

تحلیل جریان ناپایا حول یک ایرفویل توربین باد نوسانی توسط کد متن باز OpenFOAM

مهران مصدری*

شیدوش وکیلی پور

مهید سیدنیا

استادیار، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

استادیار، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

دانشجوی دکتری، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

چکیده

در این مطالعه عددی با استفاده از کد متن باز OpenFOAM، جریان هوای دو بعدی بر روی یک ایرفویل توربین باد در دو حالت ثابت و نوسانی با عدد رینولدز متوسط ۴۰۰۰۰۰ بررسی شده است. پره‌های توربین باد به علت جریان ناپایای اطراف آن در معرض حرکت‌های نوسانی مختلفی قرار می‌گیرند که حرکت پیشی سینوسی به عنوان یکی از حرکت‌های پایه نیازمند بررسی دقیق می‌باشد تا از ایجاد بارهای وارده ناشی از پدیده واماندگی دینامیکی بر پره‌های توربین باد جلوگیری شود. هدف این مقاله، افزایش دقت در پیش‌بینی و تحلیل پیرامون پدیده‌های ناپایای بوجود آمده در حرکت پیشی یک ایرفویل NACA سری ۶ توربین باد در نواحی نزدیک و بعد از واماندگی استاتیکی می‌باشد. جهت اعتبارسنجی نتایج عددی، از داده‌های تجربی موجود که در اختیار نویسندگان می‌باشد استفاده شده است. با توجه به نتایج بدست آمده مشاهده می‌شود که شبیه‌سازی عددی با مدل‌سازی آشفتگی به روش $k-\omega$ -SST با تصحیح گر رینولدز پایین، دقت بالایی را در ثبت پدیده‌های فیزیکی موجود و در نتیجه در تخمین ضرایب آیرودینامیکی و ضریب فشار حول ایرفویل نوسانی در نواحی مختلف فراهم می‌آورد.

واژه‌های کلیدی: ایرفویل توربین باد، نوسان پیشی، آیرودینامیک ناپایا، مکانیک سیالات محاسباتی، OpenFOAM.

Unsteady Flow Analysis of an Oscillating Wind Turbine Airfoil Using OpenFOAM

M. Masdari

Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

Sh. Vakili-pour

Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

M. Seyednia

Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

Abstract

Using OpenFOAM, numerical simulations of two-dimensional flow past a stationary and harmonically pitching wind turbine airfoil at a moderate value of Reynolds number (400000) have been carried out in the current study. Wind turbine blades are subject to different oscillating motions due to unsteady flow around them. Therefore, sinusoidal pitching motion as one of the basic motions in an unsteady oscillation is needed to be thoroughly investigated. This helps to reduce the loads on blades occurring due to dynamic stall phenomenon. The aim of this numerical study is to enhance the accuracy in prediction and analysis of unsteady phenomena around an oscillating NACA 6-series airfoil at near- and post-static stall regions. The experimental data possessed by the presenting authors are considered for validation. In most cases as the results demonstrate, the numerical simulation along with turbulence modelling using $k-\omega$ -SST with low-Re correction can accurately capture the physical phenomena related to unsteady pitching motion and hence, highly precise aerodynamic coefficients and pressure coefficients around the airfoil will be obtained at different stall-wise regions.

Keywords: Wind Turbine Airfoil, Pitching Oscillation, unsteady aerodynamic, CFD, OpenFOAM

جریان ناپایای اطراف پره‌های توربین باد سبب اعمال حرکات نوسانی مختلف مانند حرکت پیشی می‌شود که ناشی از پاسخ فرکانسی پره می‌باشد. این نوع حرکت به عنوان یکی از مدهای نوسانی حرکت پره اهمیت دارد و می‌بایست بررسی شود. حرکت نوسانی ایرفویل می‌تواند سبب وقوع پدیده واماندگی دینامیکی و در نتیجه وارد آوردن نیروی زیاد به پره توربین و آسیب دیدن آن شود. در نتیجه بررسی و تحلیل دقیق جریان ناپایای پیرامون ایرفویل نوسانی چه بطور تجربی و چه با شبیه‌سازی عددی، بیش از پیش مورد نیاز است. در طی دهه‌های اخیر حرکت پیشی ایرفویل و پدیده‌های مربوط به واماندگی دینامیکی در مطالعات عددی و تجربی زیادی، در زمینه توربین‌های باد، بررسی شده است.

در دهه ۱۹۷۰ و اوایل ۱۹۸۰ میلادی، مک‌الیستر [۳] و مک-کروسکی [۴] به همراه همکارانشان به انجام مطالعات تجربی قابل

۱- مقدمه

از لحاظ فنی، بیشتر توربین‌های باد در اکثر دوره‌های عملکرد خود در معرض بارهای نوسانی شدید هستند که منجر به ایجاد پدیده خستگی در پره‌های روتور آنها می‌شود. این بارها سبب می‌شود تا با پدیده واماندگی دینامیکی^۱ در زاویه‌هایی بالاتر از زاویه حمله واماندگی استاتیکی^۲ مواجه شویم. فرایند واماندگی دینامیکی در توربین‌های باد منشاء ایجاد بارهای ناپایای بسیاری می‌شود که به پره و سازه توربین وارد شده و می‌تواند سبب کاهش عملکرد توربین و نیز ایجاد پدیده خستگی در اجزای توربین و کاهش عمر مفید آن شود [۱] و [۲].

¹ Dynamic Stall

² Static Stall

توجهی پیرامون بحث واماندگی دینامیکی در ایرفویل‌های نوسانی پرداختند. مک‌کروسکی در دو مقاله مروری خود در دهه ۸۰ میلادی [۵ و ۶]، به بررسی دقیق فیزیک جریان و آنچه در هنگام پدیده واماندگی دینامیکی رخ می‌دهد پرداخته است. بررسی جریان حول ایرفویل نوسانی نشان داد که با تشکیل شدن یک گردابه در لبه حمله ایرفویل و بزرگ شدن آن در حرکت رو به بالای ایرفویل، ضریب برآ افزایش می‌یابد و پدیده جدایش و واماندگی در زوایایی بالاتر از زاویه واماندگی استاتیکی رخ می‌دهد. جابجایی و پرتاب شدن این گردابه سبب وقوع پدیده واماندگی دینامیکی و افت ناگهانی ضریب برآ می‌شود.

از آن زمان به بعد مطالعات عددی و تجربی زیادی پیرامون بحث حرکت نوسانی ایرفویل و واماندگی دینامیکی صورت گرفته است. انجام آزمایشات تجربی پیرامون جریان ناپایای موجود در حرکت نوسانی ایرفویل نیازمند تجهیزات دقیق اندازه‌گیری و هزینه‌های بالای مربوط به تونل‌های باد می‌باشد. در نتیجه با پیشرفت سیستم‌های پردازنده، شبیه‌سازی‌های عددی به کمک آزمایشات تجربی آمده‌اند و امروزه سهم قابل توجهی را در مطالعات آیرودینامیک ناپایا شامل می‌شوند.

بیشتر تحقیقات پیشین در زمینه واماندگی دینامیکی برای جریان‌های رینولدز بالا ($Re \geq 10^6$) و یا جریان‌هایی با عدد ماخ بالا ($Ma \geq 0.3$) صورت پذیرفته است که اثرات تراکم‌پذیری وجود دارد و کاربردهایی مانند بحث توربوماشین‌ها، بال هواپیما و روتور هلی‌کوپتر را شامل می‌شوند [۷-۱۱]. همچنین برخی دیگر از مطالعات در محدوده جریان‌های رینولدز پایین ($10^2 - 10^3 = Re$) صورت گرفته‌اند که با توجه به لایه‌ای بودن جریان، پدیده‌های متفاوتی را نسبت به جریان‌های آشفته و رینولدز بالا شاهد خواهیم بود [۱۲ و ۱۳]. اگرچه توربین‌های بادی محور افقی جدید ممکن است در محدوده جریان‌های رینولدز بالا عمل کنند اما بطور عمومی توربین‌های باد کوچک-متوسط، در محدوده عدد رینولدز متوسط (10^5) قرار دارند. جریان‌هایی با این محدوده از عدد رینولدز بسیار غیرخطی بوده [۱۴] و واماندگی دینامیکی بر اساس تشکیل گردابه سطح بالایی ایرفویل و گذار از جریان لایه‌ای به آشفته در لایه مرزی صورت می‌پذیرد. در ادبیات موجود بررسی جریان ناپایا حول ایرفویل نوسانی در این محدوده از عدد رینولدز چه بطور تجربی و چه بصورت عددی، مورد مطالعه تعداد کمی از تحقیقات قرار گرفته است [۱۵-۲۰].

مطالعات پیرامون حرکت پیچشی ایرفویل و پدیده واماندگی دینامیکی نشان می‌دهد که فیزیک کلی جریان در این نوع حرکت برای ایرفویل‌های گوناگون یکسان است. جریان روی سطح بالای ایرفویل در زوایای بالاتر از زاویه واماندگی استاتیکی بصورت چسبیده می‌باشد و با افزایش زاویه حمله، یک گردابه در لبه حمله بنام گردابه واماندگی دینامیکی تشکیل می‌شود. با ادامه حرکت رو به بالای ایرفویل، این گردابه شروع به حرکت به سمت لبه فرار می‌کند. با جدا شدن کامل این گردابه و پرتاب شدن آن، ضریب برآ با افت ناگهانی روبرو می‌شود. در حرکت رو به پایین ایرفویل، جریان بطور مجدد بروی سطح ایرفویل می‌چسبد. با توجه به محدوده عدد رینولدز و نوع ایرفویل، محل تشکیل گردابه، نحوه تغییر شکل آن و محل گذار از جریان لایه‌ای به جریان آشفته در لایه مرزی می‌تواند متفاوت باشد که این امر بیانگر لزوم مطالعه جریان ناپایا پیرامون ایرفویل‌های گوناگون

در رژیم‌های متفاوت از جریان می‌باشد. در بررسی‌های صورت گرفته پیرامون جریان ناپایا و پدیده واماندگی دینامیکی، بطور عمده از ایرفویل‌های NACA 0012 [۷، ۱۰، ۱۵، ۲۰]، NACA 0015 [۸-۱۰] و ایرفویل توربین باد NREL S809 [۱۱، ۲۱، ۲۲] استفاده شده است که این ایرفویل‌ها کاربردهای فراوانی در صنعت توربین باد دارند. علاوه بر این، ایرفویل‌های NACA سری ۶ نیز در صنعت توربین باد استفاده می‌شوند که تعداد کمی از مقالات به بررسی جریان ناپایا پیرامون این دسته از ایرفویل‌ها پرداخته‌اند. همچنین اگرچه پدیده واماندگی دینامیکی یک پدیده سه‌بعدی است اما در بیشتر مطالعات عددی از شبیه‌سازی‌های دو بعدی برای پیش‌بینی رفتار جریان ناپایا در حرکت پیچشی ایرفویل استفاده شده است و نتایج آنها بیانگر آن است که یک ایرفویل دو بعدی نیز می‌تواند با دقت بالایی بیانگر این پدیده آیرودینامیکی باشد [۷].

بطور کلی می‌توان گفت بیشتر مطالعات عددی صورت‌گرفته پیرامون بحث ایرفویل نوسانی و پدیده واماندگی دینامیکی برای جریان‌های آشفته، با استفاده از معادلات میانگین‌گیری شده رینولدز و مدل‌های آشفته‌گی صورت پذیرفته است. با توجه به زمان بالای حل و محدودیت‌های سیستم‌های پردازش موازی، تعداد بسیار کمی از مقالات وجود دارد که با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ^۱ به مطالعه این موضوع پرداخته باشند [۲۳ و ۲۴]. همچنین با توجه به آگاهی نویسندگان حاضر، علیرغم شبیه‌سازی‌های عددی صورت گرفته پیرامون حرکت پیچشی ایرفویل NACA 0012 در محدوده رینولدز متوسط، کمتر مطالعه عددی در این محدوده از جریان برای ایرفویل‌های NACA سری ۶ انجام شده است که با استفاده از بسته نرم‌افزاری متن‌باز^۲ OpenFOAM به پیش‌بینی دقیق جریان ناپایا و پدیده واماندگی دینامیکی پرداخته باشند. بسته نرم‌افزاری OpenFOAM ابزاری برای حل معادلات دینامیک سیالات محاسباتی می‌باشد که این بسته توسط مجموعه OpenCFD Ltd تحت مجوز GNU تهیه شده است. استفاده از OpenFOAM علاوه بر متن‌باز بودن امکانات دیگری مانند استفاده از شرایط مرزی متنوع، استفاده از مدل‌های آشفته‌گی مختلف و ... را نیز فراهم می‌آورد [۲۵].

در این مطالعه، در ابتدا جهت اطمینان از صحت بکارگیری این بسته نرم‌افزاری، با استفاده از نتایج تجربی و عددی موجود در مراجع [۱۵ و ۱۷] که برای یک ایرفویل NACA 0012 در محدوده رینولدز متوسط انجام گرفته است اعتبارسنجی صورت می‌گیرد و سپس به شبیه‌سازی ایرفویل NACA سری ۶ که در مقطع بحرانی پره یک توربین باد قرار دارد پرداخته خواهد شد.

۲- تعریف مسئله

در این تحقیق، رفتار آیرودینامیکی یک ایرفویل NACA سری ۶ در دو حالت ایستا و پیچشی مطالعه می‌شود. در حالت ایستا، با افزایش زاویه حمله ایرفویل، ضرایب برآ، پسا و ضریب فشار حول ایرفویل محاسبه و ترسیم می‌شود. سپس حرکت پیچشی ایرفویل بررسی می‌شود و ضرایب برآ و پسا دینامیکی محاسبه می‌شود. همچنین، توزیع

1 Large Eddy Simulation (LES)

2 Open Source

جدول ۱- حالات مورد مطالعه در حرکت نوسانی پیچشی ایرفویل

حالت	زاویه حمله متوسط (درجه)	دامنه نوسان (درجه)
نزدیک به واماندگی استاتیکی	۵	۸
پس از واماندگی استاتیکی	۱۰	۸

۳- شبیه‌سازی عددی

۳-۱- هندسه و شبکه محاسباتی

ایرفویل مورد بررسی در این مطالعه، یک ایرفویل NACA سری ۶ بکار گرفته شده در یک توربین باد محور افقی است که دارای توان ۶۶۰ کیلوواتی در تولید جریان الکتریسته می‌باشد. با توجه به هدف مقاله که بررسی شرایط ناپایای جریان می‌باشد، ایرفویل انتخاب شده از مقطع بحرانی توربین مذکور انتخاب شده است. طول وتر ایرفویل برابر با ۲۵ سانتی‌متر می‌باشد.

با استفاده از نرم‌افزار GAMBIT، چهار شبکه محاسباتی مختلف با تعداد سلول‌های مختلف جهت بررسی استقلال نتایج از شبکه محاسباتی تولید شدند. این شبکه‌ها شامل سه شبکه بی‌سازمان مثلثی با دامنه O شکل و یک شبکه سازمان یافته با دامنه C شکل می‌باشند. تعداد سلول‌های شبکه سازمان یافته C شکل برابر با ۱۵۳۰۰۰ سلول می‌باشد که بر روی ایرفویل، تعداد ۵۰۰ نقطه قرار گرفته‌اند. در شبکه‌های بی‌سازمان O شکل، تعداد سلول‌ها به ترتیب برابر با ۲۸۰۰۰، ۷۰۰۰ و ۱۱۰۰۰۰ می‌باشند که تعداد نقاط روی ایرفویل به ترتیب برابر با ۴۰۰، ۷۰۰ و ۱۰۰۰ می‌باشد. در شبکه سازمان یافته لایه‌های بکار رفته برای بررسی دقیق لایه مرزی روی ایرفویل، ضخامت لایه اول طوری تعیین شده است که بیشینه مقدار y^+ روی ایرفویل در محدوده یک قرار گیرد. در شبکه‌های بی‌سازمان مثلثی، در بخش بیرونی ایرفویل با استفاده از روش مثلث‌بندی دلانی^۱ شبکه بی‌سازمان تولید شده است. جهت اجتناب از تولید خطای ناشی از مرزهای دامنه، قطر دامنه محاسباتی در شبکه‌های O شکل، ۲۵ برابر طول وتر ایرفویل و طول شبکه C شکل در بخش دنباله در پشت ایرفویل، ۲۰ برابر وتر در نظر می‌باشد. همچنین، بررسی استقلال از شبکه در هر دو حالت ایرفویل ثابت و نوسانی صورت پذیرفته است. در حالت ایرفویل ثابت، ضرایب آیرودینامیکی در دو زاویه ۸ (عدم وجود جدایش) و ۱۴ (وجود جدایش جریان) درجه برای هر چهار شبکه بررسی شد. در حالت ایرفویل نوسانی نیز ضرایب آیرودینامیکی در یک سیکل نوسان برای حالت نزدیک به واماندگی استاتیکی (زاویه حمله اولیه ۵ با دامنه نوسان ۸ درجه) بررسی گردید و عدم وابستگی نتایج به شبکه محاسباتی مورد بررسی قرار گرفت. جدول ۲، ضرایب برآ برای شبکه‌های مذکور در حالت استاتیکی و شکل ۱، نمودار ضریب برآ بر حسب زمان را برای این شبکه‌ها در حالت نوسانی نشان می‌دهند. در شکل ۱، حرکت نوسانی ایرفویل نیز مشخص شده است. بررسی استقلال از شبکه بیانگر مناسب بودن شبکه با ۷۰۰۰۰ سلول می‌باشد که در شکل ۲ نشان داده شده است.

در بخش شبیه‌سازی حرکت پیچشی ایرفویل، ابتدا حرکت نوسان سینوسی ایرفویل تعیین می‌شود. سپس با استفاده از شبکه دینامیکی

فشار حول ایرفویل در زوایای مختلف و خطوط جریان در حرکت رو به بالا و رو به پایین ایرفویل بررسی خواهد شد. در انتهای هر دو بخش، مقایسه و اعتبارسنجی نتایج عددی با نتایج تجربی صورت می‌گیرد. با توجه به اندازه‌گیری ضرایب پسی فشاری در داده‌های تجربی، نتایج عددی برای ضریب پسا نیز تنها شامل بخش فشاری می‌باشند. در بخش بررسی توزیع ضرایب فشار حول ایرفویل، آنالیز خطا و بررسی عدم قطعیت در حالت تجربی با استفاده از بیشینه خطای موجود در بخش تجربی که ناشی از خطاهای کالیبراسیون، اندازه‌گیری و سنسورهای فشاری است صورت گرفته و مقدار بیشینه خطا که برابر با ۵٪ است بر روی تمامی داده‌های تجربی اعمال شده است.

۳-۲- شرایط مرزی و روند حل

در این تحقیق، جریان هوا بصورت تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته می‌شود. مقادیر پارامترهای مختلف مسئله با توجه به شرایط موجود در آزمایش‌های تجربی صورت گرفته تعیین می‌گردند. عدد رینولدز مسئله با توجه به پارامترهای فیزیکی آن در حدود ۴۰۰۰۰۰ می‌باشد که در محدوده اعداد رینولدز متوسط و متناسب با محدوده رینولدز برای توربین‌های بادی کوچک و متوسط قرار دارد. سرعت جریان آزاد برابر با ۳۰ متر بر ثانیه و میزان شدت آشفتگی در ورودی تونل باد در هنگام انجام آزمایش برابر با ۰٫۱٪ می‌باشد.

حرکت ایرفویل نیز بصورت یک حرکت نوسانی سینوسی نسبت به نقطه ربع وتر از لبه حمله تعریف می‌شود. حرکت نوسانی پیچشی اجباری برای پره‌های توربین باد به عنوان مودهای ارتعاشی آن در هنگام مواجهه با جریان هوای ورودی می‌باشد. در نتیجه بررسی حرکت پیچشی مقطع بحرانی پره توربین، امکان بررسی شرایط کلی توربین باد را در شرایط گوناگون ممکن می‌سازد. رابطه حرکت ایرفویل نوسانی با استفاده از زاویه حمله لحظه‌ای بصورت رابطه (۱) می‌باشد:

$$\alpha(t) = \alpha_0 + A \sin(\omega t) \quad (1)$$

که در آن α_0 زاویه حمله میانگین، A دامنه نوسان و ω فرکانس زاویه‌ای حرکت پیچشی ایرفویل می‌باشد.

در بحث آیرودینامیک ناپایا، فرکانس کاهش یافته مهم است در نتیجه در هر حالت، مقدار فرکانس کاهش یافته متناظر با فرکانس زاویه‌ای با استفاده از رابطه (۲) تعیین می‌شود. فرکانس کاهش یافته یک عدد بی‌بعد می‌باشد که تعیین‌کننده میزان ناپایایی مسئله است. مقدار صفر برای این عدد نشانگر آیرودینامیک پایا، مقادیر بین صفر تا ۰٫۰۵ نشانگر آیرودینامیک شبه پایا و مقادیر بالای ۰٫۰۵ بیانگر آیرودینامیک ناپایا است.

$$k = \frac{\omega \cdot C}{2U_\infty} \quad (2)$$

در رابطه (۲)، C برابر با طول وتر ایرفویل، ω فرکانس زاویه‌ای و U_∞ سرعت جریان آزاد می‌باشد.

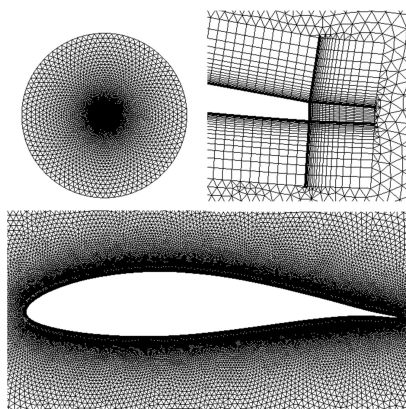
در این تحقیق، حرکت نوسانی پیچشی ایرفویل توربین باد در محدوده شبه پایا و با فرکانس کاهش یافته ۰٫۰۲۵ صورت پذیرفته است. حالات مختلف مورد بررسی در این تحقیق در جدول ۱ نشان داده شده است.

1 Delaunay Triangulation

۲-۳- روش حل

اگرچه شبیه‌سازی عددی مستقیم^۱ یا همان حل دقیق معادلات ناور-استوکس بهترین و مطمئن‌ترین راه برای روش‌های عددی می‌باشد اما با توجه به محدودیت در سیستم‌های پردازشی کنونی این امر محقق نمی‌شود. در نتیجه روش‌های دیگری مانند شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و معادلات ناور-استوکس میانگین‌گیری شده به روش رینولدز و یا روش‌های ترکیبی از این دو روش، راه‌های دیگری برای انجام شبیه‌سازی‌های عددی می‌باشند. بطور کلی روش‌های شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ و روش‌های ترکیبی با آن، نیازمند سیستم‌های پردازش موازی قوی می‌باشند تا زمان حل بسیار بالای شبیه‌سازی ایرفویل نوسانی کاهش یابد. اما استفاده از معادلات ناور-استوکس میانگین‌گیری شده به روش رینولدز و استفاده از مدل‌های آشفتگی سبب کاهش چشمگیر زمان شبیه‌سازی عددی می‌شود. اگرچه استفاده از این روش، دقت حل را پایین می‌آورد اما با توجه به گزارش‌هایی که ارائه شده‌اند [۲۸، ۲۷، ۱۱]، استفاده از این روش در حالت دو بعدی نیز می‌تواند دقت بالایی را در شبیه‌سازی ایرفویل نوسانی و بررسی پدیده واماندگی دینامیکی ارائه دهد. در نتیجه در این تحقیق نیز از معادلات میانگین‌گیری شده ناور-استوکس به روش رینولدز و مدل‌های آشفتگی استفاده می‌شود.

ابزار مکانیک سیالات محاسباتی بکار گرفته شده در این تحقیق بسته نرم‌افزاری OpenFOAM می‌باشد که در آن، معادلات ناور-استوکس با روش حجم محدود حل می‌شوند. در نتیجه در این مطالعه معادلات حاکم بصورت معادلات تراکم ناپذیر گذرا و به روش حجم محدود گسسته‌سازی و حل می‌شوند. گسسته‌سازی زمانی این معادله بصورت مرتبه دوم و ضمنی صورت می‌گیرد. برای کوپلینگ سرعت و فشار نیز از الگوریتم PIMPLE استفاده شده است که این الگوریتم بصورت ترکیب دو الگوریتم SIMPLE و PISO می‌باشد و این امکان را فراهم می‌کند که برای یک حلگر گذرا بتوانیم گام زمانی بزرگتری را انتخاب کنیم (نسبت به پیژو) [۲۵]. در این الگوریتم معادله مومنوم بصورت تکراری و با استفاده از چند تصحیح‌گر حل می‌شود.



شکل ۲- شبکه ۷۰۰۰۰ سلولی

فرنری، گره‌ها و سلول‌های شبکه محاسباتی در نواحی اطراف ایرفویل جابجا خواهند شد تا بدین ترتیب تغییر شکل دامنه حل با حرکت ایرفویل مطابقت داشته باشد. بدین منظور در این مطالعه از حلگر pimpleDyMFoam برای اعمال شبکه دینامیکی و حل جریان استفاده می‌شود. فرم انتگرالی معادله بقای خاصیت ϕ در هر حجم کنترلی در حال حرکت دلخواه بصورت رابطه (۳) می‌باشد.

$$\frac{d}{dt} \int_{V_c} \phi dV_c + \int_A dA (u - u_b) \phi = \int_{V_c} \nabla \cdot (\Gamma \nabla \phi) dV_c \quad (3)$$

که u بردار سرعت سیال، A بردار قائم برونسو، u_b بردار سرعت مرزی در وجه سلول و Γ ضریب نفوذ می‌باشد. سرعت مرزی محلی (u_b) از درونیایی سرعت نقاط (u_p) بدست می‌آید که این نقاط همان رئوس حجم محدود می‌باشند. در اینجا برای تعیین حرکت رئوس هر حجم کنترلی از عملگر لاپلاس با نفوذ γ استفاده می‌شود که بصورت رابطه (۴) نشان داده می‌شود:

$$\nabla \cdot (\gamma \nabla u_p) = 0 \quad (4)$$

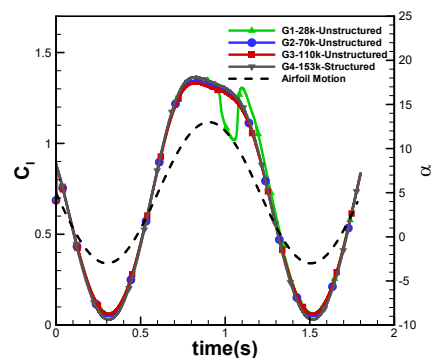
شرایط مرزی برای این رابطه حرکت تعیین شده مرزها مانند حرکت ایرفویل تعیین می‌شود. در نتیجه موقعیت جدید هر راس با استفاده از u_p بصورت زیر محاسبه می‌شود:

$$x^{n+1} = x^n + u_p \Delta t \quad (5)$$

تعیین نفوذ در تغییر شکل شبکه و کیفیت شبکه دینامیکی نقش بسزایی دارد. در این مطالعه جهت افزایش کیفیت شبکه، نفوذ بر پایه کیفیت و بصورت تابعی از اندازه کیفیت سلول تعیین می‌شود [۲۶].

جدول ۲- ضرایب برآ در حالت استاتیکی در دو زاویه حمله ۸ و ۱۴ درجه برای چهار شبکه محاسباتی مختلف

شبکه محاسباتی	تعداد سلول	نوع شبکه	ضریب برآ در زاویه حمله ۸ (درجه)	ضریب برآ در زاویه حمله ۱۴ (درجه)
شبکه ۱	۲۸۰۰۰	بی‌سازمان	۱,۱۲۳۱	۱,۲۹۱۹
شبکه ۲	۷۰۰۰۰	بی‌سازمان	۱,۱۳۸۸	۱,۳۱۲۹
شبکه ۳	۱۱۰۰۰۰	بی‌سازمان	۱,۱۳۹۳	۱,۳۱۸۸
شبکه ۴	۱۵۳۰۰۰	با سازمان	۱,۱۳۶۷	۱,۳۱۲۳



شکل ۱- استقلال از شبکه برای ایرفویل نوسانی در ناحیه نزدیک به واماندگی استاتیکی (خط چین: حرکت ایرفویل)

1 Direct Numerical Simulation (DNS)

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max\left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega}\right]} \quad (6)$$

که در آن

$$\alpha^* = \frac{0.024 + \frac{Re_t}{6}}{1 + \frac{Re_t}{6}} \quad (7)$$

و

$$Re_t = \frac{\rho k}{\mu \omega} \quad (8)$$

مدل $k-\omega$ SST با تصحیح رینولدز پایین، علیرغم موجود بودن در نرم‌افزار ANSYS Fluent، در نسخه‌های OpenFOAM وجود ندارد و در نتیجه مدل مذکور توسط نویسندگان حاضر به بسته نرم‌افزاری اضافه شده است.

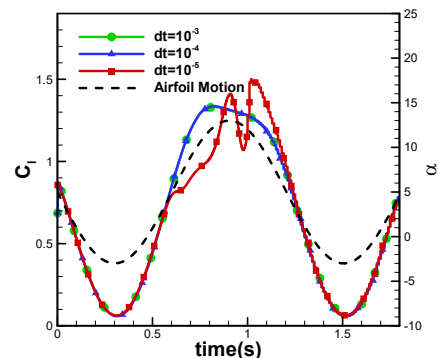
۳-۳-۳-۳-۳ اعتبارسنجی با شبیه‌سازی حرکت پیچشی ایرفویل NACA 0012

در این بخش جهت بررسی صحت استفاده از بسته نرم‌افزاری این-فوم، حرکت پیچشی سینوسی یک ایرفویل NACA 0012 در عدد رینولدز (نسبت به وتر ایرفویل) ۱۳۵۰۰۰ شبیه‌سازی شده است. برای اعتبارسنجی با داده‌های تجربی، از داده‌های مرجع [۱۵] استفاده شده است که شبیه‌سازی‌های عددی متعددی نیز نتایج خود را با آن صحنه-گذاری کرده‌اند [۱۷-۲۰]. برای اعتبارسنجی نتایج، علاوه بر داده‌های تجربی، نتایج عددی مرجع [۱۷] نیز استفاده شده است. در این شبیه-سازی، سرعت جریان برابر با ۱۴ متر بر ثانیه، طول وتر ۱۵ سانتی‌متر، زاویه حمله میانگین ۱۰ درجه، دامنه نوسان ۱۵ درجه و فرکانس کاهش‌یافته نوسان برابر با ۰/۱ می‌باشد.

در شکل ۴ دیده می‌شود که حرکت رو به بالای ایرفویل با مدل $k-\omega$ SST که دارای تصحیح‌کننده رینولدز پایین است دارای دقت بسیار بالاتری نسبت به نتایج عددی [۱۷] در محاسبه ضرایب برآ و پسا می‌باشد. بطوریکه شیب مقادیر ضرایب برآ و شیب منحنی در حرکت رو به بالای ایرفویل بطور کامل منطبق بر داده‌های تجربی است. بیشینه ضریب برآ و شروع وقوع کامل پدیده واماندگی دینامیکی در شبیه‌سازی حاضر در زاویه حدود ۲۲ درجه بدست می‌آید که پس از آن گردابه سطح بالایی ایرفویل جدا شده و مقدار ضریب برآ به شدت کاهش می‌یابد. زاویه واماندگی دینامیکی عددی مطابق با دیگر شبیه‌سازی‌های عددی [۱۷-۲۰]، در زاویه‌ای کمتر از زاویه واماندگی دینامیکی داده-های تجربی رخ می‌دهد. علت این اختلاف می‌تواند ناشی از تفاوت در شکل دقیق لبه فرار ایرفویل مدل شده و نیز استفاده از روش مدل‌سازی آشفتگی برای این مسئله باشد که در آن، فرآیند گذار در لایه مرزی و پرتاب شدن گردابه واماندگی دینامیکی بطور تقریبی شبیه‌سازی می‌شود. جدا شدن کامل گردابه واماندگی دینامیکی، یک پدیده سه بعدی است که اگرچه شبیه‌سازی‌های دوبعدی دقت مناسبی در مدل‌سازی آن دارند اما این امر نیز سبب ایجاد اختلاف میان داده‌های تجربی و نتایج عددی در پدیده واماندگی دینامیکی می‌شود. ناحیه مشخص شده با دایره در نمودار ضریب برآ بر حسب زاویه حمله، محل تقاطع ضریب برآ در حرکت رو به بالا و حرکت رو به پایین ایرفویل بلافاصله پس از واماندگی دینامیکی است که مطابق با آنچه در شبیه‌سازی عددی [۱۷]

در شبیه‌سازی‌های عددی حرکت نوسانی ایرفویل، با توجه به ماهیت ناپایای جریان، نیاز است تا گام زمانی طوری تعیین شود تا پدیده‌های ناپایای موجود در هر حالت تا حد امکان شبیه‌سازی شوند. معیارهای مختلفی مانند عدد استروهمال و دوره تناوب حرکت ایرفویل را می‌توان برای تخمین گام زمانی مناسب بکار برد. اما مانند بررسی استقلال نتایج از شبکه محاسباتی، استقلال از اندازه گام زمانی نیز در این مطالعه بررسی شده است. بدین منظور در بیشترین فرکانس حرکتی ایرفویل، مقادیر 10^{-3} ، 10^{-4} و 10^{-5} برای گام زمانی بررسی شدند که نتایج بیانگر عدم تغییر نتایج از گام زمانی 10^{-4} به 10^{-5} می‌باشد (شکل ۳). در نتیجه گام زمانی بزرگتر در تمامی شبیه‌سازی‌ها استفاده شده است.

مدل‌های آشفتگی اسپالارت-آلماراس^۱ یک معادله‌ای [۲۹] و مدل دو معادله‌ای تنش برشی $k-\omega$ که به مدل $k-\omega$ SST شهرت دارد [۳۰] دو مدل مناسب برای جریان‌های خارجی حول جسم و بخصوص جریان حول ایرفویل می‌باشند. طبق مطالعات صورت گرفته توسط نویسندگان حاضر و دیگر مطالعات عددی [۱۶]، مدل اسپالارت-آلماراس در نواحی دارای جدایش و تشکیل شدن گردابه‌ها نسبت به مدل $k-\omega$ SST دارای ضعف می‌باشد و نتایج با دقت کمتری را پیش‌بینی می‌کند. در نتیجه در این مطالعه برای در نظر گرفتن آشفتگی و حل مشکل بسته شدن معادلات میانگین‌گیری شده نوبر-استوکس به روش رینولدز از مدل دو معادله‌ای تنش برشی $k-\omega$ استفاده شده است. این مدل آشفتگی، مدلی متداول و کارآمد در شبیه‌سازی‌های جریان‌های خارجی و مدل‌سازی ساختارهای جریان در حرکت دینامیکی ایرفویل می‌باشند و در مطالعات زیادی در این حوزه استفاده شده است [۳۱، ۲۰، ۱۷، ۱۶، ۱۳]. مدل استاندارد $k-\omega$ SST، جریان را بصورت تمام آشفتگی مدل‌سازی می‌کند. حال آنکه در مدل آشفتگی $k-\omega$ SST بکار گرفته شده در این مطالعه، از یک تصحیح‌گر رینولدز پایین استفاده شده است که توسط آن لزجت آشفتگی با ضریب α^* مستهلک می‌شود. استفاده از این تصحیح‌گر سبب کمک به پیش‌بینی فرایند گذار از جریان لایه‌ای به آشفتگی می‌شود [۱۷]. لزجت آشفتگی در این مدل بصورت رابطه (۶) محاسبه می‌شود.



شکل ۳- استقلال از اندازه گام زمانی برای ایرفویل نوسانی در ناحیه نزدیک به واماندگی استاتیکی (خط چین: حرکت ایرفویل)

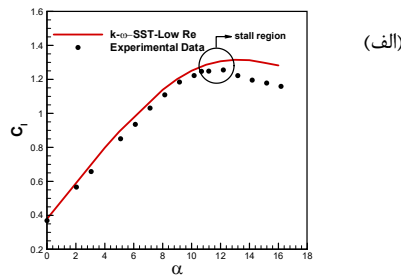
¹ Spalart-Allmaras

نیز مشاهده می‌شود ناشی از تشکیل گردابه ثانویه پس از جدا شدن گردابه واماندگی دینامیکی و سپس جدا شدن آن و کاهش مجدد ضریب برآ می‌باشد. ناحیه مستطیل شکل نیز در این نمودار، محل تبدیل شدن ضریب برآی پیش‌فاز به پس‌فاز در حرکت رو به پایین ایرفویل است که مطابق با نتایج تجربی و عددی، به درستی در زاویه‌ای در حدود صفر درجه رخ داده است. طبق بررسی‌های صورت‌گرفته توسط نویسندگان حاضر، استفاده از مدل آشفتگی $k-\omega SST$ استاندارد، این ناحیه را بدرستی مدل‌سازی نمی‌کند و در نتیجه، ضریب برآ در حرکت رو به پایین بطور کامل در حالت پیش‌فاز قرار دارد. استفاده از تصحیح‌گر رینولدز پایین باعث اعمال استهلاک در لجت آشفتگی شده و در ناحیه مستطیل شکل، سبب نزدیک شدن جریان روی ایرفویل به جریان لایه‌ای و افزایش ضریب برآ می‌شود.

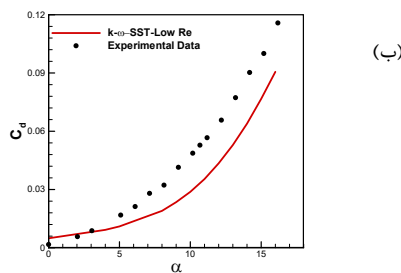
در نمودار ضریب پسا بر حسب زاویه حمله مشاهده می‌شود که نتایج عددی مرجع [۱۷] دارای نوسانات فراوانی است که دور از واقعیت بوده و به علت خطاهای موجود در شبیه‌سازی آن و ناپایدار شدن حل بوده است. نتایج عددی حاضر نشان می‌دهد محل تقاطع نمودارهای ضریب برآ در حرکت رو به بالا و حرکت رو به پایین ایرفویل (نواحی مشخص شده با دایره و مستطیل) با نتایج عددی [۱۷] مطابقت دارد اما نتایج عددی حاضر، انطباق بیشتری را با داده‌های تجربی در زوایای حمله کمتر از ۱۷ درجه و نیز بیشینه ضریب پسا نشان می‌دهند.

نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با مدل آشفتگی $k-\omega SST$ با تصحیح‌گر رینولدز پایین انجام پذیرفته است. نمودارهای موجود در شکل ۵، ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا را برحسب زاویه حمله نشان می‌دهد که با نتایج تجربی موجود مقایسه شده‌اند.

مشاهده می‌شود که مدل آشفتگی $k-\omega SST$ با تصحیح‌گر رینولدز پایین نتایج دقیقی را در پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی ارائه می‌دهد. دلیل این موضوع آن است که این مدل آشفتگی در مدل‌سازی پدیده جدایش و گردادیان‌های فشاری منفی دارای عملکرد مناسبی است و در نتیجه با افزایش زاویه حمله و ایجاد پدیده جدایش و تشکیل گردابه، پیش‌بینی دقیق‌تری از ضرایب آیرودینامیکی خواهد داشت. همچنین استفاده از تصحیح‌گر رینولدز پایین با مستهلاک کردن میزان آشفتگی بر روی دیواره سبب لایه‌ای شدن جریان بر روی بخشی از ایرفویل می‌شود. در شکل ۵-الف، مشخص است که مدل آشفتگی $k-\omega SST$ زاویه واماندگی استاتیکی را به درستی پیش‌بینی کرده است (زاویه ۱۳ درجه). در زوایای حمله پیش از پدیده واماندگی (ناحیه خطی)، ضرایب برآی حاصل از نتایج عددی و داده‌های تجربی بر یکدیگر منطبق هستند و در زوایای واماندگی و پس از آن، اختلاف ایجاد می‌شود. علت این اختلاف، استفاده از معادلات میانگین‌گیری شده به روش رینولدز و استفاده از مدل‌های آشفتگی می‌باشد که همیشه اختلافاتی را با واقعیت فیزیکی مسئله ایجاد می‌کنند.



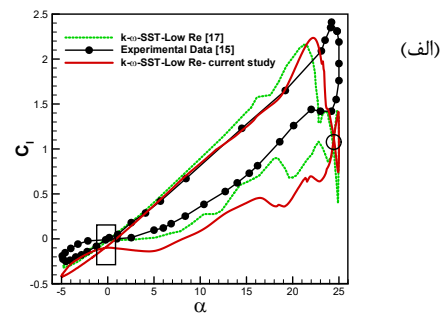
(الف)



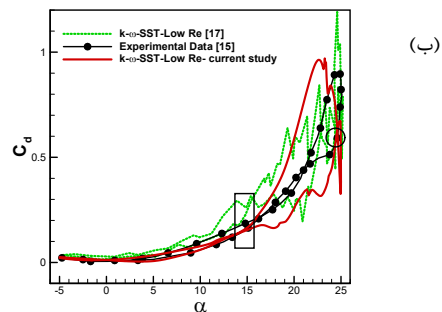
(ب)

شکل ۵- ضرایب آیرودینامیکی استاتیکی حاصل از نتایج عددی با مدل آشفتگی $k-\omega SST$ با تصحیح‌گر رینولدز پایین و داده‌های تجربی

در نمودار ضریب پسای فشاری (شکل ۵-ب) نیز مشاهده می‌شود که ضریب پسای عددی در زوایای کمتر از ۴ درجه اندکی بیشتر از مقادیر تجربی است که دلیل آن شبیه‌سازی با مدل‌های آشفتگی و فرض تمام آشفتگی بودن جریان است که سبب افزایش ضریب پسا می‌شود. با افزایش زاویه و تشکیل ادی‌ها در اطراف ایرفویل و گردابه سطح بالایی، ضعف مدل‌سازی دو بعدی جریان بیش از پیش مشخص شده و



(الف)



(ب)

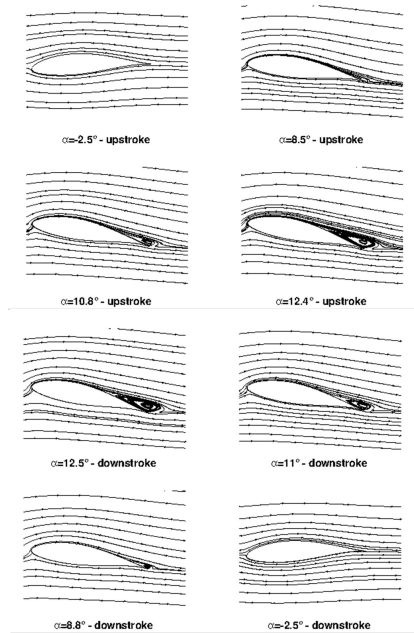
شکل ۴- ضرایب آیرودینامیکی حاصل از شبیه‌سازی عددی حاضر و نتایج متناظر در مراجع [۱۵] و [۱۷]

۴- نتایج و بحث

۴-۱- شبیه‌سازی ایرفویل NACA سری ۶- ایرفویل ثابت

در این بخش از تحقیق، ایرفویل بصورت ثابت در نظر گرفته می‌شود و ضرایب آیرودینامیکی در زوایای حمله مختلف محاسبه می‌شود.

سطح بالایی ایرفویل می‌باشد. بدین منظور در شکل ۷ خطوط جریان حول ایرفویل در حرکت رو به بالا و بازگشت از آن ترسیم شده است.



شکل ۷- خطوط جریان - مورد مطالعه اول -
 $\alpha_0 = 5, A = 8, k = 0.025$

در حرکت رو به بالا دیده می‌شود که در زاویه حدود ۸ درجه، یک گردابه در لبه فرار ایرفویل در حال تشکیل است که با افزایش زاویه حمله، بزرگتر می‌شود تا در نزدیکی ۱۳ درجه به بزرگترین حالت خود می‌رسد. سپس، حرکت رو به پایین شروع می‌شود و با کوچکتر شدن این گردابه، مقدار ضریب برآ نیز کاهش می‌یابد. با عبور از زاویه ۸ درجه در حرکت رو به پایین، ضریب برآ از حالت پیش‌فاز به حالت پس‌فاز تبدیل می‌شود.

شکل ۸ مطابق با حالت قبل به مقایسه ضرایب فشار حول ایرفویل در زوایای مختلف پرداخته است. در این حالت نیز، مقادیر ضریب فشار در سطح پایینی ایرفویل به درستی تخمین زده شده است. در زاویه ۱۲/۵ درجه در هر دو حرکت ایرفویل، در سطح بالایی مشخص است که طول ناحیه تخت که نشانگر جدایش و گردابه شکل گرفته است در حالت عددی بزرگتر از طول این ناحیه برای داده‌های تجربی است که نشان می‌دهد گردابه شکل گرفته در حالت عددی بزرگتر از گردابه واقعی شبیه‌سازی شده است که ضعف نسبی مدل‌سازی با روش نویر-استوکس میانگین‌گیری شده به روش رینولدز را نشان می‌دهد. همچنین در سطح بالا به علت وجود احتمالی زبری سطح در مدل واقعی و نیز نحوه و تعداد قرارگیری سنسورهای فشاری در آزمایش، دارای خطای جزئی هستیم.

۲-۲-۴- پس از واماندگی استاتیکی

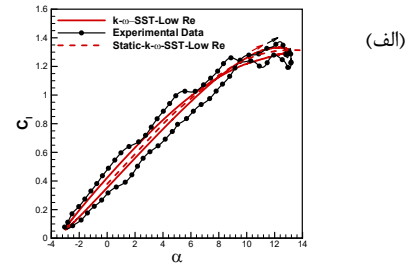
در این حالت، ایرفویل در زاویه میانگین ۱۰ درجه قرار گرفته است و با دامنه ۸ درجه دارای نوسان سینوسی است. در نتیجه با توجه به فرکانس کاهش یافته ۰/۰۲۵ انتظار تشکیل و جابجایی گردابه واماندگی دینامیکی از سطح بالایی ایرفویل وجود دارد.

مقدار پیش‌بینی شده توسط مدل‌سازی عددی با داده‌های تجربی دارای اختلاف خواهند بود. همچنین خطاهای موجود در آزمایشات تجربی و تجهیزات بکار رفته و اثرات دیواره که در نتایج تجربی وجود دارد نیز دیگر عوامل ایجاد اختلاف می‌باشد. اختلافات ذکر شده برای ضریب برآی عددی اعم از زاویه واندگی بالاتر، بیشتر بودن ضریب برآ پس از واماندگی و نیز کوچکتر بودن ضریب پسای عددی نسبت به ضریب پسای تجربی در دیگر مطالعات عددی نیز قابل مشاهده می‌باشند [۳۲،۱۱].

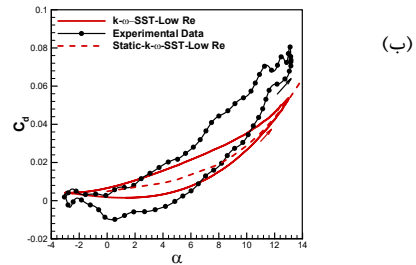
۲-۴- شبیه‌سازی ایرفویل NACA سری ۶- ایرفویل نوسانی

۱-۲-۴- نزدیک به واماندگی استاتیکی

در زاویه حمله میانگین ۵ درجه، با افزایش دامنه نوسان تا ۸ درجه، وارد ناحیه تشکیل گردابه و واماندگی استاتیکی می‌شویم. در این ناحیه اثرات لزجت تاثیرگذار خواهد بود و در نتیجه با عبور از واماندگی استاتیکی، وقوع پدیده واماندگی دینامیکی محتمل است. اما با توجه به اینکه در این حالت زاویه حمله تنها تا ۱۳ درجه بالا می‌رود در نتیجه انتظار تشکیل گردابه بزرگ و جدایش شدید را نخواهیم داشت. در نتیجه پدیده واماندگی دینامیکی تنها بصورت افزایش نسبی ضریب برآ (نسبت به حالت استاتیکی) قابل مشاهده خواهد بود. شکل ۶ نمودارهای هیسترسیس ضریب برآ و پسای فشاری را برای این حالت نشان می‌دهد. در این حالت نیز منحنی‌های ضرایب آیرودینامیکی در حالت استاتیکی از میان منحنی هیسترسیس آن می‌گذرد.



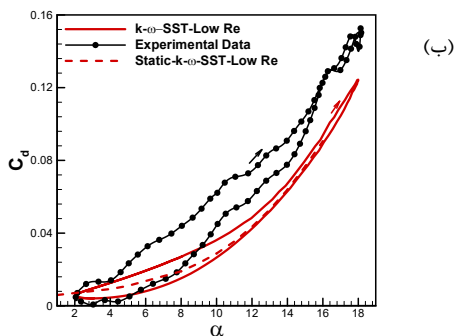
(الف)



(ب)

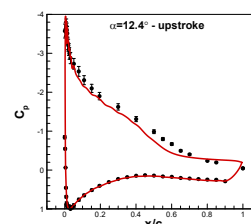
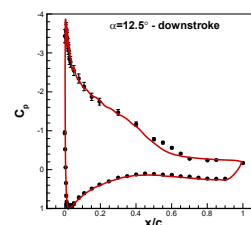
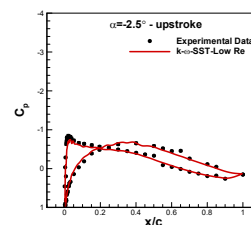
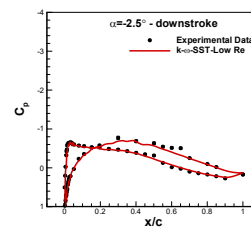
شکل ۶- ضرایب آیرودینامیکی - مورد مطالعه دوم -
 $\alpha_0 = 5, A = 8, k = 0.025$

با توجه به پایین بودن فرکانس کاهش یافته در این حالت، مانند حالت استاتیکی در زوایای بالای ۸ درجه شیب منحنی ضریب برآ از حالت خطی خارج می‌شود که نشان‌دهنده جدایش و تشکیل گردابه می‌باشد. همچنین در این منحنی دیده می‌شود که مطابق با داده‌های تجربی، در زاویه ۱۳ درجه با کاهش نسبی ضریب برآ روبرو هستیم که ناشی از جابجایی اندک و تغییر نسبی اندازه گردابه تشکیل شده در



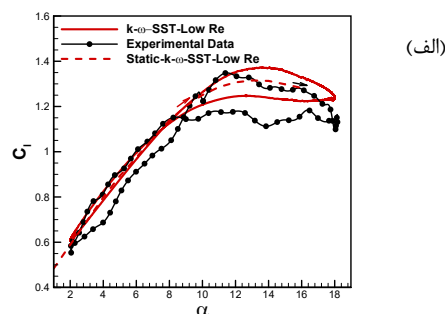
شکل ۹- ضرایب ایرودینامیکی - مورد مطالعه دوم -
 $\alpha_0 = 10, A = 8, k = 0.025$

با توجه به منحنی ضریب برآ مشخص است که با افزایش زاویه حمله در حرکت رو به بالای ایرفویل، یک گردابه بر روی ایرفویل تشکیل می‌شود که تا زاویه حدود ۱۳ درجه در حال بزرگ شدن است و پس از آن گردابه شکل گرفته جابجا شده و پدیده واماندگی دینامیکی رخ می‌دهد و با کاهش ضریب برآ مواجه هستیم. نوسان موجود در ابتدای حرکت رو به پایین می‌تواند ناشی از وجود گردابه ثانویه در پشت ایرفویل باشد. سپس در حرکت رو به پایین، جریان جدا شده از روی ایرفویل شروع به چسبیده شدن مجدد روی سطح می‌کند و ضریب برآ افزایش می‌یابد. پس از آن با کاهش زاویه حمله، ضریب برآ نیز کاهش می‌یابد و مطابق با حالت قبل، از حالت پیش‌فاز به حالت پس‌فاز تبدیل می‌شود. برای بررسی پدیده‌های مذکور، خطوط جریان در زوایای مشخص از حرکت ایرفویل در یک نوسان در شکل ۱۰ آورده شده است. در این حالت، گردابه بزرگتری نسبت به حالت نزدیک به واماندگی دینامیکی شکل می‌گیرد. همچنین قابل مشاهده است که یک گردابه ثانویه در پشت این گردابه تشکیل می‌شود که در خلاف جهت گردابه اصلی می‌چرخد و از قدرت آن می‌کاهد. وجود این گردابه ثانویه سبب جابجایی گردابه اصلی و تغییر در ضریب برآ می‌شود. با توجه به هندسه ایرفویل مورد بحث در این مطالعه و شعاع انحنا و ضخامت آن، گردابه واماندگی دینامیکی برخلاف ایرفویل‌هایی مانند NACA 0012 که در لبه حمله شکل می‌گیرند در لبه فرار ایرفویل تشکیل می‌شود. مطابق با نمودارهای شکل ۱۱، با افزایش زاویه حمله، سرعت جریان عبوری از سطح بالایی افزایش می‌یابد و در نتیجه قله مکش از لحاظ اندازه افزایش می‌یابد. بطور کیفی مشخص است که اختلاف در قله مکش و ناحیه جدایش در زوایای مشخص، سبب ایجاد اختلاف در مقدار ضریب برآ میان حرکت رو به بالا و رو به پایین ایرفویل در زوایای بالاتر از ۱۰ درجه می‌شود. افزایش مساحت منحنی ضریب فشار در ناحیه لبه فرار در زوایای بالا به علت تشکیل شدن گردابه واماندگی دینامیکی می‌باشد. علاوه بر دلایل ذکر شده برای اختلافات در بخش‌های قبل، باید اضافه کرد که در آزمایش‌های تجربی، مدل بکار رفته، در لبه حمله و لبه فرار با توجه به هندسه دارای محدودیت‌هایی در زمینه قرار دادن سنسورهای فشاری می‌باشد.



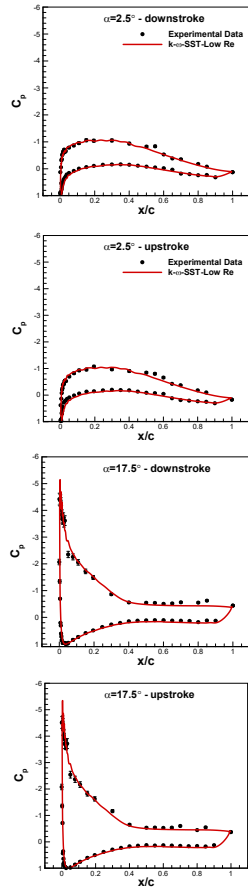
شکل ۸- ضرایب فشار نتایج عددی و داده‌های تجربی - مورد مطالعه اول -
 $\alpha_0 = 5, A = 8, k = 0.025$

در شکل ۹، منحنی‌های هیسترسیس ضرایب برآ و پسای فشاری عددی برای این حالت با داده‌های تجربی مقایسه شده است.



(الف)

ايرفويل و محاسبه ضرايب آيروديناميکي استفاده شده است.

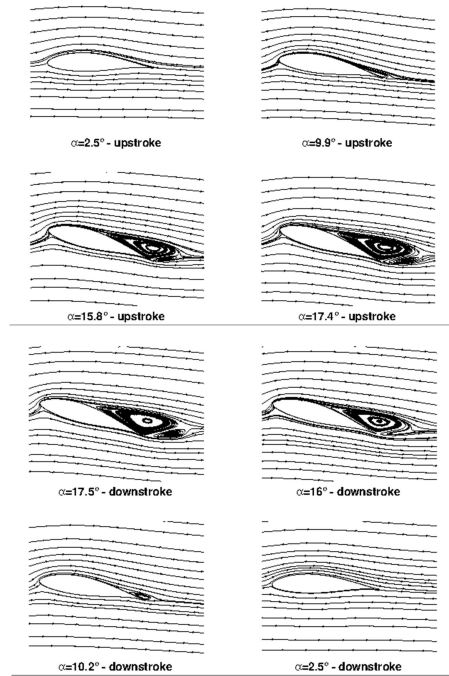


شکل ۱۱- ضرايب فشار نتايج عددي و داده‌هاي تجربي - مورد مطالعه دوم - $\alpha_0 = 10, A = 8, k = 0.025$

از نمودارهاي ضريب فشار مشخص است که داده برداري براي فشار در تمامی نقاط ايرفويل بخصوص در لبه حمله و لبه فرار با توجه به هندسه ممکن نیست و درنتيجه تعيين توزيع فشار در تمامی نقاط ايرفويل صورت نپذيرفته است. با توجه به اینکه ضرايب آيروديناميکي نیز از انتگرال گيري از منحنی ضريب فشار بدست می آيند، مقادير ضريب برآ و پسا نسبت به حالت واقعي دارای خطا خواهند بود. محاسبه ضرايب آيروديناميکي ايرفويل توسط بالانس نيرويي، دقت بالاتری را براي داده‌هاي تجربي فراهم می آورد.

در حالت ايرفويل نوسانی نیز، جريان ناپايا حول ايرفويل نوسانی در دو ناحیه نزدیک- و پس از واماندگی ديناميکي بررسی شد. در دو حالت نزدیک- و پس از واماندگی ديناميکي، جريان از سطح بالايی ايرفويل جدا می شود و با توجه به شعاع انحنای بالا و ضخامت ۱۵ درصدی ايرفويل بکار رفته، تشکیل گردابه در لبه فرار ايرفويل صورت می پذيرد. در تمامی حالات مورد بررسی، شکل کلی منحنی هيسترسيس براي ضريب برآ و پسای فشاری و نیز ضرايب فشار حول ايرفويل در دو حالت عددي و تجربي مشابه است.

در اين مطالعه نشان داده شد که عليرغم وجود گردايان‌هاي فشار معکوس، پديده جدایش و تشکیل گردابه در دو حالت نزدیک و پس از



شکل ۱۰- خطوط جريان - مورد مطالعه دوم - $\alpha_0 = 10, A = 8, k = 0.025$

درنتيجه در اين دو ناحیه از ايرفويل تعداد و فواصل سنسورهاي فشاری نصب شده دارای محدوديت می باشد و درنتيجه امکان ثبت توزيع فشار در تمامی نقاط اين دو محدوده وجود ندارد. اين امر می تواند سبب عدم ثبت کردن برخی پديده‌هاي فزيکی در دو ناحیه لبه حمله و لبه فرار ايرفويل شود. درنتيجه بخشی از اختلاف در شکل منحنی‌هاي ضريب فشار در لبه فرار ناشی از اين مسئله می باشد.

۱- نتيجه گيري

در اين پژوهش به بررسی رفتار آيروديناميکي یک ايرفويل NACA سری ۶ پرداخته شد که در مقطع بحرانی پره توربین باد ۶۶۰ کیلوواتی قرار دارد. با بررسی آيروديناميکي عددي اين ايرفويل در دو حالت ثابت و نوسانی نشان داده شد که بطور کلی استفاده از مدل آشفتگی با تصحيح گر رينولدز پايين دقت بالايی را در تخمين ضرايب آيروديناميکي در هر دو حالت ایستا و نوسانی رقم می زند.

در نتايج ايرفويل ثابت مشاهده گرديد که بطور کلی نتايج عددي، زاويه واماندگی را ديرتر از داده‌هاي تجربي پيش بينی می کنند. همچنين مقادير ضريب برآ نیز بیشتر از داده‌هاي تجربي است. براي ضريب پسا نیز در زواياي حمله پايين، نتايج دارای دقت بالايی هستند و با افزایش زاويه حمله، اختلاف میان داده‌هاي تجربي و نتايج عددي افزایش می يابد. استفاده از مدل‌هاي آشفتگی و حل جريان بصورت تمام-آشفته و دو بعدی سبب می شود تا پديده جدایش و تشکیل گردابه در سطح بالايی ايرفويل نسبت به واقعيته دارای تاخير و اندکی اختلاف باشد. علاوه بر خطاهای عددي، خطاهای موجود در آزمایش-هاي تجربي، اثرات ديواره نیز بر ایجاد اختلاف دخيل هستند. همچنين انجام آزمایش‌هاي تجربي بر روی اين ايرفويل چه در حالت استاتیک و چه دينامیک، از سنسورهاي فشاری براي تعيين توزيع فشار حول

aerodynamics of a low Reynolds number pitching airfoil, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 26, pp. 979-993, 2010.

- [13] Lu K., Xie Y. H. and Zhang D., Numerical study of large amplitude, nonsinusoidal motion and camber effects on pitching airfoil propulsion. *Journal of Fluids and Structures* 36, 184–194, 2013a.
- [14] Poirel D., Me'tivier V. and Dumas G., Computational aeroelastic simulations of self-sustained pitch oscillations of a NACA0012 at transitional Reynolds numbers. *Journal of Fluids and Structures* 27, 1262–1277, 2011.
- [15] Lee T. and Gerontakos P., Investigation of flow over an oscillating airfoil. *Journal of Fluid Mechanics* 512, 313–341, 2004.
- [16] Martinat G., Braza M., Hoarau Y. and Harran G., Turbulence modelling of the flow past a pitching NACA0012 airfoil at 10^5 and 10^6 Reynolds numbers, *J. Fluids Struct.* Vol. 24, pp. 1294–1303, 2008.
- [17] Wang S., Ingham D. B., Ma L., Pourkashanian M. and Tao Z., Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow around oscillating airfoils. *Comput Fluids* 39:1529–41, 2010.
- [18] Wang S., Ingham D. B., Ma L., Pourkashanian M. and Tao Z., Turbulence modeling of deep dynamic stall at relatively low Reynolds number. *J Fluids Struct*;33:191–209, 2012.
- [19] Lu K., Xie Y. H., Zhang D. and Lan J. B., Numerical investigations into the asymmetric effects on the aerodynamic response of a pitching airfoil. *Journal of Fluids and Structures* 39, 76–86, 2013.
- [20] Gharali K. and Johnson D. A., Dynamic stall simulation of a pitching airfoil under unsteady freestream velocity. *J Fluids Struct* ;42:228–44, 2013.
- [21] Yu G. H., Zhu X. C. and Du Z. H., Numerical simulation of a wind turbine airfoil: dynamic stall and comparison with experiments, *Journal of Power and Energy*, Vol. 224, No. 5, pp. 657-677, 2010.
- [22] Zhou Z., Li C., Nie J. B. and Chen Y., Effect of oscillation frequency on wind turbine airfoil dynamic stall, *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, Vol. 52, 2013.
- [23] Nagarajan S., Hahn S. and Lele S., Prediction of sound generated by a pitching airfoil: a comparison of RANS and LES. *Proceedings of AIAA/CEAS aeroacoustics conference*, Cambridge, Massachusetts, 2006.
- [24] Kim Y. and Xie Z. T., Modelling the effect of freestream turbulence on dynamic stall of wind turbine blades, *Computers and Fluids*, Vol. 129, pp. 53-66, 2016.
- [25] OpenFOAM. *User guide 2.3.1*. Technical Report. OpenFOAM®, 2014; <http://www.openfoam.com/documentat ion/user-guide/>.
- [26] Jasak H. and Tukovic Z., Automatic Mesh Motion for the Unstructured Finite Volume Method, *Transactions of FAMENA*, Vol. 30, pp. 1-20, 2006.
- [27] Dumlupinar E. and Murthy V. R., Investigation of dynamic stall of airfoils and wings by CFD, *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Honolulu, Hawaii, 2011.
- [28] Correa A. F. M., Sales T. P., Rade D. A. and Souza F. J., Study of the flow over an oscillating NACA0012 airfoil, *National congress of mechanical engineering (CONEM 2014)*, Uberlandia, Brazil, Aug 10–15, 2014.
- [29] Spalart P. R. and Allmaras S. R., A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, *Recherche Aerospaciale*, No. 1, pp. 5-21, 1994.
- [30] Menter F. R., Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
- [31] Karbasian H. R., Esfahani J. A. and Barati E., Effect of acceleration on dynamic stall of airfoil in unsteady operating conditions. *Wind Energy* 2014.
- [32] Lin M. and Sarlak H., A comparative study on the flow over an airfoil using transitional turbulence models, *AIP Conference Proceedings* 1738 (1), 030050, 2016

واماندگی دینامیکی بخصوص در حرکت رو به پایین ایرفویل، حل عددی دقیق با مدل آشفتگی $k - \omega SST$ با تصحیح گر رینولدز پایین توسط OpenFOAM می‌تواند دقت بالایی را در ثبت پدیده‌های فیزیکی موجود و در نتیجه در تخمین ضرایب آیرودینامیکی و ضرایب فشار در جریان ناپایای حول ایرفویل نوسانی فراهم آورد.

۵- نمادها

A	دامنه نوسان (°)
C	طول وتر (m)
k	فرکانس کاهش‌یافته
U	سرعت (ms^{-1})
V	حجم (m^3)
Γ	ضریب نفوذ
Ω	فرکانس زاویه‌ای (s^{-1})
\emptyset	خاصیت فیزیکی
α	زاویه حمله (°)
γ	نفوذ
N	شماره گام زمانی
B	مرزی
c	کنترلی
p	نقطه

۶- مراجع

- [1] Shipley D., Miller M. and., Robinson M., Dynamic Stall Occurrence on a Horizontal Axis Wind Turbine Blade, *Technical Report, NREL/TP-442-6912, National Renewable Energy Laboratory*, 1995.
- [2] Butterfield C. P., Aerodynamic pressure and flow visualisation measurement from a rotating wind turbine blade, *Proceedings of The 8th ASME Wind Energy Symposium*, Houston, Texas, 1989.
- [3] McAlister K. W., Carr L. W. and McCroskey W. J., Dynamic stall experiments on the NACA0012 airfoils, *Technical Report, NASA, paper 1100*, 1978.
- [4] McCroskey W. J., Carr L. W., McAlister K. W. and Pucci S. L., An experiment study of dynamic stall on advanced airfoil sections, *Technical Report, NASA TM-84245*, 1982.
- [5] McCroskey W. J., The Phenomenon of Dynamic Stall, *Technical Report, NASA TM-81264*, 1981.
- [6] McCroskey W. J., Unsteady Airfoils, *Annual Review of Fluid Mechanics* 14, pp. 285-311, 1981.
- [7] Carr L. W., Progress in Analysis and Prediction of Dynamic Stall, *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 9, pp. 6-17, 1988.
- [8] Piziali R. A. . 2-D and 3-D oscillating wing aerodynamics for a range of angles of attack including stall. *Technical Report TR 94-A001. NASA*; 1994 .
- [9] Ekaterinaris J. A. and Menter F. R., Computation of oscillating airfoil flows with one-and two-equation turbulence models. *AIAA J* 1994;32(12):2359–65 .
- [10] Barakos G. N. and Drikakis D., Unsteady separated flows over manoeuvring lifting surfaces, *Philosophical Transactions of The Royal Society*, Vol. 358, pp. 3279-3291, 2000.
- [11] Nandi T. N., Brasseur J., and Vijayakumar G., Prediction and Analysis of the Nonsteady Transitional Boundary Layer Dynamics for flow over an Oscillating Wind Turbine Airfoil using the γ -Re θ ransition Model, *34th Wind Energy Symposium*. San Diego, California, USA.
- [12] M. R. Amiralaei, H. Alighanbari, S. M. Hashemi, An investigation into the effects of unsteady parameters on the