



تحلیل عددی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل‌های متداول سرعت پایین

حسین انصاریان^{۱*}، علیرضا داوری^۲^۱دکتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.^۲دانشیار، گروه هوافضا، دانشکده مکانیک و هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران.

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۰۱/۲۴؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۴/۰۴/۲۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۵/۰۷

چکیده

این مقاله به بررسی ویژگی‌های آیرودینامیکی ایرفویل‌های NACA 0012, 0015, 4415 در محدوده عدد رینولدز پایین ۵۰۰ تا ۲۰۰۰ پرداخته است. شبیه‌سازی‌ها با استفاده از یک کد عددی دوبعدی جریان تراکم‌ناپذیر با تفکیک‌پذیری بالا، با استفاده از روش مرز غوطه‌ور با مرز واسط تیز و معادلات ناویر-استوکس ناپایا انجام شده‌اند. هدف این پژوهش، ارائه یک پایگاه داده از تغییرات ضرایب نیرو، مرکز فشار، و عدد استروهال با تغییرات عدد رینولدز، زاویه حمله (۵ تا ۴۰ درجه)، و شکل ایرفویل است. نتایج نشان می‌دهند که جریان در عدد رینولدز پایین به دلیل وجود پدیده‌هایی مانند تشکیل و ریزش گردابه کارمن و گردابه لبه حمله، پیچیدگی‌های بسیاری دارد. این رفتار منجر به نوسانات زیاد در ضرایب آیرودینامیکی خصوصاً در حوالی واماندگی می‌شود و شبیه‌سازی باید با دقت زمانی کافی انجام شود. تأثیر شکل ایرفویل عمدتاً در نسبت برآ به پسا و موقعیت مرکز فشار مشاهده شده‌است، به‌طوری‌که ایرفویل NACA 4415 بالاترین عملکرد آیرودینامیکی را ارائه می‌دهد. مقایسه نتایج شبیه‌سازی با داده‌های تجربی موجود در اعداد رینولدز پایین و بالا، صحت مدل عددی به‌کاررفته را تأیید می‌کند. این پایگاه داده می‌تواند به‌عنوان مرجعی برای طراحی هواپیماهای کوچک، وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین و پروازهای الهام‌گرفته از طبیعت استفاده شود؛ همچنین، داده‌های به‌دست‌آمده می‌توانند به بهبود مدل‌های محاسباتی و اعتبارسنجی آن‌ها کمک کنند.

کلمات کلیدی: مشخصه‌های آیرودینامیکی؛ ایرفویل‌های NACA؛ اعداد رینولدز پایین؛ جریان تراکم‌ناپذیر.

A Computational Analysis of the Aerodynamic Behaviors of the Low-Speed Conventional Airfoils

H. Ansarian^{1,*}, A. R. Davari²¹ Ph.D. Aerosp. Eng., Malek Ashtar Univ. Tech., Tehran, Iran.² Assoc. Prof., Dept Aerosp. Mech. Eng., SR.C., Islamic Azad Univ., Tehran, Iran.

Abstract

This paper investigates the aerodynamic characteristics of NACA airfoils 0012, 0015, and 4415 in the low Reynolds number range of 500 to 2000. Simulations have been performed using a high-resolution two-dimensional incompressible flow code, using the immersed boundary method with a sharp interface and the unsteady Navier-Stokes equations. The goal of this study is to provide a database of variations in force coefficients, center of pressure, and Strouhal numbers as functions of Reynolds number, angle of attack (5 to 40 degrees), and airfoil shape. The results reveal that low Reynolds number flows exhibit significant complexity due to phenomena such as Karman vortex shedding and leading-edge vortex (LEV) formation and shedding. These behaviors result in significant fluctuations in aerodynamic coefficients, especially near stall, thus the simulation should be performed with adequate temporal accuracy. The effect of airfoil shape is primarily observed in the lift-to-drag ratio and center of pressure, with the NACA 4415 airfoil demonstrating the highest aerodynamic performance. Comparison of simulation results with available experimental data at both low and high Reynolds numbers confirms the validity of the employed numerical model. This database serves as a reference for designing small aircraft, unmanned aerial vehicles, and bio-inspired flight systems. Additionally, the obtained data can aid in improving and validating computational models.

Keywords: Aerodynamic Characteristics; NACA Airfoils; Low Reynolds Number; Incompressible Flow.

۱- مقدمه

ویژگی‌های آیرودینامیکی ایرفویل‌ها در اعداد رینولدز پایین به‌طور چشم‌گیری با آنچه در اعداد رینولدز بالا تفاوت دارد که در وسایل نقلیه هوایی متداول مشاهده می‌شود. با توجه به علاقه‌مندی‌های اخیر به وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین و میکروهوایی و همچنین پروازهای الهام‌گرفته از طبیعت، این رفتار در اعداد رینولدز پایین توجه علمی و کاربردی بسیاری را به خود جلب کرده است. با این حال، داده‌های موجود در ادبیات علمی درباره آیرودینامیک رینولدز پایین، در مقایسه با مجموعه داده‌های رینولدز بالا، مانند آنچه در مراجع [۱، ۲] ارائه شده، بسیار محدود است. وجود چنین داده‌هایی برای ملاحظات طراحی عملی و اعتبارسنجی مدل‌های محاسباتی ضروری است.

رفتار متمایز جریان ایرفویل‌ها در اعداد رینولدز پایین عمدتاً ناشی از اثرات لزجت افزایش‌یافته و حالت آرام جریان است که منجر به تشکیل لایه‌های مرزی ضخیم‌تر و جدایش جریان آرام می‌شود [۳-۶]. مجموعه‌ای از اندازه‌گیری‌های اولیه در رینولدز پایین در مطالعات کارمایکل [۳] و سلیگ و همکاران [۷-۹] موجود است. این اندازه‌گیری‌ها مربوط به بازه $Re \approx 5 \times 10^4 \sim 5 \times 10^5$ هستند. با این حال، مطالعات اندکی درباره جریان ایرفویل‌ها در Re بسیار پایین، به‌ویژه در $Re \approx 10^3$ انجام شده است. این کمبود، تا حدی به دلیل دشواری ایجاد چنین جریان‌هایی در آزمایش‌ها و همچنین مشکل تکرارپذیری آن‌ها در این بازه حساس است [۱۰]. مطالعات مبتنی بر مدل‌سازی محاسباتی جریان روی ایرفویل‌های ثابت در رینولدز پایین نیز انجام شده، اما بسیاری از آن‌ها تنها در یک زاویه حمله انجام گرفته است [۱۱، ۱۲]. برای بررسی بخش وسیع‌تری از فضای پارامترها، کونز و کرو [۱۳] و همچنین ماتسکو و عبدو [۱۴] شبیه‌سازی‌های آیرودینامیک ایرفویل در رینولدز پایین را در بازه وسیعی از زوایای حمله، عدد رینولدز و اشکال ایرفویل انجام دادند. با این حال، آن‌ها از مدل‌های پایا استفاده کردند که اثرات ناپایا، نظیر ریزش گردابه را نادیده می‌گیرد. کورتولوس [۱۵] جریان روی ایرفویل NACA 0012 را در بازه‌ای از زوایای حمله در $Re = 10^3$ با استفاده از شبیه‌سازی‌های وابسته به زمان بررسی کرده است. در

مطالعه‌ای دیگر، لیو و همکاران [۱۶] جدایش استاتیک و دینامیک ایرفویل NACA 0012 را در $Re = 10^3$ تحلیل کردند. هر دوی این مطالعات مقادیر آیرودینامیکی وابسته به زمان را در رینولدز پایین ارائه داده‌اند؛ با این حال، این مطالعات تنها برای یک شکل ایرفویل و یک مقدار رینولدز انجام شده‌اند. اثر شکل ایرفویل در یک رینولدز معین (۱۰۰۰) در مطالعه‌ای توسط مینا و همکاران [۱۷] بررسی شد که تمرکز آن بر تأثیر بالچه گارنی^۱ روی دنباله ایرفویل بود. عابدی و ذاکری [۱۸] خصوصیات ریزایرفویل‌های موج‌دار را در اعداد رینولدز پایین به روش تجربی مورد بررسی قرار دادند. ترنر و همکاران [۱۹] برای ایرفویل NACA 0012 در اعداد رینولدز تا 10^4 در رژیم تراکم‌پذیر شبیه‌سازی دوبعدی وابسته به زمان انجام دادند.

در پژوهش حاضر، نتایج شبیه‌سازی‌های دوبعدی جریان در عدد رینولدز پایین ($2000 \leq Re = U_\infty C/v \leq 500$) روی سه ایرفویل مختلف NACA، به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی‌های ناپایای تراکم‌ناپذیر ناویر-استوکس با تفکیک‌پذیری بالا، ارائه داده می‌شود. هدف این مطالعه، ارائه یک پایگاه داده جامع از تغییرات مقادیر کلیدی آیرودینامیکی (ضرایب نیرو، مرکز فشار و عدد استروهل $St = fC/U_\infty$) با تغییرات عدد رینولدز، زاویه حمله و شکل ایرفویل است. بازه زاویه حمله ۵ تا ۴۰ درجه در نظر گرفته شده و با توجه به حضور پدیده‌های ناپایا نظیر ریزش گردابه به‌خصوص در ناحیه بعد از واماندگی، شبیه‌سازی باید وابسته به زمان انجام گیرد. این داده‌ها باید درک بهتری از آیرودینامیک ایرفویل‌ها در این رینولدزهای بسیار پایین فراهم آورند و همچنین به‌عنوان پایگاه داده‌ای برای اعتبارسنجی مدل‌های محاسباتی مورد استفاده قرار گیرند.

۲- روش محاسباتی

جریان با استفاده از روش مرز غوطه‌ور با سطح واسط تیز^۲ توسعه‌یافته توسط میتال و همکاران [۲۰] و همچنین ستو و میتال [۲۱] شبیه‌سازی شده است. این روش امکان حفظ واسط‌های تیز روی سطح هندسه را با استفاده از یک شبکه کارتزین غیرهمدیس^۳ فراهم می‌کند. ایرفویل در شبکه کارتزین به‌صورت غوطه‌ور جای‌گذاری می‌شود و مرز جامد با اعمال شرایط مرزی مناسب در سلول‌های برش‌خورده مدل‌سازی

^۳ nonconformal^۱ Gurney flap^۲ sharp-interface immersed-boundary

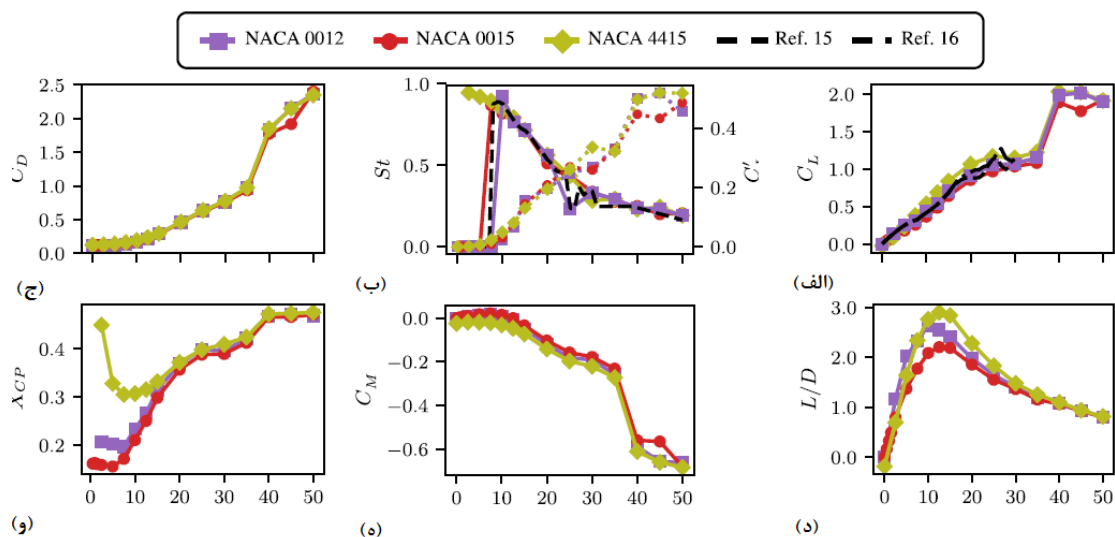
می‌گردد. برای نقاط در نزدیکی مرز جامد، شرایط دیواره‌ی بدون لغزش و نفوذناپذیری به صورت ضمنی در معادلات مومنوم وارد می‌شود. در مرز ورودی، شرط سرعت ثابت اعمال شده و فشار نسبی صفر لحاظ شده‌است. در مرز خروجی، شرط مشتق صفر برای متغیرها در راستای جریان اعمال شده‌است. معادلات ناویر-استوکس ناپایای تراکم‌ناپذیر با روش گام‌های کسری حل شده و معادله پواسون فشار با روش چندشبکه‌ای هندسی حل می‌شود. مشتقات مکانی به کمک اختلاف محدود مرتبه دوم محاسبه شده و انتگرال‌گیری زمانی با روش آدامز-بشفورت مرتبه دوم انجام می‌شود. این روش از نظر مکانی و زمانی دارای دقت مرتبه دوم است. اعتبارسنجی گسترده این روش برای جریان‌های متنوع در مطالعه میتال و همکاران [۲۰] ارائه شده‌است. علاوه بر این، ضرایب برآ و فرکانس نوسانات برآی محاسبه شده در این پژوهش با داده‌های منتشرشده [۱۵، ۱۶] مقایسه شده و نتایج تطابق خوبی را نشان داده‌اند. این مقایسه‌ها در شکل ۱ نشان داده شده‌است.

۳- نتایج و بحث

ایرفویل‌های مورد استفاده در این پژوهش از خانواده NACA هستند: NACA 0012، NACA 0015، و NACA 4415. ایرفویل (با طول وتر C) در دامنه‌ای به ابعاد 18×20 برابر وتر قرار گرفته و شبکه کارتزین غیرهمدیس با 480×448 نقطه استفاده شده‌است. نمایی از این شبکه در شکل ۲ نمایش داده شده است. تمام مقادیر گزارش شده با استفاده از چگالی سیال (ρ)، سرعت جریان آزاد (U_∞) و طول وتر (C) به عنوان مقیاس‌های مشخصه نرمال شده‌اند. همگرایی شبکه با شبیه‌سازی جریان ایرفویل در $Re = 2000$ و اندازه‌های شبکه 320×384 ، 448×480 (شبکه پایه در این مطالعه) و 544×544 ارزیابی شده است. میانگین و جذر میانگین مربعات (RMS) ضرایب برآ (C_L) به ترتیب $1/4$ و $1/2$ بین شبکه‌های درشت و پایه و $4/8$ و $3/4$ بین شبکه‌های ریز و پایه تفاوت دارند. تفاوت میانگین و RMS ضرایب گشتاور (C_M) نیز به ترتیب $2/7$ و $1/2$ بین شبکه‌های درشت و پایه و $1/8$ و $0/9$ بین شبکه‌های ریز و پایه است؛ بنابراین، مقادیر محاسبه شده مستقل از شبکه در نظر گرفته می‌شوند. برای

۳-۱- اثر عدد رینولدز

شکل ۴ مقایسه‌ای از ضرایب نیرو محاسبه شده برای ایرفویل NACA 0015 را در اعداد رینولدز ۵۰۰، ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ به عنوان تابعی از زاویه حمله نشان می‌دهد. این مقادیر همچنین با اندازه‌گیری‌های تجربی در $Re = 7 \times 10^5$ از شلدال و کلیماس [۲] برای C_L ، C_D و C_M مقایسه شده‌اند. شکل ۴ (الف) روند میانگین C_L را نشان می‌دهد. در زوایای حمله پایین، میانگین C_L برای سه مقدار Re مشابه است و شیب برآ حدود نیمی از مقدار تئوری (2π) و همچنین شیب در Re بالا (7×10^5) است. میانگین C_L به صورت یکنواخت برای رینولدز ۵۰۰ و ۱۰۰۰ افزایش می‌یابد، در حالی که برای $Re = 2000$ یک واماندگی جزئی در بازه $25^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$ مشاهده می‌شود. با این حال، هیچ‌یک از این موارد نشانه‌ای از واماندگی عمیق مشاهده شده در عدد رینولدز بالا را نشان نمی‌دهند؛ همچنین برخلاف رفتار در Re بالا، هر سه مورد افزایش قابل توجهی در میانگین C_L برای زوایای حدوداً $35^\circ \geq \alpha$ نشان می‌دهند. این افزایش به دلیل تشکیل و ریزش گردابه لبه حمله است و اندازه این جهش در میانگین C_L با افزایش Re بیشتر می‌شود. شکل ۴ (ب) طبیعت ناپایای C_L را برجسته می‌کند. انحراف معیار C_L با خطوط نقطه‌چین و عدد استروهل (St) نوسانات برآ با خطوط پیوسته نشان داده شده‌است. در زوایای پایین،

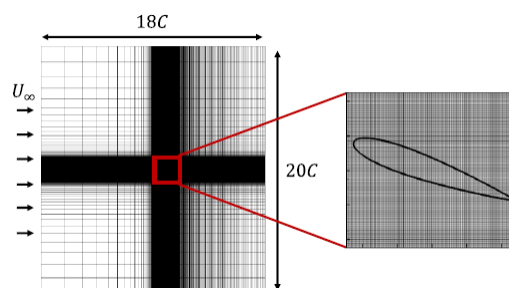


شکل ۱- ضرایب نیرو به عنوان تابعی از زاویه حمله برای سه شکل ایرفویل در $Re = 1000$. خط چین نشان دهنده اندازه گیری‌های کورتولوس [۱۵] و لیو و همکاران [۱۶] است. (الف) ضریب میانگین برآ. خط نقطه چین نشان دهنده $C_L = 2\pi\alpha$ است. (ب) عدد استرووال (خطوط پیوسته) و انحراف معیار C'_L (خطوط نقطه چین) از نوسانات C_L . (ج) ضریب میانگین پسا (د) نسبت برآ به پسا (ه) ضریب میانگین گشتاور حول ربع وتر (و) مکان میانگین مرکز فشار

افزایش یکنواختی دارد، اما حالت $Re = 2000$ رفتاری پیچیده و غیریکنواخت نشان می‌دهد.

رفتار C_D که در شکل ۴ (ج) نشان داده شده، به جز جهشی که در زوایای بیش از $\alpha \approx 20^\circ$ برای دو مورد با Re بالاتر مشاهده می‌شود، خاص نیست؛ همچنین باید اشاره کرد که مطابق انتظار، نیروی پسا در این موارد بیشتر از مقدار آن در Re بالا است. شکل ۴ (د) نسبت برآ به پسا C_L/C_D را برای این موارد نشان می‌دهد. اوج C_L/C_D بین $15^\circ \approx \alpha$ برای $500 < Re$ و $10^\circ \approx \alpha$ برای $Re = 2000$ رخ می‌دهد؛ همچنین مشاهده می‌شود که اوج نسبت برآ به پسا در این رینولدز پایین به طور قابل ملاحظه‌ای کمتر از مقادیر این نسبت در Re بسیار بالاتر بوده که در کاربردهای هوافضایی متداول تر است و مقادیر آن می‌تواند در بازه $20-50 \approx C_L/C_D$ باشد [۲].

شکل ۴ (ه) مقادیر C_M را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که در زوایای حمله کوچک، گشتاور نزدیک به صفر است و تغییرات بسیار کمی با α دارد. این ویژگی از جمله وجوه اشتراک این جریان‌ها با جریان‌های Re بالاتر است. مقدار C_M با افزایش Re در زوایای حمله بالا افزایش یافته و برای $10^\circ < \alpha$ منفی است. این موضوع به جابه‌جایی مرکز فشار مربوط می‌شود که در شکل ۴ (و) نشان داده شده است. مشاهده



شکل ۲- دامنه محاسباتی و شبکه استفاده شده در مطالعه حاضر

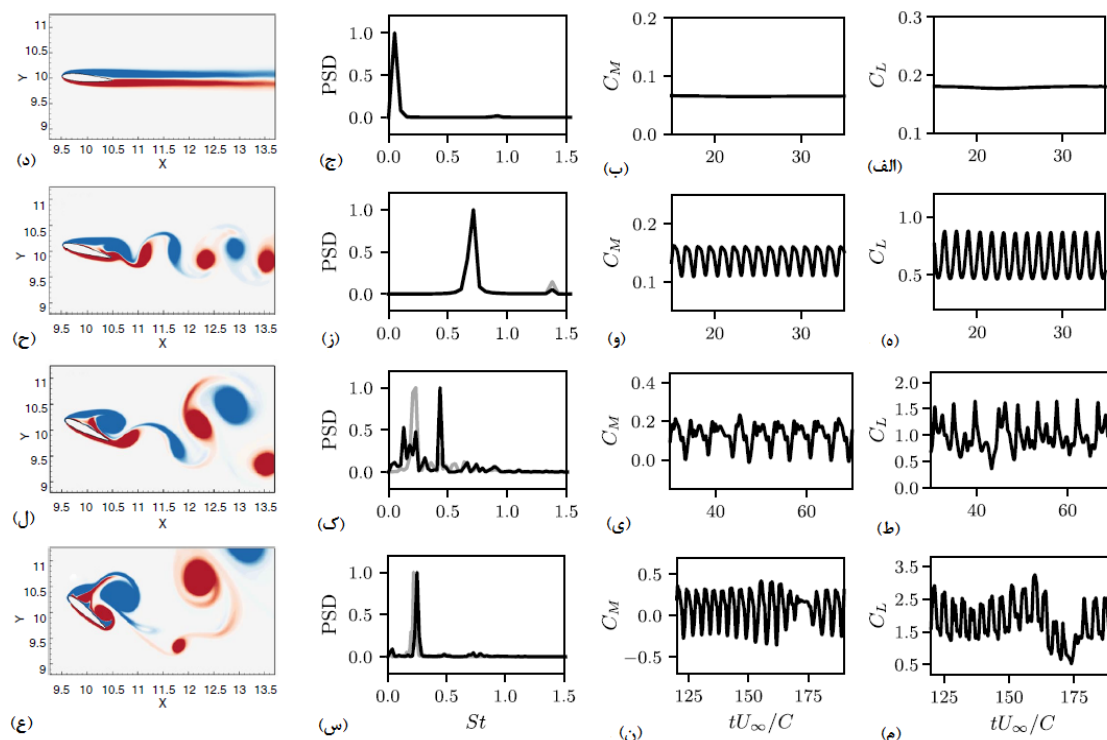
St به دلیل پایا بودن جریان برابر صفر است (مطابق شکل‌های ۳ (الف) تا (ج)). با افزایش α ، یک جهش در St مشاهده می‌شود که مربوط به شروع ریزش گردابه ناپایا است و پس از آن یک کاهش یکنواخت در St رخ می‌دهد. مشاهده می‌شود که شروع ناپایایی در بازه زاویه $12/5^\circ \approx \alpha$ برای $Re = 500$ تا $5^\circ \approx \alpha$ برای $Re = 2000$ تغییر می‌کند. لازم به ذکر است که شکل ۴ (ب) فرکانس غالب را نشان می‌دهد، اما در زوایای حمله بالا ($\alpha > 25^\circ$) نوسانات برآ فرکانس‌های متعددی را نشان می‌دهند (مطابق شکل ۳). شدت نوسانات C_L با انحراف معیار C'_L نشان داده شده است. برای $Re = 500$ و $Re = 1000$ ، شدت نوسانات برآ به طور عمده با افزایش α

اندازه‌گیری تولید می‌کند که این اثر غیرمعمول برخلاف آن چیزی است که در Re متداول مشاهده می‌شود [۱]. در واقع، چنین رفتار خاصی در رینولدز پایین قبلاً در زوایای حمله کوچک گزارش شده است [۱۰]. برآ برای ایرفویل NACA 4415 نیز با افزایش زاویه حمله سریع‌تر از دیگر ایرفویل‌ها افزایش می‌یابد و در نتیجه، در زوایای حمله متوسط، برآی میانگین بزرگ‌تری را تولید می‌کند. تفاوت مهم دیگر بین این سه ایرفویل در نسبت برآ به پسا و مرکز فشار است. ایرفویل NACA 4415 بالاترین مقدار CL/CD را تولید می‌کند که حدود ۲۲٪ بیشتر از ایرفویل NACA 0015 است. مرکز فشار ایرفویل NACA 4415 نیز برای $\alpha < 15^\circ$ به‌طور قابل ملاحظه‌ای با دو ایرفویل دیگر متفاوت است. در شکل‌های ۱ (الف) و (ب) مقایسه‌ای از

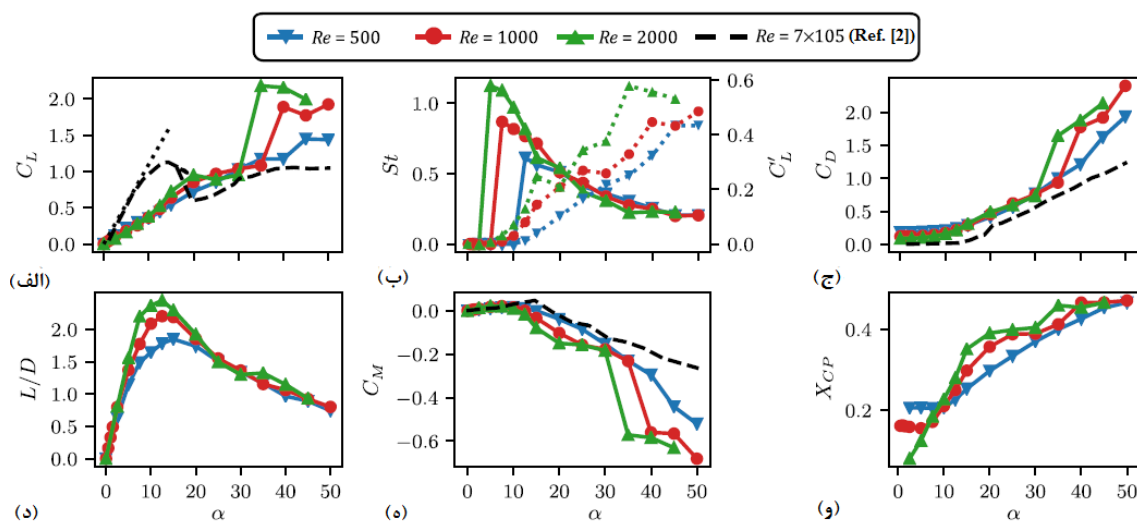
می‌شود که X_{CP} در زوایای کوچک برای Re پایین ثابت باقی می‌ماند و این مقدار برای Re پایین‌تر بیشتر به سمت پایین دست جابه‌جا شده است. با افزایش زاویه حمله، مرکز فشار به سمت پایین دست حرکت می‌کند و در $\alpha = 50^\circ$ به نزدیکی میانه وتر می‌رسد.

۳-۲- اثر شکل ایرفویل

در این بخش به طور مختصر تأثیر شکل ایرفویل بر ویژگی‌های آیرودینامیکی با مقایسه داده‌های شبیه‌سازی برای ایرفویل‌های NACA 0012، NACA 0015، و NACA 4415 در $Re = 1000$ = شرح داده می‌شود. شکل ۱ (الف) نشان می‌دهد که ایرفویل NACA 4415 در زاویه حمله صفر برآی منفی کوچک اما قابل



شکل ۳- نمودارهای سری زمانی CL (ستون چپ) و CM (ستون وسط چپ)، طیف فرکانسی CL و CM (ستون وسط راست)، و تصاویر لحظه‌ای از میدان‌های چرخش (ستون راست) برای رژیم‌های مختلف رفتار ناپایا در $Re = 1000$ برای ایرفویل NACA 0015. طیف فرکانسی بر حسب عدد استروهال نشان داده شده است. خطوط سیاه و خاکستری به ترتیب طیف‌های CL و CM را نشان می‌دهند که برای وضوح با مقدار اوج مقیاس شده‌اند. (الف) تا (د) $\alpha = 5^\circ$ ، (ه) تا (ح) $\alpha = 15^\circ$ ، (ط) تا (ل) $\alpha = 25^\circ$ ، (م) تا (ع) $\alpha = 40^\circ$.



شکل ۴- مقادیر آیرودینامیکی برای ایرفویل NACA 0015 در اعداد رینولدز ۵۰۰، ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰. خط چین نشان‌دهنده

اندازه‌گیری‌های تجربی در $Re = 7 \times 10^5$ از مرجع [۲] است. (الف) ضریب میانگین برآ. خط نقطه‌چین نشان‌دهنده $C_L = 2\pi\alpha$ است. (ب) عدد استروهل (خطوط پیوسته) و انحراف معیار (خطوط نقطه‌چین) از نوسانات C_L . (ج) ضریب میانگین پسا. (د) نسبت برآ به پسا. (ه) ضریب میانگین گشتاور حول ربع وتر. (و) مکان میانگین مرکز فشار

جدایش جریان و حفظ جریان متصل در بخش بزرگ‌تری از سطح موثر واقع شوند.

۴- نتیجه‌گیری

در این مطالعه، شبیه‌سازی‌های جریان تراکم‌ناپذیر ناپایا با تفکیک بالا برای بررسی عملکرد آیرودینامیکی سه ایرفویل NACA، شامل NACA 0012، NACA 0015، و NACA 4415 در اعداد رینولدز ۵۰۰، ۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ و زوایای حمله صفر تا ۵۰ درجه انجام شده‌است. با وجود عدد رینولدز پایین و ماهیت آرام جریان، رفتار جریان پیچیدگی قابل توجهی را به دلیل وجود پدیده‌های جریان مشخصی نظیر ریزش گردابه کارمن و همچنین تشکیل و ریزش گردابه لبه حمله نشان می‌دهد. این پیچیدگی منجر به تغییرات بزرگ و سریع در مقادیر اندازه‌گیری‌شده با تغییر زاویه حمله می‌شود. تأثیر شکل ایرفویل عمده‌تاً در نسبت برآ به پسا و مرکز فشار دیده می‌شود. با توجه به این موارد، نتایج این پژوهش یک نمای کلی از پیچیدگی جریان‌های آرام ایرفویل‌ها ارائه می‌دهد و همچنین یک پایگاه داده برای اعتبارسنجی مدل‌های محاسباتی فراهم می‌کند. در مورد محدودیت‌های این کار، انتظار می‌رود که در صورت افزایش عدد رینولدز بر اساس مساحت دید از جلو به

میانگین ضریب برآ و عدد استروهل نوسانات C_L محاسبه‌شده در این پژوهش برای ایرفویل NACA 0012 در $Re = 1000$ (خط بنفش) با نتایج کورتولوس [۱۵] (خط چین) و لیو و همکاران [۱۶] (خط-نقطه‌چین) نشان داده شده‌است. مشاهده می‌شود که مقایسه برای هر دو کمیت، تطابق بسیار خوبی را نشان می‌دهد.

اختلاف عملکرد آیرودینامیکی بین ایرفویل‌های مورد بررسی را می‌توان به دو عامل اصلی نسبت داد: تقارن هندسی و ضخامت نسبی ایرفویل‌ها. ایرفویل NACA 0012 و NACA 0015 دارای هندسه متقارن هستند، در حالی که ایرفویل NACA 4415 دارای انحنای مثبت است. وجود انحنای باعث ایجاد تفاوت فشار بین سطح بالا و پایین و تولید برآ حتی در زاویه حمله کم می‌شود و کارایی آیرودینامیکی را بهبود می‌دهد. از طرفی، ایرفویل NACA 0015 دارای ضخامت بیشتری نسبت به NACA 0012 است. افزایش ضخامت باعث افزایش پسا به‌ویژه در عدد رینولدز پایین می‌شود، زیرا لایه مرزی زودتر ضخیم شده و پتانسیل جدایش افزایش می‌یابد. بنابراین، در شرایط جریان لزج و ناپایدار، هندسه متقارن و ضخامت بالا می‌تواند منجر به افزایش پسا و کاهش کارایی شود، در حالی که ایرفویل‌های دارای انحنای مثبت می‌توانند در کاهش

- [11] Mittal S, Tezduyar TE (1994) Massively parallel finite element computation of incompressible flows involving fluid-body interactions. *Comput Methods Appl Mech Eng* 112(1-4):253-282.
- [12] Jones LE, Sandberg RD, Sandham ND (2008) Direct numerical simulations of forced and unforced separation bubbles on an airfoil at incidence. *J Fluid Mech* 602:175-207.
- [13] Kunz PJ, Kroo IM (2001) Analysis, design, and testing of airfoils for use at ultra-low Reynolds numbers. In: *Fixed flapping and rotary wing aerodynamics for micro aerial vehicle applications*, pp. 35-60.
- [14] Mateescu D, Abdo M (2010) Analysis of flows past airfoils at very low Reynolds numbers. *Proc Inst Mech Eng G J Aerosp Eng* 224(7):757-775.
- [15] Kurtulus DF (2015) On the unsteady behavior of the flow around NACA 0012 airfoil with steady external conditions at $Re = 1000$. *Int J Micro Air Veh* 7(3):301-326.
- [16] Liu Y, Li K, Zhang J, Wang H, Liu L (2012) Numerical bifurcation analysis of static stall of airfoil and dynamic stall under unsteady perturbation. *Commun Nonlinear Sci Numer Simul* 17(8):3427-3434.
- [17] Meena MG, Taira K, Asai K (2018) Airfoil-wake modification with Gurney flap at low Reynolds number. *AIAA J* 56(4):1-12.
- [18] Abedi M, Zakeri R (2024) Experimental study of the aerodynamics of micro airfoils with wavy surface and the use of different patterns inspired by nature. *J Technol Aerosp Eng*, published online, pp. 1-11 (In Persian)
- [19] Turner JM, Seo JH, Mittal R (2025) Two-dimensional time-resolved subsonic compressible flow characteristics of NACA0012 airfoils. *AIAA J* 63(1):1-7.
- [20] Mittal R, Dong H, Bozkurtas M, et al. (2008) A versatile sharp interface immersed boundary method for incompressible flows with complex boundaries. *J Comput Phys* 227(10):4825-4852.
- [21] Seo JH, Mittal R (2011) A sharp-interface immersed boundary method with improved mass conservation and reduced spurious pressure oscillations. *J Comput Phys* 230(19):7347-7363.

مقادیر بیش از حدوداً ۲۰۰، جریان ویژگی سه‌بعدی ذاتی پیدا کند؛ بنابراین، برای بازه بزرگی از فضای پارامتر شبیه‌سازی‌شده در اینجا، اثرات سه‌بعدی می‌تواند جریان و مقادیر آیرودینامیکی را تغییر دهد. گسترش این مطالعه به شبیه‌سازی‌های سه‌بعدی می‌تواند بینش عمیق‌تری ارائه دهد، اما همچنین به منابع محاسباتی بسیار بیشتری نیاز خواهد داشت.

مراجع

- [1] Abbott IH, Von Doenhoff AE (1959) *Theory of wing sections, including a summary of airfoil data*. Dover Publ., New York, Appendix IV.
- [2] Sheldahl RE, Klimas PC (1981) Aerodynamic characteristics of seven symmetrical airfoil sections through 180-degree angle of attack for use in aerodynamic analysis of vertical axis wind turbines. Sandia National Laboratories (SNL) Tech. Rept. SAND80-2114, Albuquerque, NM, and Livermore, CA.
- [3] Carmichael BH (1981) Low Reynolds number airfoil survey. Vol. 1, NASA CR 165803.
- [4] Lissaman PBS (1983) Low-Reynolds-number airfoils. *Annu Rev Fluid Mech* 15:223-239.
- [5] Mueller TJ, DeLaurier JD (2003) Aerodynamics of small vehicles. *Annu Rev Fluid Mech* 35(1):89-111.
- [6] Shyy W, Lian Y, Tang J, et al. (2007) Aerodynamics of low Reynolds number flyers. Vol. 22, Cambridge Univ. Press, New York, Chap. 2.
- [7] Selig M, Guglielmo J, Broeren A, et al. (1995) Summary of low-speed airfoil data. Vol. 1, SoarTech Publ., Virginia Beach, VA, Chap. 4.
- [8] Selig M, Lyon C, Giguère P, et al. (1996) Summary of low-speed airfoil data. Vol. 2, SoarTech Publ., Virginia Beach, VA, Chap. 5.
- [9] Lyon C, Broeren A, Giguère P, et al. (1997) Summary of low-speed airfoil data. Vol. 3, SoarTech Publ., Virginia Beach, VA, Chap. 5.
- [10] Tank J, Smith L, Spedding GR (2017) On the possibility (or lack thereof) of agreement between experiment and computation of flows over wings at moderate Reynolds number. *Interface Focus* 7(1).