل برای مطالعه حاضر از نظر علمی و محاسباتی توجیه‌پذیر است. در گام دوم، به‌منظور پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی و زاویه وقوع واماندگی شبکه عصبی مصنوعی چند لایه طراحی شد تا چارچوب محاسباتی تکمیل گردد. نوآوری این پژوهش در ترکیب دینامیک سیالات محاسباتی و شبکه عصبی مصنوعی نهفته است. این رویکرد می‌تواند به عنوان ابزاری سریع و دقیق برای تحلیل و پیش‌بینی پدیده واماندگی و ضرایب آیرودینامیکی در طراحی ایرفویل‌ها و پره های مورد استفاده قرار گیرد. در شکل (۱) شماتیک روش پژوهش مطالعه حاضر درج شده است.

نظیر اسپالارت آلماراس^۱ یا کا اومگا^۲ برای شبیه‌سازی میدان جریان در حوالی ایرفویل استفاده کرده اند [۱۶، ۱۵]. نتایج این پژوهش‌ها حاکی از آن است که دقت پیش‌بینی واماندگی و رفتار جدایش جریان، به شدت وابسته به انتخاب مدل آشفتگی و شرایط مرزی شبیه‌سازی جریان است [۱۷]. با این حال، یکی از موضوعاتی که در بسیاری از پژوهش‌های پیشین قابل مشاهده است آن است که اغلب این تحقیقات تنها در اعداد رینولدز خاصی انجام و یا تحلیل واماندگی تنها در شرایطی رخ داده که جریان های مختلف بررسی نشده و صرفاً در یک شرایط خاص شبیه سازی صورت گرفته است. در حالی که در کاربردهای واقعی، ایرفویل‌ها در بازه‌های متغیر عدد رینولدز و سرعت های پروازی گوناگون عمل می‌کنند [۱۸]. تغییر عدد رینولدز می‌تواند بر موقعیت جدایش جریان، زاویه‌ی واماندگی، بیشترین ضریب لیفت و رفتار افت عملکرد تأثیر بسزایی داشته باشد. در همین راستا، تحلیل تطبیقی و چندرژیمی رفتار واماندگی به خصوص برای ایرفویل کلاسیک ناکا ۴۴۱۲ هنوز به صورت سیستماتیک بررسی نشده است. افزون بر این، اکثر پژوهش‌ها بر مقادیر ماکروسکوپی نظیر حداکثر لیفت و زاویه‌ی واماندگی تمرکز داشته‌اند و کمتر به بررسی ساختار میدانی جریان (نظیر خطوط جریان، کانتورهای سرعت و نواحی گردابه‌ای) در ناحیه‌ی گذار از پیش تا پس از واماندگی پرداخته‌اند [۱۹]. با نظر به اینکه مطالعه دقیق این مشخصه ها می‌تواند در توسعه سیستم‌های کنترل جریان (نظیر شیارهای کنترل لایه‌ی مرزی یا ژنراتورهای ورتکس) نقش تعیین‌کننده‌ای ایفا کند.

پژوهش حاضر با استفاده از نرم افزار انسیس فلوئنت و مدلسازی شبکه عصبی مصنوعی انجام شده است. این شبیه سازی به دنبال تحقیقات پتینرین و همکارانش که در سال ۲۰۱۷ انجام داده اند شکل گرفته است [۲۰]. مدل آشفتگی اسپالارت آلماراس با اینکه یک مدل ساده است توانایی خود را برای تحلیل جریان حول ایرفویل ها نشان داده است. افزایش کیفیت شبکه بندی، بررسی استقلال از شبکه، افزایش دامنه محیط اطراف ایرفویل و بررسی اثر شبکه

^۱ Spalart-Allmaras
^۲ SST k- ω

اسپالارت و آلماراس در انتها متغیر دیگری که در ادامه به آن پرداخته شده است را به عنوان متغیر مدل معرفی کرده اند [۲۳]. مدل آشفتگی اسپالارت - آلماراس عملگر رابطه (۳) را به منظور پخش شونده‌گی معرفی کرده است:

$$\text{پخش شونده‌گی} = \nabla \cdot \left(\frac{v_t}{\sigma} \nabla v_t \right) \quad (3)$$

v_t لزجت آشفتگی است و σ عددی ثابت است. اما از آنجا که توسعه دهندگان دلیلی برای پایستار بودن انتگرال v_t پیدا نکردند [۲۴]. بنابراین، آنها یک رابطه غیر پایستار برای بخش پخش شونده‌گی به صورت رابطه (۴) بیان کردند:

$$\text{پخش شونده‌گی} = \frac{1}{\sigma} \left[\nabla \cdot ((v + v_t) \nabla v_t) + c_{b2} (\nabla v_t)^2 \right] \quad (4)$$

همچنین، توسعه دهندگان مدل این گونه توجیه کردند که در جایی که گردابه وجود دارد، جریان نیز آشفته است. در نتیجه از گردابه جهت مدل کردن بخش چشمه استفاده کردند. لازم به ذکر است توسعه دهنده گان مدل توجیه کردند که در لایه مرزی، اثر سد کنندگی دیواره پس از یک طول مشخص توسط بخش فشار احساس می شود که مهم ترین مشخصه به جهت مستهلک کردن تنش های برشی رینولدز می باشد که به جهت غلبه بر این مشکل اسپالارات - آلماراس بخش استهلاکی را در یک تابع ضرب کردند که مقدار این تابع در لایه لگاریتمی برابر یک است. بنابراین، بخش استهلاکی به صورت رابطه (۵) مدل شده است [۲۵]:

$$\text{پخش شونده‌گی} = \begin{cases} -c_{w1} f_w \left(\frac{v_t}{d} \right)^2 \\ c_{w1} = \frac{c_{b1}}{k^2} + \frac{1}{\sigma} (1 + c_{b2}) \end{cases} \quad (5)$$

معادله مدل اسپالارت - آلماراس به صورت معادله (۶) بیان می گردد. در این رابطه توابع مربوط به اعمال نقطه گذار آورده نشده است:



شکل ۱: قدم های روش پژوهش کار حاضر

۲-۱- مدل آشفته اسپالارت - آلماراس

مدل آشفته اسپالارت - آلماراس یک مدل یک معادله ای آشفتگی است که توسط اسپالارت - آلماراس برای جریان های آیرودینامیکی ارائه گردید. این مدل به طور اساسی دارای یک معادله جابجایی برای لزجت گردابه ای است [۲۱]. این مدل به علت عملکرد بهینه و مناسب در حوزه های آیرودینامیکی کاربرد دارد. در این بخش به اختصار قسمت های مختلف مدل مذکور بیان شده است [۲۲]. متغیر وابسته در این مدل لزجت آشفتگی است که مرتبط با تنش های رینولدز است:

$$v_t = \frac{\overline{u''v''}}{du/dy} \quad (1)$$

لازم به ذکر است هر کمیت غیر برداری که امکان جابجایی دارد. بنابر رابطه (۲) که معادله پایه برای مدل اسپالارت - آلماراس است جابجا می شود.

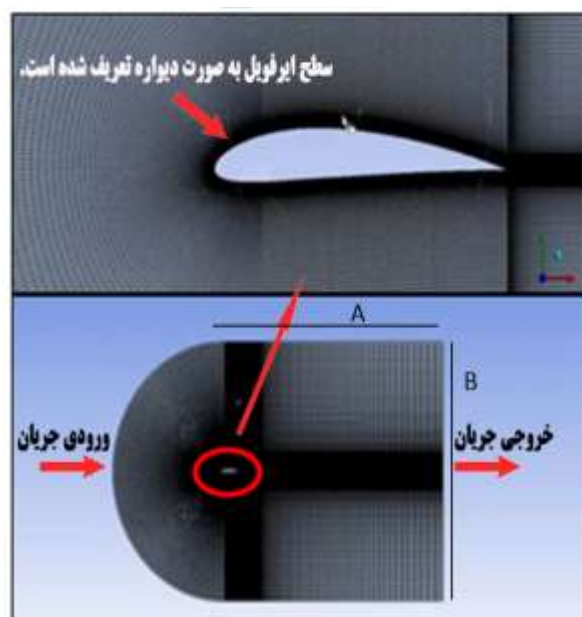
$$\frac{DF}{Dt} = \frac{\partial F}{\partial t} + (u \cdot \nabla) F \quad (2)$$

F متغیر مدل آشفتگی است که در ابتدا با استفاده از این متغیر بخش های مختلف مدل فرمول بندی شده اما

۴۴۱۲ و شبکه بندی ناحیه حل نشان داده شده که به صورت دو بعدی انجام گرفته است. هندسه ایرفویل بر اساس مشخصات استاندارد پروفیل ناکا ۴۴۱۲ مدلسازی شده است. در جدول (۱) مشخصات دامنه حل آورده شده است.

جدول ۱: مشخصات دامنه حل محاسباتی

مشخصه	مقدار	واحد
طول ضلع A	۱۲	متر
طول ضلع B	۱۲	متر
شعاع نیم دایره	۶	متر



شکل ۲: هندسه و شبکه بندی

به منظور افزایش دقت حل و بهینه سازی زمان محاسباتی شبکه بندی دامنه با استفاده از روش یکنواخت^۲ انجام شده است. شبکه بندی در نواحی نزدیک به ایرفویل به مراتب ریزتر انجام شد تا دقت حل در نواحی لایه مرزی افزایش یابد. همچنین، کیفیت شبکه با استفاده از شاخص های کجی^۳ و عمودگرایی^۴ مورد ارزیابی قرار گرفت. مقدار شاخص کجی

^۲ uniform meshing

^۳ Skewness

^۴ Orthogonality

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} - \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((\tilde{v} + v) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) \right] \\ = c_{b1} \tilde{S} \tilde{v} + \frac{1}{\sigma} \left[c_{b2} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right] \\ - c_{w1} f_w \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 \end{aligned} \quad (۶)$$

مدل اولیه اسپالارت - آلماراس برای جریان های تراکم ناپذیر بوده است ولی اصلاحاتی برای استفاده در جریان های تراکم پذیر انجام شده گرفته است [۲۶]. معادله مدل آشفتگی اسپالارت - آلماراس برای جریان های تراکم پذیر به صورت رابطه (۷) است:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{\rho} \tilde{v}}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial \tilde{\rho} \tilde{v}}{\partial x_j} = c_{b1} \tilde{S} \tilde{\rho} \tilde{v} \\ + \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((u + \tilde{\rho} \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) \right] \\ + c_{b2} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{\rho} \tilde{v}}{\partial x_j} \\ - c_{w1} f_w \rho \left(\frac{v}{d} \right)^2 \end{aligned} \quad (۷)$$

در روابط مذکور ثابت های مدل آشفتگی اسپالارت - آلماراس عبارتند از:

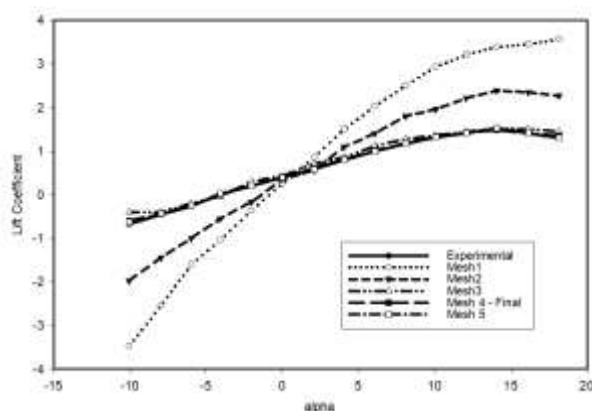
$$c_{b1} = 0.1355, c_{b2} = 0.622 \quad (۸)$$

$$c_{w1} = 0.3, c_{w2} = 2$$

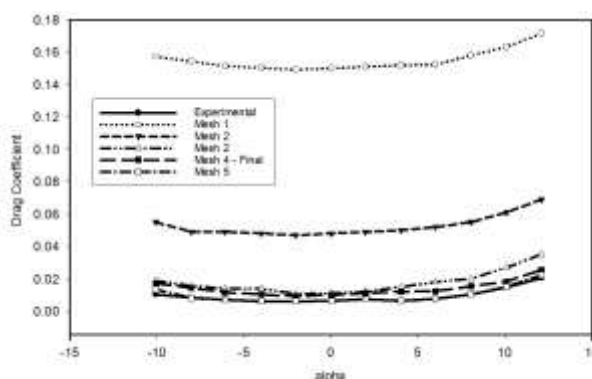
۲-۲- مدلسازی و شبکه بندی ایرفویل

به منظور تحلیل رفتار جریان و شناسایی پدیده واگرایی نقطه ای و واماندگی پیرامون ایرفویل با تقریر متوسط از شبیه سازی عددی جریان سیال در محیط نرم افزار انسیس فلوئنت^۱ استفاده شده است. در شکل (۲) ایرفویل ناکا ۴۴۱۲

^۱ ANSYS Fluent



شکل ۳: مقایسه نتایج شبیه سازی ضریب لیفت در زوایای حمله مختلف با نتایج تجربی با شبکه بندی متفاوت



شکل ۴: مقایسه نتایج شبیه سازی ضریب درگ در زوایای حمله مختلف با نتایج تجربی با شبکه بندی متفاوت

نتایج نشان می دهد که افزایش کیفیت شبکه بندی از دقت قابل قبولی برخوردار است. از طرف دیگر، تطابق نسبتا بالای نتایج عددی و نتایج تجربی نشان دهنده مدل آشفتگی مناسب اسپالارت آلماراس به منظور تحلیل جریان حول ایرفویل است. نتایج تجربی مستخرج از کتاب نظریه پروفیل های بال است [۲۷]. مشخصات سیال هوا در شرایط استاندارد در جدول (۳) آورده شده است. شرایط مرزی در حل جریان نیز به گونه ای تنظیم شده است تا امکان بررسی زوایای مختلف حمله و تحلیل رفتار واماندگی فراهم گردد. همچنین، سرعت متوسط جریان به عنوان سرعت ورودی در نظر گرفته شده است و برای زوایای حمله غیر صفر مولفه های سرعت به صورت زیر تعریف شده اند.

در محدوده ای کمتر از 0.25 قرار داشته که نشان دهنده کیفیت بسیار خوب سلول هاست، و شاخص عمودگرایی نیز بالاتر از 0.8 به دست آمد که بیانگر توزیع مناسب و قابل اعتماد شبکه است. بر این اساس، کیفیت شبکه تأیید شد. در جدول (۲) اطلاعات مرتبط با شبکه بندی های صورت گرفته به منظور بررسی استقلال حل از شبکه آورده شده است. نتایج حاصل از شبکه بندی های مختلف بر ضرایب لیفت و درگ در زوایای حمله مختلف (α) که مقادیر این زوایا از -10 تا 16 درجه تغییر کرده که به ترتیب در شکل های (۳) و (۴) نشان داده شده است.

جدول ۲: شبکه بندی های مختلف حل

شبکه	۱	۲	۳	۴	۵
تعداد سلول	۲۵۰۰	۵۰۰۰	۱۰۰۰۰	۲۰۰۰۰	۴۰۰۰۰

مطابق اطلاعات جدول (۲)، به منظور بررسی استقلال از شبکه، پنج شبکه با تعداد سلول متفاوت شامل ۲۵۰۰، ۵۰۰۰، ۱۰۰۰۰، ۲۰۰۰۰ و ۴۰۰۰۰ ایجاد شد. مقایسه ضرایب لیفت و درگ برای این ۵ شبکه نشان داد که اختلاف بین ۲ شبکه آخر کمتر از $1/5$ درصد در لیفت و درگ است. بنابراین شبکه نهایی با تقسیم مرز ۲۰۰۰۰ برای ادامه تحلیل انتخاب شد. این اختلاف ناچیز نشان دهنده آن است که نتایج عددی از نظر شبکه بندی مستقل بوده و دقت حل مناسب است.

مقایسه با داده‌های تجربی موجود برای ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ نشان می‌دهد که شبیه سازی عددی به خوبی قادر به تحلیل جریان حول این ایرفویل بوده است.

۲-۲- مدل سازی شبکه عصبی مصنوعی

شبکه عصبی مورد استفاده در این مطالعه به صورت یک مدل چندوظیفه‌ای طراحی شده است که قادر به پیش‌بینی همزمان ضریب لیفت، ضریب درگ و احتمال وقوع واماندگی برای ایرفویل های مختلف است. این مدل با بهره‌گیری از یادگیری عمیق و معماری کاملاً متراکم توانایی استخراج ویژگی‌های غیرخطی پیچیده بین زاویه حمله، عدد رینولدز و پاسخ‌های آیرودینامیکی را دارا می‌باشد. معماری شبکه شامل سه لایه پنهان متوالی با ۵۱۲ نورون در هر لایه است و از تابع فعال سازی واحد خطی تصحیح شده^۲ برای هر لایه پنهان استفاده شده است. لازم به ذکر است ۷۰ درصد داده ها به جهت آموزش، ۱۵ درصد به جهت صحنه گذاری و ۱۵ درصد نیز به جهت تست شبکه مورد استفاده قرار گرفته است. این ساختار عمیق، امکان یادگیری تعاملات غیرخطی بین ورودی‌ها را فراهم می‌آورد و به مدل اجازه می‌دهد ویژگی‌های پیچیده رفتار لیفت و درگ، به ویژه در نزدیکی شرایط واماندگی، را به دقت پیش‌بینی کند. ورودی‌های مدل شامل دو متغیر پیوسته هستند: زاویه حمله و عدد رینولدز، که پس از نرمال سازی به شبکه داده می‌شوند. لایه خروجی مدل به صورت سه شاخه مستقل طراحی شده است که در جدول (۵) قابل مشاهده است.

جدول ۵: عملکرد شاخه های خروجی

مشخصه	توضیحات
شاخه ۱	پیش‌بینی ضریب لیفت با یک نورون خروجی و تابع خطی
شاخه ۲	پیش‌بینی ضریب درگ با یک نورون خروجی و تابع خطی
شاخه ۳	پیش‌بینی احتمال واماندگی با یک نورون خروجی و تابع فعال‌سازی سیگموئید، که

$$U_x = U \cos \alpha \quad (9)$$

$$U_y = U \sin \alpha \quad (10)$$

جدول ۳: مشخصات سیال هوا

مشخصه	مقدار	واحد
چگالی	۱/۲۲	Kg/m^3
ویسکوزیته دینامیکی	۰/۰۰۰۰۰۱	$Kg/m.s$
سرعت هوا	۳۳۰	m/s
فشار اتمسفر	۱۰۱۳۲۵	pa
دمای ورودی	۳۰۰	k

شبیه سازی عددی با استفاده از حلگر فشار مبنا^۱ در محیط انسیس فلوئنت صورت گرفته است. از مدل اسپالارت آلماراس به عنوان مدل آشفتگی استفاده گردید که برای شبیه‌سازی جریان‌های آیرودینامیکی حول ایرفویل ها در رینولدز متوسط بسیار مناسب است. تنظیمات حل در جدول (۴) ارائه شده‌اند.

جدول ۴: تنظیمات حل در نرم افزار انسیس فلوئنت

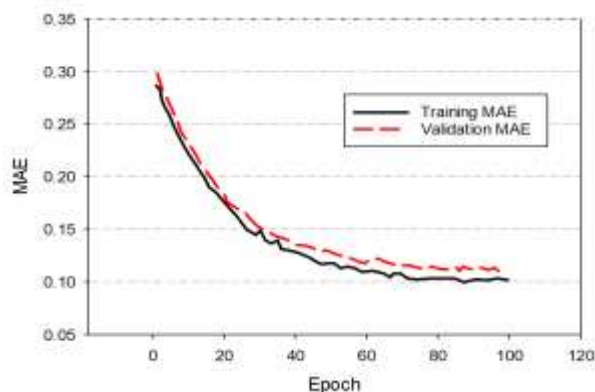
مشخصه	توضیحات
نرم افزار شبیه سازی	انسیس فلوئنت
نوع تحلیل	دو بعدی
شبکه بندی	یکنواخت
مدل توربولانسی	اسپالارت آلماراس
نوع جریان	پایا، آشفته
ورودی	Velocity Inlet
خروجی	Pressure Outlet

با نظر به اطلاعات جدول (۴) شرط مرزی که در سطح خروجی دامنه قرار دارد فشار هوای محیط در نظر گرفته شده است. بر روی دیواره ها شرایط مرزی بدون لغزش اعمال و سطوح هوای بالا و پایین به عنوان دیوارهای بدون لغزش در نظر گرفته شده اند. با نظر به شکل های (۳) و (۴) نتایج عددی به دست آمده برای ضرایب لیفت و درگ در

^۲ Rectified Linear Unit (ReLU)

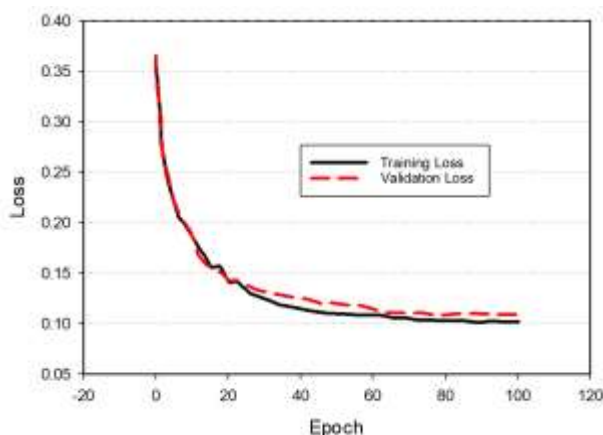
^۱ pressure-based solver

طور خلاصه کاربرد اصلی این نمودار بررسی یادگیری شبکه عصبی مصنوعی است.



شکل ۶: بررسی یادگیری شبکه عصبی مصنوعی

میزان خطای نتایج شبکه عصبی مصنوعی در شکل (۷) قابل مشاهده است.



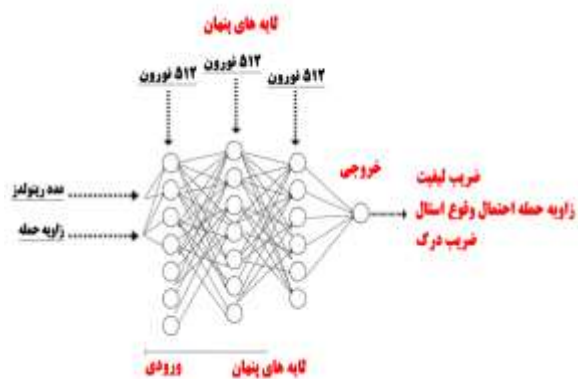
شکل ۷: بررسی خطای نتایج شبکه عصبی مصنوعی

نتایج مذکور در شکل های (۶) و (۷) حاکی از دقت و کیفیت بالای شبکه عصبی مصنوعی مدلسازی شده دارد. ضریب R و RMSE که به جهت بررسی خطایی شبکه است در معادلات (۱۱) و (۱۲) درج شده است.

$$R = \frac{\sum_{i=1}^n (M_i - \bar{M}_I) \times (P_i - \bar{P}_I)}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (M_i - \bar{M}_I)^2 \times \sum_{i=1}^n (P_i - \bar{P}_I)^2}} \quad (11)$$

مسئله به صورت دسته‌بندی دودویی^۱ مدل‌سازی شده است.

مدل با استفاده از بهینه‌ساز آدام^۲ و نرخ یادگیری اولیه ۰/۰۰۱ آموزش داده شده است. برای تلفیق وظایف متعدد، از وزندهی تابع هزینه^۳ استفاده شده است تا شاخه واماندگی اهمیت بیشتری داشته باشد و مدل توانایی شناسایی دقیق زاویه واماندگی را کسب کند. این ساختار چند وظیفه‌ای باعث افزایش بهره‌وری یادگیری و جلوگیری از بیش برآزش^۴ در مقایسه با مدل‌های تک وظیفه‌ای می‌شود و قادر است رفتارهای پیچیده آیرودینامیکی به ویژه تغییرات شدید لیفت و درگ پس از نقطه واماندگی را به شکل قابل اطمینانی پیش‌بینی نماید. تصویری شماتیک از معماری این شبکه عصبی مصنوعی در شکل (۵) قابل مشاهده است.



شکل ۵: تصویری شماتیک معماری شبکه عصبی مصنوعی

در شکل (۶) ارزیابی کیفیت یادگیری مدل بررسی شده است که خطای مدل بر روی داده‌های آموزشی با خطای مدل بر روی داده‌های اعتبار یابی مقایسه شده است. محور افقی تعداد دفعاتی است که مدل روی کل داده‌ها آموزش می‌بیند. Epoch یعنی یک بار کامل آموزش روی کل دیتاست و محور عمودی (میانگین قدرمطلق خطا)؛ یعنی اختلاف میانگین بین پیش‌بینی مدل و مقدار واقعی است. به

^۱ Binary Classification

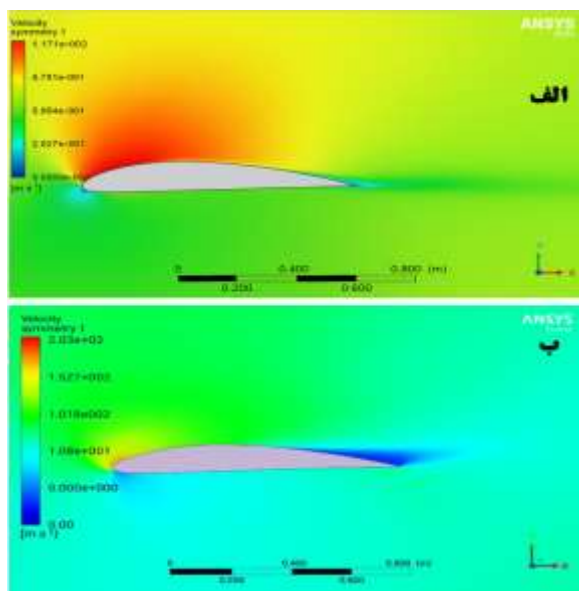
^۲ Adam

^۳ Loss Function

^۴ overfitting

۳- نتایج و بحث

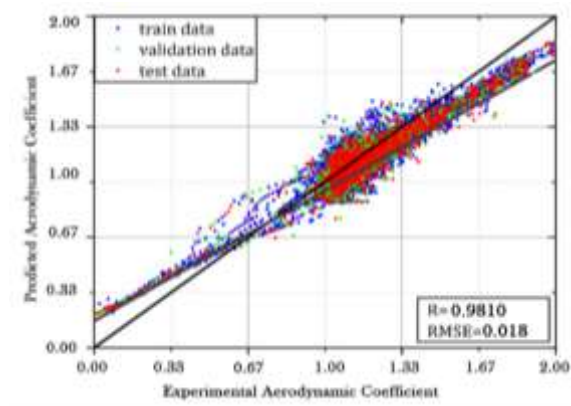
شکل (۹-الف) نشان می‌دهد که در زاویه بحرانی، جدایش لایه مرزی در حدود ۴۰ درصد وتر رخ داده و ناحیه‌ای با جریان بازگشتی وسیع شکل گرفته است. این پدیده ناشی از افزایش ضخامت لایه مرزی در ناحیه‌ای با گرادیان فشار مثبت^۱ بوده و مطابق نظریه لایه مرزی پرانتل منجر به کاهش ناگهانی نیروی برآ می‌گردد. در مقابل، شکل (۷-ب) بیانگر آن است که در زوایای کمتر از آستانه واماندگی، لایه مرزی بر سطح باقی مانده و وجود گرادیان فشار منفی^۲ موجب شتاب‌گیری مجدد ذرات سیال و تداوم چسبندگی جریان شده است. بر این اساس، می‌توان نتیجه گرفت که پیش از زاویه بحرانی گرادیان فشار منفی عامل پایداری جریان و چسبندگی لایه مرزی است، در حالی که با رسیدن به زاویه بحرانی، ظهور گرادیان فشار مثبت جدایش لایه مرزی و وقوع پدیده واماندگی را به دنبال دارد.



شکل ۹: (الف) توزیع سرعت در زاویه افت (ایجاد پدیده واماندگی) و (ب) توزیع سرعت در حالتی که جریان پیوسته است و واماندگی رخ نداده است.

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n [M_i - P_i]^2}{n}} \quad (12)$$

در شکل (۸) ضریب همبستگی میان نتایج تجربی و پیش بینی شده توسط شبکه عصبی مصنوعی نشان داده شده است.



شکل ۸: ضریب همبستگی مقادیر تجربی و شبکه عصبی مصنوعی

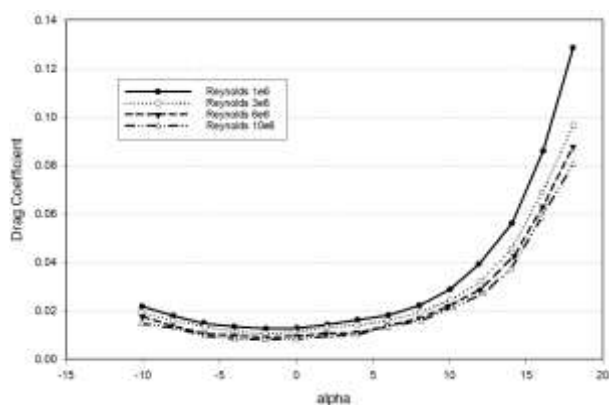
۳-۲- تحلیل عدم قطعیت

به منظور ارزیابی پایداری نتایج، تحلیل عدم قطعیت برای هر دو بخش شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی و شبکه عصبی مصنوعی انجام شد. در بخش دینامیک سیالات محاسباتی، اثر تغییر اندازه شبکه و شرایط مرزی بر ضرایب لیفت و درگ بررسی گردید که نتایج نشان داد نوسانات کمتر از ۱/۵ درصد بوده و حل عددی از پایداری مناسبی برخوردار است. در بخش شبکه عصبی، با استفاده از اعتبارسنجی متقابل و چند تکرار آموزش، میانگین خطای RMSE برابر با ۰/۰۱۸ و ضریب همبستگی بالاتر از ۰/۹۸ به دست آمد. این نتایج بیانگر دقت و قابلیت اعتماد بالای چارچوب ترکیبی CFD-ANN در پیش‌بینی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل است.

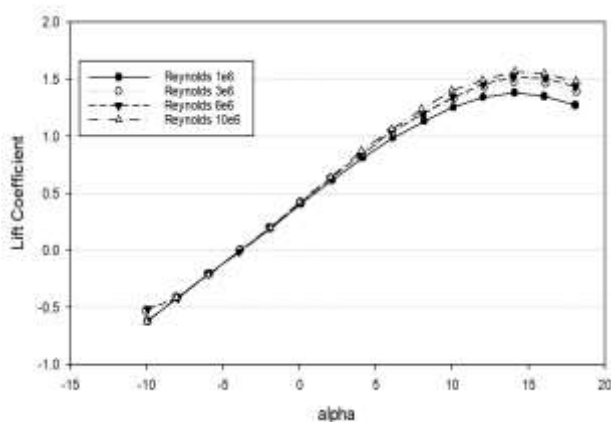
^۱ Adverse Pressure Gradient
^۲ Favorable Pressure Gradient

شکل ۱۱: ضریب لیفت بر حسب ضریب درگ (پولار آیرودینامیکی)

نتایج مذکور در شکل های (۱۲) و (۱۳) نشان دهنده این است که با افزایش عدد رینولدز، زاویه وقوع واماندگی حدود ۱ تا ۲ درجه به سمت مقادیر بالاتر جابه‌جا شده و مقدار بیشینه افزایش یافته است. این رفتار به تأخیر جدایش لایه مرزی ناشی از انتقال دیرتر جریان آرام به آشسته و انتقال است. در رینولدزهای بالا، شدت اختلاط آشسته و انتقال مومنوم به لایه نزدیک دیوار افزایش یافته و مقاومت آن در برابر گرادیان فشار معکوس بیشتر می‌شود.



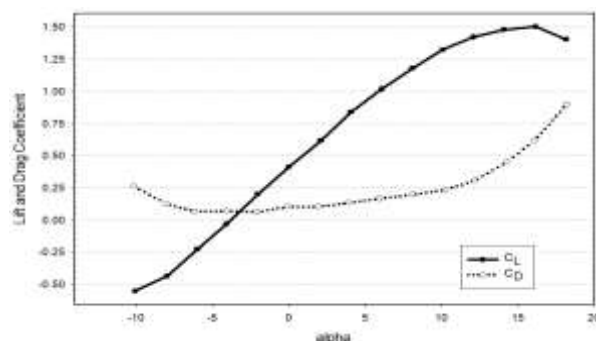
شکل ۱۲: مقایسه ضریب درگ در رینولدز های مختلف



شکل ۱۳: مقایسه ضریب لیفت در رینولدز های مختلف

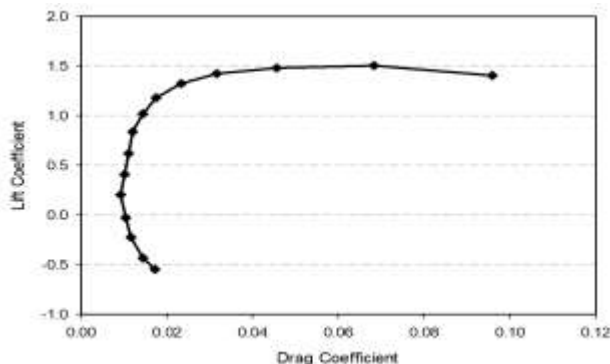
به منظور ارزیابی عملکرد شبکه عصبی مصنوعی مدل سازی شده، پیش بینی واماندگی تنها بر روی عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰۰ که نتایج تجربی آن موجود است متمرکز شده تا بتوان عملکرد شبکه عصبی مصنوعی را بررسی کرد. این

شکل (۱۰) روند خطی در محدوده پیش از واماندگی و افت شدید پس از زاویه بحرانی را نشان می‌دهد. این افت با کاهش مؤثر سطح مکش و تغییر مکان نقطه بیشینه مکش روی سطح بالایی مرتبط است.



شکل ۱۰: ضریب درگ و ضریب لیفت در مقایسه با یکدیگر بر حسب زاویای مختلف حمله جریان

نمودار قطبی لیفت - درگ (پولار آیرودینامیکی) در شکل (۱۱)، رابطه ضریب لیفت با ضریب درگ را در زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد و ابزاری مهم برای تحلیل ویژگی‌های آیرودینامیکی بال به شمار می‌آید. این منحنی امکان تعیین نقطه بیشینه نسبت لیفت به درگ را فراهم می‌سازد که شاخصی کلیدی در بهینه‌سازی عملکرد پروازی است. همان‌گونه که در شکل مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه حمله، ضریب لیفت افزایش یافته و پس از رسیدن به مقدار بیشینه با ورود به ناحیه واماندگی کاهش می‌یابد؛ در حالی که ضریب درگ روندی صعودی داشته و این امر افت کارایی آیرودینامیکی در شرایط واماندگی را تأیید می‌کند.



^۱ Aerodynamic Pola

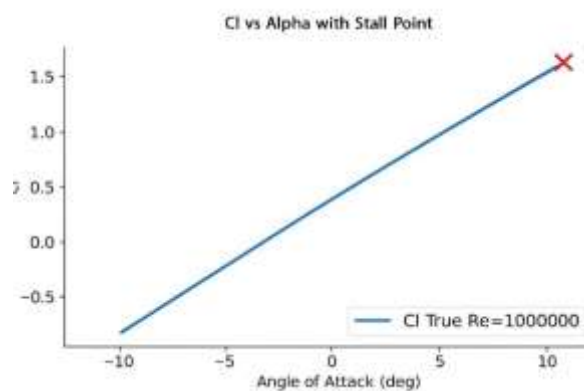
شبکه عصبی مصنوعی مدلسازی شده علاوه بر شناسایی دقیق زاویه بحرانی، توانسته است روند افزایش تدریجی درگ پیش از واماندگی و جهش شدید آن در ناحیه پس واماندگی را بازنمایی کند. همچنین، مقایسه ضرایب آیرودینامیکی پیش‌بینی شده و واقعی حاکی از آن است که مدل نه تنها در شرایط خطی پیش از واماندگی بلکه در نواحی غیرخطی پس از آن نیز کارایی مناسبی دارد. این موضوع نشان‌دهنده آن است که شبکه عصبی مصنوعی می‌تواند به عنوان یک جایگزین محاسباتی سریع و دقیق برای تحلیل پدیده واماندگی در کاربردهای طراحی و کنترل پرواز مورد استفاده قرار گیرد.

لازم به ذکر است به منظور ارزیابی عملکرد مدل پیشنهادی، از شبکه عصبی چندلایه با ساختار عمیق استفاده شد. هدف اصلی این پژوهش ارائه چارچوبی ترکیبی با هدف پیش‌بینی پدیده واماندگی بود؛ از این رو مقایسه گسترده با مدل‌های یادگیری ماشین کلاسیک مانند رگرسیون خطی یا جنگل تصادفی در این مطالعه انجام نشد. با این حال، مطالعاتی در سال ۲۰۲۴ و ۲۰۲۵ نشان داده اند که مدل‌های خطی یا درختی در پیش‌بینی رفتارهای غیرخطی شدید در نزدیکی زاویه‌ی واماندگی دقت پایین‌تری نسبت به شبکه‌های عصبی دارند [۶،۵]. از این رو، انتخاب شبکه عصبی مصنوعی در این پژوهش به دلیل توانایی آن در شناسایی الگوهای غیرخطی پیچیده میان زاویه‌ی حمله، عدد رینولدز و ضرایب آیرودینامیکی توجیه‌پذیر است.

۴- مطالعات آینده

پژوهش حاضر کارایی ترکیب شبیه سازی دینامیک سیالات محاسباتی با شبکه های عصبی مصنوعی را در پیش بینی ضرایب آیرودینامیکی نشان داده است. با این حال، مسیرهای متعددی برای تحقیقات آینده وجود دارد که می‌تواند به افزایش پایداری، دقت و گستره کاربرد روش پیشنهادی منجر شود: (۱) مدل سازی سه بعدی و تحلیل اثرات انتهایی: گسترش شبیه سازی ها به سه بعد به منظور شبیه سازی گردابه های نوک بال، جریان عرضی و دینامیک گردابه ها در شرایط پس از واماندگی که ذاتاً ماهیتی سه بعدی دارند. این امر منجر به پیش بینی واقع گرایانه تر

انتخاب موجب گردید که اثرات ناشی از تغییر رژیم های جریان حذف شده و دقت مدل در بازسازی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل با وضوح بیشتری مورد بررسی قرار گیرد. نتایج نشان می‌دهد که مدل توانسته است زاویه بحرانی واماندگی را در حدود زاویه حمله ۱۴ درجه شناسایی نماید. ضریب لیفت تا این زاویه روند افزایشی داشته و مقدار بیشینه آن در همین محدوده به دست آمده است. پس از آن، افت ناگهانی لیفت به دلیل جدایش جریان به درستی پیش بینی شده است. از منظر آیرودینامیکی، چنین رفتاری برای ایرفویل انتخابی در این عدد رینولدز کاملاً قابل انتظار است، زیرا با افزایش زاویه حمله، لایه مرزی در سطح مکش توانایی دنبال کردن سطح ایرفویل را از دست داده و جدایش جریان به طور ناگهانی رخ می‌دهد. خروجی شبکه عصبی نشان می‌دهد که حتی در شرایط محدود به یک رینولدز، مدل قادر به بازسازی دقیق رفتار غیرخطی ضرایب آیرودینامیکی و پیش بینی واماندگی است. این موضوع حاکی از آن است که شبکه عصبی پیشنهادی می‌تواند به عنوان یک جایگزین محاسباتی معتبر برای شبیه سازی های پرهزینه دینامیک سیالات محاسباتی در تحلیل پدیده واماندگی مورد استفاده قرار گیرد. در شکل (۱۴) زاویه ای حمله بر حسب ضریب لیفت توسط شبکه عصبی مصنوعی ترسیم گردیده است و زاویه حمله ای که پس از آن پدیده واماندگی رخ خواهد داد با علامت x در حوالی ۱۴ درجه نشان داده شده است که حاکی از توانایی مدل در شناسایی دقیق زاویه بحرانی است.



شکل ۱۴: زاویه حمله احتمال وقوع واماندگی پیش‌بینی شده توسط شبکه عصبی مصنوعی بر حسب زاویه حمله و ضریب لیفت

عدد رینولدز، وقوع واماندگی به زوایای حمله بالاتری منتقل شده، جریان پایدارتر گردیده و عملکرد آیرودینامیکی بهبود یافته است. شبکه عصبی طراحی شده با ساختار چند وظیفه‌ای توانست زاویه بحرانی واماندگی را با ضریب همبستگی بالاتر از ۰/۹۸ و خطای میانگین مربعات کمتر از ۰/۱۸ با دقت زیاد پیش‌بینی کند. چارچوب ترکیبی به عنوان روشی سریع، دقیق و کم‌هزینه، قابلیت کاربرد در طراحی بال و پره‌ها، تحلیل پدیده واماندگی و توسعه سامانه‌های کنترل فعال پرواز را دارد. این مطالعه ظرفیت بالای شبکه‌های عصبی مصنوعی و رویکرد های ترکیبی را در پیشبرد تحلیل های آیرودینامیکی نشان داده و بر اهمیت رویکرد های داده محور در مهندسی هوافضا تأکید کرده است.

۶- مراجع

- [۱] Wang H, Luo Z, Deng X, Zhou Y, Gong J. Enhancement of flying wing aerodynamics in crossflow at high angle of attack using dual synthetic jets. *Aerospace Science and Technology*. ۲۰۲۵ Jan;۱۵۶:۱۰۹۷۷۳. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109773>
- [۲] Sun W, Wang Y, He G, Wang Q, Yu F, Song W. Effects of kinematic parameters and corrugated structure on the aerodynamic performance of flexible dragonfly wings. *Journal of Fluids and Structures*. ۲۰۲۴ Mar;۱۲۵:۱۰۴۰۵۸. <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2023.104058>
- [۳] Zhang M, Duan W, Liu J. Aerodynamics of airfoils in free-surface effect by numerical simulations and regression analysis. *Physics of Fluids*. ۲۰۲۵ Jun ۱;۳۷(۶). <https://doi.org/10.1063/5.0271185>
- [۴] Chaoyuan WE, Yuting DA, Yuntao XU, Chao YA. Aerodynamic characteristics of a pitching airfoil with leading-edge morphing. *Chinese Journal of Aeronautics*.

ضرایب آیرودینامیکی به‌ویژه در ناحیه پس از واماندگی خواهد شد. ۲) بررسی اثر زبری سطح، یخ‌زدگی و تغییر شکل سازه‌ای: مطالعه تأثیر ناهمواری‌ها، فرسایش، تشکیل یخ و تغییر شکل هندسی ناشی از بارگذاری بر زمان‌بندی وقوع واماندگی و عملکرد آیرودینامیکی، به منظور توسعه ایرفویل هایی مقاوم‌تر در برابر افت عملکرد. ۳) غنی سازی داده‌های آموزشی شبکه عصبی: افزایش دامنه داده‌های آموزشی به گونه‌ای که شرایط جریان متنوع شامل شدت های آشفتگی مختلف، عدد ماخ‌های متفاوت و اغتشاشات ناگهانی را دربر گیرد و افزودن ویژگی های فیزیکی مانند توزیع فشار سطح و مکان نقطه جدایش برای بهبود دقت تشخیص واماندگی. ۴) یکپارچه سازی با سامانه های کنترل فعال بلادرنگ: به کارگیری مدل آموزش دیده در چارچوب های کنترلی بلادرنگ جهت سرکوب فعال واماندگی در پره‌های توربین بادی، روتور هلیکوپتر و هواپیماهای بال ثابت. ۵) بررسی عملکرد در شرایط عملیاتی خارج از طراحی: تعمیم روش برای پیش‌بینی عملکرد آیرودینامیکی در شرایط جوی نامطلوب، باد جانبی و مانورهای گذرای سریع، به‌منظور کاربرد در سامانه های حساس هوافضا است. پیگیری این مسیرهای پژوهشی می‌تواند چارچوب ترکیبی دینامیک سیالات محاسباتی - شبکه عصبی مصنوعی را به ابزاری جامع، دقیق و قابل‌استفاده بلادرنگ برای تحلیل و کنترل آیرودینامیکی در طیف وسیعی از کاربردهای مهندسی هوافضا و انرژی تبدیل کند.

۵- نتیجه گیری

در این پژوهش، رفتار آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ با تعقر متوسط در بازه گسترده‌ای از زوایای حمله و اعداد رینولدز با استفاده از چارچوب ترکیبی دینامیک سیالات محاسباتی و شبکه عصبی مصنوعی بررسی شد. نتایج نشان داد که مدل آشفتگی اسپالارت آلماراس در پیش‌بینی توزیع ضرایب لیفت و درگ پیش و پس از وقوع واماندگی از دقت بالایی برخوردار است و تطابق مناسبی با داده های تجربی تونل باد نشان می‌دهد. تحلیل میدان جریان آشکار کرد که تشکیل گردابه بزرگ در ناحیه مکش و گرادیان فشار معکوس نقش کلیدی در افت ناگهانی لیفت دارد. با افزایش

- <https://dor.isc.ac/dor/۲۰.۱۰۰۱.۱.۲۳۲۲۳۲۷۸.۱۴۰۲.۱۲.۲.۳.۴>
- [۱۱] hossein, A., Rabiee, A., Ghadak, F. Numerical and experimental investigation of synchronic wavy tubercles method in improving propeller aerodynamic performance. Fluid Mechanics & Aerodynamics, ۲۰۲۴; ۱۳(۱): ۵۷-۶۵.
<https://dor.isc.ac/dor/۲۰.۱۰۰۱.۱.۲۳۲۲۳۲۷۸.۱۴۰۲.۱۳.۱.۹.۵>
- [۱۲] amini, S., Rostami Varnousfaaderani, M., Dehghan Manshadi, M., Norouzi, H. Calculation of Amphibian Floating Drag under the Effect of Sea Waves Using Computational Fluid Dynamics. Fluid Mechanics & Aerodynamics, ۲۰۲۴; ۱۳(۲): ۱۱۳-۱۲۴.
<https://dor.isc.ac/dor/۲۰.۱۰۰۱.۱.۲۳۲۲۳۲۷۸.۱۴۰۲.۱۳.۲.۹.۷>
- [۱۳] Hrynuk JT, Olson D, Stutz C, Jackson JK. Effects of turbulence on NACA ۰۰۱۲ airfoil performance at low Reynolds number. AIAA Journal. ۲۰۲۴ Jan;۶۲(۱):۴۰۹-۱۷.
<https://doi.org/۱۰.۲۵۱۴/۱.۰.۶۳۲۴۴>
- [۱۴] Deghoum K, Gherbi MT, Tolephih MH, Aljibori HS, Abdullah OI. Simulation of Turbulent Airflow of a NACA ۲۳۰۱۲ Airfoil Based on the Systematic Analysis Approach. International Journal of Fluid Mechanics Research.
<https://doi.org/۱۰.۱۶۱۵/InterJFluidMechRes.۲۰۲۵.۵۹۸۲۶>
- [۱۵] Noronha NP, Krishna M. Aerodynamic performance comparison of airfoils suggested for small horizontal axis wind turbines. Materials Today: Proceedings. ۲۰۲۱Jan۱;۴۶:۲۴۵-۵.
<https://doi.org/۱۰.۱۰۱۶/j.matpr.۲۰۲۱.۰۱.۳۵۹>
- [۱۶] Shahabiniya MP, Safy SM, Dolatabadi AD, Hossein M. Assessing Jet Nozzle Performance: Effects of Diameter and Angle on Temperature and Velocity Distribution. ۲۰۲۴Jul۱;۳۷(۷):۸۱-۹۲.
<https://doi.org/۱۰.۱۰۱۶/j.cja.۲۰۲۴.۰۳.۰۳۶>
- [۱۷] Sharpe P, Hansman RJ. NeuralFoil: An airfoil aerodynamics analysis tool using physics-informed machine learning. arXiv preprint arXiv:۲۵۰۳.۱۶۳۲۳. ۲۰۲۵ Mar ۲۰.
<https://doi.org/۱۰.۴۸۵۵۰/arXiv.۲۵۰۳.۱۶۳۲۳>
- [۱۸] Rayhan AM, Hossain MS, Mim RH, Ali M. Computational and experimental study on the aerodynamic performance of NACA ۴۴۱۲ airfoil with slot and groove. Heliyon. ۲۰۲۴Jun۱۵;۱۰(۱۱).
<https://doi.org/۱۰.۱۰۱۶/j.heliyon.۲۰۲۴.e۳۱۵۹۵>
- [۱۹] FAYYAD SM, AL ALAWIN AI, ABU-EIN SU, ABULGHANAM Z, ALSABAG AS, RAWASHDEH MO, MOMANI M, MOMANI W. Aerodynamics Analysis Comparison between NACA ۴۴۱۲ and NREL S۸۲۳ Airfoils.
- [۲۰] Nagaraju AS, Gupta R, Bhowmik S. Effects of the influence of triangular dimple and aspect ratio on NACA ۴۴۱۲ airfoil on the overall performance of H-Darrieus wind rotor: An experimental investigation. Wind Engineering. ۲۰۲۵ Feb;۴۹(۱):۱۸۱-۹۸.
<https://doi.org/۱۰.۳۳۱۱/PPtr.۲۸۲۵۸>
- [۲۱] Zargar OA, Lin T, Zebua AG, Lai TJ, Shih YC, Hu SC, Leggett G. The effects of surface modification on aerodynamic characteristics of airfoil DU ۰۶ W ۲۰۰ at low Reynolds numbers. International Journal of Thermofluids. ۲۰۲۲ Nov ۱;۱۶:۱۰۰۲۰۸.
<https://doi.org/۱۰.۱۰۱۶/j.ijft.۲۰۲۲.۱۰۰۲۰۸>
- [۲۲] Goudarzi, A., Mohammadi Ahmar, A., Mohammadi, A., Mansouri, H. Uncertainty Quantification of Transonic RAE۲۸۲۲ Airfoil under Geometrical Uncertainties. Fluid Mechanics & Aerodynamics, ۲۰۲۴; ۱۲(۲): ۳۳-۴۲.

- [۲۴] Xue Y, Feng Y, Zheng X. Assessment of compressibility corrections on Spalart-Allmaras turbulence model for high-Mach-number flows. *AIAA Journal*. ۲۰۲۴ Jan;۶۲(۱):۹۲-۱۰۷.
<https://doi.org/10.2514/1.j.063274>
- [۲۵] Waligura CJ, Couchman BL, Galbraith MC, Allmaras SR, Harris WL. Investigation of spalart-allmaras turbulence model modifications for hypersonic flows utilizing output-based grid adaptation. In *AIAA SciTech ۲۰۲۲ Forum* ۲۰۲۲ (p. ۰۵۸۷).
<https://doi.org/10.2514/6.2022-0587>
- [۲۶] Naeimi J, Zirak S, Biglari M, Jafari Gavzan I. Numerical study of steam flow on the low-pressure turbine under off-design conditions: a case study of the Neka steam power plant. *Acta Mechanica*. ۲۰۲۴ Dec;۲۳۵(۱۲):۷۳۶۹-۹۱.
<https://doi.org/10.1007/s00707-024-0497-5>
- [۲۷] Abbott IH, Von Doenhoff AE. Theory of wing sections. New York: Dover Publications; ۱۹۵۹.
- [۱۷] Balaji G, Gupta S, Manikpuri GK, Sureshkumar S, Sathish S, Madhanraj V. Numerical investigation of aerodynamic performance of leading edge tubercle airfoil at low Reynolds number. *Materials Today: Proceedings*. ۲۰۲۲ Jan ۱;۶۸:۱۴۵۵-۶۵.
<https://doi.org/10.1016/j.matpr.2022.07.005>
- [۱۸] Ali MH, Mehdi SN, Naik MT. Comparative analysis of low velocity vertical axis wind turbine NACA blades at different attacking angles in CFD. *Materials Today: Proceedings*. ۲۰۲۳ Jan ۱;۸۰:۲۹۱-۱۰۰.
<https://doi.org/10.1016/j.matpr.2021.06.119>
- [۱۹] Rayhan AM, Hossain MS, Mim RH, Ali M. Computational and experimental study on the aerodynamic performance of NACA ۴۴۱۲ airfoil with slot and groove. *Heliyon*. ۲۰۲۴ Jun ۱۵;۱۰(۱۱).
<https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e31595>
- [۲۰] Petinrin MO, Onoja VA. Computational study of aerodynamic flow over NACA ۴۴۱۲ airfoil. *British Journal of Applied Science & Technology*. ۲۰۱۷ Jan ۱۰;۲۱(۳):۱-۱۰.
- [۲۱] Spalart PR, Garbaruk AV. A new “ λ_2 ” term for the spalart-allmaras turbulence model, active in axisymmetric flows. *Flow, Turbulence and Combustion*. ۲۰۲۱ Aug;۱۰۷(۲):۲۴۵-۵۶.
<https://doi.org/10.1007/s10494-020-00223-0>
- [۲۲] Investigation and Modification of Spalart-allmaras Turbulence Model and Its Application to Flow Over a NACA ۰۰۱۲ Airfoil. *Fluid Mechanics & Aerodynamics*, ۲۰۱۷; ۵(۲): ۷۱-۸۱.
<https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1395.5.2.6.8>
- [۲۳] He X, Zhao F, Vahdati M. A turbo-oriented data-driven modification to the Spalart-Allmaras turbulence model. *Journal of Turbomachinery*. ۲۰۲۲ Dec ۱;۱۴۴(۱۲):۱۲۱۰۰۷.
<https://doi.org/10.1115/1.4055232>



Determination of Flow Instability and Lift Divergence Point in a Moderately Cambered Airfoil Using Computational Fluid Dynamics and Artificial Neural Networks

HIGHLIGHTS

Prediction of the critical stall angle with over 90% accuracy using an artificial neural network

Simultaneous prediction of lift and drag coefficients and stall onset angle for the NACA ٤٤١٢ airfoil using an artificial neural network

ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received:

Received in revised form:

Accepted:

Available online:

*Correspondence:

How to cite this article:

A.A. AAA, B. BBB, C. CCC, D. DDD, E. EEE. Title. Journal of Aerospace Mechanics. Year; Vol(No):Page-Page.

Keywords:

Airfoil

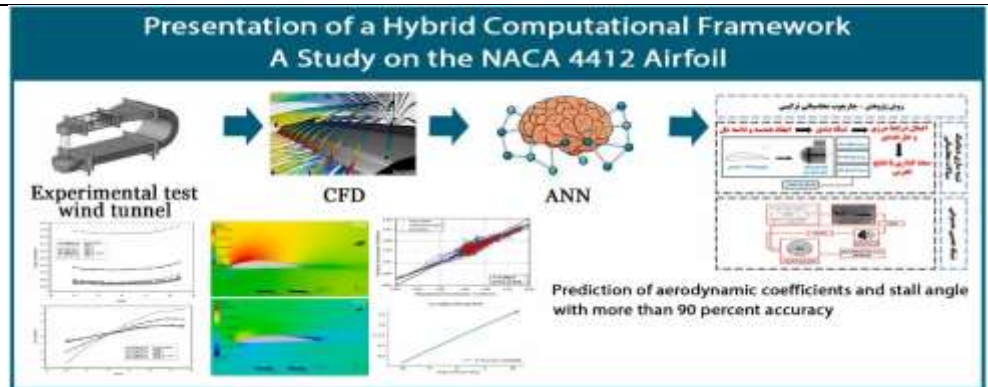
Lift Coefficient

Drag Coefficient

Artificial Neural Network (ANN)

Aerodynamics

GRAPHICAL ABSTRACT



ABSTRACT

In this study, the aerodynamic behavior of a moderately cambered NACA 4412 airfoil was investigated over a wide range of angles of attack and Reynolds numbers. Computational fluid dynamics (CFD) simulations were performed using ANSYS Fluent with the Spalart–Allmaras turbulence model. The mesh was designed to be uniform with high refinement in critical regions, including the leading edge and the flow separation area. Validation of the CFD results against experimental wind tunnel data showed that the lift and drag coefficients were accurately predicted both before and after stall. Flow field analysis revealed that stall occurrence was caused by early boundary layer separation in the suction region and the formation of a large recirculation zone behind the leading edge, resulting in a sudden drop in lift coefficient and a sharp increase in drag coefficient. Increasing the Reynolds number delayed stall onset and increased the maximum lift. To enable rapid prediction of aerodynamic coefficients, a multilayer neural network was developed with angle of attack and Reynolds number as inputs, and lift and drag coefficients as outputs. The proposed model was able to predict the stall angle with over 90% accuracy. These results demonstrate that the combination of CFD and neural networks provides an efficient and cost-effective approach for predicting airfoil aerodynamic behavior, and can be applied in airfoil optimization, blade performance enhancement, and the development of active stall control systems.

