



بررسی، شبیه‌سازی و اعمال اثرات مقیاس هندسی در تخمین و محاسبات ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل NACA 0012 از مقیاس تونل باد به ابعاد واقعی

امید مهدوی کشاور^۱، رسول عسکری^{۲*}

^۱ کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

^۲ استادیار، دانشکده‌گان علوم و فناوری‌های میان رشته‌ای، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۴/۰۴؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۵/۰۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۸/۰۹

چکیده

بررسی و مطالعه اثرات مقیاس مدل بر تست‌های آیرودینامیکی مدل مقیاس به‌منظور تعمیم آن به مقیاس واقعی، با توجه به تأثیر مستقیم بر عملکرد سیستم پروازی، بسیار حائز اهمیت است. هدف پژوهش حاضر مطالعه و شبیه‌سازی CFD مدل‌های مقیاس آیرودینامیکی ایرفویل NACA 0012 باهدف استخراج اثرات تغییرات مقیاس هندسی و ارائه متدولوژی اعمال این اثرات بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل است. ۱۶ سناریو مقیاس شامل تغییر عدد رینولدز و زوایای حمله با فرض عدد ماخ ثابت ۰/۲۵۶ است. طول کورد ایرفویل ۵۰ سانتی‌متر (رینولدز ۳ میلیون) به‌عنوان مدل مبنا در شبیه‌سازی‌ها در نظر گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که در زاویه حمله ۱۰ درجه، افزایش ۲ برابری طول ایرفویل (رشد رینولدز از ۳ تا ۶ میلیون) منجر به کاهش ۷/۹۲ درصدی در ضریب پسا، افزایش ۱/۲۵ درصدی در ضریب برآ و کاهش ۱۸/۳۰ درصدی در ضریب ممان پیچشی می‌شود. نصف شدن طول ایرفویل در زاویه حمله ۱۵ درجه، افزایش ۱۶/۲۹، کاهش ۳/۴۹ و افزایش ۹/۲۲ درصدی مقادیر ضرایب پسا، برآ و ممان پیچشی را به دنبال دارد. از دستاوردهای مهم پژوهش حاضر، معرفی و ارائه روابط و همبستگی‌هایی برای پارامترهای عملکردی آیرودینامیکی ضرایب پسا، برآ و ممان پیچشی برای هر یک از سناریوها بر مبنای نتایج شبیه‌سازی‌ها است.

کلمات کلیدی: مقیاس هندسی؛ شبیه‌سازی عددی؛ عملکرد آیرودینامیکی؛ تونل باد؛ ارائه همبستگی‌ها.

Investigating, Simulating and Applying Geometric Scaling Effects in the Prediction and Calculation of Aerodynamic Coefficients from Wind Tunnel to Real Scale

Omid Mahdavi keshavar¹, Rasoul Askari^{2,*}

¹ M.Sc. Graduate, Dept. of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

² Assist. Prof., College of Interdisciplinary Sciences and Technologies, Aerospace Engineering Department, University of Tehran, Tehran, Iran

Abstract

Studying the effects of the model scale on wind tunnel tests of aerodynamic vehicles and their components to generalize it to the real scale is a very important because of the direct impact on the performance of the flight system. The aim of the present research is to present a methodology for applying geometric scaling effects of NACA 0012 airfoil the on airfoil aerodynamic performance. Ansys Fluent 2019 R3 commercial software has been used to simulate and investigate the effects of geometric scale on the airfoil aerodynamic performance. Sixteen scale scenarios include changing the Reynolds number and the angles of attack assuming the Mach number constant is 0.256. The airfoil chord length of 50 cm (Reynolds 3 million) is considered as the base model in the simulations. The rate of deviation of the validated results for the drag and lift coefficients are 11 and 1 percent, respectively. The results showed that at angle of attack of 10 °, doubling the airfoil length (Reynolds growth from 3 to 6 million) leads to a decrease of 7.92% in the drag coefficient, an increase of 1.25% in the lift coefficient and decrease of 18.30% in the pitch moment coefficient. Halving the length of the airfoil at an angle of attack of 15 degrees leads to an increase of 16.29, a decrease of 3.49 and an increase of 9.22 percent of drag, lift and pitch moment coefficients. One of the important achievements of the present study is the presentation of a methodology for applying the geometric scaling effects in the form of correlations for aerodynamic performance parameters of drag, lift and pitch moment coefficients.

Keywords: Geometric Scaling; Numerical simulation; Aerodynamic performance; Wind tunnel; Presentation of correlations

۱- مقدمه

طراحی و ساخت تجهیزات آیرودینامیکی و سامانه‌های پروازی با توجه به محدودیت‌های ابعادی و ملاحظات هزینه‌های اقتصادی در مقیاسی به مراتب کوچک‌تر از مدل واقعی (مدل مقیاس) انجام می‌شود. بدین منظور، غالباً، ابتدا یک مدل از تجهیزات آیرودینامیکی مورد نظر با مقیاس کوچک با هدف صرفه‌جویی در هزینه‌های فرآیند طراحی مدل واقعی و همچنین در نظر گرفتن ملاحظات اقتصادی، طراحی و در پروسه ساخت قرار می‌گیرد. روش‌های آزمایشگاهی مانند تونل باد، به منظور انجام تست‌های مدل‌های مقیاس کوچک ساخته‌شده و همچنین باهدف استخراج اطلاعات و داده‌های معتبر و قابل اطمینان، مورد استفاده قرار می‌گیرند. با توجه به محدودیت‌های ابعادی تونل باد، یک مقیاس کوچک از مدل واقعی برای آزمایش‌های تجربی شناخته‌شده به عنوان مدل تست یا مدل مقیاس در نظر گرفته می‌شود. اصولاً تعمیم و بسط دادن نتایج مدل مقیاس کوچک به مدل واقعی با استفاده از تشابه و آنالیز ابعادی و بررسی پارامترهای مهم بی‌بعد با توجه به فیزیک و شرایط مسئله، انجام می‌شود؛ لیکن با توجه به وجود لایه مرزی جریان و یا سایر پدیده‌های غیرخطی موجود در جریان، با توجه به فیزیک خاص مسئله، صرفاً استفاده از مباحث تشابه در موضوع تعمیم مشخصه‌های جریان، محل تأمل بیشتری است؛ لذا تعمیم نتایج مطالعات و تست‌های از مدل مقیاس کوچک به مدل واقعی، کار پیچیده و مشکلی است؛ همچنین پیچیدگی این فرآیند با پیچیده شدن هندسه، فیزیک و شرایط مسئله، افزایش می‌یابد. این موضوع، همواره محل بحث در تعمیم نتایج آزمایش‌ها از مدل‌های مقیاس به مدل‌های با مقیاس واقعی بوده است. در این مقاله مدنظر است تا با به کارگیری شبیه‌سازی عددی جریان، یک متدولوژی جهت تعمیم نتایج به مقیاس‌های هندسی ارائه و به‌طور خاص در مورد ایرفویل NACA 0012 اعمال و به آن پرداخته شود. اولین مطالعات در مورد تحلیل ابعادی و مقیاس‌گذاری هندسی مربوط به قرن بیستم است که قضیه باکینگهام [۱] ارائه شد. بر اساس این قضیه، تعداد متغیرها برای بررسی یک مسئله در یک یا چند پارامتر بدون بعد کاهش می‌یابد؛ بنابراین، اگر دو مسئله پارامترهای بدون بعد یکسانی داشته باشند، نتایج آن‌ها را می‌توان به یکدیگر تعمیم داد. به عنوان یک کاربرد دیگر مقیاس‌گذاری هندسی ممکن است، ذکر شود که فرآیند

طراحی و ساخت یک وسیله نقلیه هوایی در ابتدا در یک مدل با مقیاس پایین‌تر برای صرفه‌جویی در هزینه‌های روند طراحی اجرا می‌شود [۲]. کوشیک و همکاران [۳] در پژوهشی بر اهمیت اثرات دو عدد بی‌بعد رینولدز و ماخ در فرآیند مقیاس از تست‌های تونل باد به مقیاس واقعی (تست‌های پروازی) علی‌رغم دقت بالا در ساخت تجهیز اشاره کرده‌اند. روش‌های مقیاس برای تصحیح داده‌های تست‌های تونل باد به منظور مشاهده اثرات اعداد رینولدز و ماخ در ضرایب آیرودینامیکی و مباحث پایداری و کنترل بحث شده است. هوو و همکاران [۴] روش طراحی قانون تشابه (Similarity Law) را برای تست‌های پروازی در موضوع بارهای ناشی از پدیده جدایش جریان ارائه کرده است. معادلات حرکت و مدل مشخصات پارامترهای جرمی به منظور تعیین قوانین تشابه برای تست‌های تونل باد باهدف بالا بردن دقت و قابلیت استفاده و استخراج نتایج تست‌ها از تونل باد، حل شده است. کار یارت و همکاران [۵] در پروژه توسعه شرکت هوانوردی Kaman که با همکاری دانشگاه Hartford به بحث مقیاس مدل تونل باد برای بالگرد اختصاص دارد که شامل ۴ فاز: آنالیز، تست‌های تونل باد، توسعه و درنهایت تست‌های پروازی است. اندرسون و همکاران [۶] پژوهشی باهدف انجام تست‌های تونل باد برای تجهیز چتر نجات در مجموعه ملی آیرودینامیکی NAFC در دستور کار قرار داده‌اند. هدف از تست‌های انجام‌شده بررسی و مطالعه عملکرد پارامتر پسا و پایداری آیرودینامیکی طراحی‌های مقیاس انجام‌شده تجهیز چتر نجات به منظور طراحی مقیاس کامل آن است. این تست‌ها در مقیاس ۳۵ درصد انجام‌شده است. عسکری و همکاران [۷] با هدف بررسی عملکرد ورودی مافوق صوت بدون Diverterless یکپارچه بدنه در زوایای مختلف حمله (AOA) و در جریان آزاد ثابت با عدد ماخ ثابت، بررسی تجربی گسترده انجام داده‌اند. بی‌لیو و همکاران [۸] مطالعه آزمایشگاهی جریان مافوق صوت پیرامون مدل یک‌ششم مقیاس تجهیز دماغه F-15 در تونل باد انجام داده‌اند. این پژوهش یکی از فازهای برنامه تحقیقاتی BOEING/IVT RAN است که در زمینه آیرودینامیک/پلاسما اهداف مشخصی را به دنبال دارد. سلطانی و عسکری [۹] آزمایش‌های تجربی تونل باد روی یک DSI یکپارچه بدنه در حضور بدنه جلویی هواپیما با دماغه بیضوی را با هدف بررسی تجربی عملکرد DSI مورد مطالعه قرار داده‌اند. در پژوهش آن‌ها توزیع

است. محدوده رینولدز مورد آزمایش $10^6 \times 25 - 10^6 \times 1/5$ است. عسکری و همکاران [۱۸] شبیه‌سازی عددی ورودی جریان هوای مافوق صوت در مقیاس‌های بزرگ و کوچک نسبت به مدل واقعی با استفاده از حلگر RANS و همچنین مدل توربولانسی $k-w$ SST را انجام داده‌اند؛ همچنین مدل ورودی هوا در مقیاس تونل باد را مورد شبیه‌سازی و مقایسه با نتایج داده‌های منتشرشده توسط NASA قرار داده‌اند. عابدی و همکاران [۱۹] جریان در ورودی مافوق صوت را به صورت عددی از طریق حلگرهای متقارن محوری و سه‌بعدی دینامیک سیالات محاسباتی برای جریان آزاد عدد ماخ ۲ و در زاویه حمله صفر درجه شبیه‌سازی کرده‌اند. نتایج شبیه‌سازی آن‌ها نشان می‌دهد که هر دو توزیع فشار استاتیک و کل به خوبی با داده‌های تجربی برای هر دو شبیه‌سازی متقارن محوری و سه‌بعدی مطابقت دارند. عسکری و سلطانی [۲۰] بررسی الگوی جریان متقارن یا نامتقارن و پدیده‌های مربوطه در طول شرایط مختلف آزمایش تونل باد تجهیز DSI با توجه به هندسه Y شکل دیفیوزر DSI، با مطالعه الگوهای جریان مافوق صوت تشکیل شده در داخل دیفیوزر که تحت تاثیر برآمدگی سه بعدی نصب شده در قسمت ورودی آن قرار گرفته است، را مورد مطالعه قرار داده‌اند. سلیگ و مک گرانهان [۲۱] داده‌های دقیق آزمایش‌های تونل باد را روی شش ایرفویل شامل E387، FX 63-137، S822، S834، SD2030 و SH3055 که برای توربین‌های بادی کوچک کاربرد دارند، ارائه کرده‌اند. اندازه‌گیری‌های پارامترهای برآ، پسا و مومنتم در محدوده اعداد رینولدز بالا شامل $0/1$ تا $0/5$ میلیون در شرایط کاری مختلف از جمله اقدامات انجام گرفته در آزمایش‌های تونل باد بوده است. همچنین در پژوهش دیگری توسط سلیگ و همکاران [۲۲] آزمایش‌های تونل باد ایرفویل‌ها برای شرایط فرآیندی محدوده رینولدزی پایین انجام شده و نتایج گزارش شده است. عسکری و همکاران [۲۳] با در نظر گرفتن مقیاس‌های هندسی مختلف از یک مدل ورودی هوای مافوق صوتی متقارن محوری از نوع تراکم خارجی و شبیه‌سازی عددی آن، اثر مقیاس و تغییرات آن را بر پارامترهای مؤثر بر عملکرد این ورودی بررسی کرده‌اند. نتایج مطالعات آن‌ها نشان می‌دهد که با کوچکتر و یا بزرگتر شدن مقیاس مدل، توزیع فشار جریان در داخل ورودی هوا و همچنین پارامترهای مرتبط با عملکرد دستخوش تغییرات محسوسی می‌گردد. یورنته و همکاران [۲۴] به منظور

فشار استاتیک در امتداد خط مرکزی ورودی و در امتداد بدنه جلویی مدل که بر عملکرد ورودی تأثیر می‌گذارد، اندازه‌گیری شده است. مک کلینتون و همکاران [۱۰] پروژه‌ای تحت عنوان معرفی برنامه فناوری هایپرسونیک ناسا با عنوان Hyper-X با تمرکز بر تست‌های پروازی و تونل باد را در دستور کار قرار داده‌اند. در نتایج این پروژه به تصحیحاتی که بایستی در تونل باد انجام شود تا به تست پروازی برسد به صورت کلی اشاره شده است. تصحیحات شامل عدد رینولدز، آنتالپی گاز مورد تست، اثرات دقت زمانی، عدد ماخ، موقعیت کنترلی، میزان آشفستگی تونل و دمای دیواره است. عسکری و سلطانی [۱۱] در یک مطالعه آزمایشگاهی، تأثیر عدد ماخ را بر عملکرد ورودی هوای مافوق صوت مورد بررسی قرار داده‌اند. مطالعات در سه عدد ماخ $0/75$ ، $1/65$ و $1/85$ و در زاویه حمله صفر درجه انجام شده است. توسعه و اعمال فرآیند و روش‌های تست‌های خاص به منظور محاسبه و تعیین پارامتر پسا آیرودینامیکی موشک هوایی در مقیاس کامل با دو رویکرد تست تونل باد و تست پروازی توسط رونی و همکاران [۱۲] صورت گرفته است. بررسی و اعتبارسنجی کدهای آیرودینامیکی نیمه تجربی عملکرد آیرودینامیکی توسط توماس و همکاران [۱۳] در دستور کار قرار گرفته است. ارائه روشی برای آنالیز و مقیاس‌گذاری مدل بال مقیاس کامل ناسا (GTM) به مدل تونل باد توسط تینگ و همکاران [۱۴] انجام شده است. بررسی تجربی روابط و نتایج تست‌های مشخصه‌های آیرودینامیکی بدنه بالگرد مقیاس بزرگ و مقیاس کوچک توسط اس کیورز و همکاران [۱۵] انجام شده است. این تست‌های تونل باد مدل مقیاس کامل و مقیاس کوچک به ترتیب در تونل باد 80×40 و 10×7 فوت مربع انجام شده است. عسکری و سلطانی [۱۶] شبیه‌سازی‌های عددی دوبعدی و سه‌بعدی برای ورودی مافوق صوت را انجام داده‌اند. در پژوهش آن‌ها تفاوت بین شبیه‌سازی دوبعدی و سه‌بعدی مورد بحث قرار گرفته است. مشاهدات آن‌ها نشان می‌دهد که شبیه‌سازی سه‌بعدی توزیع فشار استاتیکی دقیق‌تری را در طی طول ورودی مافوق صوت و توزیع فشار کل در مقایسه با دوبعدی پیش‌بینی می‌کند. رودریک و گرمین [۱۷] تحقیقی باهدف مطالعات آزمایشگاهی جامع و کامل بر اثرات عدد رینولدز بر عملکرد پارامترهای ماکزیمم برآ، نیروهای آیرودینامیکی را انجام داده‌اند. تست‌های تونل باد در ۴ حالت مختلف با توجه به موقعیت بال و تجهیزات مختلف انجام شده

که مسأله واقعی در یک مقیاس بزرگتر مطرح بوده ولیکن به دلیل ایجاد امکان اندازه‌گیری مساله مقیاس شده تا بتواند مدل آن در تونل باد جای داده شود. پس از آن، مطالعات روی پدیده مورد نظر انجام شده و نتیجه‌گیری انجام شده است، لیکن اینکه آیا تفاوت مقیاس موجود بین مقیاس تونل باد تا مقیاس واقعی تا چه حد بر دقت و کیفیت نتایج اخذ شده اثر گذار است، در کمتر منبعی ارزیابی شده و در بهترین حالت به پیشنهاد برای کارهای آینده موکول شده است. از این منظر و با توجه به اینکه پارامتر اصلی مورد نظر و تمرکز در این مطالعه تغییرات مقیاس هندسی و اثر آن بر نتایج اخذ شده در مقیاس مبنا (مثلاً مقیاس تونل باد) است، کمتر مقاله‌ای موجود است که بصورت تجربی بر روی یک مدل را در مقیاس‌های مختلف در تونل باد مقایسه و نتایج آن را ارزیابی کرده باشد و این فقر نسبی منبع، دلیل اصلی تعریف موضوع مقاله حاضر است. پژوهش حاضر، به مطالعات و شبیه‌سازی جامع و گسترده‌ای به منظور بررسی اثرات مقیاس بر روی پارامترهای عملکردی تجهیزات آیرودینامیکی پرداخته است. با توجه به مورد نیاز بودن تحلیل دقیقی از تأثیر مقیاس هندسی بر عملکرد دستگاه آیرودینامیکی مدل واقعی و به تبع آن عملکرد سیستم، درک کامل و جامعی از متدولوژی تعمیم نتایج تست‌های پروازی از اهمیت خاصی برخوردار است. بررسی پارامترهای عملکردی آیرودینامیکی از جمله ضریب پسا، ضریب برآ و ضریب مومنتم پیچشی تحت تأثیر مقیاس کوچک نسبت به مدل واقعی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است؛ بنابراین اهمیت بررسی و مطالعه اثرات مقیاس مدل بر تست‌های پروازی تجهیزات آیرودینامیکی به منظور تعمیم و بسط دادن آن به مقیاس واقعی، با توجه به تأثیر مستقیم بر عملکرد سیستم پروازی بیش از پیش مشخص می‌شود. به‌طور کلی هدفی که از انجام پژوهش حاضر دنبال می‌شود، مطالعه و شبیه‌سازی عددی سناریوهای مختلف اثرات مقیاس بر پارامترهای عملکردی ایرفویل NACA 0012 و استخراج خروجی‌ها و در نهایت با استفاده از نتایج آن، هدف ارائه و معرفی روابط در شرایط عملکردی مختلف (اعم از رینولدز، عدد ماخ و زوایای حمله) است.

مطالعه اثرات عدد رینولدز بر عملکرد ایرفویل، آزمایش‌های تونل باد برای اندازه‌گیری مشخصه‌های آیرودینامیکی دو بعدی دو خانواده مختلف ایرفویل با اعداد رینولدز بالا (از ۳ تا ۱۲ میلیون) در تونل باد فشار بالا DNW در دستور کار قرار داده‌اند؛ همچنین، آزمایش‌هایی با عدد رینولدز ۳ میلیونی در تونل باد کم‌آشفته کم‌سرعت انجام شده است. نتایج آزمایش‌ها شامل پارامترهای آیرودینامیکی مهم از ضریب فشار و ضریب برآ گزارش شده است. سگری و قدیری دهکردی [۲۵] جریان در گذرگاه بین پره‌ای یک فن زیرصوتی با ایجاد تغییراتی در هندسه ایرفویل پره، در شرایط نزدیک به رخداد استال گردشی، مورد شبیه‌سازی عددی قرار داده‌اند. بررسی اثرات تغییر در شعاع نوک ایرفویل پره‌ی فن در رخداد پدیده‌های جریان با مقیاس‌های مختلف اعداد موج بر اساس ایرفویل NACA-65 هدف کار آن‌ها بوده است. پیرس و همکاران [۲۶] رفتار آیرودینامیکی یک ایرفویل توربین بادی در یک آزمایش تونل باد دو بعدی در تونل باد اندازه‌گیری شده است. آزمایش‌ها بر روی ایرفویل DU00W212 با اعداد مختلف رینولدز شامل ۳، ۶، ۹، ۱۲ و ۱۵ میلیون و با اعداد ماخ پایین (زیر ۰/۱). در شرایط کاری مختلف ایرفویل اندازه‌گیری شده است. بررسی تأثیر زاویای حمله و عدد رینولدز بر ویژگی‌های آیرودینامیکی این ایرفویل به صورت داده‌های نموداری خام ارائه و گزارش شده است.

بررسی مطالعات و پژوهش‌های صورت گرفته نشان می‌دهد که بیشترین تحقیقات انجام‌شده در زمینه مدل مقیاس تجهیزات آیرودینامیکی محدود به مطالعات آزمایشگاهی محدود در شرایط خاص و همچنین مطالعات عددی محدودی بوده است و خلأ قابل توجهی در مطالعات و شبیه‌سازی‌های کامل که منجر به ارائه مدل مقیاس و پیش‌بینی پارامترهای عملکردی آیرودینامیکی وجود دارد؛ همچنین مشاهده می‌شود که بسیاری از محققین با وجود تحقیقات گسترده بر روی مدل‌های مقیاس، لیکن بر روی تعمیم نتایج از مقیاس به ابعاد اصلی انجام نده‌اند. از این منظر، شکاف قابل توجهی در خصوص تحقیقات روی روش یا روش‌های تعمیم و توسعه مدل مقیاس به مدل در ابعاد واقعی وجود دارد. اساس تعریف موضوع پژوهش حاضر به دلیل فقر نتایج تجربی به اندازه کافی در این خصوص است. داده‌های تجربی موجود برای یک مدل خاص، غالباً در یک مقیاس خاص موجود است. این در صورتی است

هندسه ایرفویل NACA 0012 در مازول Design Modeler نرم افزار Ansys Fluent 2019 R3 با توجه به ابعاد مورد مطالعه در سناریوهای مختلف شبیه سازی، ایجاد و ترسیم شده است. هندسه ایرفویل مورد مطالعه در نرم افزار Ansys Meshing در فرآیند شبکه بندی قرار گرفته است. لازم به ذکر معیارهای کیفیت مناسب شبکه ها مورد ارزیابی قرار گرفته است.

در شبکه بندی حاضر در مکان های نزدیک دیواره ایرفویل شبکه بندی به صورت ریز انجام شده و شبکه بندی انجام شده توسط نرم افزار در این نواحی اصلاح شده است. با توجه به مدل توربولانسی مورد استفاده در شبیه سازی شبکه بندی نزدیک دیواره با هدف دستیابی به عدد y^+ کمتر از یک انجام شده است. تعداد المان ها و گره های^۲ ایجاد شده و هم چنین مقادیر ماکزیمم و میانگین معیار کیفیت شبکه های ایجاد شده در جدول ۱ درج شده است. معیار کیفیت شبکه به صورت پارامتر Skewness به عنوان تفاوت بین شکل سلول و شکل یک سلول متساوی الاضلاع با حجم معادل تعریف می شود. استفاده از شبکه هایی با Skewness بالا موجب کاهش دقت حل و ناپایداری حل و در نتیجه عدم همگرایی حل می شود. معمولاً معیار برای یک شبکه مناسب به منظور ارائه حل با دقت بالا، Skewness کمتر از ۰/۹۵ است.

جدول ۱- تعداد المان ها و معیار کیفیت شبکه هندسه

مقدار	مشخصه
۲۰۱۱۰۰	تعداد گره ها
۲۰۰۰۰۰	تعداد المان ها
۰/۰۵۶۰	میانگین Skewness
۰/۴۱۱۱	ماکزیمم Skewness

ارزیابی معیار کیفیت (Skewness) شبکه های تولید شده هندسه در شکل ۱ نشان داده شده است. مطابق شکل ۱ شبکه های تولید شده از معیار بسیار مناسب برخوردار است.

۲- معادلات حاکم، سناریوهای شبیه سازی و شبکه بندی هندسه مورد مطالعه

۱-۲- معادلات حاکم

معادلات حاکم بقای جرم و بقای مومنتم در روابط ۱ و ۲ درج شده است. [۲۷]

$$\frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) - \frac{\partial}{\partial x_j}(\mu_{eff} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}[\mu_{eff} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3}(\rho k + \mu_{eff} \frac{u_k}{x_k}) \delta_{ij}] \quad (2)$$

در روابط ۱ و ۲ پارامترهای ρ ، μ_{eff} ، k ، p ، u به ترتیب بیانگر سرعت متوسط، فشار متوسط، انرژی جنبشی توربولانسی، ویسکوزیته مولکولی موثر و چگالی است. معادلات حاکم مدل توربولانسی منتخب $k-w$ SST به صورت روابط ۳ و ۴ است. [۲۸]

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}) + G_k - Y_k \quad (3)$$

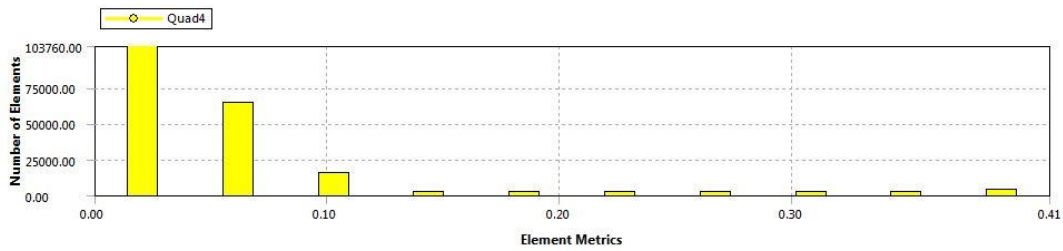
$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega \quad (4)$$

در روابط ۳ و ۴ پارامترهای ω ، k ، Γ_k ، Γ_ω ، G_k ، G_ω ، Y_k ، Y_ω و D_ω به ترتیب بیانگر نرخ اتلاف ویژه، انرژی جنبشی توربولانسی، نفوذ موثر k ، نفوذ موثر ω ، عبارت تولید k ناشی از گرادیان های سرعت متوسط، عبارت تولید ω ناشی از گرادیان های سرعت متوسط، عبارت اتلاف k ، عبارت اتلاف ω و عبارت نفوذ متقاطع^۱ است.

۲-۲- شبکه بندی و میدان حل محاسباتی

² Nodes

¹ Cross-diffusion



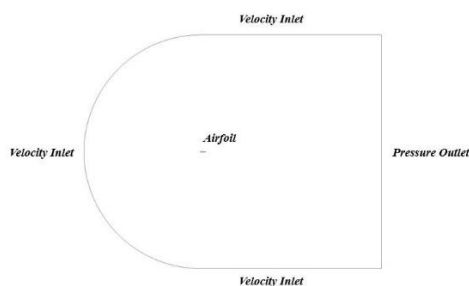
شکل ۱- بررسی معیار شبکه‌بندی هندسه ایرفویل مورد مطالعه (معیار کیفیت Skewness شبکه‌های تولیدی) در مازول Ansys Meshing

۲-۳- روش عددی

جدول ۳ به‌طور کلی مدل، روش عددی و شرایط مرزی در نظر گرفته‌شده در فرآیند شبیه‌سازی تجهیز آیرودینامیکی در نرم‌افزار Ansys Fluent را نشان می‌دهد. شرایط مرزی حاکم بر ایرفویل مورد مطالعه در شکل ۳ نشان داده‌شده است.

جدول ۳- مدل، روش عددی و شرایط مرزی در نظر گرفته‌شده

مقدار	مشخصه
2D Pressure based	حلگر مورد استفاده
k-w SST model	مدل توربولانسی مورد نظر
Coupled	الگوریتم عددی حل
Second Upwind Scheme	روش گسسته‌سازی معادلات
Velocity inlet	شرایط مرزی ورودی
Pressure outlet	شرایط مرزی خروجی
No Slip	شرایط مرزی دیواره‌ها



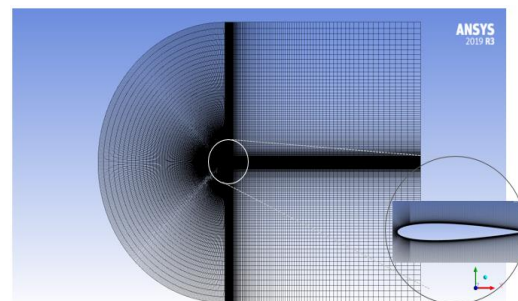
شکل ۳- شرایط مرزی در شبیه‌سازی مورد مطالعه

با توجه به اهداف پژوهش حاضر که بررسی و مطالعه اثر مقیاس بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل NACA 0012 است، سناریوهای مختلفی در فرآیند شبیه‌سازی در دستور کار قرار گرفته است. سناریوها و راهبرد شبیه‌سازی در بخش ۲-۳ توضیح داده می‌شود. با توجه به ابعاد هندسی مختلف ناشی از مدل‌های مقیاس مختلف، شبکه‌بندی‌های متعددی از سناریوهای مختلف با لحاظ کردن معیار y^+ کمتر از یک، انجام شده است. در جدول ۲ مینیمم و ماکزیمم تعداد گره‌ها و المان‌های شبکه‌بندی سناریوهای مختلف، درج شده است.

جدول ۲- مینیمم و ماکزیمم تعداد گره‌ها و المان‌های سناریوهای شبیه‌سازی

مشخصه	مینیمم	ماکزیمم
تعداد گره‌ها	۲۰۱۱۰۰	۴۸۱۷۰۰
تعداد المان‌ها	۲۰۰۰۰۰	۴۸۰۰۰۰

همچنین نمایی از شبکه‌بندی ۴۸۱۷۰۰ گرهی از یکی از سناریوهای شبیه‌سازی در شکل ۲ نشان داده‌شده است.



شکل ۲- شبکه‌بندی هندسه در مازول Ansys Meshing

۲-۴- سناریوهای شبیه‌سازی

شبیه‌سازی تجهیز آیرودینامیکی در نرم‌افزار Ansys Fluent 2019 R3 انجام شده است. شبیه‌سازی‌های متعدد متناظر با اهداف پروژه در محیط Workbench نرم‌افزار Ansys Fluent انجام شده است.

لازم به ذکر است که هر یک از شبیه‌سازی‌های انجام شده، فرآیندهای مختلفی از جمله انتخاب مدل مناسب، شبکه‌بندی مناسب و سایر موارد و ملاحظات عددی و فیزیکی را طی کرده است که به‌نوعی طبقه‌بندی سناریوهای مختلف شبیه‌سازی‌ها را شامل می‌شود. سناریو و مدل‌های مقیاس متعددی برای فرآیند شبیه‌سازی و مطالعه اثرات مقیاس بر عملکرد پارامترهای آیرودینامیکی تجهیز ایرفویل NACA 0012 اعمال و در نظر گرفته شود. مطابق جدول ۳ سناریوهای مدل مقیاس، انجام شبیه‌سازی‌های متعدد در زوایای حمله مورد مطالعه صفر تا ۲۰ درجه و اعداد رینولدز ۱/۵ تا ۹ میلیون در عدد ماخ ۰/۲۵۶ را شامل می‌شود. مقیاس طولی مورد نظر، طول کورد ایرفویل ۵۰ سانتی‌متر (حالت مبنا) و سرعت مورد استفاده در اعداد بی‌بعد، سرعت جریان آزاد است.

در جدول ۳، کدگذاری سناریوها به‌منظور تسهیل و دسته‌بندی مناسب در فرآیند نمایش خروجی‌ها و نتایج شبیه‌سازی انجام شده است. لازم به ذکر است حالت مبنا طول ایرفویل ۵۰ سانتی‌متر متناظر با عدد رینولدز ۳ میلیون است که مدل‌های مقیاس نسبت به حالت مبنا شبیه‌سازی و مورد بررسی و مطالعه قرار گرفته است.

۳- استقلال از شبکه و اعتبارسنجی نتایج

۳-۱- بررسی استقلال از شبکه (مکان) نتایج شبیه‌سازی

به‌منظور بررسی استقلال از شبکه نتایج شبیه‌سازی، سه شبکه مختلف در دستور کار شبیه‌سازی قرار گرفته است و نتایج ضریب پسا و ضریب فشار در جدول ۵ و شکل ۶ نمایش داده شده است. بررسی نتایج ضریب پسا و ضریب فشار نشان می‌دهد که شبکه ۲۰۰،۰۰۰ به‌عنوان شبکه منتخب در فرآیند شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود.

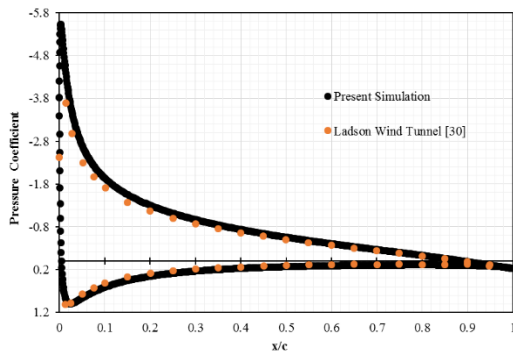
جدول ۴- سناریو مدل‌های مقیاس مورد مطالعه و شبیه‌سازی

کدگذاری مقیاس	مدل مقیاس	طول کورد (cm)	عدد رینولدز (میلیون)	زاویه حمله (Case Number)	عدد ماخ
01A	۰/۵	۲۵	۱/۵	۰ (01)	۰/۲۵۶
Base (01B)	۱	۵۰	۳		
01C	۲	۱۰۰	۶		
01D	۳	۱۵۰	۹		
02A	۰/۵	۲۵	۱/۵	۵ (02)	
Base (02B)	۱	۵۰	۳		
02C	۲	۱۰۰	۶		
02D	۳	۱۵۰	۹		
03A	۰/۵	۲۵	۱/۵	۱۰ (03)	
Base (03B)	۱	۵۰	۳		
03C	۲	۱۰۰	۶		
03D	۳	۱۵۰	۹		
04A	۰/۵	۲۵	۱/۵	۱۵ (04)	
Base (04B)	۱	۵۰	۳		
04C	۲	۱۰۰	۶		
04D	۳	۱۵۰	۹		

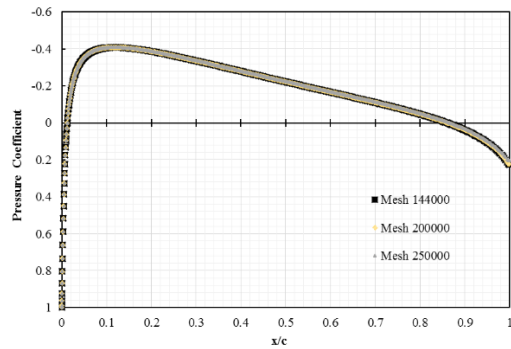
جدول ۵- بررسی استقلال از شبکه نتایج ضریب پسا (عدد

ماخ ۰/۲۵۶، عدد رینولدز ۶ میلیون و زاویه حمله صفر)

تعداد شبکه	مقدار ضریب پسا
۱۴۴،۰۰۰	۰/۰۰۸۱۳۹۴۱۶
۲۰۰،۰۰۰	۰/۰۰۸۱۸۶۴۱۰
۲۵۰،۰۰۰	۰/۰۰۸۲۰۳۵۲۳



شکل ۷- اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی پژوهش حاضر با داده‌های تجربی تونل باد [۳۰] (ماخ ۰/۳، رینولدز ۶ میلیون و زاویه حمله ۱۰ درجه)



شکل ۶- بررسی استقلال از شبکه نتایج شبیه‌سازی (عدد ماخ ۰/۲۵۶، رینولدز ۶ میلیون و زاویه حمله صفر)

۲-۳- اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی

به منظور اعتبارسنجی و ارزیابی نتایج شبیه‌سازی در پژوهش حاضر از اطلاعات و داده‌های تجربی تونل باد گزارش شده توسط لادسن [۲۹] استفاده شده است. ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا مطابق جدول ۶ مقایسه شده است و نشان از مطابقت مناسب نتایج شبیه‌سازی با داده‌های تونل باد است.

جدول ۶- اعتبارسنجی و مقایسه نتایج شبیه‌سازی و

داده‌های تونل باد [۲۹] (عدد ماخ ۰/۱۵، عدد رینولدز ۶ میلیون و زاویه حمله ۱۰ درجه)

تعداد شبکه	مقدار ضریب برآ	مقدار ضریب پسا
شبیه‌سازی حاضر	۱/۰۷۱۷۷۸۴	۰/۰۱۳۳۴
داده‌های تجربی تونل باد لادسن [۲۹]	۱/۰۷۰۷۰۰۰	۰/۰۱۲۰۱

همچنین، به منظور مقایسه کیفی جزئیات توزیع جریان، توزیع ضریب فشار حاصل از شبیه‌سازی پژوهش حاضر با داده‌های تونل باد [۳۰] مطابق شکل ۷ اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی با نتایج تجربی بیان شده انجام شده است. این مقایسه نتایج نشان از دقت مناسب و قابل قبول شبیه‌سازی پژوهش حاضر دارد.

۴- نتایج و بحث

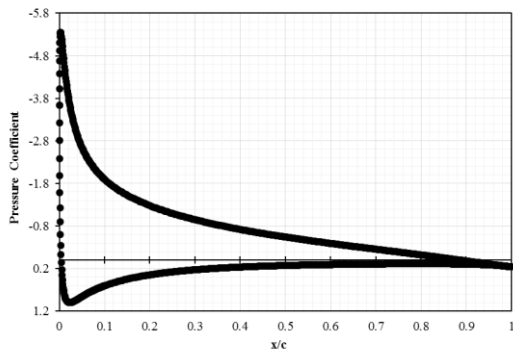
بررسی خروجی‌های شبیه‌سازی مدل‌های مختلف مقیاس اعم از توزیع فشار استاتیکی، سرعت، مقادیر پارامترهای آیرودینامیکی اعم از ضرایب پسا، برآ، ممان پیچشی و همچنین تغییرات ضریب فشار نسبت به طول میدان حل برای هر یک از سناریوهای تشریح شده در جدول ۳ در بخش ۲-۳ انجام شده است و در بخش حاضر به تفصیل بدان پرداخته می‌شود.

۴-۱- شبیه‌سازی عددی ایرفویل NACA 0012 - حالت

مینا (طول کورد ۵۰ سانتی‌متر)

کانتور توزیع فشار استاتیکی، پارامتر سرعت و خط جریان سرعت در میدان حل در مدل حالت مینا (در عدد ماخ ۰/۲۵۶، زاویه حمله ۱۰ درجه و عدد رینولدز ۳ میلیون) در شکل ۴ نمایش داده شده است. در شکل ۴-الف، نقطه سکون جریان که با فشار بسیار بالا و در نواحی پایینی جلوی ایرفویل کاملاً مشخص است. نواحی پرفشار در سطح زیرین ایرفویل و نواحی کم‌فشار در سطح بالایی ایرفویل آن‌چنان که در کانتور نشان داده شده است، در نهایت منجر به ایجاد نیروی برآ خواهد شد؛ همچنین شکل‌گیری خطوط جریان در اطراف نقطه سکون و همچنین سطوح بالایی و پایینی به‌وضوح در شکل ۴-ب نشان داده شده است.

تغییرات پارامتر ضریب فشار در طول میدان حل (x/c) در شکل ۵ نشان داده شده است. جهش ضریب فشار (البته منفی) نشان داده شده در سطح بالایی ناشی از شتاب گیری جریان در لبه حمله ناشی از شتاب گیری جریان است که در واقع از سطح زیرین (موقعیت نقطه سکون) شروع شده و به سمت نواحی کم فشار سطح بالایی ادامه می یابد. پس از عبور از رسیدن به سطح بالایی با کاهش سرعت جریان روی سطح بالایی تا رسیدن به موقعیت انتهایی ایرفویل، کاهش ضریب فشار (منفی) مشاهده می شود. در سطح زیرین ایرفویل پیک فشار (به دلیل شکل گیری نقطه سکون) و نواحی فشار بالا قابل مشاهده است.

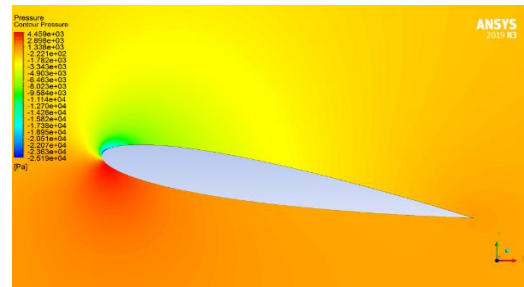


شکل ۵- تغییرات ضریب پسا بر اساس مقیاس کد Case 03

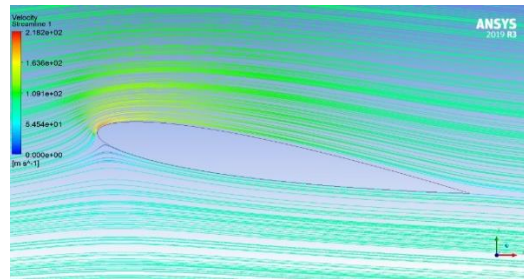
۴-۲- نتایج سناریوهای مقیاس مورد مطالعه و شبیه سازی

سناریوهای مقیاس مطابق با جدول ۳ در عدد ماخ ۰/۲۵۶ و زوایای حمله صفر، ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه و در ۴ عدد رینولدز ۱/۵، ۳، ۶ و ۹ میلیون (متناظر طول ایرفویل ۲۵، ۵۰، ۱۰۰ و ۱۵۰ سانتی متر) مورد بررسی و شبیه سازی قرار گرفته است. در واقع شبیه سازی ها در یک عدد ماخ خاص (عدد ماخ ۰/۲۵۶)، دو پارامتر زاویه حمله و عدد رینولدز (که با مقیاس کردن مدل در یک عدد ماخ خاص تنظیم می شود) را تغییر داده و اثرات تغییرات مقیاس مدل در شرایط متفاوت بررسی شده است.

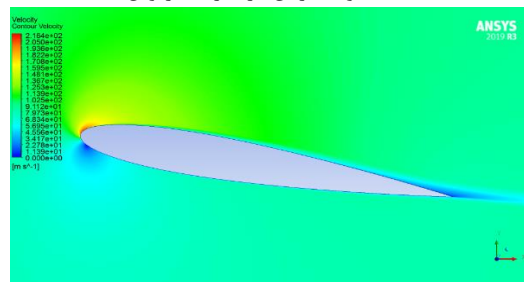
در شبیه سازی ها فرض شده است که مقیاس ۱ متناسب با طول کورد ۵۰ سانتی متر است، به عنوان حالت مینا (که تست در تونل باد روی آن انجام شده است) در نظر گرفته شود؛ لذا این حالت در تمامی نمودارها با سمبل دایره توخالی نشان داده شده است. نتایج حالت های دیگر که با سمبل های توپر



(الف) کانتور توزیع فشار استاتیکی در میدان جریان



(ب) خطوط جریان در اطراف ایرفویل



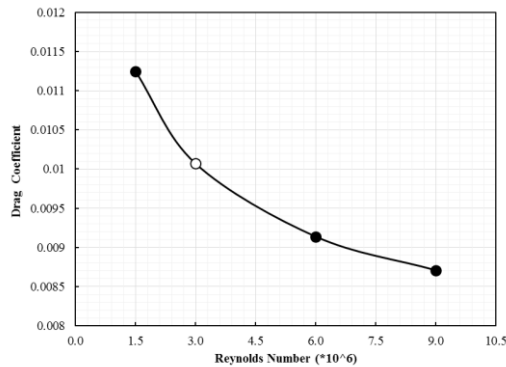
(پ) کانتور سرعت در میدان جریان

شکل ۴- توزیع (کانتور) فشار استاتیکی (ب) خط جریان (پ) سرعت در میدان حل بر اساس مقیاس حالت مینا (Case 03B)

پارامترهای آیرودینامیکی در میدان حل در زاویه حمله ۱۰ درجه و طول ایرفویل ۵۰ سانتی متر (متناظر عدد رینولدز ۳ میلیون) مطابق جدول ۴ استخراج شده است.

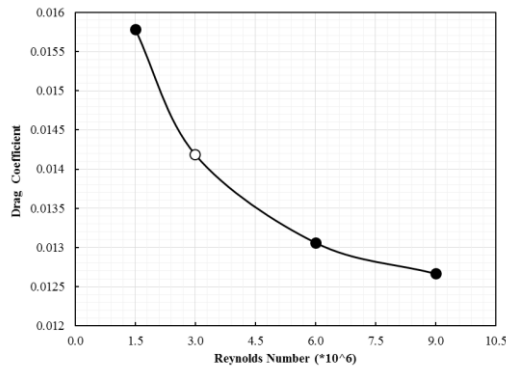
جدول ۷- مقادیر ضرایب آیرودینامیکی استخراجی مدل مقیاس کد Case 03B (حالت مینا)

مقدار	پارامتر آیرودینامیکی
۰/۰۱۴۱۸۴۱۶۲	ضریب پسا (C_D)
۱/۰۴۶۷۸۶۵	ضریب برآ (C_L)
۰/۰۰۹۹۳۳۵۴۱	ضریب پیش مومنت (C_M)



شکل ۹- تغییرات ضریب پسا بر اساس مقیاس Case 02

نتایج شبیه‌سازی Case 03 (زاویه حمله ۱۰ درجه) نشان می‌دهد که افزایش عدد رینولدز از ۳ میلیون تا ۶ میلیون (مدل مقیاس ۲ برابری طول ایرفویل) منجر به کاهش ۷/۹۲ درصدی در مقدار ضریب پسا می‌شود. مطابق با شکل ۱۰، اعمال مدل مقیاس ۰/۵، افزایش ۱۱/۲۹ درصدی مقدار ضریب پسا را به دنبال دارد. کاهش ضریب پسا نسبت به حالت مشابه در صفر درجه، مقدار کمتری به میزان ۷۷/۸۳ درصدی کاهش در حالت صفر درجه است.



شکل ۱۰- تغییرات ضریب پسا بر اساس مقیاس Case 03

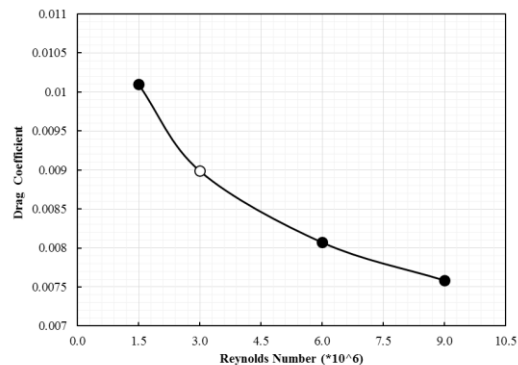
بر اساس شکل ۱۱ نتایج در Case 04 (زاویه حمله ۱۵ درجه) حاکی از آن است که مدل مقیاس ۲ منجر به کاهش ۱۱ درصدی در مقدار ضریب پسا می‌شود. افزایش ۱۶/۲۹ درصدی ضریب پسا با توجه به اعمال مدل مقیاس ۰/۵ محاسبه شده است.

نشان داده شده است، تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی را به ازای افزایش و کاهش مقیاس (و در نتیجه عدد رینولدز) ارائه خواهد داد.

۴-۲-۱- تغییرات ضریب پسا و ارائه همبستگی‌ها

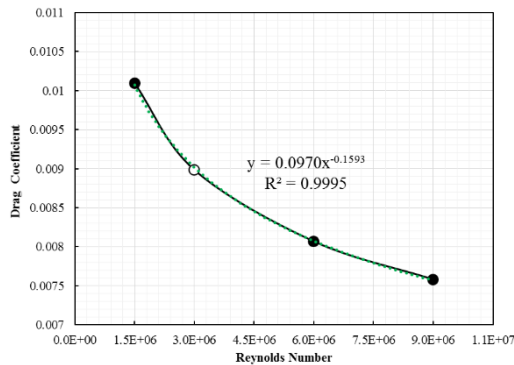
شکل‌های ۸ الی ۱۱ تغییرات ضریب پسا بر اساس اعداد رینولدز مختلف در سناریوهای مقیاس مختلف مورد مطالعه را نشان می‌دهند.

نتایج شبیه‌سازی مطابق شکل ۸ نشان می‌دهد که در Case 01 (زاویه حمله صفر درجه) افزایش مقیاس ۲ برابری طول ایرفویل نسبت به حالت مبنا (افزایش عدد رینولدز از ۳ میلیون تا ۶ میلیون) منجر به کاهش ۱۰/۱۷ درصدی در مقدار ضریب پسا می‌شود؛ همچنین اعمال مقیاس ۰/۵ منجر به افزایش ۱۲/۳۵ درصدی در ضریب پسا می‌شود. لازم به ذکر است که این رفتار خطی نبوده و در مقیاس‌های بالاتر (اعداد رینولدز بالا) کاهش ضریب پسا میزان کمتری را به دنبال خواهد داشت.



شکل ۸- تغییرات ضریب پسا بر اساس مقیاس Case 01

با توجه به شکل ۹ در Case 02 (زاویه حمله ۵ درجه)، نتایج نشان می‌دهد که افزایش عدد رینولدز از ۳ میلیون تا ۶ میلیون (مدل مقیاس ۲ برابری طول ایرفویل) منجر به کاهش ۹/۲۴ درصدی در مقدار ضریب پسا می‌شود. این میزان کاهش ضریب پسا نسبت به حالت مشابه در صفر درجه، مقدار کمتری است. به عبارتی با افزایش زاویه حمله، میزان کاهش ضریب پسا در اثر افزایش مقیاس، کاهش می‌یابد.



شکل ۱۲- دیاگرام توام منحنی برازش شده و داده‌های ضریب پسا براساس مقیاس Case 01

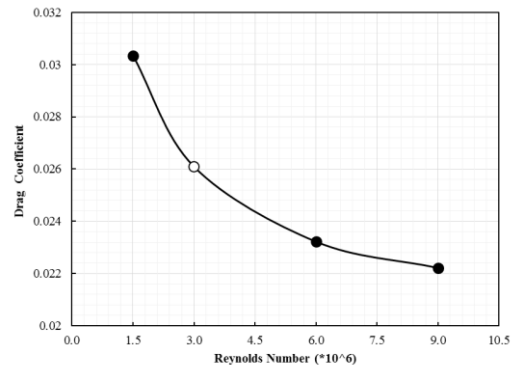
جدول ۸- همبستگی‌های ارائه شده برای ضریب پسا مطابق با سناریوهای مقیاس

شخص آماري R ²	مقدار ضریب a	مقدار ضریب b	کد مقیاس
99/95	0/097	-0/1593	Case 01
99/70	0/0857	-0/1431	Case 02
98/56	0/0912	-0/1240	Case 03
98/62	0/3630	-0/1754	Case 04

۲-۲-۲- تغییرات ضریب برآ و ارائه همبستگی‌ها

تغییرات ضریب برآ بر اساس اعداد رینولدز مختلف در سناریوهای مقیاس مختلف مورد مطالعه در شکل‌های ۱۳ الی ۱۵ نشان داده شده است. واضح است که در زاویه حمله صفر درجه (Case 01)، با تغییر مقیاس، تغییراتی در ضریب برآ به وجود نمی‌آید.

نتایج شبیه‌سازی در Case 02 با توجه به شکل ۱۳ نشان می‌دهد که مدل مقیاس ۰/۵ (نصف شدن طول ایرفویل) متناظر با کاهش عدد رینولدز از ۳ میلیون تا ۱/۵ میلیون منجر به کاهش ۱/۲۰ درصدی در مقدار ضریب برآ می‌شود. افزایش مقدار ضریب برآ در مدل مقیاس ۲ (دو برابر شدن طول ایرفویل) متناظر با افزایش عدد رینولدز از ۳ میلیون تا ۶



شکل ۱۱- تغییرات ضریب پسا بر اساس مقیاس Case 04

مطابق با تغییرات ضریب پسا نسبت به عدد رینولدز، همبستگی‌ها و روابطی برای ضریب پسا در سناریوهای مقیاس با لحاظ کردن شاخص‌های آماری به صورت رابطه ۵ استخراج و معرفی می‌شود. جدول ۷ مقدار ضرایب همبستگی ارائه شده برای ضریب پسا را در هر سناریو نشان می‌دهد.

$$C_D = a Re^b \quad (5)$$

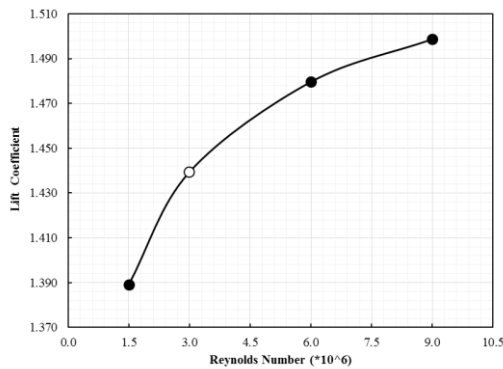
شاخص آماری R² نشانگر میزان تطابق و تناسب داده‌ها با مدل برازش شده است. ضریب همبستگی R² مطابق با رابطه ۶ محاسبه می‌شود. در رابطه ۶، x و y دو متغیری هستند که برای هر همبستگی خطی یا غیر خطی برای آنها تعیین می‌شود. مقدار R² باید نشان دهد که اگر بین دو متغیر همبستگی وجود داشته باشد، تغییر در مقدار متغیر مستقل احتمالاً منجر به تغییر در متغیر وابسته خواهد شد. فرمول R² کاملاً پیچیده است و وارد کردن مقادیر در یک سلول مستعد خطا در محاسبه است. ماژول اکسل دارای توابع داخلی است که امکان محاسبه اتوماتیک شاخص آماری R² را در رابطه برازش شده و همبستگی‌ها دارا است.

$$R^2 = \left(\frac{n(\sum xy) - (\sum x)(\sum y)}{\sqrt{[n\sum x^2 - (\sum x)^2][n\sum y^2 - (\sum y)^2]}} \right)^2 \quad (6)$$

به عنوان نمونه، دیاگرام توام منحنی برازش شده و داده‌های ضریب پسا در Case 01 مطابق با شکل ۱۲ نشان داده شده است.

به میزان ۳۲۰/۸۴ درصدی افزایش در حالت زاویه حمله ۵ درجه است.

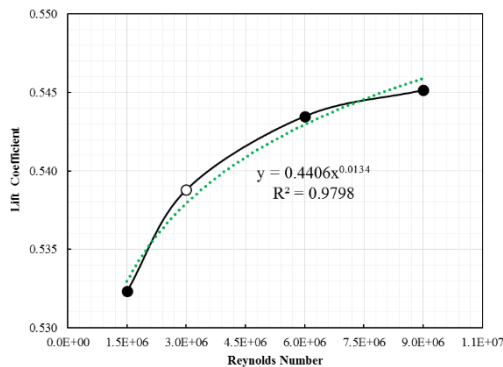
با توجه به تغییرات ضریب برآ نسبت به عدد رینولدز، همبستگی‌ها و روابطی برای ضریب برآ در سناریوهای مقیاس با لحاظ کردن شاخص‌های آماری به صورت رابطه ۷ استخراج و معرفی می‌شود. جدول ۸ مقدار ضرایب همبستگی ارائه شده برای ضریب برآ را در هر سناریو نشان می‌دهد.



شکل ۱۵- تغییرات ضریب برآ بر اساس مقیاس Case 04

$$C_L = c Re^d \quad (7)$$

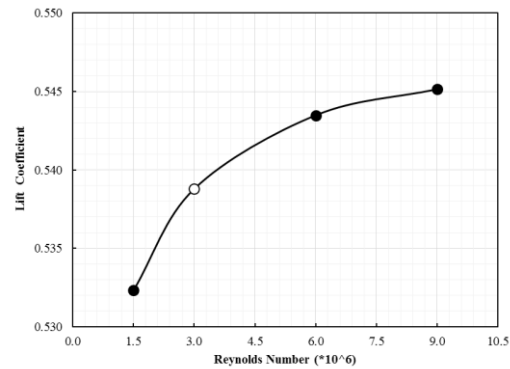
دیگرام توام منحنی برازش شده و داده‌های ضریب برآ به عنوان نمونه در Case 02 مطابق با شکل ۱۶ نشان داده شده است.



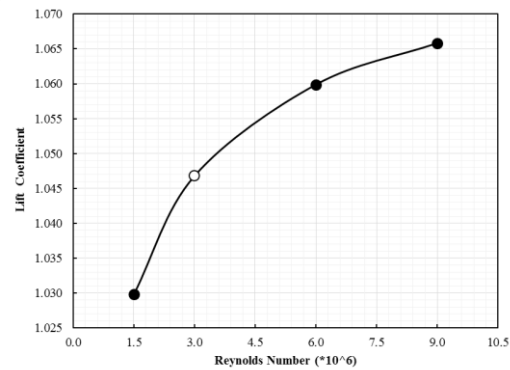
شکل ۱۶- دیگرام توام منحنی برازش شده و داده‌های ضریب برآ بر اساس مقیاس Case 02

میلیون ۰/۸۷ درصد محاسبه شده است در اعداد رینولدز بالا افزایش ضریب برآ میزان کمتری به دنبال خواهد داشت.

نتایج Case 03 بر اساس شکل ۱۴ نشان می‌دهد که مدل مقیاس ۰/۵ نسبت به حالت مبنا منجر به کاهش ۱/۶۲ درصدی در مقدار ضریب برآ می‌شود. رشد عدد رینولدز از ۳ میلیون تا ۶ میلیون (مقیاس ۲) افزایش ۱/۲۵ درصدی در ضریب برآ را به دنبال خواهد داشت. افزایش ضریب برآ نسبت به حالت مشابه در ۵ درجه، مقدار بیشتری به میزان ۱۴۳/۸۵ درصد افزایش در حالت ۵ درجه است. به عبارتی با افزایش زاویه حمله، ضریب برآ در اثر افزایش مقیاس افزایش می‌یابد.



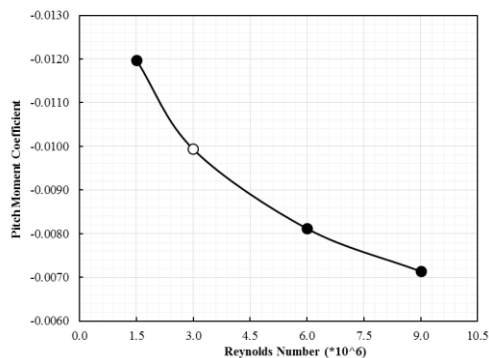
شکل ۱۳- تغییرات ضریب برآ بر اساس مقیاس Case 02



شکل ۱۴- تغییرات ضریب برآ بر اساس مقیاس Case 03

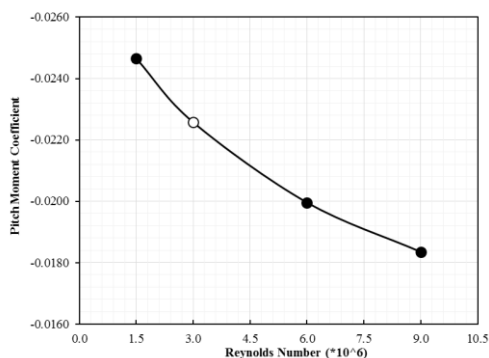
با توجه به شکل ۱۵، به ترتیب کاهش و رشد ۳/۴۹ و ۲/۷۹ درصدی در مقدار ضریب برآ حاصل نصف و دو برابر شدن طول ایرفویل مورد مطالعه است. افزایش ضریب برآ نسبت به حالت مشابه در زاویه حمله ۵ درجه (Case 02)، مقدار بیشتری

افزایش عدد رینولدز از ۳ تا ۶ میلیون (مدل مقیاس ۲) منجر به کاهش ۱۸/۳۰ درصدی در مقدار عددی (قدر مطلق) ضریب ممان پیچشی در Case 03 با توجه به شکل ۱۸ می‌شود. این میزان کاهش ضریب ممان پیچشی نسبت به حالت مشابه در زاویه حمله ۵ درجه، مقدار کمتری است. به عبارتی با افزایش زاویه حمله، میزان کاهش ضریب ممان پیچشی در اثر افزایش مقیاس، کاهش می‌یابد.



شکل ۱۸- تغییرات ممان پیچشی بر اساس کد Case 03

مطابق شکل ۱۹ در Case 04، نتایج نشان می‌دهد که افزایش عدد رینولدز از ۳ میلیون تا ۶ میلیون (مدل مقیاس ۲) منجر به کاهش ۱۱/۵۹ درصدی در مقدار عددی (قدر مطلق) ضریب ممان پیچشی می‌شود. کاهش ۱۸/۷۳ درصدی ضریب ممان پیچشی نتیجه اعمال مدل مقیاس ۳ برابری طول ایرفویل مورد مطالعه است.



شکل ۱۹- تغییرات ممان پیچشی بر اساس کد Case 04

بر اساس تغییرات ضریب ممان پیچشی نسبت به عدد رینولدز، همبستگی‌ها و روابطی برای ضریب ممان پیچشی در

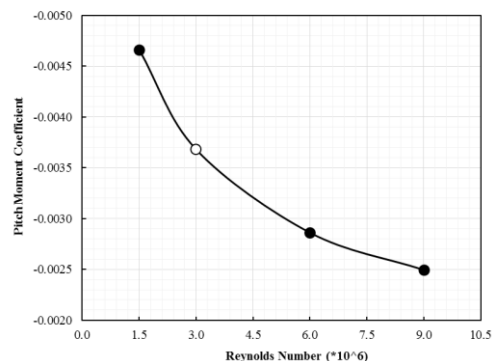
جدول ۹- همبستگی‌های ارائه شده برای ضریب برآ مطابق با

سناریوهای مقیاس			
کد مقیاس	مقدار ضریب c	مقدار ضریب d	شاخص آماری R ²
Case 02	0/4406	0/0134	97/98
Case 03	0/7842	0/0193	98/96
Case 04	0/7620	0/0424	99/13

۴-۲-۳- تغییرات ضریب ممان پیچشی و ارائه همبستگی‌ها

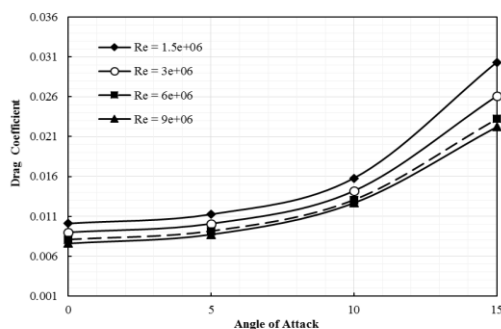
شکل‌های ۱۷ الی ۱۹ تغییرات ضریب ممان پیچشی بر اساس اعداد رینولدز مختلف در سناریوهای مقیاس مختلف مورد مطالعه را نشان می‌دهد. واضح است که در زاویه حمله صفر درجه (Case 01)، با تغییر مقیاس، تغییراتی در ضریب ممان پیچشی به وجود نمی‌آید.

بر اساس شکل ۱۷ نتایج شبیه‌سازی Case 02 نشان می‌دهد که افزایش عدد رینولدز از ۳ میلیون تا ۶ میلیون (مدل مقیاس ۲ برابری) منجر به کاهش ۲۲/۲۴ درصدی در مقدار عددی (قدر مطلق) ضریب ممان پیچشی می‌شود. اعمال مقیاس ۳ برابری طول ایرفویل (افزایش عدد رینولدز از ۳ میلیون تا ۹ میلیون)، کاهش ۳۲/۲ درصدی ضریب ممان پیچشی را در پی خواهد داشت. محاسبه شده است.



شکل ۱۷- تغییرات ممان پیچشی بر اساس کد Case 02

نمودار تغییرات ضرایب پسا، برآ و ممان پیچشی در اعداد رینولدز (مقیاس‌های) مختلف برحسب زاویه حمله در همه حالت‌های مقیاس موردبررسی (عدد ماخ ۰/۲۵۶) به ترتیب در شکل ۲۱ الی ۲۳ نشان داده شده است. نمودار شکل ۱۸ نشان می‌دهد، همان‌طور که انتظار می‌رود با افزایش زاویه حمله در تمامی اعداد رینولدز، ضریب پسا افزایش می‌یابد؛ همچنین، در هر زاویه حمله خاص، مقدار ضریب پسا با افزایش عدد رینولدز کاهش خواهد داشت. آنچه جالب توجه است، آن است که میزان تغییرات ضریب پسا با افزایش زاویه حمله، درازای بزرگ‌تر شدن مقیاس مدل افزایش می‌یابد. به عبارت دیگر، برای یک مدل در مقیاس تونل، مقادیر به دست آمده ضریب پسا در تمامی زوایای حمله کمتر از مقدار ضریب پسا در مقیاس واقعی برآورد می‌شود و جالب‌تر از آن اینکه با افزایش زاویه حمله، این میزان اختلاف در برآورد ضریب پسا در تونل و مقیاس واقعی، افزایش قابل توجهی دارد. به صورتی که در زاویه صفر درجه این اختلاف حدود ۲۰/۰۴ درصد و در زاویه ۱۵ درجه این اختلاف حدود ۲۳/۴۷ درصد است. بایستی توجه شود که این اختلاف‌ها به صورت جدی نیاز است تا در زمانی که یک مدل با یک مقیاس خاص در تونل باد مورد آزمایش قرار می‌گیرد، اما قرار است نتایج آن به مقیاس واقعی تعمیم داده شود، در نظر گرفته شده و پس از اخذ نتایج با متدولوژی ارائه شده در مقاله حاضر، به صورت ضرایب تصحیحی به نتایج به دست آمده اعمال شود. میزان این اختلاف‌ها با استفاده از روابط همبستگی ارائه شده در مقاله حاضر در هر سناریو (هر زاویه حمله) قابل محاسبه و سپس اعمال خواهد بود.

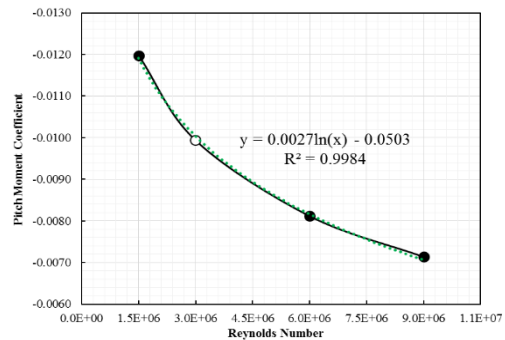


شکل ۲۱- تغییرات ضریب پسا برحسب زوایای حمله در رینولدزهای مختلف

سناریوهای مقیاس با لحاظ کردن شاخص‌های آماری به صورت رابطه ۸ استخراج و معرفی می‌شود. جدول ۹ مقدار ضرایب همبستگی ارائه شده برای ضریب ممان پیچشی را در هر سناریو نشان می‌دهد. مشابه با ضریب برآ، در زاویه حمله صفر درجه (Case 01)، با تغییر مقیاس، تغییراتی در ضریب ممان پیچشی به وجود نمی‌آید.

$$C_M = f \ln(Re) + h \quad (۸)$$

دیگرام توام منحنی برازش شده و داده‌های ضریب ممان پیچشی به عنوان نمونه در Case 03 مطابق با شکل ۲۰ نمایش داده شده است.

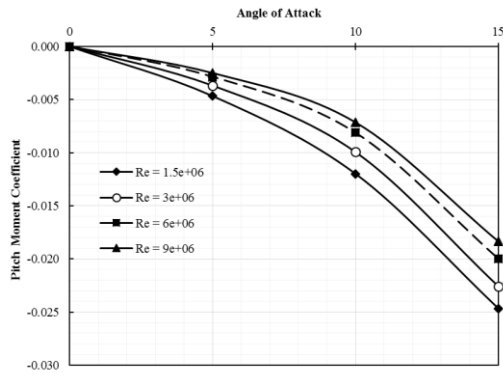


شکل ۲۰- دیگرام توام منحنی برازش شده و داده‌های ضریب ممان پیچشی براساس مقیاس Case 03

جدول ۱۰- همبستگی‌های ارائه شده برای ضریب ممان پیچشی مطابق با سناریوهای مقیاس

کد مقیاس	مقدار ضریب f	مقدار ضریب h	شاخص آماری R ²
Case 02	0/0012	-0/0219	99/35
Case 03	0/0027	-0/0503	99/84
Case 04	0/0035	-0/0751	99/62

۳-۴- بررسی همبستگی نتایج در کلیه سناریوهای شبیه‌سازی مورد مطالعه



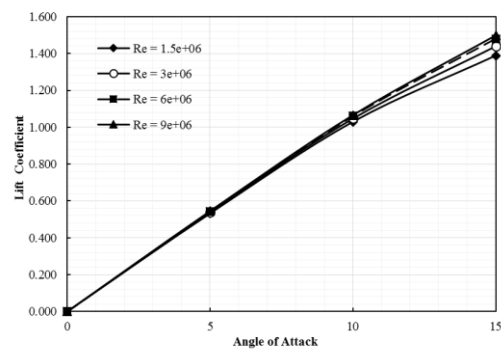
شکل ۲۳- تغییرات ضریب ممان پیچشی بر حسب زوایای حمله در رینولدزهای مختلف

۵- نتیجه گیری

بررسی پارامترهای عملکردی تجهیز آیرودینامیکی از جمله ضریب پسا، ضریب برآ، ضریب مومنتم پیچشی، توزیع فشار تحت تأثیر مقیاس کوچک نسبت به مدل واقعی با توجه به مورد نیاز بودن تحلیل دقیقی از تأثیر مقیاس هندسی بر عملکرد تجهیز آیرودینامیکی مدل واقعی و به تبع آن عملکرد سیستم درک کامل و جامعی از متدولوژی تعمیم نتایج تست‌های پروازی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. بررسی، مطالعه و شبیه‌سازی عددی سناریوهای مختلف اثرات مقیاس بر پارامترهای عملکردی تجهیز آیرودینامیکی ایرفویل NACA 0012 و استخراج خروجی‌ها در پژوهش حاضر در سناریوهای متعدد مقیاس انجام شده است. بررسی پارامترهای عملکردی تجهیز آیرودینامیکی از جمله ضریب پسا، ضریب برآ، ضریب مومنتم پیچشی، توزیع فشار تحت تأثیر مقیاس‌های بالاتر و پایین‌تر در سناریوهای مختلف مقیاس اعم از اعداد رینولدز، ماخ و زوایای حمله مختلف در دستور کار فرآیند شبیه‌سازی عددی قرار گرفته است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی به صورت موارد زیر جمع‌بندی می‌شود:

- در عدد ماخ ۰/۲۵۶ و زاویه حمله ۱۵ درجه، افزایش ۲ برابری طول ایرفویل از ۵۰ سانتی‌متر به ۱۰۰ سانتی‌متر (رشد عدد رینولدز از ۳ میلیون تا ۶ میلیون) منجر به کاهش ۱۱ درصدی در مقدار ضریب پسا، افزایش ۲/۷۹ درصدی در ضریب برآ و کاهش ۱۱/۵۹ درصدی در ضریب ممان پیچشی می‌شود.

توضیحات ارائه‌شده در خصوص شکل ۲۱، در مورد تغییرات ضریب برآ و ضریب ممان پیچشی نیز در شکل‌های ۲۲ و ۲۳ نیز قابل ارائه است. به صورت مشابه با افزایش زاویه حمله، مقادیر ضریب برآ و قدر مطلق ضریب ممان پیچشی افزایش خواهد داشت؛ همچنین میزان این افزایش با افزایش رینولدز روند کاهشی دارد. میزان تغییرات ضریب برآ (ممان پیچشی) در هر زاویه حمله درازای افزایش عدد رینولدز (بزرگ‌تر شدن مقیاس مدل) متفاوت است که این میزان با استفاده از روابط همبستگی ارائه‌شده در سناریوهای شبیه‌سازی مختلف قابل احتساب است. به صورت خلاصه با توجه به شکل‌های ۲۲ و ۲۳ نتیجه می‌شود که مقادیر ضریب برآ و ضریب ممان پیچشی به دست‌آمده در هر زاویه برای مدل مقیاس در تونل باد بیشتر از مقادیر این پارامترها در مقیاس واقعی برآورد می‌شود؛ لذا، در صورتی که نیاز باشد نتایج به دست‌آمده در تونل باد به مقیاس واقعی تعمیم داده شود، این تغییرات ضروری است که به صورت ضرایب تصحیح در نتایج به دست‌آمده از تونل باد اعمال شود. مهم‌ترین دستاورد این مطالعه آن است که با استفاده از متدولوژی ارائه‌شده به راحتی می‌توان این ضرایب تصحیح را محاسبه کرده و در نتایج مدل مقیاس اندازه‌گیری شده اعمال کرده و با دقت خوبی آن را برای نتایج مدل واقعی بکار گرفت.



شکل ۲۲- تغییرات ضریب برآ بر حسب زوایای حمله در رینولدزهای مختلف

- [4] Xue, Fei, Yuchao Wang, and Han Qin (2020) "Derivation and validation of wind tunnel free-flight similarity law for store separation from aircraft." *Aerospace Science and Technology* 97: 105614.
- [5] Yarlett, Amanda, Ronald Adrezin, Alfred Gates, and Fu-Shang Wei (2000) "Analysis and manufacture of dynamically scaled wind tunnel models." In 41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit: 1694.
- [6] Anderson, Brian P., James Greathouse, Jessica Powell, James C. Ross, Barry Porter, Patrick W. Goulding, Matthew Zwicker, Catherine Mollmann, Edward T. Schairer, and Laura K. Kushner (2017) "Sub-Scale Orion Parachute Test Results From the National Full-Scale Aerodynamics Complex 80-by 120-ft Wind Tunnel." In 24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference,; 4203.
- [7] Askari, R., M. R. Soltani, K. Mostoufi, A. Khajeh Fard, and M. Abedi (2019) "Angle of attack investigations on the performance of a diverterless supersonic inlet." *J. Appl. Fluid Mech.* 12, no. 6: 2017-2030.
- [8] Beaulieu, W., V. Bytyurin, and A. Klimov (1999) "Plasma aerodynamic WT tests with 1/6 scale model." In Proc. of the Workshop on Magneto-Plasma-Aerodynamics in aerospace applications, Moscow, vol. 1: 44.
- [9] Soltani, M. R., and R. Askari (2019) "On the performance of a body integrated diverterless supersonic inlet." *Aerospace Science and Technology* 91: 525-538.
- [10] McClinton, C., R. Volland, S. Holland, W. Engelund, J. White, and J. Pahle (1998) "Wind tunnel testing, flight scaling and flight validation with Hyper-X." In 20th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference: 2866.
- [11] Askari, R., and M. R. Soltani (2019) "Effects of Mach number on the performance of a diverterless supersonic inlet." *J. Aircra.* 56, no. 4: 1697-1707.
- [12] ROONEY, E., R. CRAIG, and R. LAUER (1977) "Correlation full scale wind tunnel and flight measured aerodynamic drag." In 13th Propulsion Conference, 996.
- [13] Tureaud, Thomas, Neill Smith, Thomas Tureaud, and Neill Smith (1997) "Wind tunnel characterization of a scaled Class IV aerostat." In 12th Lighter-Than-Air Systems Technology Conference, 1487.
- [14] Ting, Eric, Sonia Lebofsky, Nhan T. Nguyen, and Khanh V. Trinh (2014) "Static Aeroelastic Scaling and Analysis of a Sub-Scale Flexible Wing Wind Tunnel Model." In 55th
- افزایش مقیاس ۲ برابری طول ایرفویل نسبت به حالت مینا (افزایش عدد رینولدز از ۳ میلیون تا ۶ میلیون) منجر به کاهش ۱۰/۱۷ درصدی در مقدار ضریب پسا می‌شود.
 - اعمال مقیاس ۰/۵ منجر به افزایش ۱۲/۳۵ درصدی در ضریب پسا می‌شود.
 - با سه برابر شدن زاویه حمله از ۵ درجه به ۱۵ درجه (در حالت رشد ۲ برابری عدد رینولدز از ۳ میلیون به ۶ میلیون) افزایش ضریب برآ به میزان بیشتری و مقدار ۳۲۰/۸۴ درصدی افزایش در حالت ۵ درجه است.
 - اعمال مقیاس ۰/۵ نسبت به مدل مینا (کاهش طول ایرفویل از ۵۰ سانتی‌متر به ۲۵ سانتی‌متر) افزایش ۱۶/۲۹، کاهش ۳/۴۹ و افزایش ۹/۲۲ درصدی مقادیر ضرایب پسا، برآ و ممان پیچشی را به دنبال دارد.
 - با افزایش زاویه حمله از صفر درجه به ۱۰ درجه (در حالت کاهش عدد رینولدز از ۳ میلیون به ۱/۵ میلیون) افزایش ضریب پسا به میزان کمتری و مقدار ۹۱/۴۳ درصدی افزایش در حالت صفر درجه است.
 - رفتار کاهش ضریب پسا، افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب ممان پیچشی خطی نبوده و در مقیاس‌های بالاتر (اعداد رینولدز بالا) میزان کمتری را به دنبال خواهد داشت.
- یکی از دستاوردهای مهم پژوهش حاضر معرفی و ارائه روابط و همبستگی‌هایی برای پارامترهای عملکردی آیرودینامیکی شامل ضریب پسا، ضرب برآ و ضریب ممان پیچشی برای هر یک از سناریوهای مورد شبیه‌سازی با توجه به نتایج شبیه‌سازی‌های عددی سناریوهای مقیاس و پس‌پردازش نتایج است.
- منابع و مراجع**
- [1] Buckingham, Edgar (1914) "On physically similar systems; illustrations of the use of dimensional equations." *Physical review* 4, no. 4: 345.
- [2] Smil, Vaclav (2006) *Transforming the twentieth century: technical innovations and their consequences*. Vol. 2. Oxford University Press.
- [3] Kaushik, Balaji, and Willem Anemaat (2012) "Methods to scale subsonic wind tunnel data to full-scale." In 30th AIAA applied aerodynamics conference,; 3228.

- [۲۳] عسگری رسول، ابراهیمی حمید، سلطانی محمدرضا و خواجه فرد، افشین. (۱۳۹۴). " بررسی اثر مقیاس هندسی بر عملکرد ورودی هوای مافوق صوت". کنفرانس بین المللی انجمن هوا فضای ایران. SID. <https://sid.ir/paper/895030/fa>
- [24] Llorente, E., A. Gorostidi, M. Jacobs, W. A. Timmer, X. Munduate, and O. Pires (2014) "Wind tunnel tests of wind turbine airfoils at high Reynolds numbers." In *J. Phys.: Conf. Seri.*, vol. 524, no. 1, p. 012012. IOP Publishing.
- [۲۵] عسگری سوادجانی محمود، قدیری بهزاد. (۱۳۹۷) بررسی عددی اثرات هندسه ی ایرفویل بر ساختارهای جریان در یک فن زیرصوتی با کمک روش شبیه سازی گردابه های بزرگ. مهندسی مکانیک مدرس؛ ۱۸ (۳): ۱۵۳-۱۶۳
- [26] Pires, O., X. Munduate, O. Ceyhan, M. Jacobs, and H. Snel (2016) "Analysis of high Reynolds numbers effects on a wind turbine airfoil using 2D wind tunnel test data." In *J. phys.: conf. series*, vol. 753, no. 2, p. 022047. IOP Publishing.
- [27] Temam, Roger (2001) *Navier-Stokes equations: theory and numerical analysis*. Vol. 343. American Mathematical Soc.
- [28] Menter, Florian R (1994) "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications." *AIAA J.* 32, no. 8: 1598-1605.
- [29] Ladson, Charles L (1988) "Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section," *NASA TM 4074*, Vol. 4074.
- [30] Ladson, C. L., Hill, A. S., and Johnson, Jr., W. G. (1987) "Pressure Distributions from High Reynolds Number Transonic Tests of an NACA 0012 Airfoil in the Langley 0.3-Meter Transonic Cryogenic Tunnel," *NASA TM 100526*.
- AIAA/ASMe/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 0838.
- [15] Squires, Patrick, and William Warmbrodt (2012) "correlation of full-scale and small-scale wind-tunnel tests of a helicopter fuselage." In *Applied Aerodynamics Conference*, 1786.
- [16] Askari, R., and M. R. Soltani (2018) "Two-and three-dimensional numerical simulations of supersonic ramped inlet." *Scientia Iranica* 25, no. 4: 2198-2207.
- [17] Rudnik, R., and Eric Germain (2009) "Reynolds number scaling effects on the european high-lift configurations." *J. Aircraft* 46, no. 4 : 1140-1151.
- [18] Askari, Rasoul, Mohammad Reza Soltani, and Afshin Khajeh Fard (2017) "Geometrical Scaling Effects on Supersonic Inlet Performance." *ASME 2017 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. American Society of Mechanical Engineers.
- [19] Abedi, M., R. Askari, J. Sepahi, and M. R. Soltani (2020) "Axisymmetric and three-dimensional flow simulation of a mixed compression supersonic air inlet." *Propulsion and Power Research* 9, no. 1: 51-61.
- [20] Askari, R., and M. R. Soltani (2020) "Flow Asymmetry in a Y-Shaped Diverterless Supersonic Inlet: A Novel Finding." *AIAA J.* 58, no. 6: 2609-2620.
- [21] Selig, Michael S., and Bryan D. McGranahan (2004) "Wind tunnel aerodynamic tests of six airfoils for use on small wind turbines." *J. Sol. Energy Eng.* 126, no. 4: 986-1001.
- [22] Selig, Michael, Robert Deters, and Gregory Williamson (2011) "Wind tunnel testing airfoils at low Reynolds numbers." In *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p. 875.