

Investigating the Effect of the NACA 23015 Airfoil Gap on its Aerodynamic Performance at Various Angles of Attack

Amin Nabati^{*}, Morteza Saadat Targhi, Ali Rezaei

Mechanical Engineering Department, Esfarayen University of Technology, Esfarayen, Iran

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Article History

Received: January 18, 2026

Revised: January 26, 2026

Accepted: January 29, 2026

ePublished: February 14, 2026

ABSTRACT

Nowadays, airfoil design has become increasingly important, particularly in unmanned aerial vehicles and light aircraft. Optimizing aerodynamic performance can significantly reduce fuel consumption and enhance flight stability. This study investigates the geometric effects of incorporating a slot in the NACA-23015 airfoil by analyzing aerodynamic parameters. The compressible airflow around the airfoil is simulated using ANSYS Fluent software. The air impacts the airfoil at Mach 0.25, and the K-Omega turbulence model is employed to simulate turbulent flow. The study examines the impact of the slot's geometric shape at angles of attack of 0, 5, 7.5, 10, and 15 degrees on the airfoil's aerodynamic performance. The investigated gap geometries include a semicircular arc, oblique gap angles of 20, 25, 30, and 35 degrees, and curved gap angles of 20, 25, and 30 degrees. The results indicate that as the angle of attack increases, the lift force rises in all gap configurations, while the drag force initially decreases from zero to 5 degrees of angle of attack, and then increases from 5 to 10 and 15 degrees. The airfoils with different gap geometries exhibit the highest aerodynamic performance at a 5-degree angle of attack and the lowest at zero degrees. Specifically, airfoils with a semicircular arc gap perform best at zero and 5 degrees of angle of attack, while airfoils with a 30-degree oblique gap excel at 10 and 15 degrees of angle of attack.

Keywords: NACA 23015 airfoil, Lift force, Drag force, Attack angle, Aerodynamic performance.

How to cite this article

Nabati A., Saadat Targhi M., Rezaei A., Investigating the Effect of the NACA 23015 Airfoil Gap on its Aerodynamic Performance at Various Angles of Attack. Modares Mechanical Engineering; 2026;26(03):169-179.

*Corresponding author's email: a.nabati@esfarayen.ac.ir

*Corresponding ORCID ID: 0000-0002-3538-5575



Copyright© 2025, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.



بررسی تاثیر شکاف ایرفول NACA 23015 بر روی عملکرد آیرودینامیکی آن در زوایای حمله مختلف

امین نباتی*^{ib}، مرتضی سعادت طرقي، علی رضایی

گروه مهندسی مکانیک، مجتمع آموزش عالی فنی و مهندسی اسفراین، اسفراین، ایران

چکیده

امروزه طراحی ایرفویل‌ها به‌ویژه در پرنده‌های بدون سرنشین و هواپیماهای سبک، اهمیت زیادی پیدا کرده است. بهینه‌سازی عملکرد آیرودینامیکی می‌تواند تأثیر زیادی در کاهش مصرف سوخت و بهبود پایداری پروازی داشته باشد. در این پژوهش، اثرات هندسی استفاده از شکاف در ایرفویل ناکا - ۲۳۰۱۵ با در نظر گرفتن پارامترهای آیرودینامیکی بررسی شده است. برای این منظور، جریان هوای تراکم پذیر اطراف ایرفویل در نرم افزار انسیس فلوئنت شبیه سازی شده است. هوا با ماخ ۰/۲۵ به ایرفویل برخورد کرده و از مدل آشفتگی کا - امگا برای مدل سازی جریان آشفته استفاده شده است. سپس تاثیر شکل هندسی شکاف در چهار زاویه حمله ۰، ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل بررسی شد. هندسه‌های مورد بررسی برای شکاف شامل قوس نیم‌دایره‌ای، شکاف اریب با زوایای ۲۰، ۲۵، ۳۰ و ۳۵ درجه، شکاف منحنی با زوایای ۲۰، ۲۵ و ۳۰ درجه است. نتایج نشان می‌دهد با افزایش زاویه حمله، نیروی بالابر در تمامی حالت‌های شکاف ایرفویل، افزایش می‌یابد، در حالی که با افزایش زاویه حمله از صفر تا ۵ درجه، ابتدا مقدار نیروی مقاوم کاهش یافته، و سپس با افزایش زاویه حمله از ۵ درجه به ۱۰ و ۱۵ درجه، مقدار نیروی مقاوم افزایش می‌یابد. برای ایرفویل با شکاف‌های هندسی مختلف، بیشترین عملکرد آیرودینامیکی در زاویه حمله ۵ درجه و کمترین عملکرد آیرودینامیکی در زاویه حمله صفر مشاهده شد. در زوایای حمله صفر و ۵ درجه، ایرفویل با شکاف قوس نیم‌دایره‌ای و برای زوایای حمله ۱۰ و ۱۵ درجه ایرفویل با شکاف اریب ۳۰ درجه بیشترین عملکرد آیرودینامیکی را دارند.

اطلاعات مقاله

نوع مقاله

مقاله پژوهشی

تاریخچه مقاله

دریافت: ۱۴۰۴/۱۰/۲۸

بازنگری: ۱۴۰۴/۱۱/۰۶

پذیرش: ۱۴۰۴/۱۱/۰۹

ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۱۱/۲۵

کلیدواژه‌ها: ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۵، نیروی بالابر، نیروی مقاوم، زاویه حمله، عملکرد آیرودینامیکی.

نحوه ارجاع به این مقاله

نباتی امین، سعادت طرقي مرتضی، رضایی علی، بررسی تاثیر شکاف ایرفول NACA 23015 بر روی عملکرد آیرودینامیکی آن در زوایای حمله مختلف، مهندسی مکانیک مدرس. ۱۷۹-۱۶۹: ۱۴۰۴، ۲۶(۰۳)

*پست الکترونیکی نویسنده عهده‌دار مکاتبات: a.nabati@esfarayen.ac.ir

*شناسه ارکید نویسنده عهده‌دار مکاتبات: 0000-0002-3538-5575



Copyright© 2025, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.

۱- مقدمه

ایرفویل‌ها نقش مهمی در عملکرد هواپیماها، توربین‌های بادی و سایر وسایل حرکتی در هوا دارند. با ایجاد تغییرات در ایرفویل‌ها و استفاده از روش‌های مختلف می‌توان پارامترهای آیرودینامیکی آن را بهینه نمود، که از جمله آن می‌توان به استفاده از ایرفویل پله دار، استفاده از ایرفویل با لبه ضخیم، استفاده از فلاپ و شکاف، ایجاد حفره بر روی ایرفویل اشاره کرد. تاکنون تحقیقات زیادی در زمینه بررسی راه‌های افزایش راندمان آیرودینامیکی ایرفویل انجام شده است که در ادامه به برخی از آن‌ها پرداخته می‌شود.

حسینی نژاد و همکاران [۱] تاثیر میدان الکتریکی را بر جریان حول ایرفویل نامتقارن ناکا ۴۴۱۲ ارزیابی کردند. نتایج نشان داد با افزایش ولتاژ میدان جریان و کاهش زاویه حمله ضریب بازدارندگی کاهش می‌یابد. همچنین وجود میدان الکتریکی باعث کاهش حجم ناحیه دنباله گردابه‌های سطح بالای ایرفویل می‌شود. ربیع نتاج درزی و ودودی مفید [۲] به بررسی عددی تاثیر دمزش و مکش بر روی عملکرد ایرفویل در جریان‌های مادون صوت پرداختند. نتایج نشان داد با افزایش ضریب ممتم جت، ضریب مقاوم کاهش و ضریب بالابر افزایش می‌یابد. بکارگیری دمزش و مکش باعث افزایش زاویه‌ی واماندگی می‌شود که در نتیجه عملکرد ایرفویل مقدار اندکی افزایش می‌یابد. هاشمی و رسولی خورجستان [۳] بصورت عددی تاثیر وجود شار حرارتی گرمایشی در قسمتهای مشخصی از بالا و پایین ایرفویل، بر عملکرد آیرودینامیکی آن بررسی کردند. نتایج نشان داد گرمایش زیر ایرفویل منجر به تغییر ضرائب آیرودینامیکی با افزایش نسبت بالابر به مقاوم می‌شود که می‌تواند باعث کاهش مصرف سوخت و افزایش مداومت پروازی هواپیما شود. اکبر زاده و مصطفوی [۴] با شبیه سازی جریان اطراف ایرفویل، تاثیر دمزش و مکش جریان سیال در سطح بالایی ایرفویل را بر رفتار هیدرودینامیکی آن بررسی کردند. نتایج نشان داد دمزش و مکش جریان باعث کاهش نیروی مقاوم و افزایش نیروی بالابر ایرفویل می‌شود، اما تاثیر مکش جریان بر مشخصه های آیرودینامیکی ایرفویل بیشتر از دمزش جریان است. کاظمیان و همکاران [۵] بصورت عددی تاثیر پارامترهای فلپ‌گاری را روی ضریب بالابر یک ایرفویل متقارن بررسی کردند. نتایج نشان داد در یک زاویه حمله ثابت، با افزایش طول فلپ‌گاری مقدار ضریب بالابر افزایش می‌یابد اما در ارتفاع فلپ‌گاری ثابت، با افزایش زاویه حمله ضریب بالابر کاهش می‌یابد. همچنین با افزایش عدد رینولدز در یک فلپ‌گاری با طول ثابت، ضریب بالابر افزایش می‌یابد. مشفق و همکاران [۶] با شبیه سازی سه بعدی، اثرات آیرودینامیکی کنترل جریان از طریق ایجاد شکاف در ایرفویل اس ۸۹۰ و میزان تاثیر این روش کنترل غیرفعال جریان، را بررسی کردند. آن‌ها دو هندسه مختلف برای ایرفویل شکاف دار و برای هر یک چهار ضخامت شیار ۰/۵، ۱، ۲ و ۴٪ از طول وتر انتخاب کرده و در زوایای حمله صفر تا ۲۵ مورد بررسی قرار دادند. نتایج دو هندسه مختلف برای ایرفویل

شکاف دار نشان داد با توجه به محل قرارگیری انتهای شکاف روی سطح بالایی ایرفویل، شیارهایی با ضخامت ۲ و ۴٪ از وتر، از دو خانواده ایرفویل بررسی شده می‌تواند نیروی بالابر بیشتری تولید کند. رنجبر و همکاران [۷] با شبیه سازی جریان هوا اطراف ایرفویل ناکا ۱۲۰۰، تاثیر وجود شیار عمودی بر سطح بالایی ایرفویل را در زوایای حمله و سرعت‌های مختلف بررسی کردند. نتایج نشان داد با ایجاد جریان مکشی در سطح بال (به کمک یک شیار عمودی) می‌توان ضریب بالابر را افزایش داده و ضریب مقاوم را کاهش داد. قیدی شهران و همکاران [۸] با شبیه سازی جریان حول ایرفویل ناکا ۴۴۱۲، به بررسی مشخصه های عملکردی آن در جریان مادون صوت و در زوایای حمله مختلف پرداختند. نتایج نشان داد با افزایش زاویه حمله تا زاویه ۱۴ درجه، ضریب بالابر افزایش می‌یابد و پس از آن با افزایش زاویه حمله تا ۲۵ درجه، ضریب بالابر کاهش می‌یابد. همچنین با افزایش زاویه حمله، ضریب مقاوم افزایش می‌یابد که این افزایش از زاویه ۱۲ درجه با شدت بیشتری پیش می‌رود. اصغری و همکاران [۹] به شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل در حالت وجود مکش پرداختند. آن‌ها نشان دادند به‌کارگیری مکش حتی در بخش اندکی از پره سبب افزایش توان خروجی به‌ویژه در سرعت نوک پره پایین می‌شود. شرفی [۱۰] بررسی عددی اثر مکش و دمزش همزمان روی ایرفویل بال یک هواپیمای مانور پذیر برای کوچک کردن حباب جدایش پرداخت. وی تاثیر زوایای مختلف دمزش و مکش (۳۰، ۴۵ و ۹۰ درجه) به همراه مکان آنها (نسبت فاصله ۰، ۰/۱، ۰/۲، ۰/۳، ۰/۴، ۰/۷ و ۰/۸) را بر نسبت نیروی برآ به پسا و ضریب فشار ارزیابی کرد. نتایج نشان داد مکش در نزدیکی لبه‌ی حمله و دمزش در قسمت انتهایی ایرفویل موجب بهبود عملکرد آیرودینامیکی می‌شوند که بهترین عملکرد برای دمزش در فاصله ۰/۶ طول وتر و مکش در فاصله ۰/۸ بود. نباتی و صدرالدین [۱۱] به بررسی کارایی آیرودینامیکی دو ایرفویل صفحه تخت و ناکا ۶۴۲۰۶ برای سه حالت عدد ماخ کمتر از یک، برابر با یک و بیشتر از یک پرداختند. نتایج نشان داد در ماخ های کمتر از یک کارایی آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۶۴۲۰۶ بیشتر از ایرفویل صفحه تخت است، اما در ماخ‌های بیشتر از یک، مقدار کارایی آیرودینامیکی ایرفویل صفحه تخت بیش از کارایی آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۶۴۲۰۶ می‌باشد. ایزدی و همکاران [۱۲] به بررسی تاثیر لبه شکاف بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۲ فلپ‌دار بصورت عددی پرداختند. آن‌ها نشان دادند با افزایش لبه شکاف در موقعیت بهینه، ضریب بالابر تا مقدار ۱۲/۸ و ضریب مقاوم تا مقدار ۸/۶ درصد رشد داشت که این حالت برای کاهش باند فرود هواپیما بسیار مناسب است. فلاحیان و همکاران [۱۳] بصورت عددی به بررسی تاثیر جت دمشی و زاویه دمزش بر ضرایب و پارامترهای عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ پرداختند. آن‌ها تغییرات ضرایب بالابر و مقاوم را با به کارگیری دمزش در نزدیکی لبه حمله ایرفویل برای زوایای حمله ۱۲ تا ۲۰ درجه بصورت سه‌بعدی ارزیابی

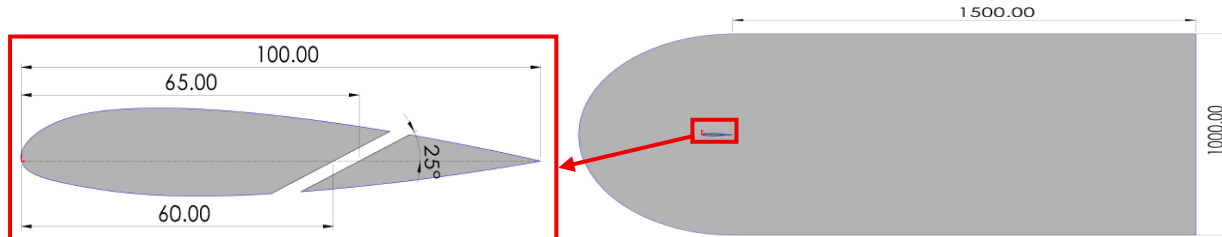
مرزی می‌شود. با افزایش شدت فرسایش، افت نیروی بالابر تا ۵ درصد و افزایش نیروی مقاوم تا ۱۰ درصد مشاهده می‌شود. اسکولا و همکاران [۲۰] با تغییر پارامترهای هندسی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به بهینه سازی آن در جهت افزایش عملکرد آیرودینامیکی پرداختند. نتایج نشان داد هندسه بهینه شده ویژگی‌های معمول ایرفویل را در جریان آرام و با نیروی بالابری بیشتری دارد.

با بررسی پژوهش‌های پیشین، مشاهده می‌شود اگرچه تاثیر وجود روزنه و شکاف در ایرفویل‌ها، بر عملکرد آن بررسی شده است، اما تمرکز کمی برای ارزیابی نوع هندسه شکاف بر عملکرد ایرفویل صورت گرفته است. لذا در این مقاله با شبیه‌سازی جریان اطراف ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۵، تاثیر شکل هندسی شکاف در چهار زاویه حمله بررسی شد. هشت هندسه قوس نیم‌دایره‌ای، شکاف منحنی با زوایای ۲۰، ۲۵، ۳۰ درجه، شکاف اریب با زوایای ۲۰، ۲۵، ۳۰، و ۳۵ درجه در نظر گرفته شد. تحلیل جریان برای زوایای حمله ۰، ۵، ۱۰، و ۱۵ درجه انجام می‌شود. نوآوری این مقاله، ارزیابی هندسه‌هایی برای شکاف ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۵ است که تاکنون در هیچ پژوهشی برای ایرفویل مذکور بررسی نشده است.

۲- مدل‌سازی هندسی

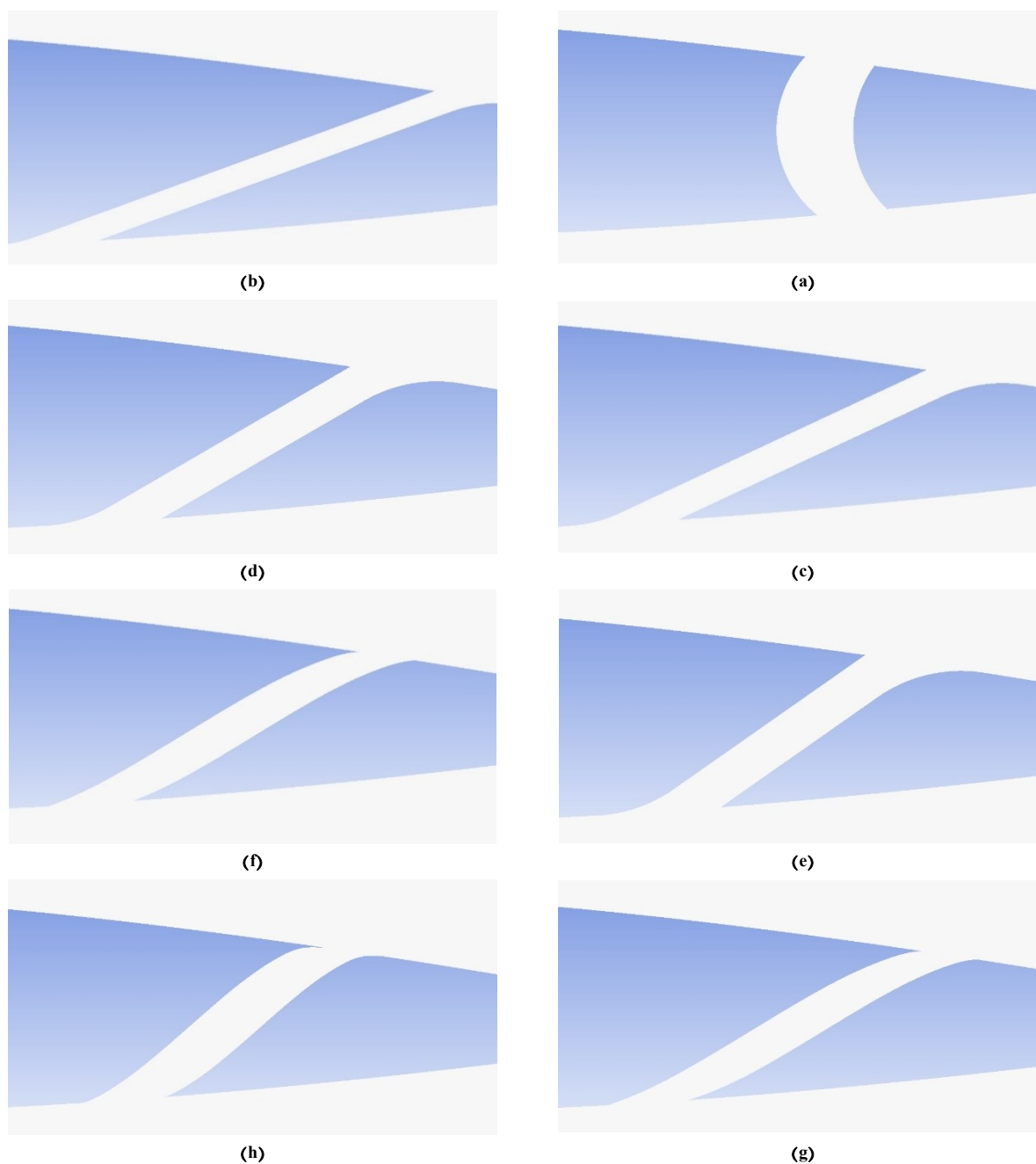
در این پژوهش، ایرفویل تک شکافه ناکا ۲۳۰۱۵ با مشخصات هندسی شامل ضخامت نسبی ۱۵٪، بیشینه ضخامت در ۳۰٪ وتر، و بیشینه انحنا در ۱۵٪ وتر از لبه حمله، در محیط نرم افزار سالیدورکس مدل‌سازی می‌شود. به منظور بررسی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل، فلپی در انتهای آن تعبیه است. این فلپ با فاصله ۵ میلی‌متر از بدنه اصلی ایرفویل قرار داده می‌شود، که منجر به ایجاد شکافی در ایرفویل می‌گردد. طول کل هندسه، شامل ایرفویل، فلپ و شکاف میان آن‌ها، ۱۰۰ میلی‌متر است (شکل ۱). ایرفویل در فضای محاسباتی به طول ۱۵۰۰ میلی‌متر و قطر نیم‌دایره‌ای به اندازه ۱۰۰۰ میلی‌متر مطابق شکل ۱ قرار گرفته است. هشت هندسه شکاف قوس نیم‌دایره‌ای، اریب با زوایای ۲۰، ۲۵، ۳۰، ۳۵ درجه، منحنی با زوایای ۲۰، ۲۵، و ۳۰ درجه در نرم افزار سالیدورکس طراحی می‌شود. در شکل ۲ مدل هندسی انواع شکاف‌های مورد بررسی نشان داده می‌شود.

کردند. نتایج نشان داد دم‌ش در زوایای حمله کمتر از ۱۴ درجه تاثیر ناچیزی بر ضرایب بالابر و مقاوم دارد. بیشترین افزایش در ضریب بالابر و بیشترین کاهش در ضریب مقاوم در زاویه حمله ۱۶ درجه اتفاق می‌افتد. سیفی و همکاران [۱۴] بصورت عددی به ارزیابی آیرودینامیکی سه ایرفویل ناکا ۰۰۱۵، ناکا ۰۰۱۸، و ناکا ۰۰۲۱ در اعداد رینولدز پایین پرداختند. نتایج نشان داد ایرفویل ناکا ۰۰۱۵ در اعداد رینولدز پایین، نسبت ضریب برآ به پسای بیشتری در مقایسه با دو ایرفویل دیگر دارد. روحی گل ختمی و همکاران [۱۵] بصورت عددی، با استفاده از سطح متحرک در نسبت سرعت‌های بالا (نسبت سرعت سطح متحرک به سرعت جریان آزاد) بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲، از جدایش جریان جلوگیری و با افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا، عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را بهبود دادند. نتایج نشان داد نسبت سرعت ۲۰ در زاویه حمله ۲۴ درجه مطلوب‌ترین عملکرد آیرودینامیکی را برای ایرفویل مذکور داشته است. گودرزی و همکاران [۱۶] به ارزیابی عدم قطعیت میدان جریان گذر صوتی اطراف ایرفویل آر ای ائی ۲۸۲۲ پرداختند. نتایج حاصل از ضریب فشار غیرقطعی اطراف ایرفویل نشان داد عدم قطعیت‌های هندسی با شدت بیشتری مکان وقوع و قدرت شوک نرمال را تحت‌تاثیر قرار می‌دهند. عابدی و ذاکری [۱۷] بصورت تجربی تأثیر موجدار کردن ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را بر روی مشخصه‌های آیرودینامیکی آن بررسی کردند. نتایج نشان داد ایرفویل موجدار در رینولدزهای ۱۵ هزار و ۶۶ هزار عملکرد آیرودینامیکی بسیار خوبی نسبت به ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ ساده دارد. به طوری که در رینولدز ۱۵ هزار در زاویه حمله ۱۵ درجه عملکرد آیرودینامیکی رشدی حدود ۵۰ درصدی در ایرفویل موجدار نسبت به ایرفویل ساده مشاهده شد. همچنین در رینولدز ۶۶ هزار نیز عملکرد آیرودینامیکی پس از زاویه حمله ۱۵ درجه با رشدی بیش از ۷ درصد مواجه شد. اوروی و همکاران [۱۸] به مطالعه تاثیر گودی‌های روی سطح یک ایرفویل اصلاح شده ناکا ۰۰۱۵ بر عملکرد آیرودینامیکی آن پرداختند. نتایج نشان داد موقعیت گودی در وضعیت ۷۰ درصد وتر، شرایط بهینه‌ای را برای عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ایجاد می‌کند. کاویانی [۱۹] به بررسی تأثیر شدت فرسایش لبه حمله بر عملکرد ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ پرداخت. نتایج نشان داد فرسایش لبه حمله منجر به تغییرات قابل توجهی در ساختار جریان، افزایش قدرت گردابه‌ها و تأخیر در جدایش لایه



شکل ۱ مدل هندسی فضای محاسباتی و ایرفویل تک شکافه ناکا ۲۳۰۱۵

Fig. 1 Geometric model of computational domain and single-slot airfoil of NACA 23015



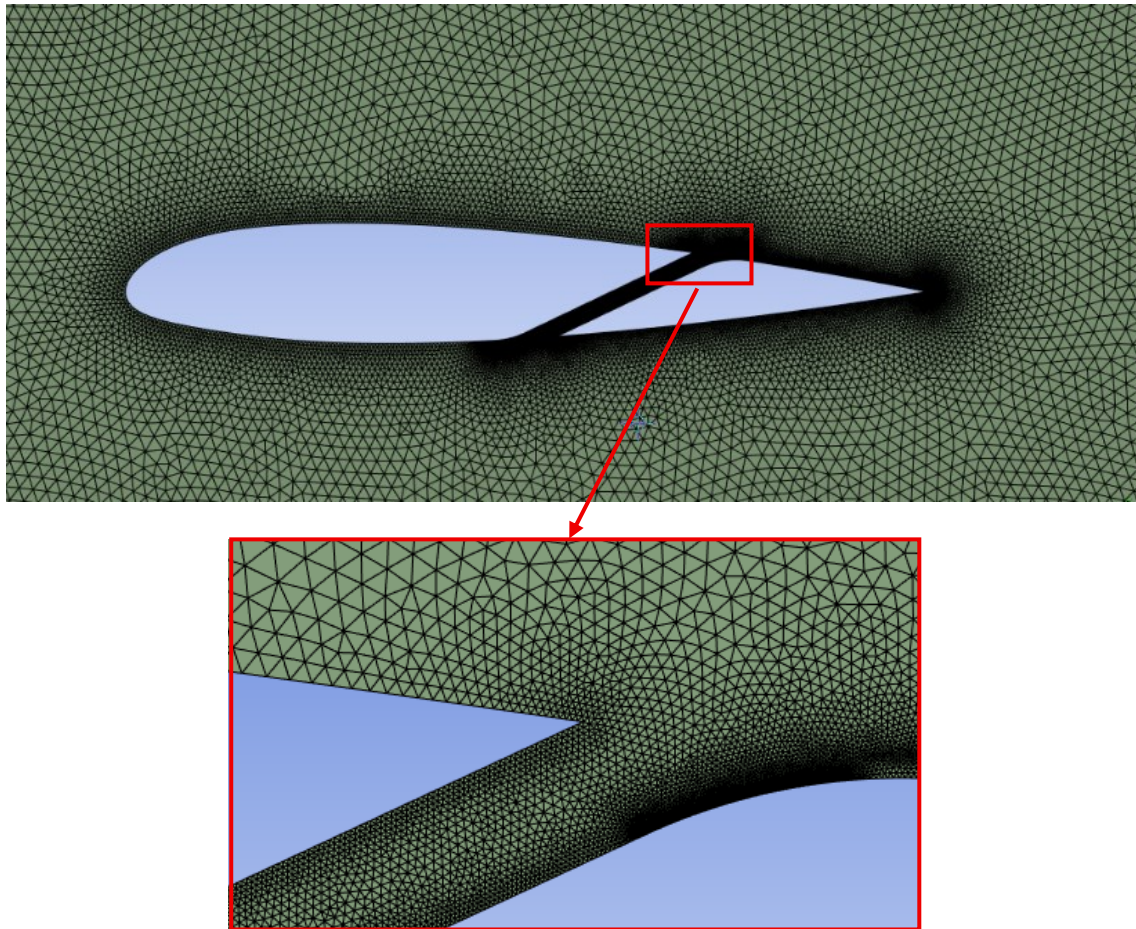
شکل ۲ مدل هندسی شکاف‌های مورد بررسی برای ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۵ (الف) قوس نیمدایره (ب) اریب با زاویه ۲۰ درجه (ج) اریب با زاویه ۲۵ درجه (د) اریب با زاویه ۳۰ درجه (ه) اریب با زاویه ۳۵ درجه (و) منحنی با زاویه ۲۰ درجه (ز) منحنی با زاویه ۲۵ درجه (ح) منحنی با زاویه ۳۰ درجه

Fig. 2 Geometric models of the slots under consideration for the NACA23015 airfoil (a) Semicircular arc (b) 20-degree slant (c) 25-degree slant (d) 30-degree slant (e) 35-degree slant (f) 20-degree curve (g) 25-degree curve (h) 30-degree curve

۰/۰۰۳ بوده و نرخ رشد المان‌ها از روی سطح ایرفویل ۱/۱ لحاظ می‌شود. در شکل ۳ شبکه ایجاد شده برای فضای محاسباتی اطراف ایرفویل و نمای نزدیک‌تر آن در مقطع بالای شکاف نشان داده می‌شود.

۳- تولید شبکه

تولید شبکه برای فضای محاسباتی، دومین مرحله شبیه سازی عددی جریان هوا حول ایرفویل است. برای ایجاد شبکه از روش چند ناحیه‌ای استفاده می‌شود. شبکه ایجاد شده بصورت باسازمان بوده و از المان‌های مثلثی تشکیل شده است. ابتدا اندازه المان‌ها



شکل ۳ شبکه ایجاد شده در فضای محاسباتی اطراف ایرفویل و نمای نزدیک ناحیه بالای شکاف ایرفویل

Fig. 3 The mesh created in the computational domain around the airfoil and a close-up view of the area above the airfoil gap

نسبت منطری، میزان خوابیدگی و کیفیت متعامد برای شبکه تولید شده در اطراف ایرفویل به ترتیب ۱/۰۵۴، ۰/۰۰۹ و ۰/۹۷۸ است که نشان دهنده کیفیت رضایت بخش شبکه تولید شده است.

۴ - معادلات حاکم بر جریان

پس تولید شبکه مناسب برای فضای محاسباتی، می توان با حل معادلات حاکم بر سیال، جریان هوا حول ایرفویل را تحلیل کرد. معادلات حاکم بر جریان هوا حول ایرفویل شامل معادله پیوستگی، مومنتم و انرژی است که بصورت روابط زیر می باشند [۲۱].

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial p}{\partial x_i} - \frac{\partial(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho c_p u_j T)}{\partial x_j} = -\tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \quad (3)$$

که در این روابط ρ چگالی سیال، u مولفه های سرعت سیال، p فشار، c_p گرمای ویژه، T دمای سیال، μ لزجت سیال، λ ضریب رسانش، و $\tau_{ij} = -\rho \bar{u}_i \bar{u}_j$ تانسور تنش رینولدزی است که از رابطه زیر بدست می آید.

$$\tau_{ij} = -\frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (4)$$

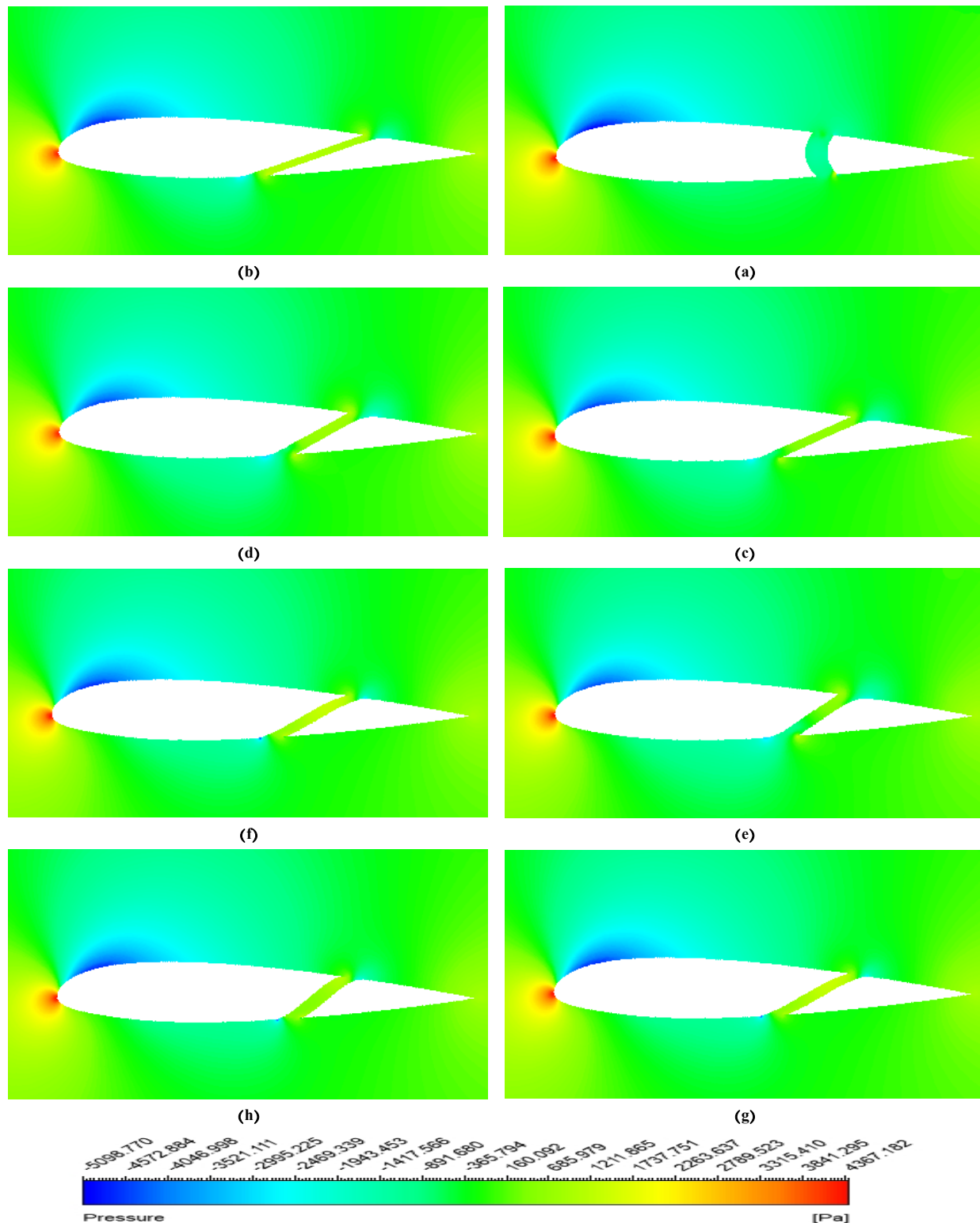
بررسی عدم وابستگی نتایج عددی به شبکه ایجاد شده، از الزامات شبیه سازی های عددی است. برای این منظور ابتدا شبکه ای با ۵۱۹۷۸۰ المان در فضای محاسباتی ایجاد شد و پس از شبیه سازی و تحلیل جریان، مقدار نیروی بالا بر و مقاوم بدست آمد. در ادامه با ریز کردن شبکه محاسباتی به بررسی تغییرات این دو پارامتر پرداخته می شود. نتایج این بررسی در جدول ۱ آورده شده است. مطابق نتایج جدول ۱ شبکه شماره ۲ با ۱۳۸۱۱۹۴ المان، شبکه مناسب برای تحلیل عددی این فضای محاسباتی است.

جدول ۱ نتایج بررسی عدم وابستگی نتایج به شبکه محاسباتی

Table 1 Results of the investigation of the independence of the results from the computational grid

Grid	Number of Element	Drag Force	Lift Force
Mesh 1	519,780	8.8135	203.12
Mesh 2	1,381,194	8.8960	201.09
Mesh 3	1,980,762	8.8961	201.09

با توجه به هندسه در نظر گرفته شده برای شکاف، تعداد المان ها در بازه ۱۳۵۰۰۰۰ تا ۱۳۹۰۰۰۰ است. همچنین برای اطمینان بیشتر از کیفیت شبکه، سه معیار نسبت منطری، میزان خوابیدگی و کیفیت متعامد برای شبکه تولید شده بررسی می شود. مقادیر پارامترهای

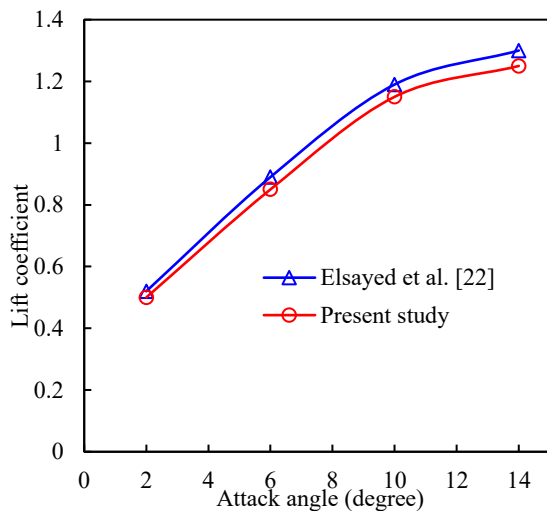


شکل ۴ توزیع فشار هوا در اطراف ایرفویل NACA 23015 با شکاف (الف) قوس نیمدایره (ب) اریب با زاویه ۲۰ درجه (ج) اریب با زاویه ۲۵ درجه (د) اریب با زاویه ۳۰ درجه (ه) اریب با زاویه ۳۵ درجه (و) منحنی با زاویه ۲۰ درجه (ز) منحنی با زاویه ۲۵ درجه (ح) منحنی با زاویه ۳۰ درجه

Fig. 4 Pressure distribution around the NACA23015 airfoil (a) Semicircular arc (b) 20-degree slant (c) 25-degree slant (d) 30-degree slant (e) 35-degree slant (f) 20-degree curve (g) 25-degree curve (h) 30-degree curve

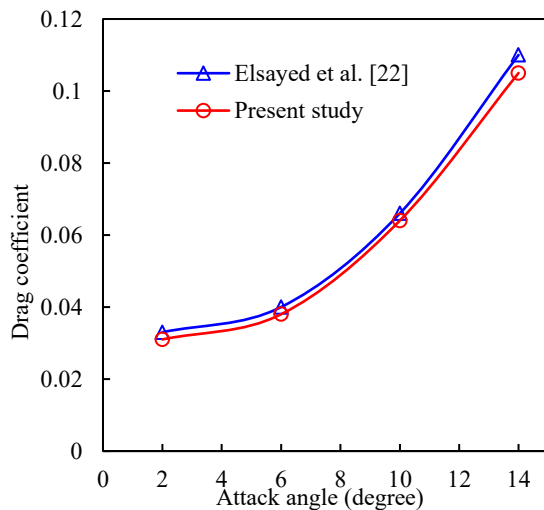
نماید. این مدل از دو معادله برای محاسبه نرخ انرژی جنبشی آشفتگی (k) و نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی (ω) تشکیل می‌شود که روابط مربوط به این پارامترها بصورت زیر است [۲۱].

در این پژوهش از مدل آشفتگی کا - امگا استفاده می‌شود. زیرا این مدل قابلیت بالایی در مدل‌سازی آشفتگی جریان در ناحیه‌های زیر لایه ویسکوز و در نزدیکی دیواره‌های ایرفویل دارد، و بخوبی می‌تواند تاثیر جدایش جریان را بر سایر مولفه‌های جریان لحاظ



شکل ۵ مقایسه نتایج (ضرایب بالابر در زاویه‌های حمله مختلف) حاصل از این پژوهش با نتایج الساید و همکاران [۲۲]

Fig. 5 Comparison of the results (lift coefficients at different angles of attack) from this study with the results of Al-Sayed et al. [22]



شکل ۶ مقایسه نتایج (ضرایب مقاوم در زاویه‌های حمله مختلف) حاصل از این پژوهش با نتایج الساید و همکاران [۲۲]

Fig. 6 Comparison of the results (drag coefficients at different angles of attack) from this study with the results of Al-Sayed et al. [22]

همان‌طور که مشاهده می‌شود مقدار ضریب‌های بالابر در چهار زاویه حمله مورد بررسی، به یکدیگر نزدیک است، بخصوص در زوایای حمله کمتر، نتایج بیشتر به هم نزدیک هستند.

در شکل ۶ اعتبار سنجی روش شبیه‌سازی شده در این پژوهش با نتایج الساید و همکاران [۲۲] برای ضریب مقاوم نشان داده می‌شود. نتایج حاکی از تطابق خوب نتایج این پژوهش با نتایج بدست آمده در پژوهش‌های معتبر قبل دارد.

نیروی بالابر وارد بر ایرفویل‌های مورد بررسی در شکل ۷ نشان داده می‌شود. با افزایش زاویه حمله، نیروی بالابر هم در تمامی حالت‌های شکاف ایرفویل، افزایش یافته است. زیرا با افزایش زاویه حمله تا ۱۵ درجه، جریان هوا به سمت پایین ایرفویل بیشتر منحرف شده، در نتیجه سرعت هوا در بالای ایرفویل بیشتر می‌

$$\frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \rho k \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_j} \delta_{ij} + \tau_{ij} S_{ij} - \beta^* \rho k \omega \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega u_j)}{\partial x_j} = & \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega,1}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \rho \omega \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_j} \delta_{ij} \gamma_2 \\ & + 2 \rho \tau_{ij} S_{ij} \gamma_2 - \beta_2 \rho \omega^2 \\ & + 2 \frac{\rho}{\sigma_{\omega,2}} \frac{\partial k}{\partial x_k} \frac{\partial \omega}{\partial x_k} \end{aligned} \quad (6)$$

که مقدار ثابت‌های $\sigma_k, \sigma_{\omega}, \gamma_2, \beta_2$ و β^* به ترتیب ۰/۴۴، ۰/۱۷، ۲، ۰/۰۸۳ و ۰/۰۰۹ است.

۵- شبیه‌سازی جریان

پس از ایجاد شبکه مناسب در فضای محاسباتی، تحلیل جریان بر روی ایرفویل تک شکافه ناکا ۲۳۰۱۵ در محیط نرم افزار انسیس فلوئنت انجام می‌شود. هوا با سرعت ۸۵/۷۵ متر بر ثانیه (معادل ۰/۲۵ ماخ)، با دمای ۳۰۰ کلوین وارد فضای محاسباتی شده و از روی بدنه ایرفویل با دمای ۲۷۳ کلوین عبور داده می‌شود. در خروجی شرط مرزی فشار خروجی لحاظ می‌شود. هوا بصورت تراکم ناپذیر بوده و مسئله در شرایط پایا تحلیل می‌گردد. از مدل آشفته‌گی کا - امگا برای شبیه‌سازی جریان آشفته استفاده می‌شود. برای معیار همگرایی حل عددی از همگرایی باقیمانده‌ها استفاده شده و دقت محاسبات تا 10^{-4} برای معادلات پیوستگی و مومنتم، 10^{-6} برای معادله انرژی و 10^{-6} برای معادلات آشفته‌گی لحاظ می‌شود.

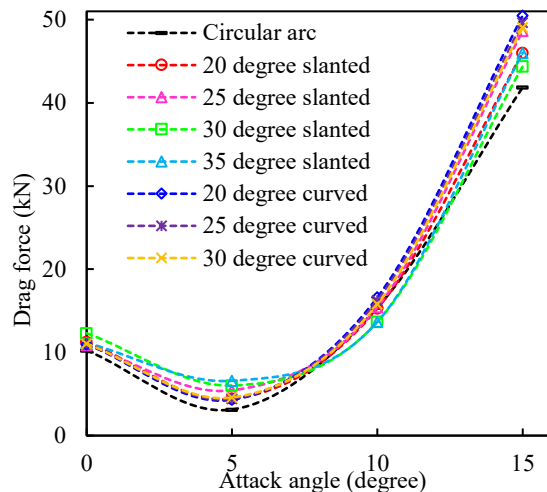
تحلیل جریان برای هشت هندسه مختلف شکاف ایرفویل و در چهار زاویه حمله ۰، ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه انجام می‌شود. در شکل ۴ توزیع فشار روی ایرفویل برای هر هشت هندسه شکاف و در زاویه حمله ۵ درجه نشان داده شده است. ناحیه فشار حداکثری در جلوی ایرفویل و در زیر خط مرکزی ایرفویل قایل مشاهده است. همچنین ناحیه کم فشار در قسمت بالای ایرفویل بوجود آمده است. ۶- نتایج در این مقاله تاثیر هندسه شکاف ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۵ بر عملکرد آیرودینامیکی آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. هشت هندسه شکاف مختلف برای ایرفویل در نظر گرفته و تحلیل جریان در زوایای حمله ۰، ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه انجام می‌شود. برای محاسبه نیروی بالابر و نیروی مقاوم، جریان هوای پایا و تراکم ناپذیر هوا بر روی ایرفویل در محیط نرم افزار انسیس فلوئنت شبیه‌سازی می‌شود. نیروهای بالابر و مقاوم وارد بر ایرفویل از روابط (۷) و (۸) بدست می‌آیند.

$$F_L = \frac{1}{2} C_L \rho U^2 A_L \quad (7)$$

$$F_D = \frac{1}{2} C_D \rho U^2 A_D \quad (8)$$

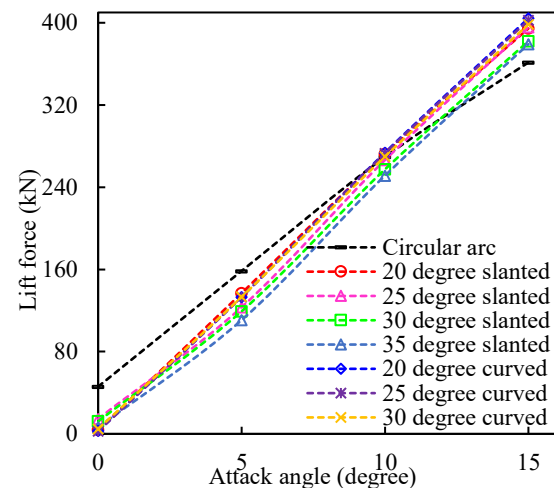
که در این روابط C_L ضریب بالابر، C_D ضریب مقاوم، U سرعت سیال و A مساحت درگیر در نیروهای بالابر و مقاوم است.

برای اطمینان از مراحل شبیه‌سازی، اعتبار سنجی روش شبیه‌سازی با استفاده از نتایج الساید و همکاران [۲۲] ارزیابی می‌شود. در شکل ۵ مقایسه ضرایب بالابر بدست آمده در این پژوهش با نتایج الساید و همکاران [۲۲] نشان داده می‌شود.



شکل ۸ نیروی مقاوم ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۵ با شکاف‌های متفاوت در زوایای حمله مختلف

Fig. 8 Drag force of the NACA 23015 airfoil with different gaps at different angles of attack



شکل ۷ نیروی بالابر ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۵ با شکاف‌های متفاوت در زوایای حمله مختلف

Fig. 7 Lift force of the NACA 23015 airfoil with different gaps at different angles of attack

جریان از سطح رخ نمی‌دهد. این جریان لایه‌ای مقاومت کمتری در برابر حرکت ایرفویل دارد که در نتیجه نیروی مقاوم کاهش می‌یابد. اما با افزایش بیشتر زاویه حمله، شدت جریان در زیر ایرفویل بیشتر شده و در نتیجه جدایش جریان در ایرفویل در نقاط نزدیکتری به نوک ایرفویل رخ می‌دهد که این جدایش جریان و گردابه‌های حاصل از آن منجر به افزایش نیروی مقاوم می‌گردد. در زاویه حمله ۱۵ درجه اختلاف نتایج حاصل شده برای نیروی مقاوم، در شرایط استفاده از هندسه شکاف‌های مختلف، مشهودتر و بیشتر است. در زوایای حمله صفر، ۵ و ۱۵ درجه کمترین نیروی مقاوم برای هندسه شکاف قوس نیم‌دایره‌ای رخ داده است. همچنین در زوایای حمله ۱۰ و ۱۵ درجه بیشترین نیروی مقاوم برای هندسه شکاف منحنی با زاویه ۲۰ درجه مشاهده می‌شود. به نظر می‌رسد شکاف قوس نیم‌دایره‌ای بواسطه نوع هندسه‌ای که دارد، توانایی بهتری در کنترل جدایش جریان روی ایرفویل داشته که در نتیجه شدت گردابه‌ها کمتر شده و نیروی درگ کاهش می‌یابد.

نسبت نیروی بالابر بر نیروی مقاوم، تحت عنوان راندمان یا عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل شناخته می‌شود که از رابطه زیر بدست می‌آید.

$$\eta_A = \frac{F_L}{F_D} \quad (9)$$

تاثیر هندسه شکاف ایرفویل بر عملکرد آیرودینامیکی آن در شکل ۹ نشان داده می‌شود. برای ایرفویل با شکاف‌های هندسی مختلف، بیشترین عملکرد آیرودینامیکی در زاویه حمله ۵ درجه و کمترین عملکرد آیرودینامیکی در زاویه حمله صفر رخ داده است. زیرا در زاویه حمله ۵ درجه، کمترین مقدار نیروی مقاوم حاصل می‌شود که طبق رابطه (۹) تاثیر مثبتی بر افزایش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل دارد. در زاویه حمله ۱۵ درجه، مقادیر عملکرد آیرودینامیکی همه هندسه شکاف‌ها خیلی به هم نزدیک است. در زاویه حمله

شود که منجر به کاهش فشار روی ایرفویل می‌گردد. لذا اختلاف فشار ناحیه بالا و پایین ایرفویل زیاد می‌شود، که این افزایش اختلاف فشار موجب افزایش نیروی بالابر می‌شود. در زوایای حمله صفر و ۵ درجه، نیروی بالابر بیشینه برای هندسه شکاف قوس نیم‌دایره‌ای مشاهده می‌شود، این درحالی است که در زاویه حمله ۱۵ درجه، کمترین مقدار نیروی بالابر برای این نوع هندسه ایجاد می‌شود. زیرا بعلاقی تقارن موجود در این نوع شکاف، در زوایای حمله کم، عملکرد بهتری برای انتقال هوای بالای ایرفویل (ایجاد مکش) به ناحیه زیر ایرفویل دارد که منجر به کاهش بیشتر فشار روی ایرفویل و افزایش اختلاف فشار بالا و پایین ایرفویل می‌شود که این امر باعث افزایش نیروی بالابر می‌گردد. اما در زوایای حمله بالا، در مقایسه با شکاف‌های نامتقارن اریب و منحنی، بعلاقی افزایش شدت هوای ورودی به آن از ناحیه پایین ایرفویل، نقش کمتری در انتقال هوا از روی ایرفویل به زیر آن دارد. همچنین در زوایای حمله ۱۰ و ۱۵ درجه، بیشترین مقدار نیروی بالابر در شرایط استفاده از شکاف منحنی با زاویه ۲۰ درجه مشاهده می‌شود. از طرفی همین هندسه شکاف در زاویه حمله صفر درجه، کمترین مقدار نیروی بالابر را در مقایسه با سایر هندسه شکاف‌ها دارد. لذا با افزایش زاویه حمله، بیشترین تغییرات نیروی بالابر در هندسه شکاف منحنی با زاویه ۲۰ درجه و کمترین تغییرات در هندسه شکاف قوس نیم‌دایره رخ می‌دهد.

در شکل ۸ تاثیر هندسه شکاف ایرفویل و زاویه حمله، بر نیروی مقاوم وارد بر ایرفویل نشان داده می‌شود. با افزایش زاویه حمله از صفر درجه به ۵ درجه، مقدار نیروی مقاوم کاهش می‌یابد، اما پس از آن و با تغییر زاویه حمله از ۵ درجه به ۱۰ و ۱۵ درجه، مقدار نیروی مقاوم افزایش چشمگیری می‌یابد. این وضعیت برای تمام هندسه‌های مورد بررسی مشاهده می‌شود. زیرا در زوایای حمله کم، جریان هوا روی سطح ایرفویل بصورت لایه‌ای بوده و جدایش

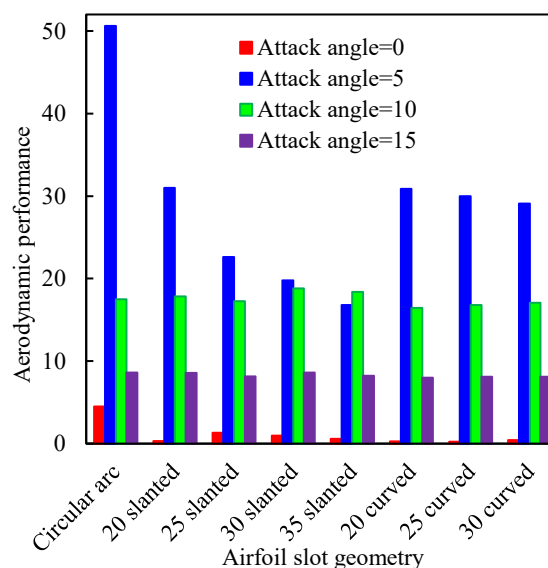
شکاف، افزایش می‌یابد. ایرفویل دارای شکاف منحنی با زاویه ۲۰ درجه، در زوایای حمله ۱۰ و ۱۵ درجه بیشترین نیروی مقاوم را دارد. برای همه ایرفویل‌های کمترین عملکرد آیرودینامیکی در زاویه حمله صفر و بیشترین عملکرد آیرودینامیکی در زاویه حمله ۵ درجه مشاهده شد. بیشترین عملکرد آیرودینامیکی در زوایای حمله صفر و ۵ درجه، برای هندسه شکاف قوس نیم‌دایره‌ای، و در زوایای حمله ۱۰ و ۱۵ درجه برای شکاف اریب با زاویه ۳۰ درجه وجود آمد.

تأییدیه اخلاقی: محتویات علمی این مقاله حاصل پژوهش نویسندگان است و در هیچ نشریه ایرانی و غیرایرانی منتشر نشده است.

تعارض منافع: نویسندگان این مقاله اعلام می‌دارند که هیچ‌گونه تعارض منافع مالی، سازمانی یا شخصی در ارتباط با انجام این پژوهش وجود ندارد.

منابع

- [1] S.S. Hoseininezhad, N. Amanifard, H. Mohaddes Deylami and F. Dolati, "Numerical study of flow characteristics around a NACA 4412 asymmetric airfoil under the influence of electric field," Modares Mechanical Engineering, vol. 14, no. 5, pp. 147-154, 2014. doi: 20.1001.1.10275940.1393.14.5.19.6
- [2] A. Rabienataj Darzi and S. Vadudi Mofid, "Flow Control via Co-Flow Jet over Clark-Y Airfoil," Modares Mechanical Engineering, vol. 17, no. 2, pp. 147-156, 2017. doi: 20.1001.1.10275940.1396.17.2.32.4
- [3] M.Y. Hashemi and H. Rasooli Khorjistan, Investigation of the effects of boundary layer heating on the aerodynamics coefficients of transonic airfoil using the computational fluid dynamics, Journal of Selected Topics in Energy, vol. 2, no. 1, pp. 42-48, 2017.
- [4] P. Akbarzadeh and M. Mostafavi, "The effect of the blowing and suction from one or two positions over the suction surface of NACA0012 airfoil on aerodynamic performance in turbulent flow," Journal of Modeling in Engineering, vol. 15, no. 51, pp. 331-340, 2017. doi: 10.22075/jme.2017.2849
- [5] M. Kazemian, A. Kazemian and S. Jaafarian, "Effect of Gurney Flap on Airfoil Lift Coefficient by Design of Experiment (DOE) Method," Modares Mechanical Engineering, vol. 19, no. 12, pp. 2857-2863, 2019. doi: 20.1001.1.10275940.1398.19.12.6.2
- [6] M. Moshfeghi, S. Shams, M. Ramezani and N. Hur, "Effect of Split on Flow Separation Reduction of Wind Turbine Airfoil using DES Turbulence Model," Modares Mechanical Engineering, vol. 20, no. 2, pp. 381-390, 2020. doi: 20.1001.1.10275940.1398.20.2.3.2
- [7] M.A. Ranjbar, H. Barkhordari, and R. Mahmodi toroghi, "Simulation and Analysis of the Effect of Dimple on the Aerodynamic Performance of Flow Around Drone Wings," Fluid Mechanics & Aerodynamics, vol.9, no. 1, pp. 17-28, 2020. doi: 20.1001.1.23223278.1399.9.1.2.0
- [8] M. Gheidi Shahrani, P. Hashemi Tari, M. Majdam, "Investigation of the aerodynamic performance of the



شکل ۹ عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۵ با شکاف‌های متفاوت در زوایای حمله مختلف

Fig. 9 Aerodynamic performance of the NACA 23015 airfoil with different gaps at different angles of attack

صفر و ۵ درجه، بیشترین عملکرد آیرودینامیکی برای هندسه شکاف قوس نیم‌دایره‌ای مشاهده می‌شود. زیرا در این زوایای حمله، این نوع شکاف دارای بیشترین نیروی بالابر و کمترین نیروی مقاوم است. بیشترین تغییرات عملکرد آیرودینامیکی با توجه به زاویه حمله، برای هندسه قوس نیم‌دایره‌ای رخ داده است در حالی که این تغییرات برای دو هندسه شکاف اریب با زاویه‌های ۳۰ و ۳۵ درجه کمترین است. نتایج نشان می‌دهد با افزایش زاویه انحنای شکاف‌های منحنی و اریب، عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل کاهش می‌یابد.

۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل تک شکافه ناکا ۲۳۰۱۵ مورد ارزیابی قرار گرفت. برای محاسبه مقادیر نیروی بالابر و نیروی مقاوم و در نهایت بررسی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل، ابتدا هندسه مورد نظر در با استفاده از نرم افزار سالیدورکس مدل‌سازی و سپس جریان هوای عبوری از روی آن در نرم افزار آنسیس فلونت شبیه‌سازی شد. محاسبه پارامترهای آیرودینامیکی برای هشت هندسه شکاف مختلف ایرفویل و در چهار زاویه حمله انجام شد.

با افزایش زاویه حمله، نیروی بالابر در تمامی حالت‌های شکاف ایرفویل، افزایش می‌یابد. ایرفویل ناکا ۲۳۰۱۵ با هندسه شکاف قوس نیم‌دایره‌ای، در زوایای حمله صفر و ۵ درجه، و ایرفویل دارای شکاف منحنی با زاویه ۲۰ درجه، در زوایای حمله ۱۰ و ۱۵ درجه بیشترین نیروی بالابر را دارند. همچنین با افزایش زاویه حمله از صفر درجه به ۵ درجه، مقدار نیروی مقاوم کاهش یافته اما پس از آن با افزایش زاویه حمله مقدار نیروی مقاوم در تمامی حالت‌های

- pp. 75-84, 2023. doi: [10.22067/jacsm.2023.77061.1124](https://doi.org/10.22067/jacsm.2023.77061.1124)
- [16] A. Goudarzi, A. Mohammadi Ahmar, A. Mohammadi, H. Mansouri, "Uncertainty Quantification of Transonic RAE2822 Airfoil under Geometrical Uncertainties," *Fluid Mechanics & Aerodynamics*, vol. 12, no. 2, pp. 33-42, 2024. doi: [10.1001.1.23223278.1402.12.2.3.4](https://doi.org/10.1001.1.23223278.1402.12.2.3.4)
- [17] M. Abedi and R. Zakeri, "Experimental study of the aerodynamics of micro airfoils with wavy surface and the use of different patterns inspired by nature," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 9, no. 2, pp. 31-42, 2025. doi: [10.22034/jtae.2025.9.2.3](https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.2.3)
- [18] T. A. Orvi, I. Hossain and M. Hassan, "Computational and experimental investigation of lower-surface dimple effects on NACA 0015 airfoil aerodynamics," *Engineering Science and Technology, an International Journal*, vol. 72, 102228, 2025. doi: [10.1016/j.jestch.2025.102228](https://doi.org/10.1016/j.jestch.2025.102228)
- [19] H. Kaviani and E. Bashtalam, "Computational Analysis of the Effect of Leading-Edge Erosion Intensity on Aerodynamic Noise," *Journal of Vibration and Sound*, vol. 13, no. 26, e723077, 2025.
- [20] P. Scavella, G. Paolillo and C.S. Greco, "Deep reinforcement learning-based airfoil design and optimization: An aerodynamic analysis," *Aerospace Science and Technology*, vol. 167, 110638, 2025. doi: [10.1016/j.ast.2025.110638](https://doi.org/10.1016/j.ast.2025.110638)
- [21] H. Fatahian, H. Salarian, M. Eshagh Nimvari and J. Khaleghinia, "Computational fluid dynamics simulation of aerodynamic performance and flow separation by single element and slatted airfoils under rainfall conditions, *Applied Mathematical Modelling*," vol. 83, pp. 683-702, 2020. doi: [10.1016/j.apm.2020.01.060](https://doi.org/10.1016/j.apm.2020.01.060)
- [22] A.M. Elsayed, O.A. Gaheen, H. Elshimy, E. Benini and M.A. Aziz, "Bio-inspired pressure side stepped NACA 23012 C as wind turbine airfoils in low Reynolds number," *Energy Reports*, vol. 13, pp. 3728-3744, 2025. doi: [10.1016/j.egy.2025.03.029](https://doi.org/10.1016/j.egy.2025.03.029)

- NACA 4412 airfoil under fluctuating inlet flow conditions," *Journal of Mechanical Engineering*, vol. 52, no. 2, pp. 177-186, 2021. doi: [10.22034/jmeut.2021.10452](https://doi.org/10.22034/jmeut.2021.10452)
- [9] M. Asghari, S. Karimian Aliabadi and M. Y. Hashemi, "Study the effect of suction flow control on the aerodynamic performance of a wind turbine using 2D section numerical Results," *Sharif Journal of Mechanical Engineering*, vol. 37.3, no. 1, pp. 79-89, 2021. doi: [10.24200/j40.2021.56336.1561](https://doi.org/10.24200/j40.2021.56336.1561)
- [10] A. Sharafi, "Numerical investigation of simultaneous blowing and suction on the airfoil wing of a maneuverable aircraft," *Journal of Mechanical Engineering*, vol. 52, no. 4, pp. 203-211, 2022. doi: [10.22034/jmeut.2022.52218.3130](https://doi.org/10.22034/jmeut.2022.52218.3130)
- [11] A. Nabati, M. Sadroodin, "Aerodynamic study of two flat plate airfoils and a NACA64-206 airfoil at different Mach numbers," *The fifth National Conference on Computational and Experimental Mechanics*, 2023.
- [12] M. Izadi, A. Shams Taleghani and R. Khaki, "Numerical Study of Slot Lip Effects on Aerodynamics Performance of a Two-Element Airfoil with the Approach of Decreasing the Landing Distance," *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, vol. 13, no. 1, pp. 99-109, 2023. doi: [10.22044/jsfm.2023.12278.3647](https://doi.org/10.22044/jsfm.2023.12278.3647)
- [13] A. Fallahian, A. Shams Taleghani and K. Esmailpour, "Three-dimensional numerical study of the effect of blowing angle on the aerodynamic characteristics of a wing section with NACA 0012 airfoil," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 12, no. 1, pp. 221-238, 2023.
- [14] H. Seifi, S. Kouravand and M. Seifi Davary, "Numerical and experimental study of NACA airfoil in low Reynolds numbers for use of Darriues vertical axis micro-wind turbine," *Journal of Renewable and New Energy*, vol. 10, no. 2, pp. 149-163, 2023. doi: [10.52547/jrenew.10.2.149](https://doi.org/10.52547/jrenew.10.2.149)
- [15] E. Roohi, H. Abolghasemi and M. J. Amiri, "Investigating the Effect of Moving Surface on NACA 0012 Airfoil in High-Speed Ratio," *Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics*, vol. 35, no. 3,