



کاهش جدایش جریان و درگ کلی ایرفویل ناکا ۴۴۱۵ با ایجاد شیار بر روی آن

سید مصطفی میرطبايي*

استادیار، دانشکده مهندسی و پرواز، دانشگاه افسری امام علی (ع)، تهران، ایران

* نویسنده مسئول: mirtabaei@iamu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۵/۲۱ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۱۹

چکیده

ایرفویل‌ها با توجه به هندسه خاص خود طوری طراحی شده‌اند تا بتوانند به‌صورت بهینه نیروی لیفت ایجاد کنند و کارایی سازه‌های هوایی یا دریایی را بهبود بخشند. علاوه بر طراحی‌های استاندارد و رایج ایرفویل‌ها در صنایع مختلف، می‌توان برای افزایش بهره‌وری آنها را نیز بهینه‌سازی نمود. در این پژوهش، نیروی لیفت تولید شده توسط ایرفویل‌های شیاردار NACA 4415 که در هواپیماها، پهپادها و توربین‌های بادی کاربرد دارند، مورد بررسی قرار گرفته است. با استفاده از روش طراحی آزمایش فاکتوریل کامل، تأثیر تعداد و عمق شیارها بر نیروی لیفت در زوایای حمله مختلف و در یک عدد رینولدز ثابت ارزیابی شده است. نتایج نشان می‌دهد که شیارها در برخی از زوایا منجر به افزایش چشمگیر نیروی لیفت شده‌اند. به طوری که در زاویه حمله ۱۳ درجه افزودن شیار به سطح ایرفویل می‌تواند نیروی لیفت را تا ۳۱٪ افزایش دهد.

کلیدواژه‌ها: ایرفویل ناکا ۴۴۱۵، افزایش راندمان ایرفویل، تغییر هندسی ایرفویل، تاثیر شیار، کاهش جدایش جریان

مقدمه

نیروی لیفت نیرویی است که در خلاف جهت وزن هواپیما عمل می‌کند و نقش اساسی در حفظ و پایداری آن در هوا دارد. به‌طور عمده، این نیروی آیرودینامیکی و مکانیکی توسط بال‌های هواپیما ایجاد می‌شود و امکان باقی ماندن هواپیما در آسمان را فراهم می‌آورد. نیروی لیفت ناشی از حرکت هواپیما در هوا بوده و به عنوان یک نیروی عمود بر جریان هوا عمل می‌کند. عوامل مختلفی، مانند طراحی هندسی و سرعت هواپیما، تأثیر مستقیمی بر مقدار لیفت تولیدی دارند. اما باید توجه داشت که برخی توضیحات موجود در مورد نحوه ایجاد نیروی لیفت، گاهی دچار خطا یا ابهام‌اند و موضوع بحث‌های متعددی در این حوزه هستند. براساس قانون سوم نیوتن، نیروی لیفت از برخورد ذرات سیال با سطح جسم جامد حاصل می‌شود، به‌گونه‌ای که این تماس بین سطح جسم و سیال برای ایجاد لیفت ضروری است. به‌علاوه، این نیرو همیشه عمود بر جهت حرکت ایجاد می‌شود و به این ترتیب، نقش حیاتی در حفظ پایداری و قابلیت کنترل سازه‌های پروازی ایفا می‌کند.

تحقیقات اخیر به منظور بهبود نیروی لیفت در ایرفویل‌ها، رویکردهای متنوعی را ارائه کرده‌اند. ژو و همکاران [۱] در مطالعه‌ای بر تأثیر تغییر ضخامت ایرفویل‌ها دریافتند که تغییر ضخامت می‌تواند پیچیدگی‌های جدیدی به نتایج بیفزاید و حتی گاهی پارامترهای جمع‌آوری شده را به شکل متناقضی ارائه دهد. علاوه بر این، مشاهده کردند که افزایش زاویه حمله به میزان ۵ درجه به‌طور کلی منجر به افزایش ضریب لیفت می‌شود که به بهبود عملکرد بالابری کمک می‌کند. قدوسی و همکاران [۲] به تحلیل روش‌های غیرفعال برای کنترل پدیده استال و بهبود نسبت لیفت به درگ پرداخته‌اند. این مطالعه نشان داد که ایجاد حفراتی بر روی سطح ایرفویل، به‌ویژه در زوایای حمله بالا، قابلیت بالایی در افزایش نسبت لیفت به درگ داشته و می‌تواند عملکرد ایرفویل را بهبود بخشد. یه و همکاران [۳] با بررسی استفاده از یک فلپ انتهایی مجهز به میکروزبانه در پره‌های توربین بادی دریافتند که این ترکیب می‌تواند شکل برجسته ایرفویل را بهبود دهد و در نتیجه موجب افزایش کارایی آن شود. یافته‌های این تحقیق نقش کلیدی میکروزبانه‌ها و فلپ‌های انتهایی را در بهبود عملکرد ایرفویل در شرایط عملیاتی مختلف برجسته می‌کند. نبوی و همکاران [۴] در پژوهشی بر روی ایجاد گردابه‌های پایدار در لبه جلویی ایرفویل نشان دادند که این گردابه‌ها می‌توانند حداکثر ضریب لیفت را افزایش دهند. این نتیجه اهمیت گردابه‌های پایدار را به عنوان یک ابزار مؤثر در افزایش نیروی لیفت و



بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل‌ها نمایان می‌سازد. لیو [۵] با استفاده از تحلیل‌های تئوری ایرفویل نازک و فرمول‌بندی‌های ساده به بررسی منشأ فیزیکی لیفت در ایرفویل‌ها پرداخت. نتایج این تحقیق نشان داد که تئوری ایرفویل نازک قادر به پیش‌بینی لیفت با دقت بالایی است و گردابه‌های ایجادشده به عنوان مکانیزم فیزیکی صحیح برای تولید نیروی بالابری ایفای نقش می‌کنند. تائو و همکاران [۶] به بررسی اثر حرکت موجی در ایرفویل پرداختند و نشان دادند که ایرفویل با حرکت موجی قادر به تولید لیفت و رانش بیشتری نسبت به ایرفویل ثابت است. این یافته‌ها به اهمیت استفاده از حرکت‌های نوسانی در طراحی ایرفویل برای افزایش راندمان اشاره دارند. پرانچاپه و همکاران [۷] عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل‌ها را بر روی توربین‌های بادی تقویت‌شده با دیفیوزر بررسی کردند و دریافتند که تغییر کمر ایرفویل تأثیر چشمگیری در افزایش سرعت جریان دارد، حتی برای ایرفویل‌هایی که از پیش دارای ضریب لیفت بالا هستند. این نتایج اهمیت بهینه‌سازی کمر در طراحی ایرفویل‌ها را نشان می‌دهند. همکاران [۸] در پژوهشی برای آرایه هندسه‌های جدید برای ایرفویل ناکا 64A010 تغییراتی را در لبه‌های پیشرو و عقبی ایرفویل اعمال کرده و مشاهده کردند که این تغییرات می‌تواند منجر به حداکثرسازی نیروی بالابری شود. این تحقیق به کارآمدی بهینه‌سازی‌های هندسی در ارتقای عملکرد ایرفویل اشاره می‌کند. آمسکوا و همکاران [۹] عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل DU91W(2)250 را در شرایط مختلف رینولدز با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی بررسی کردند. نتایج نشان داد که در زوایای حمله مثبت، به‌ویژه در زاویه $7/5$ درجه، نیروی لیفت به طور قابل توجهی افزایش می‌یابد و این نشان‌دهنده نقش مهم شرایط جریان بر عملکرد ایرفویل است. در نهایت، دوسی و همکاران [۱۰] بهینه‌سازی ایرفویل ناکا 0012 را با هدف دستیابی به حداکثر لیفت و حداقل درگ انجام دادند و دریافتند که با به‌کارگیری تکنیک‌های تولید گردابه می‌توان به افزایش ضریب لیفت به میزان $16/67$ درصد دست یافت. این پژوهش اهمیت بهینه‌سازی ایرفویل‌ها برای افزایش عملکرد آیرودینامیکی در کاربردهای مختلف را برجسته می‌کند. وانگ و همکاران [۱۱] اثر مکش را بر سطح ایرفویل در مکان‌های مختلف، به‌ویژه در ناحیه لبه جلویی یک بدنه باریک، در یک تونل باد با عدد رینولدز پایین مورد مطالعه قرار دادند. نتایج این پژوهش نشان داد که اعمال مکش در موقعیت خاصی در پایین‌دست لبه جلویی ایرفویل می‌تواند نیروی لیفت را به طور قابل توجهی افزایش دهد. عزیز و همکاران [۱۲] به بهینه‌سازی پارامتریک اثر دماغه‌های مورفینگ و لبه‌های انتهایی برای بهبود ویژگی‌های آیرودینامیکی و کنترل ایرفویل پرداخته‌اند. هدف آن‌ها اطمینان از دستیابی به حداکثر ضریب لیفت در طول زوایای حمله متفاوت بود. نتایج این تحقیق حاکی از آن است که پیکربندی جدید و تغییر شکل‌یافته ایرفویل، موجب افزایش ضریب لیفت تا مقدار $1/34$ در مقایسه با حالت اولیه ایرفویل شد. دسالوو و همکاران [۱۳] آرایه‌ای از جت‌های مصنوعی گسسته و قابل کنترل، با فاصله دهانه متغیر برای تغییر غلظت گردابه به گونه‌ای که باعث بهبود پیوستگی جریان شود، معرفی کردند. یافته‌های این تحقیق نشان داد که استفاده از محرک‌های سیال مبتنی بر فناوری جت مصنوعی می‌تواند به طور قابل ملاحظه‌ای نیروی لیفت را در ایرفویل‌های دارای فلپ تک‌بخشی افزایش دهد. در مطالعه دیگری، دسالوو و همکاران [۱۴] عملکرد یک ایرفویل مجهز به سیستم لیفت بر پایه پیکربندی فلپ تک‌بخشی را بررسی کردند. آن‌ها با به‌کارگیری آرایه‌های جت سیال به‌عنوان محرک، غلظت گردابه‌ها را در نزدیکی سطح ایرفویل تغییر دادند. این تغییرات باعث شد که لیفت ایرفویل در انحرافات بزرگ فلپ نسبت به پیکربندی اولیه تا 66 درصد افزایش یابد. لی و همکاران [۱۵] به بررسی کنترل جریان فعال Co-Flow Jet پرداختند که روی ایرفویل بدون فلپ اعمال شده بود. آن‌ها توانستند به ضریب لیفت $2/12$ در زاویه حمله 18 درجه دست یابند که این مقدار $141/9$ درصد بیشتر از هندسه ایرفویل پایه بود. یانگ و همکاران [۱۶] در مطالعه خود از حل معادلات دینامیک سیالات محاسباتی بر پایه روش RANS دوبعدی همراه با مدل آشفتگی اسپالارت آلماراس بهره بردند. آن‌ها در این مدل، از طرح WENO مرتبه پنجم برای شارهای غیر لزج و یک تفاوت مرکزی مرتبه چهارم برای تعریف مدل ویسکوز استفاده کردند. این تحقیق بر بررسی استفاده از ایرفویل‌های دارای کنترل جریان فعال جت متمرکز بود، که هدف آن دستیابی به حداکثر ضریب لیفت، فراتر از حد تئوری، بوده است. وانگ و همکاران [۱۷] اثر مکش بر سطح ایرفویل را در موقعیت‌های مختلف پایین دست لبه جلویی یک ایرفویل نازک با صفحه تخت، در شرایط تونل باد با عدد رینولدز پایین، تحلیل کردند. یافته‌های آن‌ها نشان داد که اعمال مکش در نزدیکی لبه جلویی ایرفویل صفحه تخت می‌تواند باعث افزایش نیروی لیفت شود، اما میزان این افزایش کمتر از زمانی است که مکش در پایین‌دست ایرفویل اعمال می‌شود. کورنیلوف و همکاران [۱۸] به بررسی تجربی و عددی اثر



دمیدن هوا به داخل لایه مرزی متلاطم روی ایرفویل ناکا 0012 پرداختند. این آزمایش‌ها از طریق شکاف‌های منفرد واقع در طرف‌های مقابل نزدیک به لبه عقب ایرفویل صورت گرفت. نتایج نشان داد که دمش هوا در لایه مرزی می‌تواند به طور مؤثری نیروی لیفت را افزایش دهد و تأثیر مثبتی بر کارایی آیرودینامیکی ایرفویل بگذارد.

بررسی‌های جامع در ادبیات نشان می‌دهد که تاکنون تحقیقات گسترده‌ای با تمرکز بر افزایش نیروی لیفت در ایرفویل‌ها انجام شده است، که این مطالعات بر جنبه‌هایی همچون زاویه حمله، ضخامت ایرفویل، ایجاد جریان‌های گردابی در لبه جلویی، و به‌کارگیری دستگاه‌های افزایش‌دهنده عملکرد تأکید دارند. هدف اصلی این تحقیقات، بهبود کارایی آیرودینامیکی ایرفویل‌ها و ارتقاء قابلیت‌های آن‌ها در کاربردهای هوایی و دریایی است. نتایج این مطالعات به روشنی نشان می‌دهند که تغییرات در هندسه و پیکربندی ایرفویل می‌تواند به بهبود چشم‌گیری در نیروی لیفت منجر شود. در پژوهش حاضر، برای بهینه‌سازی نیروی بالابر در ایرفویل ناکا 4415 از شیارهایی در بخش عقبی ایرفویل استفاده شده است. این طراحی با هدف تغییر الگوی جریان هوا و افزایش نیروی لیفت در زوایای حمله مختلف صورت گرفته است. عمق و تعداد این شیارها تحت شرایط مختلف بررسی شده‌اند و از طریق روش‌های آماری و شبیه‌سازی‌های عددی، پارامترهای بهینه برای عمق و تعداد شیارها در هر زاویه حمله شناسایی و تعیین شده‌اند. نتایج این پژوهش می‌توانند به طراحی و بهینه‌سازی ایرفویل‌هایی با ظرفیت تولید نیروی لیفت بیشتر و کارایی بالاتر در شرایط عملیاتی متنوع کمک نمایند.

روش پژوهش

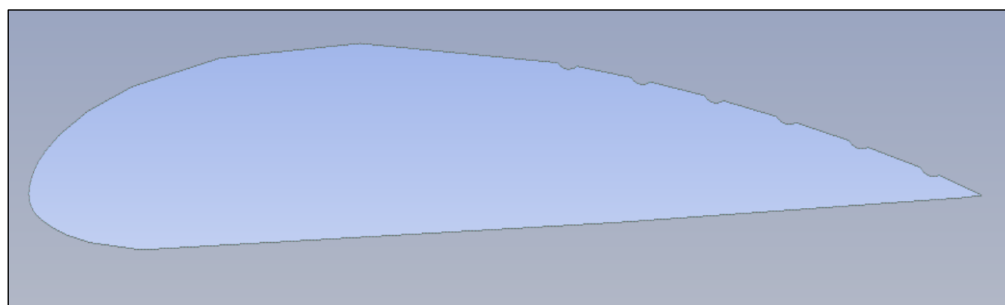
در مرحله اول، طرح آزمون فاکتوریل سه سطحی انجام شد. سه متغیر در پژوهش کنونی عبارت است از:

۱. زاویه حمله ایرفویل

۲. تعداد شیارهای روی ایرفویل

۳. عمق شیارهای روی ایرفویل

در شکل ۱ نمای جانب شیارهای طراحی شده بر روی ایرفویل نمایش داده شده است.



شکل ۱: نمای جانب شیارهای طراحی شده بر روی ایرفویل

در این تحقیق، تمامی شبیه‌سازی‌ها و تحلیل‌ها با فرض یکسان بودن عمق تمام شیارها انجام شده است. به‌منظور دستیابی به شکلی یکنواخت و صاف و همچنین ساده‌سازی متغیرهای طراحی، شکل شیارها دایره‌ای در نظر گرفته شد که تنها با متغیر قطر، اندازه آن‌ها قابل تنظیم بود. جریان سیال به‌صورت غیرقابل تراکم فرض شد، و در تحلیل‌ها فیزیک مسئله از نوع پایا و ایرفویل به‌صورت صلب در نظر گرفته شد. تمامی آزمایش‌های طراحی با نرم‌افزار دیزاین اکسپرت^۱ نسخه ۱۲ و شبیه‌سازی‌های عددی با نرم‌افزار انسیس فلونت^۲ نسخه ۲۰۲۱ انجام شدند. پس از اتمام شبیه‌سازی‌ها، داده‌های مربوط به نیروی درگ اعمال شده به ایرفویل در تمامی شرایط استخراج و در نرم‌افزار دیزاین اکسپرت وارد شد. در ادامه، پس از تحلیل‌های آماری، مدل ریاضی سطح پاسخ درجه دوم به‌عنوان بهترین مدل برای پیش‌بینی تغییرات نیروی لیفت با توجه به سه متغیر اصلی انتخاب گردید.

¹ Design Expert

² Ansys Fluent



در این مطالعه، مقدار ضریب لیفت ایرفویل ناکا 4415 در زاویه حمله صفر درجه و عدد رینولدز 1×10^6 برابر با ۰/۴۹ محاسبه شد. این مقدار در مقایسه با ضریب لیفت گزارش شده در مرجع [۱۹] که برابر با ۰/۴۷ است، اختلافی معادل ۴/۳ درصد را نشان می‌دهد. به علاوه، در این شبیه‌سازی‌ها شبکه محاسباتی با حدود ۲۰۰ هزار المان ایجاد شد [۱۹].

شبکه‌های عصبی مصنوعی و الگوریتم‌های ژنتیک به‌عنوان ابزارهای مؤثر در بهینه‌سازی مسائل پیچیده و چندمتغیره در حوزه‌های علمی و مهندسی شناخته می‌شوند. شبکه‌های عصبی با استفاده از داده‌ها و ایجاد روابط پیچیده بین متغیرهای ورودی و خروجی، قابلیت پیش‌بینی مقادیر مورد نظر را دارند. این شبکه‌ها از لایه‌ها و نورون‌های متعدد برای بهبود دقت پیش‌بینی و کاهش خطا استفاده می‌کنند و در فرآیند آموزش آن‌ها از الگوریتم‌های بهینه‌سازی مختلف مانند پس‌انتشار خطا و الگوریتم لوونبرگ-مارکوارت بهره‌برداری می‌شود. الگوریتم ژنتیک نیز با تقلید از فرآیندهای طبیعی انتخاب و تکامل، به جستجوی بهترین راه‌حل‌ها در فضای پارامترهای مختلف می‌پردازد. این الگوریتم توانایی بالایی در فرار از بهینه‌های محلی و جستجوی راه‌حل‌های غیرخطی دارد و به‌ویژه در مسائل پیچیده و چندبعدی عملکرد مؤثری را نشان می‌دهد.

ترکیب این دو روش به‌عنوان یک رویکرد هیبریدی، قابلیت‌های هر دو را به حداکثر می‌رساند. در این روش، شبکه عصبی به‌عنوان مدل پیش‌بینی گر عمل کرده و الگوریتم ژنتیک با بهینه‌سازی پارامترهای ورودی به جستجوی ترکیب بهینه می‌پردازد. این ترکیب به‌ویژه در مواقعی که تعداد متغیرها زیاد و فضای جستجو پیچیده است، مزایای قابل توجهی ارائه می‌دهد.

در پژوهش حاضر، از این ترکیب برای بهینه‌سازی عملکرد ایرفویل استفاده شده است. با تنظیم پارامترهایی نظیر زاویه حمله و تعداد و عمق شیارها، نسبت لیفت به درگ بهینه‌سازی شده است. نتایج به‌دست‌آمده نشان‌دهنده توانایی بالای این رویکرد در پیش‌بینی و یافتن بهترین حالت عملکرد ایرفویل می‌باشد. اگرچه اختلاف جزئی میان نتایج شبیه‌سازی و داده‌های بهینه‌سازی شده وجود دارد، ولی بهینه‌سازی انجام‌شده با این روش نسبت به روش‌های دیگر عملکرد قابل توجهی را به نمایش گذاشته است و نشان‌دهنده اثربخشی و کارایی این رویکرد در حل مسائل پیچیده است.

یافته‌ها

یافته‌های پژوهش

یک مدل ریاضی برای نیروی لیفت با بهره‌گیری از روش‌های آماری توسعه داده شد. این مدل باهدف توصیف و پیش‌بینی دقیق‌تر رفتار نیروی لیفت در شرایط مختلف طراحی شده و به‌عنوان ابزاری برای تحلیل و بهینه‌سازی پارامترهای مؤثر بر آن مورد استفاده قرار گرفت. مدل درجه دوم برای ایجاد یک رابطه ریاضی بین سه پارامتر ذکر شده و نیروی بالابری انتخاب شد. مقدار R^2 که به‌عنوان ضریب تعیین شناخته می‌شود، نشان‌دهنده میزان تطابق مدل ریاضی با داده‌های تجربی است و به‌طور خاص، بیانگر درصدی از تغییرات متغیر وابسته (نیروی لیفت) است که توسط متغیرهای مستقل مدل توضیح داده می‌شود. مقدار کلی R^2 برای مدل انتخابی برابر با ۰/۹۸۸۰ بود. مقادیر R^2 داده‌ها و مقادیر ایجادشده از مدل ریاضی نیز به ترتیب برابر با ۰/۹۸۱۶ و ۰/۹۶۹۰ بوده که مطابقت نزدیکی دارند. رابطه ریاضی درجه دوم نهایی به‌صورت زیر تعیین شد:

$$\frac{1}{\text{Drag force}} = 81.58 - 49.56 \times A - 2.55 \times B - 2.07 \times C + 2.31 \times AB + 2.59 \times AC - 2.35 \times BC - 10 \times A^2 - 1.47 \times B^2 - 0.0261 \times C^2 \quad (1)$$

در رابطه (۱) متغیرهای A، B و C به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

A: زاویه حمله (بین صفر تا ۱۶ درجه)

B: تعداد شیارها (بین صفر تا ۶ عدد)

C: عمق شیار (بین صفر تا ۱ میلی‌متر)

در جدول ۱ جزئیات نتایج ANOVA گزارش شده است.

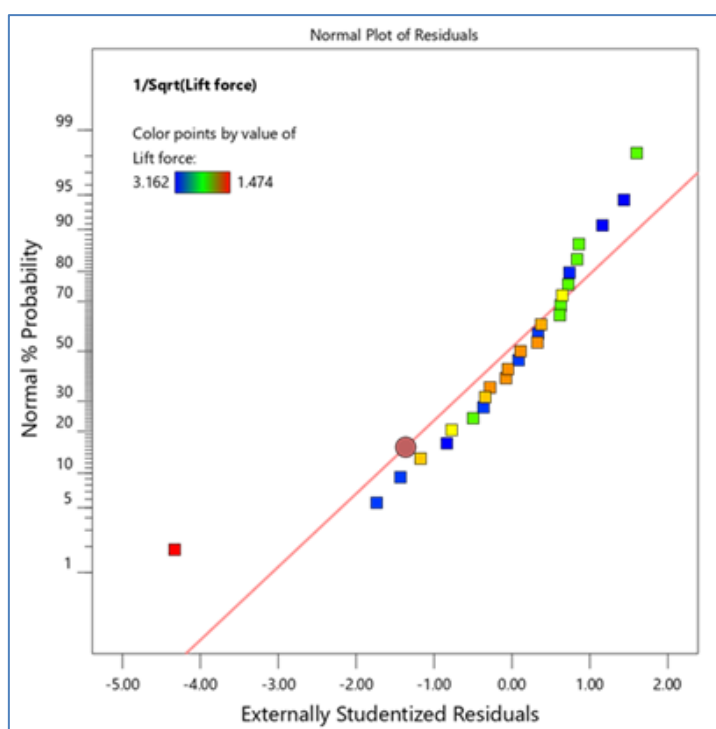


جدول ۱: نتایج مدل ریاضی درجه دوم به منظور محاسبه نیروی لیفت

Source	Sum of Squares	df	Mean Square	F-value	p-value	
Model	۱۰/۸۵	۹	۱/۲۱	۱۵۵/۲۷	< ۰/۰۰۰۱	significant
A-angle of attack	۷/۰۸	۱	۷/۰۸	۹۱۱/۳۲	< ۰/۰۰۰۱	
B-number of slots	۰/۰۲۵۲	۱	۰/۰۲۵۲	۳/۲۴	۰/۰۸۹۷	
C-slot depth	۰/۰۱۵۱	۱	۰/۰۱۵۱	۱/۹۴	۰/۱۸۱۶	
AB	۰/۰۲۵۳	۱	۰/۰۲۵۳	۳/۲۶	۰/۰۸۸۸	
AC	۰/۰۴۶۴	۱	۰/۰۴۶۴	۵/۹۷	۰/۰۲۵۸	
BC	۰/۰۱۰۷	۱	۰/۰۱۰۷	۱/۳۷	۰/۲۵۷۴	
A ²	۳/۶۴	۱	۳/۶۴	۴۶۹/۰۱	< ۰/۰۰۰۱	
B ²	۰/۰۰۸۹	۱	۰/۰۰۸۹	۱/۱۵	۰/۲۹۸۵	
C ²	۰/۰۰۱۱	۱	۰/۰۰۱۱	۰/۱۳۵۵	۰/۷۱۷۴	
Residual	۰/۱۳۲۰	۱۷	۰/۰۰۷۸			
Cor Total	۱۰/۹۹	۲۶				

متغیر آماری F-value با مقدار ۱۵۵/۲۷ نشان‌دهنده مناسب بودن مدل ریاضی درجه دوم برای درون‌یابی است. تنها ۰/۰۱ درصد احتمال دارد که این مقدار F بالا به دلیل نویز آماری باشد. متغیر آماری P-value کمتر از ۰/۰۵ است که دلیل دیگری بر مقبولیت مدل ریاضی انتخاب‌شده است. در مدل فعلی، جملات با ضرایب A و A² بیشترین تأثیر را بر تغییرات نیروی لیفت دارند. بقیه جملات تأثیر و اهمیت کمتری دارند.

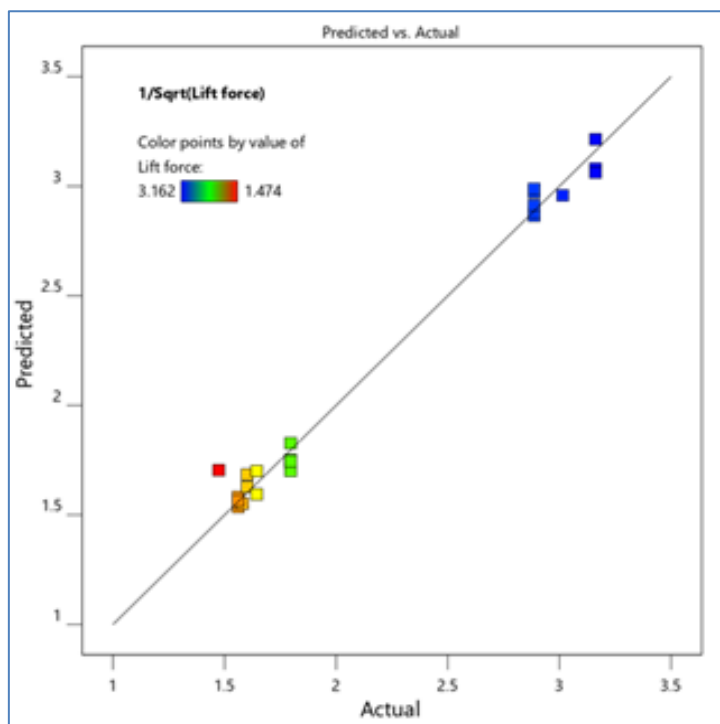
در شکل ۲ توزیع نرمال داده‌ها نشان داده شده است. با توجه به نمودار شکل ۲، داده‌های استخراج‌شده از شبیه‌سازی (نقاط مربع) با خط نرمال (خط توپر) مطابقت داشته که گواهی بر صحت جمع‌آوری داده‌ها در شبیه‌سازی است.



شکل ۲: توزیع نرمال داده‌های حاصل از شبیه‌سازی

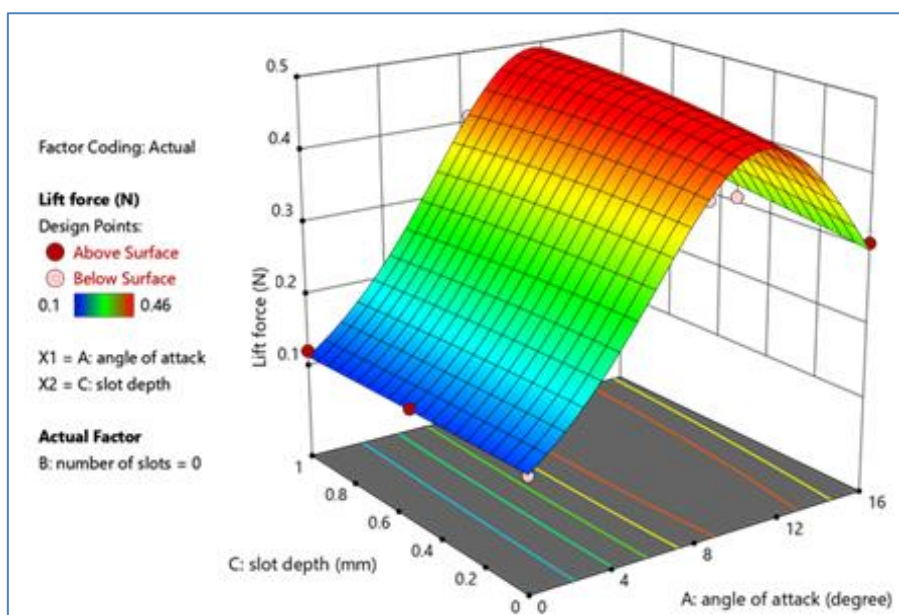


در نمودار شکل ۳ تطبیق داده‌های شبیه‌سازی با مدل ریاضی انتخاب‌شده نشان داده شده است. با توجه به نمودار، توزیع و انحراف داده‌های شبیه‌سازی و نتایج به‌دست‌آمده از مدل ریاضی منتخب تطابق مطلوبی دارند.



شکل ۳: تطابق داده‌های حاصل از شبیه‌سازی و مدل ریاضی انتخاب‌شده

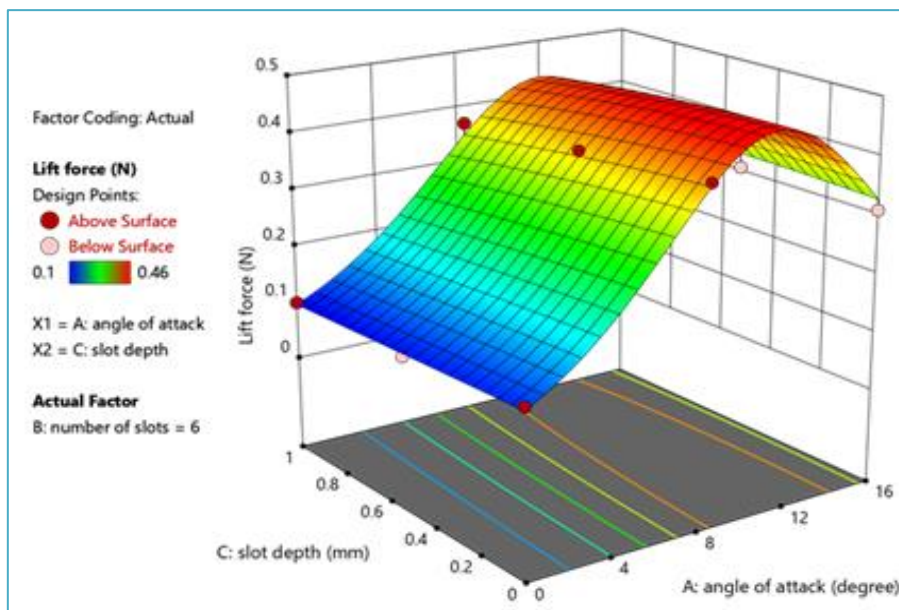
نمودار سه‌بعدی سطح پاسخ بررسی شد تا با تغییر سه متغیر زاویه حمله، تعداد شیارها و عمق شیارها، نتایج تغییرات نیروی لیفت بررسی شود. همان‌طور که قبلاً ذکر شد، دامنه تغییرات در تعداد شیارها بین ۰ تا ۶ و دامنه تغییرات در عمق شیارها بین ۰ تا ۱ میلی‌متر است. در نمودار شکل‌های (۴) و (۵) تغییرات نیروی بالابری برحسب دو متغیر زاویه حمله (برحسب درجه) و عمق شیارها (برحسب میلی‌متر) در ایرفویل‌های ۰ و ۶ شیار نشان داده شده است.



شکل ۴: مقادیر نیروی لیفت برحسب زاویه حمله و عمق شیارها در تعداد شیار برابر با صفر

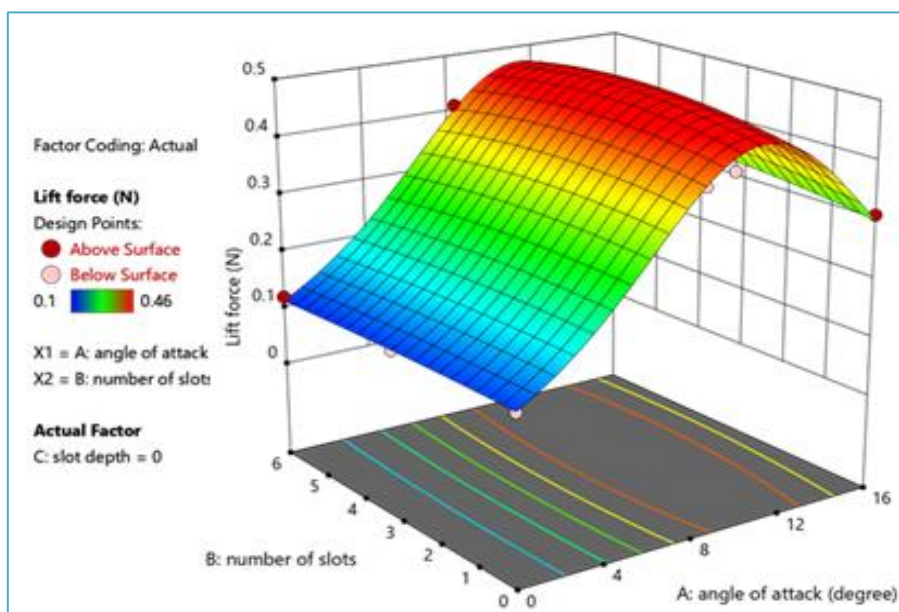


پس از در نظر گرفتن ۶ شیار بر روی ایرفویل، نمودار شکل ۴ به شکل ۵ تبدیل می‌شود.

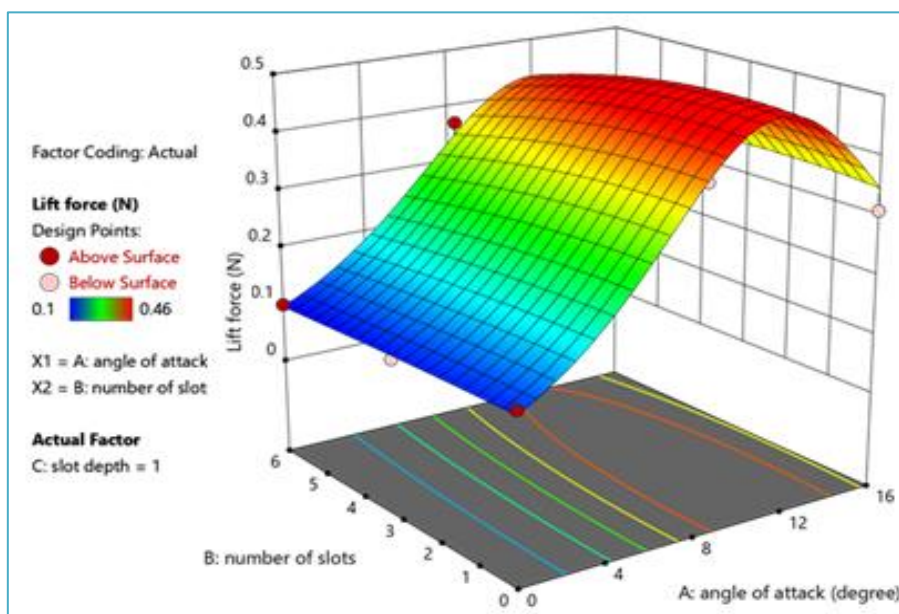


شکل ۵: مقادیر نیروی لیفت برحسب زاویه حمله و عمق شیارها در تعداد شیار برابر با ۶ عدد

با در نظر گرفتن تعداد شیارها به مقدار صفر، عمق شیارها به‌طور خودکار صفر در نظر گرفته می‌شود، بنابراین مدل ریاضی باید به‌گونه‌ای انتخاب شود که دو متغیر در مقادیر صفر پاسخ یکسانی داشته باشند. روند نیروی لیفت با توجه به تعداد شیارها تغییر می‌کند و زاویه حمله تا حد زیادی مانند فوق است. در نمودار موجود در شکل‌های (۶) و (۷) رابطه نیروی لیفت با توجه به تعداد شیارها و زاویه حمله در ایرفویل‌هایی با عمق شیار ۰ و ۱ میلی‌متر نشان داده شده است.

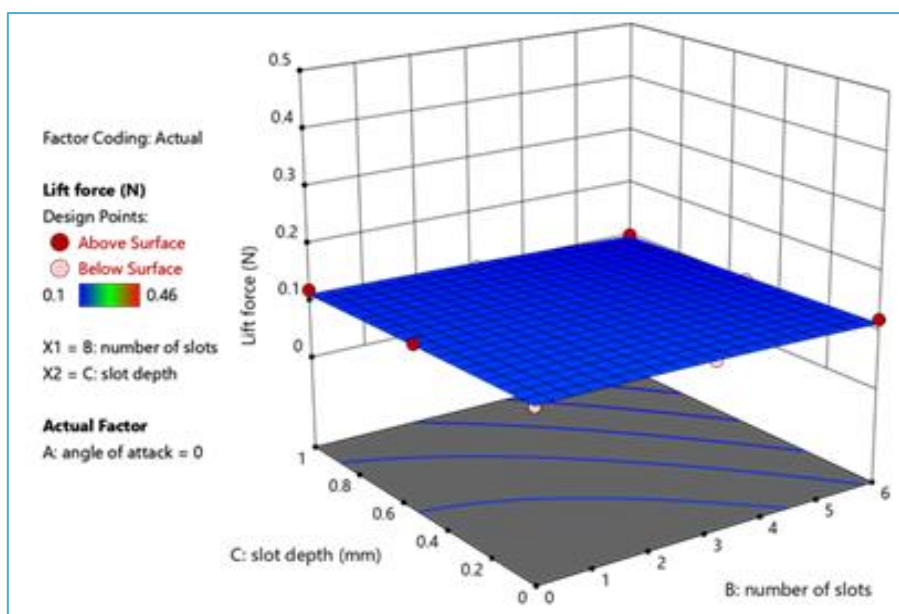


شکل ۶: مقادیر نیروی لیفت برحسب زوایای حمله و تعداد شیارهای مختلف در عمق شیار صفر

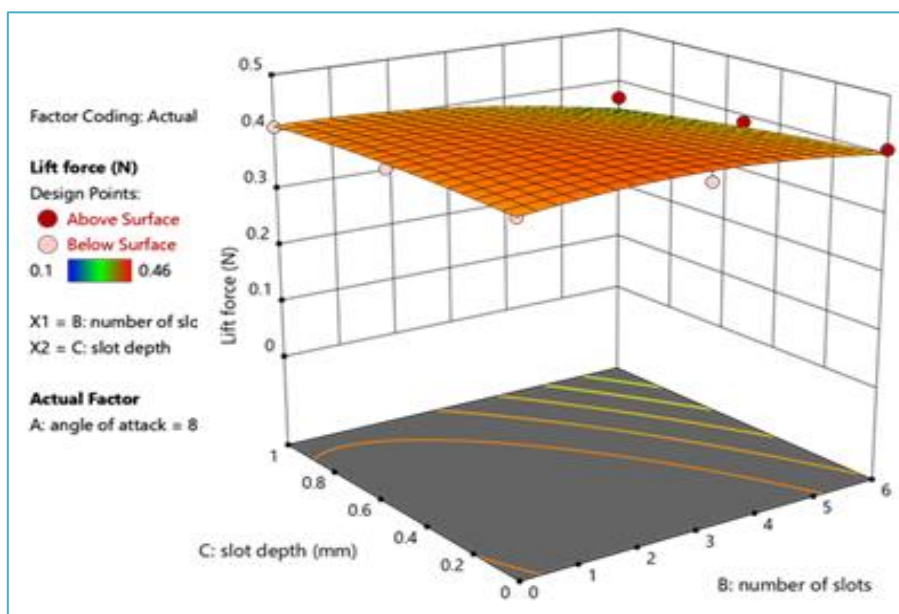


شکل ۷: مقادیر نیروی لیفت برحسب زوایای حمله و تعداد شیارهای مختلف در عمق شیار ۱ میلی‌متر

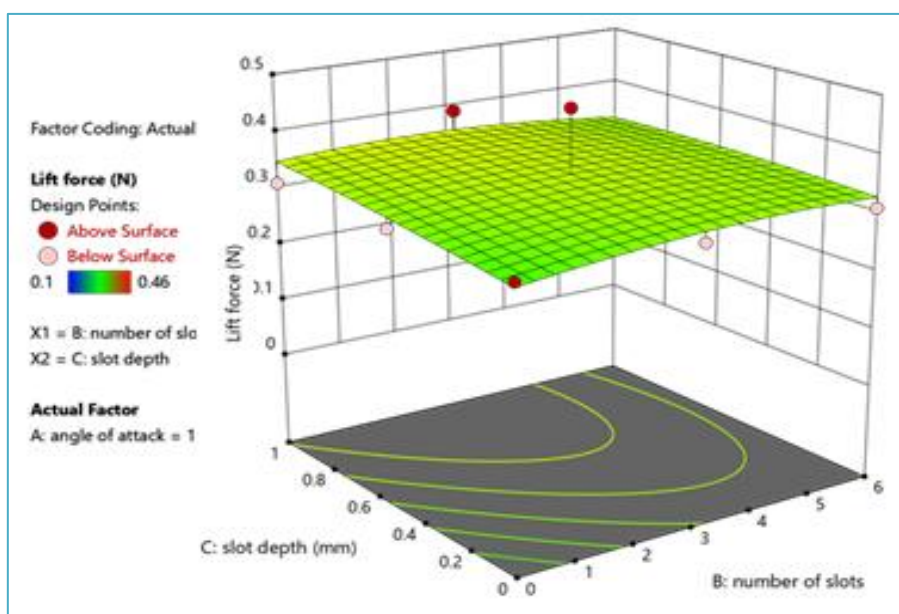
با ثابت نگاه‌داشتن زاویه حمله و سپس بررسی نمودار نیروی لیفت برحسب دو متغیر عمق و تعداد شیارها در نمودار موجود در شکل‌های (۸) تا (۱۰)، روند تغییر نمودارها کمی متفاوت است. بدان معنا که نمودار به حالت خطی‌تر تمایل پیدا کرده و نوسانات کمتری نسبت به نمودارهای سه‌بعدی پیشین مشاهده شده است. حد بالا و پایین برای متغیر زاویه حمله به ترتیب برابر با ۱۶ و ۰ درجه بود. از این‌رو، در نمودار موجود در شکل‌های (۸) تا (۱۰) تابع فضایی رابطه بین دو متغیر دیگر به ترتیب در زوایای حمله ۰، ۸ و ۱۶ درجه نشان داده شده است.



شکل ۸: مقادیر نیروی لیفت برحسب تعداد و عمق شیارها در زاویه حمله ۰

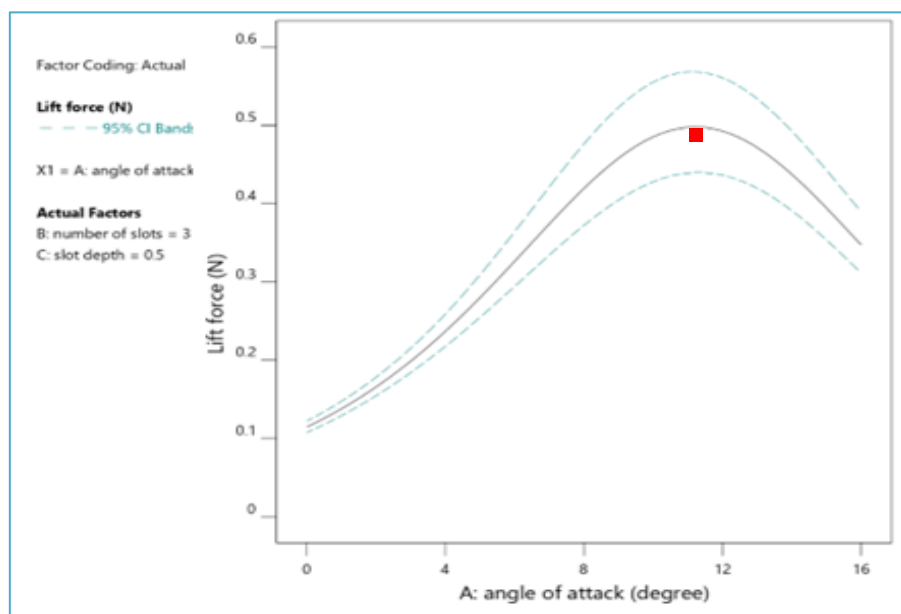


شکل ۹: مقادیر نیروی لیفت بر حسب تعداد و عمق شیارها در زاویه حمله +۸ درجه



شکل ۱۰: مقادیر نیروی لیفت بر حسب تعداد و عمق شیارها در زاویه حمله +۱۶ درجه

با توجه به نتایج حاصله از نمودارهای موجود در شکل‌های (۸) تا (۱۰)، با افزایش زاویه حمله، تغییرات نیروی لیفت در مقادیر مختلف متغیرهای عمق و تعداد شیارها تغییرات قابل توجهی دارد که نشان‌دهنده این واقعیت است که با افزایش زاویه حمله، اهمیت تعداد و عمق شیارها بسیار مهم‌تر می‌شود. بدان معنا که در زوایای حمله بالاتر، اندک تغییر در عمق و تعداد شیارها، باعث تغییرات چشمگیری در مقادیر نیروی لیفت می‌شود. با افزایش زاویه حمله، نیروی بالابر لزوماً به‌طور مداوم افزایش نیافته و دارای یک حد بهینه است که در نمودار شکل ۱۱ نشان داده شده است. این حد بهینه باعث می‌شود پس از عبور از حد بهینه مذکور مجدداً نیروی بالابر کاهش یابد. در نمودار شکل ۱۱ روند تغییرات نیروی بالابر در زوایای مختلف حمله به تعداد ۳ شیار به عمق ۰/۵ میلی‌متر نشان داده شده است، که در آن نقطه مربع شکل مقدار بهینه نیروی لیفت را نشان می‌دهد.



شکل ۱۱: تغییر در نیروی لیفت در زوایای مختلف حمله در ایرفویل با ۳ شیار به عمق ۰/۵ میلی‌متر

بهینه‌سازی

در این پژوهش، بهینه‌سازی از طریق طراحی آزمایش فاکتوریل کامل صورت گرفته است. در این روش، تمامی ترکیب‌های ممکن از سطوح متغیرهای مستقل (زاویه حمله، عمق و تعداد شیار) بررسی شده‌اند. این نوع طراحی آزمایش به منظور ارزیابی تأثیر هم‌زمان چندین عامل بر پاسخ (در اینجا نیروی لیفت) به کار گرفته شده است. پس از انجام شبیه‌سازی‌ها و تحلیل داده‌ها، بهینه‌سازی متغیرها با استفاده از الگوریتم‌های موجود در نرم‌افزار دیزاین اکسپرت انجام شده است. در بهینه‌سازی، تابع هزینه (یا تابع هدف) برای حداکثر سازی نیروی لیفت تعریف شده است. هدف بهینه‌سازی در این پژوهش یافتن مقادیر بهینه از سه متغیر (زاویه حمله، عمق و تعداد شیارها) است که منجر به بیشترین مقدار نیروی لیفت شود. به عبارت دیگر، تابع هدف به گونه‌ای تعریف شده که در هر مرحله از بهینه‌سازی، با تغییر مقادیر متغیرها، تلاش می‌شود تا مقدار نیروی لیفت به حداکثر مقدار ممکن برسد. در فرآیند بهینه‌سازی، قیود^۱ مشخصی بر اساس محدودیت‌های فیزیکی و هندسی مسئله تعریف شده‌اند. این قیود شامل محدودیت‌های مرتبط با:

زاویه حمله: زاویه حمله از یک محدوده مشخص (بین ۰ تا ۱۶ درجه) تجاوز نکند،

تعداد شیارها: تعداد شیارها بین ۱ تا ۶ عدد باشد،

عمق شیارها: عمق شیارها نیز بین ۰ تا ۱ میلی‌متر باشد.

تمامی موارد فوق، کران‌های متغیرهای ورودی در طرح آزمایش انجام شده می‌باشند.

نرم‌افزار دیزاین اکسپرت از روش‌های مختلفی برای بهینه‌سازی استفاده می‌کند که در این پژوهش از بهینه‌سازی چند معیاره^۲ بهره گرفته شده است. این روش بر اساس مدل‌های آماری رگرسیونی و سطح پاسخ عمل می‌کند و تلاش دارد تا به بهترین ترکیب از مقادیر ورودی‌ها برای دستیابی به اهداف تعیین شده برسد. همچنین، این نرم‌افزار از الگوریتم‌های بهینه‌سازی عددی برای یافتن مقادیر بهینه استفاده می‌کند که شامل روش‌های گرادیان‌محور و الگوریتم‌های تکراری می‌شود. علاوه بر این، یکی از قابلیت‌های مهم دیزاین اکسپرت در بهینه‌سازی، استفاده از روش نمایه یا معیار مطلوبیت^۳ است که به محقق اجازه می‌دهد تا اهداف مختلف (مانند حداکثر سازی نیروی لیفت) را با یک معیار مطلوبیت ترکیب کرده و بهترین نتیجه را از میان ترکیب‌های

¹ Constraints

² Multi-objective Optimization

³ Desirability Function



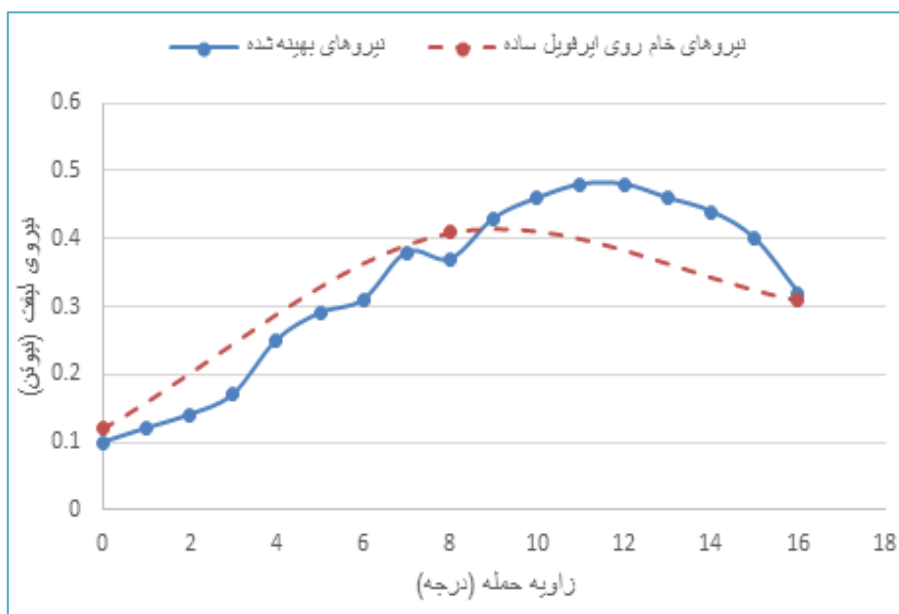
مختلف به دست آورد. در این پژوهش، بهینه‌سازی بر اساس این معیار مطلوبیت انجام شده و تلاش شده است تا نیروی لیفت در بهترین حالت ممکن به حداکثر مقدار خود برسد.

پس از اتمام تحلیل‌های آماری و استخراج رابطه و نمودارهای مربوط، می‌توان مقادیر متغیرها را بهینه کرد. این بخش مقادیر دو متغیر تعداد شیارها و عمق شیارها را پیشنهاد می‌کند که میزان نیروی بالابر روی ایرفویل را در زوایای مختلف حمله به حداکثر می‌رساند. لازم به ذکر است که تعداد متغیر شیارها فقط می‌توانند مقادیر گسسته و صحیح را دریافت کنند؛ بنابراین، از میان نتایج بهینه‌سازی انتخاب‌شده، مواردی که تعداد شیارها یک عدد صحیح است، انتخاب شدند. در جدول ۲ مقادیر بهینه پیشنهادی متغیرها در هر زاویه حمله گزارش شده است.

جدول ۲: مقادیر بهینه پیشنهادی متغیرها در هر زاویه حمله

مطلوبیت	نیروی درگ (نیوتن)	عمق شیارها (میلی متر)	تعداد شیارها	زاویه حمله (درجه)
۱۰۰%	۰/۰۹۹	۱	۶	۰
۹۳%	۰/۱۲	۱	۶	۱
۸۵%	۰/۱۴	۱	۶	۲
۸۲%	۰/۱۷	۱	۶	۳
۸۷%	۰/۲۵	۰/۱	۲	۴
۸۸%	۰/۲۹	۰/۱	۲	۵
۹۰%	۰/۳۱	۱	۲	۶
۹۶%	۰/۳۸	۰/۲	۲	۷
۹۵%	۰/۳۷	۰/۹	۵	۸
۹۸%	۰/۴۳	۰/۹	۴	۹
۱۰۰%	۰/۴۶	۰/۴	۵	۱۰
۱۰۰%	۰/۴۸	۰/۶	۴	۱۱
۱۰۰%	۰/۴۸	۰/۲	۲	۱۲
۱۰۰%	۰/۴۶	۰/۶	۱	۱۳
۹۹%	۰/۴۴	۰/۸	۲	۱۴
۹۷%	۰/۴۰	۱	۲	۱۵
۵۲%	۰/۳۲	۰/۱	۱	۱۶

با رسم مقادیر نیروهای لیفت در جدول ۲ برحسب زاویه حمله، نمودار شکل ۱۲ به دست می‌آید. در نمودار واقع در این شکل، منحنی خط چین معرف نمودار نیرو برحسب زاویه حمله ایرفویل در زوایای بین ۰ تا ۱۶ درجه است که در مورد ایرفویل بدون شیار استخراج شد. منحنی توپر بیانگر مقدار نیروی لیفت به‌عنوان تابعی از زاویه حمله برای ایرفویل بهینه شده با شیار است.



شکل ۱۲: نمودار نیروی لیفت برحسب زاویه حمله در دو حالت ایرفویل بدون شیار و حالت بهینه ایرفویل شیاردار

با توجه به نمودار شکل ۱۲ می‌توان نتیجه گرفت که از زاویه حمله ۰ تا ۸ درجه، افزودن شیارها باعث بهبود نیروی لیفت نشده و تا حدودی (نهایتاً ۱۵٪) منجر به کاهش آن نیز شده است. با این حال، نیروی لیفت به‌طور قابل توجهی از زاویه حمله ۸ تا ۱۶ درجه افزایش یافته است. با بررسی تمامی نقاط موجود در نمودار شکل ۱۲ (۱۲) حداکثر افزایش نیروی لیفت در زاویه حمله ۱۳ درجه و به مقدار ۳۱ درصد به دست آمد.

آموزش و بهینه‌سازی مدل‌های شبکه‌های عصبی مصنوعی به کمک الگوریتم ژنتیک

در این مطالعه، یک مدل شبکه عصبی مصنوعی برای پیش‌بینی مقادیر خروجی بر اساس سه پارامتر ورودی شامل زاویه حمله، تعداد شیارها و عمق شیارها توسعه یافته است. معماری شبکه شامل چهار لایه مخفی با ۱۲۸، ۶۴، ۳۲ و ۱۶ نرون است که از تابع فعال‌سازی ReLU برای بهبود دقت پیش‌بینی استفاده می‌کند. داده‌ها شامل ۲۷ شبیه‌سازی و نتیجه بوده و به‌منظور بهبود عملکرد، نرمال‌سازی شده‌اند. این داده‌ها به نسبت ۷۰٪، ۱۵٪ و ۱۵٪ به ترتیب به مجموعه‌های آموزشی، اعتبارسنجی و آزمون تقسیم شده است. برای آموزش شبکه، از الگوریتم بهینه‌سازی لوونبرگ-مارکوارت و تکنیک‌های جلوگیری از بیش‌برازش مانند مقدار L2 و توقف زودهنگام استفاده شده است. فرآیند آموزش به مدت حداکثر ۲۰۰۰ دوره با نرخ یادگیری ۰/۰۱ انجام گردید. عملکرد شبکه با استفاده از شاخص خطای میانگین مربعات ارزیابی شد و منحنی‌های یادگیری به شناسایی وضعیت‌های مختلف برازش کمک کردند. همچنین، نمودار رگرسیون برای نمایش رابطه بین مقادیر واقعی و پیش‌بینی شده تولید گردید. مدل نهایی با آزمایش معماری‌های مختلف و تنظیمات بهبود یافته است و عملکرد بهتری نسبت به مدل‌های ساده‌تر نشان داده است. تحلیل خطا برای شناسایی انواع خطاهای پیش‌بینی انجام و مناطق بالقوه برای بهبود شناسایی شدند. در نهایت، مدل شبکه عصبی بهبودیافته قابل توجهی در پیش‌بینی مقادیر خروجی بر اساس پارامترهای ورودی نشان داد و نتایج به دست آمده از طریق شاخص‌های عملکرد جامع و نمودارهای رگرسیون بررسی شدند. مقدار بهینه‌سازی شده نیز مطابق جدول (۳) گزارش شده است.

جدول ۳: مقدار بهینه‌سازی شده حاصل از شبکه‌های عصبی مصنوعی و الگوریتم ژنتیک

زاویه حمله (درجه)	تعداد شیارها	عمق شیارها (میلی‌متر)	نسبت لیفت به درگ
۷/۸۸۵	۴	۰/۰۵۶۶	۱۵۷/۵۰



نتایج به دست آمده از این تحقیق تطابق قابل قبولی با شبیه‌سازی‌های انجام شده به روش‌های RSM و طرح آزمایش نشان می‌دهد. اختلاف اندکی که مشاهده می‌شود کاملاً طبیعی است و به دلیل کمبود داده‌های حاصل از شبیه‌سازی به وجود آمده است. برای آموزش مؤثر شبکه‌های عصبی مصنوعی، نیاز به داده‌های بیشتری برای هر متغیر احساس می‌شود؛ اما با توجه به اینکه هدف اصلی پژوهش حاضر تمرکز بر روی استفاده از شبکه‌های عصبی نبوده است، این موضوع از حوصله این مطالعه خارج می‌باشد. مقدار بهینه‌سازی شده نسبت لیفت به درگ توسط شبکه‌های عصبی و الگوریتم ژنتیک برابر با $157/50$ به دست آمده است، در حالی که مقدار مشابه حاصل از بهینه‌سازی آماری برابر با $151/66$ برآورد شده است. این اختلاف 4% نشان‌دهنده دقت قابل قبول نتایج و اعتبار روش‌های استفاده شده در این پژوهش است.

نتیجه‌گیری

در این پژوهش شیارهایی بر روی ایرفویل ناکا 4415 ایجاد شد تا نیروی لیفت وارد شده به آن افزایش یابد. سه پارامتر عمق شیار، تعداد شیارها و زاویه حمله برای تجزیه و تحلیل اثرات آن‌ها بر نیروی بالابری استفاده شد. در ادامه به ذکر خلاصه نتایج استخراج شده پرداخته شده است:

- بیشترین کاهش نیروی لیفت در زوایای حمله ۱۱ تا ۱۵ درجه مشاهده شد، که نشان‌دهنده حساسیت بالای ایرفویل به تغییرات زاویه در این محدوده است.
- در زاویه حمله ۱۳ درجه، حداکثر افزایش نیروی لیفت به میزان ۳۱ درصد نسبت به حالت پایه به دست آمد.
- به استثنای زوایای حمله ۷ تا ۱۱ درجه، در سایر زوایا بهبود قابل توجهی در نسبت لیفت به درگ مشاهده شد، که نشان‌دهنده افزایش کارایی ایرفویل است.
- بیشینه افزایش نسبت لیفت به درگ به مقدار ۲۳ درصد در زاویه حمله ۳ درجه به وقوع پیوست.
- مدل شبکه عصبی طراحی شده به خوبی آموزش داده شده و قادر به ارائه پیش‌بینی‌های نزدیک به واقعیت (با کمتر از ۵ درصد اختلاف) در مقایسه با مدل آماری است، که نشان‌دهنده دقت بالای آن می‌باشد.
- مقدار بهینه لیفت به درگ که با استفاده از شبکه‌های عصبی و الگوریتم ژنتیک محاسبه شده، برابر با $157/50$ به دست آمده است. در مقابل، مقدار حاصل از بهینه‌سازی آماری $151/66$ برآورد گردید که اختلاف ۴ درصدی قابل قبولی را نشان می‌دهد.

مراجع

- [1] Xu, R.E., Wu, Z., (2023), March. Numerical Simulation of Flow Over Airfoil and Its Optimization. In Journal of Physics: Conference Series, 2441(1), p 012004. IOP Publishing.
- [2] Ghoddoussi, A., Miller, L. S., (2011). A conceptual study of airfoil performance enhancements using CFD. In AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, p 4655.
- [3] Ye, J., Salem, S., Wang, J., Wang, Y., Du, Z., Wang, W., (2021). Effects of micro-tab on the lift enhancement of airfoil S-809 with trailing-edge flap. Processes, 9(3), p 547.
- [4] Nabawy, M.R., Crowther, W.J., (2017). The role of the leading edge vortex in lift augmentation of steadily revolving wings: a change in perspective. Journal of the Royal Society Interface, 14(132), p 20170159.
- [5] Liu, T., (2021). Evolutionary understanding of airfoil lift. Advances in Aerodynamics, 3(1), p 37.
- [6] Tao, W.U., Bifeng, S.O.N.G., Wenping, S.O.N.G., Wenqing, Y.A.N.G., Dong, X.U.E., Zhonghua, H.A.N., (2022). Lift performance enhancement for flapping airfoils by considering surging motion. Chinese Journal of Aeronautics, 35(9), pp 194-207.
- [7] Paranjape, A.D., Bajaj, A.S., Palanganda, S.T., Parikh, R., Nayak, R., Radhakrishnan, J., (2021). Computational Analysis of High Lift Generating Airfoils for Diffuser Augmented Wind Turbines. Wind Energy Science Discussions, pp 1-11.



- [8] Themistokleous, C., Markatos, N.G., Prospathopoulos, J., Riziotis, V., Sieros, G., Papadakis, G., (2021). A high-lift optimization methodology for the design of leading and trailing edges on morphing wings. *Applied Sciences*, 11(6), p 2822.
- [9] Fz-Retana-Amescua, P., Aramendia, I., Ballesteros-Coll, A., Fernandez-Gamiz, U., Bidaguren, I., Blanco Ilzarbe, J.M., (2022). Numerical study of high lift devices to improve airfoil aerodynamic performance. *Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects*, 44(4), pp 9135-9155.
- [10] Dosi, P., Bharti, P.K., Borah, N., Barman, A., Baishnab, M., Bhattacharjee, S., (2021). Multi-objective Optimization of Aerofoil. In *Advances in Industrial and Production Engineering: Select Proceedings of FLAME 2020* (pp 801-811). Springer Singapore.
- [11] Wang, Z., Gursul, I., (2017). Lift enhancement of a flat-plate airfoil by steady suction. *AIAA Journal*, 55(4), pp 1355-1372.
- [12] Aziz, M.A., Mansour, M., Iskander, D., Hany, A., (2019). Combined droop nose and trailing-edges morphing effects on airfoils aerodynamics. *SN Applied Sciences*, 1, pp 1-14.
- [13] Desalvo, M., Whalen, E., Glezer, A., (2012). High-lift enhancement using active flow control. In *6th AIAA flow control conference*, p 3245.
- [14] DeSalvo, M., Whalen, E., Glezer, A., (2010). Enhancement of a high-lift airfoil using low-power fluidic actuators. In *5th Flow Control Conference*, p 4248.
- [15] Lei, Z., Zha, G., (2021). Lift enhancement of supersonic thin airfoil at low speed by co-flow jet active flow control. In *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, p 2591.
- [16] Yang, Y., Zha, G., (2017). Super-lift coefficient of active flow control airfoil: What is the limit In *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p 1693.
- [17] Wang, Z., Gursul, I., Wu, J., (2015). Post-stall lift enhancement of a flat plate airfoil by suction. In *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p 1269.
- [18] Kornilov, V.I., Kavun, I.N., Popkov, A.N., (2019). Effect of air blowing and suction through single slots on the aerodynamic performances of an airfoil. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 60, pp 871-881.
- [19] Airfoil Tools. [Online]. Available: <http://www.airfoiltools.com>.