



Effect of Split on Flow Separation Reduction of Wind Turbine Airfoil using DES Turbulence Model

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Moshfeghi M.¹ PhD,
Shams Sh.*¹ PhD,
Ramezani M.¹ MSc,
Hur N.² PhD

How to cite this article

Moshfeghi M, Shams Sh, Ramezani M, Hur N. Effect of Split on Flow Separation Reduction of Wind Turbine Airfoil using DES Turbulence Model. Modares Mechanical Engineering. 2020;20(2):381-390.

¹Aerospace Engineering Department, Faculty of New Sciences & Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

²Thermal, Fluids & Energy, Faculty of Mechanical Engineering, Sogang University, Seoul, Korea

*Correspondence

Address: Aerospace Engineering Department, Faculty of New Sciences & Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran. Postal Code: 1439957131

Phone: +98 (21) 88497315

Fax: +98 (21) 88497324

shahrokh.shams@ut.ac.ir

Article History

Received: July 5, 2018

Accepted: May 14, 2019

ePublished: February 01, 2020

ABSTRACT

A horizontal axis wind turbine power generation depends upon the aerodynamic performance of its blades. Flow separation is one of the phenomena that causes power loss and consequently decreasing the wind turbine output generation. Since usually the local angle of attack in the inner and middle parts of a blade is much greater than the local angle of attack in the separation onset, the blade section encounters a highly separated flow. Hence, flow control methods are applied in order to reduce or weaken the negative effects of the separation. This paper investigates the effects of the passive flow control method for a horizontal axis wind turbine using validated three-dimensional DES (detached eddy simulation) on an S809 split airfoil. The split in the airfoil thickness causes the flow from the high-pressure zone under the lower surface is injected into the separated area over the upper surface, transporting external energy to the separated zone, hence weakening the separated area. As the result show, the overall performance of this method depends on parameters such as split locations on the airfoil pressure and suction surfaces, the direction of the jet flow with respect to the freestream wind and also the thickness of the split. In this research, two different split locations and four thickness values of 0.5, 1, 2 and 4 percent of chord length are simulated at a range of AOA from 0 to 25 degrees. Noticeably, the results demonstrate that for an appropriate split exit location, the thickness value of 2 and 4 percent of the chord are generated more lift force. The average increase of lift coefficient for these split airfoils at a high angle of attack (17, 20, 22 and 25) are 68.5 and 55.8 percent respectively.

Keywords Passive flow Control; S809 Split Airfoil; Wind Turbine; Flow Separation

CITATION LINKS

[1] World energy outlook 2013 [2] Modeling of the UAE wind turbine for refinement of fast-AD [3] Numerical aeroelastic analysis of wind turbine NREL phase VI rotor [4] Lift enhancement of airfoil and tip flow control for wind turbine [5] Performance enhancement and load reduction of a 5 MW wind turbine blade [6] The role of free stream turbulence with large integral scale on the aerodynamic performance of an experimental low Reynolds number S809 wind turbine blade [7] Effects of near-wall grid spacing on SST-K- ω model using NREL phase VI horizontal axis wind turbine [8] A new method for horizontal axis wind turbine angle of attack determination [9] Flow control: Passive, active, and reactive flow management [10] Effects of SJA boundary conditions on predicting the aerodynamic behavior of NACA 0015 airfoil in separated condition [11] Numerical simulations of plasma based flow control applications [12] Unsteady separation control for wind turbine applications at full scale Reynolds number [13] A new class of synthetic jet actuators—part II: Application to flow separation control [14] Effects of synthetic jet actuator exit location on aerodynamics of S809 airfoil at high angle of attack [15] Application of a slotted airfoil for UH-60A helicopter performance [16] 2D numerical comparison of trailing edge flaps-UpWind WP1B3 [17] Multi-element airfoil configurations for wind turbines [18] Passive control via slotted blading in a compressor cascade at stall condition [19] Numerical investigation on the Coanda effect over the S809 airfoil with synthetic jet actuator at high angle of attack [20] Comparative study of DNS, LES and hybrid LES/RANS of turbulent boundary layer with heat transfer over 2d hill [21] Aerodynamic performance enhancement analysis of horizontal axis wind turbines using a passive flow control method via split blade [22] ANSYS meshing user's guide [23] Detached-eddy simulation of an airfoil at high angle of attack [24] STAR-CCM+ Ver 11.02.009 user guide/ theory manual [25] CFD investigation of effects of wind tunnel walls on flow properties over S809 airfoil [26] Numerical study on the effects of a synthetic jet actuator on S809 airfoil aerodynamics at different flow regimes and jet flow angles

تأثیر شیار بر کاهش جدایش جریان ایرفویل توربین بادی با استفاده از مدل توربولانسی DES

محمد مشفق PhD

گروه هوافضا، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

شاهرخ شمس PhD*

گروه هوافضا، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

مرتضی رضائی MSc

گروه هوافضا، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

نمکان هور PhD

گروه حرارت، سیالات و انرژی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سوگنگ، سنول، کره جنوبی

چکیده

توان تولیدی توربین بادی متاثر از عملکرد آیرودینامیکی پره توربین است و یکی از پدیده‌هایی که سبب افت نیرو برآ و به دنبال آن کاهش توان خروجی توربین بادی می‌شود جدایش جریان است. در توربین بادی محور افقی معمولاً قسمت‌های ریشه و میانی یک‌پره در زاویه حمله بالاتری قرار می‌گیرند و جدایش جریان بیشتری را تجربه می‌کنند. به همین دلیل از روش‌های کنترل جریان برای تضعیف ناحیه جدایش یا به تعویق انداختن آن استفاده می‌شود. این مقاله با شبیه‌سازی سه‌بعدی با مدل توربولانسی DES، اثرات آیرودینامیکی کنترل جریان از طریق ایجاد شکاف در ایرفویل S809 و میزان تأثیر این روش کنترل غیرفعال جریان را بررسی می‌کند. ایجاد شیار در ایرفویل سبب می‌شود تا جریان از ناحیه پرفشار در قسمت زیرین ایرفویل به سطح بالایی و محل جدایش جریان دمیده شود. انرژی توسط هوای با تکانه بالاتر به درون بخش جدایش‌یافته تزریق شده و بدین طریق جدایش تضعیف می‌شود. نتایج نشان می‌دهند که عملکرد کلی این روش به برخی از پارامترها از جمله محل مدخل ورودی و خروجی شیار روی سطح کم‌فشار و پرفشار، زاویه دمیده‌شدن جریان نسبت به جریان آزاد ورودی و ضخامت شیار ایجاد شده بستگی دارد. در این مقاله دو هندسه مختلف برای ایرفویل شکاف‌دار و برای هر یک چهار ضخامت شیار ۰/۵، ۱، ۲ و ۴٪ از طول وتر انتخاب شده و در زوایای حمله صفر تا ۲۵ مورد بررسی قرار گرفته است و مقادیر نیروی برآ و نیز کاهش بخش جدایش یافته مقایسه شده است. نتایج دو هندسه مختلف برای ایرفویل شکاف‌دار نشان می‌دهند که 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 می‌توانند نیروی برآ بیشتری تولید کنند. بررسی‌ها برای این دو شیار در قسمتی از زوایای حمله که جریان جدا یافته است (زاویه حمله‌های ۱۷، ۲۰، ۲۲ و ۲۵ درجه)، میانگین افزایش ضریب برآ ۶۸/۵ و ۵۵/۸٪ را نشان می‌دهد. **کلیدواژه‌ها:** کنترل غیرفعال جریان، ایرفویل شیاردار S809، توربین بادی، جدایش جریان

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۴/۱۴

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۲/۲۴

*نویسنده مسئول: shahrokh.shams@ut.ac.ir

۱- مقدمه

امروزه در جهان با توجه به مسائل انرژی‌های نو و صرفه‌های اقتصادی، تمایل برای استفاده از منابع تجدیدپذیر از جمله باد افزایش یافته است و استفاده از توربین‌های پر قدرت یکی از این راه‌ها است. یکی از رایج‌ترین نوع توربین‌های بادی، توربین بادی محور

افقی است^[1]. این نوع از توربین‌ها از جنبه‌های متعددی از جمله ویژگی‌های عمومی توربین باد^[2]، رفتار آیرولاستیک و ارتعاشاتی^[3]، بهینه‌سازی پره و ایرفویل^[4] و آنالیز بارگذاری^[5] مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. در میان پژوهش‌های صورت‌گرفته فاز ششم پژوهش آزمایشگاه ملی انرژی تجدیدپذیر (National Renewable Energy Laboratory; NREL) و ایرفویل به‌کارگرفته‌شده در آن (S809)، به‌صورت عددی و تجربی مورد مطالعه قرار گرفته است و نتایج آن در دسترس است^[6,7]. همان‌طور که واضح است، یکی از پارامترهای تأثیرگذار بر رفتار جریان عبوری از روی پره، مجموع زوایای پیچش هندسی و آیرودینامیکی پره است. این زاویه مجموع در واقع زاویه نسبی بین وتر محلی و باد ورودی است و مفهومی شبیه زاویه حمله در بال‌های ثابت را تداعی می‌کند. لذا افزایش این زاویه دارای محدودیت بوده و بالاتر بودن از یک مقدار مشخص، جدایش جریان را به‌همراه خواهد داشت. در توربین‌های بادی محور افقی، مقدار زاویه حمله محلی در بخش‌های درونی و میانی یک پره معمولاً مقدار بزرگی است که گاهی از زاویه واماندگی نیز بیشتر بوده و لذا باعث جدایش یا واماندگی شدید جریان در آن محل می‌شود^[8].

در حالت عمومی، پدیده جدایش را از طریق روش‌های فعال و غیرفعال می‌توان کنترل کرد که این کار باعث می‌شود جدایش به تعویق افتد و اثرات منفی آن کاهش پیدا کند^[9]. یکی از روش‌های کنترل فعال جریان که در صنعت هوافضا و توربین‌های بادی مؤثر است، دمیدن در جریان عبوری از سطح بالایی ایرفویل است. تحقیقات صورت‌گرفته در این حوزه شامل عملگر جت مصنوعی^[10] و نوسانات صفحات میکرو و دمش پلاسما^[11] بوده است که عملکرد آنها به‌صورت دوبعدی^[12] و سه‌بعدی مورد بررسی قرار گرفته است^[13]. ادامه پژوهش‌های انجام‌شده توسط مشفق و هور به بررسی محل مناسب جت مصنوعی منجر شد^[14]. در حالت کلی روش‌های کنترل فعال می‌توانند بهبود عملکرد ایرفویل را به‌همراه داشته باشد اما تا به امروز پیچیدگی ابزارها، هزینه‌های اجرا، تعمیرات و نگهداری مانعی برای به‌کارگیری آن بوده است.

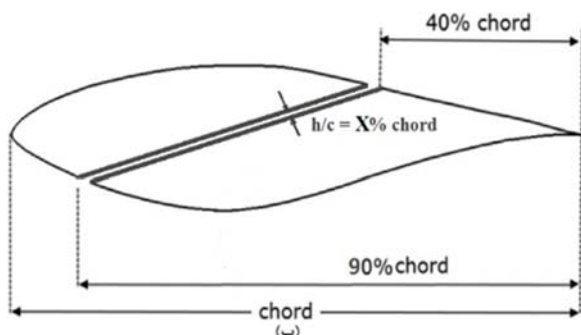
در طرف مقابل، روش‌های کنترل غیرفعال جریان مانند تولید گردابه، ایجاد سطوح ناهموار، وسایل لبه حمله، سطوح برجسته بال، ایجاد شیار و سطوح جاذب در مقایسه با روش‌های کنترل فعال جریان معمولاً بازدهی کمتری دارند اما اجرای آن آسان‌تر و هزینه کمتری دارد. البته این نکته را باید در نظر گرفت که در روش کنترل جریان غیرفعال امکان هیچ تغییری در طراحی شکل وجود ندارد و پیدا کردن بهینه‌ترین حالت عملکرد سیستم بسیار حائز اهمیت خواهد بود. به همین دلیل این بخش توسط محققان مختلف در بخش‌های روتور و پره‌های دورانی از نظر رفتار عمومی و خاص مورد بررسی قرار گرفته است.

یکی از روش‌های کنترل غیرفعال برای کاهش اثر جدایش، ایجاد شکاف در مقطع ایرفویل است که با عبور جریان از شکاف و دمیده‌شدن آن بر سطح بالایی ایرفویل، انرژی توسط هوای با تکانه

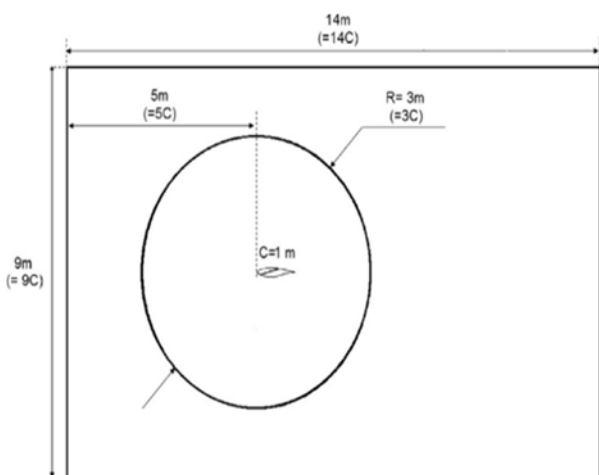
۲- ابعاد مدل، شبکه‌بندی

در تحقیق حاضر دو خانواده ایرفویل شکاف‌دار ۳۰۹۰ و ۴۰۹۰ به دلیل مؤثر بودن شکاف انتخاب شده‌اند (نمودار ۱). این ایرفویل‌ها با ضخامت‌های شیار ۰/۵، ۱، ۲ و ۴٪ (از طول وتر) مورد بررسی عددی قرار گرفته‌اند. در شکل ۱ می‌توان نمونه‌ای از ایرفویل شیاردار و قرارداد نام‌گذاری مربوط را مشاهده کرد. برای نام‌گذاری ابتدا فاصله محل خروجی تا لبه فرار و سپس فاصله محل مدخل ورودی تا لبه فرار برحسب درصد طول وتر ذکر شده و رقم بعدی بیانگر نسبت ضخامت شیار به طول وتر (h/c) برحسب درصد است. همچنین به‌منظور داشتن مدل هندسی معتبر، نحوه مدل‌سازی هندسی دامنه مورد بررسی در حل عددی مطابق با پژوهش‌های معتبر قبلی در نظر گرفته شده است که شامل دو زیر دامنه است که در شکل ۲ مشاهده می‌شود [21].

همچنین نمایی سه‌بعدی به‌همراه مولفه طولی از پره در شکل ۳ مشاهده می‌شود. علاوه بر شکل دامنه، کلیه پارامترهای مربوط به تراکم و استقلال شبکه‌بندی مطابق با پژوهش قبلی مذکور در نظر گرفته شده است. به همین منظور برای شبکه‌بندی از شبکه C-شکل المان‌های شش‌وجهی سازمان‌یافته استفاده شده و این کار در نرم‌افزار Ansys ICEM انجام شده است (شکل ۴).



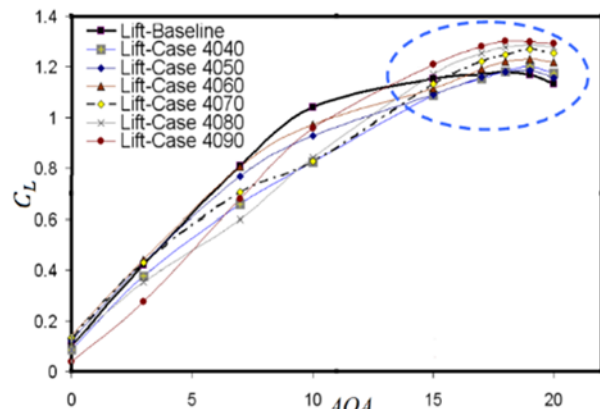
شکل ۱) هندسه ایرفویل و نحوه نام‌گذاری ایرفویل شکاف‌دار S809-4090-X



شکل ۲) شکل و ابعاد دامنه حل عددی زیردامنه‌های درونی (دایره) و بیرونی (مستطیلی) [21]

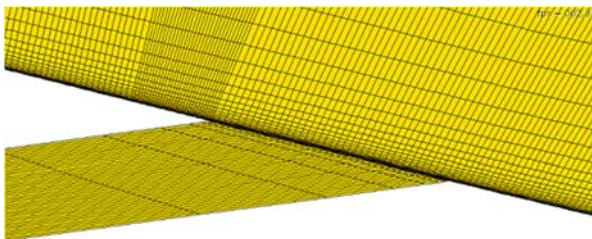
بالتر به درون بخش جدایش‌یافته تلفیق شده و بدین طریق جدایش ضعیف می‌شود. به‌عنوان مثال، لیم و پیو [15] با بررسی اثر شکاف روی پره بالگرد UH-60A افزایش ۲۵ درصدی عملکرد آیرودینامیکی را گزارش دادند. توماس و همکاران [16] به بررسی عملکرد سطح کنترل لبه حمله برای یک توربین ۵ مگاواتی در حالت دوبعدی پرداختند و افزایش ضریب برآ تا ۲۵٪ را گزارش کردند. راقب و سلینگ [17] عملکرد ایرفویل‌های چند تکه در بخش درونی پره توربین باد را بررسی کردند و بهترین عملکرد آیرودینامیکی را از میان ۷ پیکره مورد بررسی استخراج کردند. رمزی و عبدالرحمان [18] نیز اثر شکاف بر پره‌های کمپرسور بارگذاری شده را بررسی کرده و نشان دادند تا ۲۸٪ افزایش راندمان امکان‌پذیر خواهد بود و سه سال بعد مشفق و هور [19] به‌طور دقیق به بررسی اثر شیار در ایرفویل دوبعدی S809 و نیز پره‌های سه‌بعدی NREL Phase VI پرداختند و آن را در گستره‌ای از زاویه حمله بررسی کردند که نتیجه آن در نمودار ۱ آورده شده است. آنها نشان دادند که پدیده جدایش جریان وابسته به دو عامل هندسه شیار (محل قرارگیری مدخل ورودی و خروجی و ضخامت شیار) و همچنین شرایط عملیاتی (زاویه حمله و واکنش جریان عبوری از سطح ایرفویل به دمش جریان) بستگی دارد.

علی‌رغم تحقیقات ارزشمند قبلی، اکثر آنها در قالب مدل‌های دوبعدی و با مدل توربولانسی SST K- ω انجام شده‌اند که ذاتاً روشی بر مبنای میانگین زمانی آشفتگی (RANS) بوده و توانایی حل کردن دقیق پدیده آشفتگی و گردابه‌های ریز را ندارد [20]. لذا تحقیق حاضر بر مبنای حل سه‌بعدی گذرا و با مدل توربولانسی DES انجام شده است. این مقاله یکی از اولین بررسی‌های سه‌بعدی مدل توربولانسی DES برای یک ایرفویل شکاف‌دار است که مختص استفاده در توربین‌های بادی محور افقی است. در این تحقیق و در ادامه دسته‌بندی‌های صورت گرفته در گزارش ارائه شده پژوهش‌های [7, 21]، دو خانواده از ایرفویل‌های شیاردار که مدخل خروجی متفاوت و کارآمدی دارند، انتخاب شده و در زاویه حمله‌های صفر تا ۲۵ درجه به ازای تغییر ضخامت شیار ۰/۵، ۱، ۲ و ۴٪ از طول وتر مورد بحث و بررسی قرار گرفته است.



نمودار ۱) اثر ایجاد شکاف در ایرفویل S809 بر ضریب برآ در زوایای حمله مختلف که تأثیر مثبت آن مشخص شده است [7]

$$Quality = C \left\{ \frac{volume}{\sqrt{\sum(EdgeLength^2)^3}} \right\} \quad (1)$$

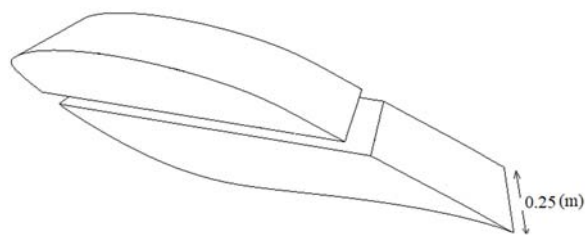


شکل ۵) چیدمان شبکه در سطح بالایی ایرفویل و نیز در نزدیکی خروجی شیار

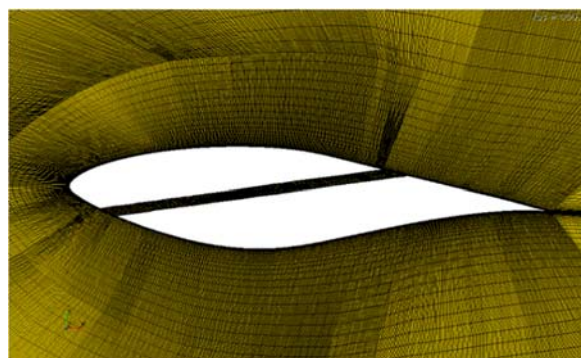
۳- فرضیات مورد استفاده در شبیه‌سازی عددی و شرایط مرزی
 حل عددی ایرفویل مدل‌سازی شده به صورت سه‌بعدی صورت گرفته است. مدل توربولانسی استفاده شده که وجه تمایز با تحقیقات پیشین است، مدل DES است که به عنوان یک مدل دقیق برای محاسبات مربوط به حل دقیق جدایش شناخته می‌شود [23]. شرایط ورودی جریان برای رینولدز 1000000 تنظیم شده است تا بتوان با نتایج آزمایشگاهی در شرایط مشابه مقایسه کرد. سرعت جریان ورودی $15/66 \text{ m/s}$ به صورت یکنواخت در فشار یک اتمسفر در نظر گرفته شده است. خروجی دامنه نیز دارای فشار ثابت 1 atm است. همچنین دو صفحه کناری به صورت شرایط مرزی متناوب (پریودیک) لحاظ شده‌اند تا بتوانند فرض بی‌نهایت بودن پهنای مدل سه‌بعدی در راستای عمود بر صفحه را اقتناع کنند. به علاوه سطح تماس دو زیردامنه داخلی و خارجی به صورت رابطه اینپلیس (In-place) تعریف شده است. هوا به صورت تراکم‌ناپذیر با چگالی ثابت $1/184 \text{ kg/m}^3$ و مقدار لزجت دینامیکی $1/185 \text{ Pa.s}$ لحاظ شده است. برای شبیه‌سازی‌های عددی، نرم‌افزار STAR-CCM+ به کار گرفته شده است [24] و از ۷۲ پردازنده اینتل ژئون E5620 چهار هسته‌ای ۲/۴ گیگاهرتز که در مرکز تحقیقات سی‌اف‌دی دانشگاه سوگنگ موجود است، کمک گرفته شده است.

۴- اعتبارسنجی مدل مورد استفاده

همان طور که ذکر شد کلیه پارامترهای تاثیرگذار و مهم مربوط به شبکه‌بندی برای حل DES در نزدیکی سطح پره از جمله مقدار ضخامت لایه اول (و به تبع آن مقدار y^+ که می‌بایست کمتر از ۱ باشد) و نیز تعداد نقاط در درون لایه مرزی (که می‌بایست حداقل ۱۵ باشد [25]) بر اساس مقادیر موجود در منبع [26] لحاظ شد و بر این اساس مجدداً شبیه‌سازی‌ها برای ایرفویل بدون شیار انجام شد. نتایج شبیه‌سازی DES فعلی (No Split) و پژوهش [26] (DES Simulation) تقریباً برابر با یکدیگر بوده و در کنار ضرایب برآ تجربی که حاصل از تست تونل باد در دانشگاه‌های ایالتی اوهایو و صنعتی دلف هستند قرار گرفته است. همان طور که در نمودار ۲ مشاهده می‌شود، نتایج از دقت نسبی به‌ویژه در دنبال کردن مسیر



شکل ۳) نمای سه‌بعدی از ایرفویل شکاف‌دار S809-3090-2 در زاویه حمله 14°



شکل ۴) شبکه‌بندی C-شکل در اطراف ایرفویل

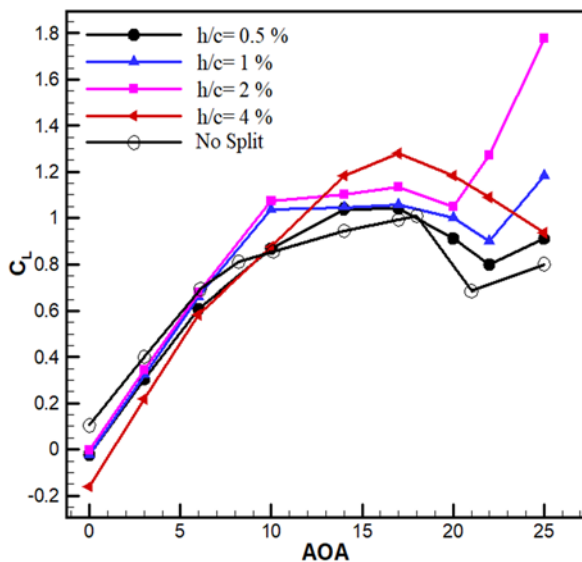
در واقع با استفاده از تقسیم دامنه به دو زیرفضای محیطی و محاطی، تعداد سلول‌های بیشتری با اندازه کوچک‌تر در درون زیرفضای داخلی و اطراف ایرفویل قرار داده شده است و زیرفضای بیرونی دارای تعداد کمتری سلول با ابعاد بزرگ‌تری است. بر این اساس برای حل زاویه حمله‌های مختلف نیاز به ایجاد هندسه جدید نبوده و تنها دامنه درونی دوران پیدا کرده است و لذا اثرات ناشی از تغییر شبکه روی نتایج کلاً حذف می‌شود.

تعداد ۳۳۰ گره در راستای وتر ایرفویل و ۵۰ گره در راستای پهنای ایرفویل قرار داده شده است. همچنین با توجه به تغییر ضخامت شیار در مدل‌های مختلف تعداد گره‌های داخل شیار به صورت متناسب با ضخامت شیار از ۲۰ تا ۱۰۰ تغییر کرده است. از آنجایی که جدایش در سطح بالای ایرفویل رخ می‌دهد در این صفحه تعداد ضریب رشد ابعاد شبکه از $1/4$ بالاتر نرفته است. با توجه به در نظر گرفتن شبکه ریز برای حل لایه مرزی مقدار ضخامت اولین سلول به گونه‌ای در نظر گرفته شده است تا بیشینه Y^+ یک شود. میزان پارامتر کیفیت شبکه که یک پارامتر چند منظوره برای بررسی کیفیت شبکه است و از رابطه ۱ به دست می‌آید [22]، برای تمامی المان‌ها بالاتر از $0/4$ بوده است و میزان پارامتر زاویه (زاویه بین هر وجه از یک المان سه‌بعدی که نشان‌دهنده میزان انحراف یک المان است) برای تمامی سلول‌ها از 18° بالاتر بوده است. همچنین شبکه در ناحیه‌ای که دمش جریان اتفاق می‌افتد به گونه‌ای است که بتواند رفتار جریان را به خوبی مدل کند. در نهایت تعداد سلول ۱ و $7/7$ میلیون به ترتیب برای زیرفضاهای بیرونی و درونی هندسه ایجاد شده است که این شبکه به صورت جزئی‌تر در شکل ۵ به تصویر کشیده شده است.

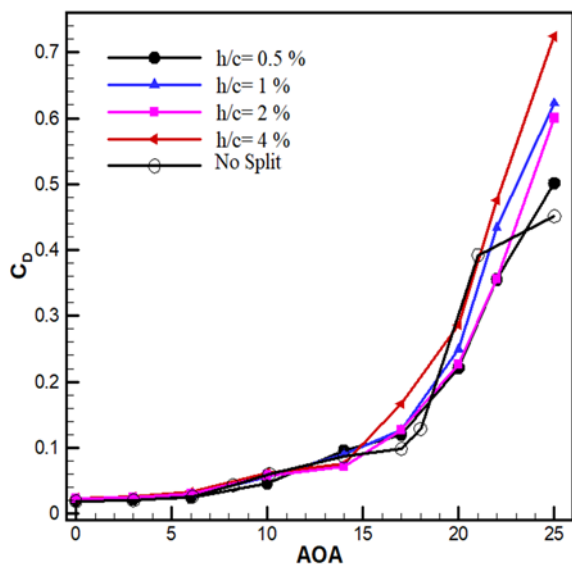
شکاف‌دار مورد بررسی قرار گرفته‌اند. لازم به یادآوری است که در هر دو خانواده، عامل تفاوت هندسی، محل خروج جریان است که با توجه به یکسان بودن محل مدخل ورودی، زاویه هوای دمیده‌شده نیز در آنها متفاوت خواهد بود.

۱-۵ نیروهای آیرودینامیکی

در نمودارهای ۴ و ۵ به ترتیب ضریب برآ و پسا برای ایرفویل‌های خانواده ۳۰۹۰ و در نمودارهای ۶ و ۷، این مقادیر برای ایرفویل‌های خانواده ۴۰۹۰ برحسب زاویه حمله رسم شده است. همچنین اطلاعات داخل این نمودارها به همراه درصد تغییرات هر یک از شیارها نسبت به ایرفویل بدون شکاف در جدول‌های ۱ و ۲ آورده شده است. با توجه به تغییر زاویه حمله و ضخامت شیارها در مجموع ۷۲ حالت شبیه‌سازی صورت گرفته است که نتایج آنها گزارش شده است.

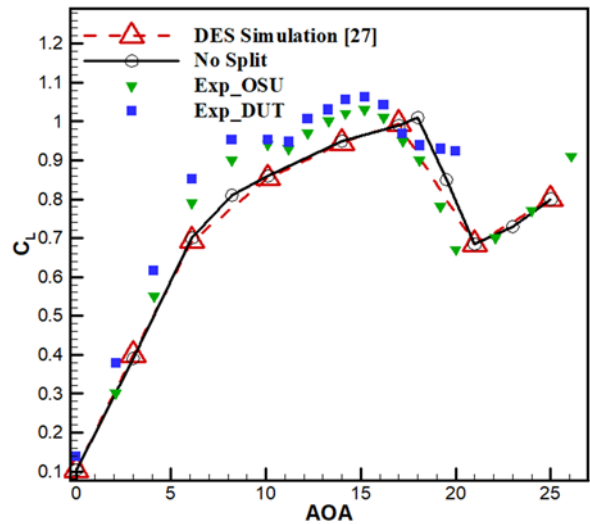


نمودار ۴) مقایسه ضرایب برآی ایرفویل خانواده S809-3090

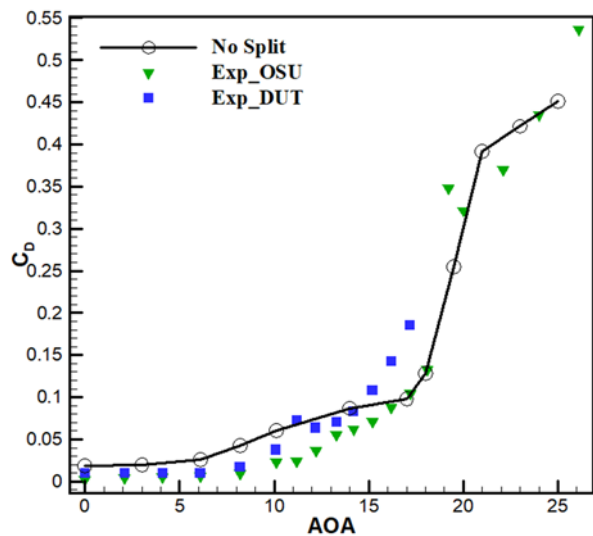


نمودار ۵) مقایسه ضرایب پسای ایرفویل خانواده S809-3090

تغییرات برخوردار است (که از مزایای مدل DES در مقایسه با مدل‌های RANS است). همچنین بر اساس شبیه‌سازی‌های پژوهش حاضر مقدار ضریب پسا برای ایرفویل کامل استخراج شده است و در کنار نتایج تجربی قرار گرفته است (نمودار ۳).



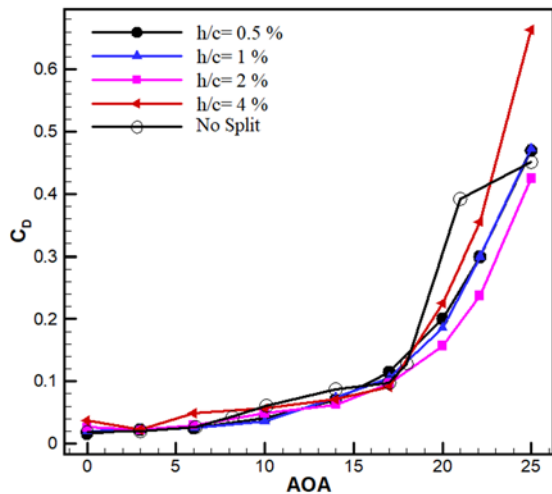
نمودار ۶) اعتبارسنجی مدل حل عددی، مقایسه ضریب برآ در حل عددی پژوهش [26]، پژوهش حاضر (No Split) و نتایج تجربی



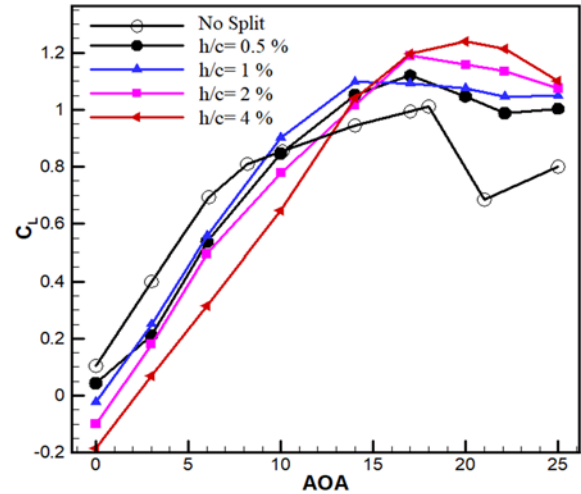
نمودار ۷) اعتبارسنجی مدل حل عددی، مقایسه ضریب پسا در حل عددی پژوهش حاضر (No Split) و نتایج تجربی

۵- نتایج

هدف اصلی این مقاله بررسی اثرات وجود شیار با ضخامت‌های متفاوت روی نیروهای آیرودینامیکی ایرفویل S809 است. با ایجاد شکاف همان‌طور که انتظار می‌رود نیروهای آیرودینامیکی برآ و پسا تغییر می‌کند که این تغییرات مترادف تغییر الگوی جریان بر ایرفویل و دیده شدن خطوط جریان متفاوت نسبت به ایرفویل بدون شکاف است. در این بخش دو خانواده ۳۰۹۰ و ۴۰۹۰ از ایرفویل‌های



نمودار ۷) مقایسه ضرایب پسای ایرفویل خانواده S809-4090



نمودار ۶) مقایسه ضرایب برآی ایرفویل خانواده S809-4090

جدول ۱) مقدار ضرایب برآ در ایرفویل‌های شیردار خانواده ۳۰۹۰ و درصد تغییرات هر یک از آنها نسبت به ایرفویل بدون شکاف

ضریب برآ									زاویه حمله (درجه)
خانواده ایرفویل ۳۰۹۰					ایرفویل بدون شکاف				
تغییر (%)	h/c = ۴%	تغییر (%)	h/c = ۲%	تغییر (%)	h/c = ۱%	تغییر (%)	h/c = ۰.۵%	تغییر (%)	
-۹۷/۴۸	-۰/۰۶۰	-۸۲/۷۷	-۰/۰۱۳	-۶۷/۴۶	-۰/۰۷۳	-۴۳/۱۵	-۰/۰۰۳	-۰/۱۰۴	۰
-۴۳/۰۵	۰/۲۲۰	-۳۷/۳۹	۰/۲۴۲	-۲۴/۴۷	۰/۲۹۲	-۱۶/۷۱	۰/۳۲۲	۰/۳۸۷	۳
-۱۶/۲۹	۰/۵۸۴	-۱۳/۳۰	۰/۶۰۵	-۸/۳۸	۰/۶۴۰	-۵/۵۱	۰/۶۶۰	۰/۶۹۸	۶
۱/۸۷	۰/۸۷۶	۲۰/۷۷	۱/۰۳۹	۲۰/۷۷	۱/۰۳۹	۰/۹۰	۰/۸۶۸	۰/۸۶۰	۱۰
۲۵/۳۵	۱/۱۸۵	۱۴/۲۸	۱/۰۸۰	۱۰/۷۸	۱/۰۴۷	۹/۹۰	۱/۰۳۹	۰/۹۴۵	۱۴
۳۰/۰۵	۱/۲۸۱	۱۱/۸۷	۱/۰۲	۷/۴۵	۱/۰۵۸	۵/۷۸	۱/۰۴۲	۰/۹۸۵	۱۷
۴۸/۰۷	۱/۱۸۵	۳۱/۲۰	۱/۰۵۰	۲۵/۳۱	۱/۰۰۲	۱۳/۹۵	۰/۹۱۲	۰/۸۰۰	۲۰
۵۳/۷۰	۱/۰۸۸	۷۹/۷۷	۱/۲۷۳	۲۷/۱۲	۰/۹۰۰	۱۲/۸۴	۰/۷۹۹	۰/۷۰۸	۲۲
۱۷/۰۸	۰/۹۳۷	۱۲۲/۱۱	۱/۷۷۷	۴۷/۹۷	۱/۱۸۴	۱۳/۸۸	۰/۹۱۱	۰/۸۰۰	۲۵

جدول ۲) مقدار ضرایب برآ در ایرفویل‌های شیردار خانواده ۴۰۹۰ و درصد تغییرات هر یک از آنها نسبت به ایرفویل بدون شکاف

ضریب برآ									زاویه حمله (درجه)
خانواده ایرفویل ۳۰۹۰					ایرفویل بدون شکاف				
تغییر (%)	h/c = ۴%	تغییر (%)	h/c = ۲%	تغییر (%)	h/c = ۱%	تغییر (%)	h/c = ۰.۵%	تغییر (%)	
-۹۶/۷۴	-۰/۱۸۵	-۷۶/۴۲	-۰/۱۰۰	-۵۲/۳۸	-۰/۰۲۳	-۳۸/۴۱	۰/۰۴۳	۰/۱۰۴	۰
-۷۸/۶۴	۰/۰۸۳	-۴۶/۶۱	۰/۲۰۷	-۳۰/۹۵	۰/۲۶۷	-۲۵/۲۶	۰/۲۸۹	۰/۳۸۷	۳
-۵۴/۷۷	۰/۳۱۶	-۲۸/۹۶	۰/۴۹۶	-۲۰/۲۷	۰/۵۵۶	-۲۳/۰۴	۰/۵۳۷	۰/۶۹۸	۶
-۲۴/۹۱	۰/۶۴۶	-۹/۵۱	۰/۷۷۸	۴/۹۱	-۰/۹۰۲	-۱/۵۰	۰/۸۴۷	۰/۸۶۰	۱۰
۱۰/۱۹	۱/۰۴۱	۷/۵۷	۱/۰۱۷	۱۶/۰۲	۱/۰۹۶	۱۱/۲۱	۱/۰۵۱	۰/۹۴۵	۱۴
۲۱/۴۷	۱/۱۹۶	۲۰/۷۷	۱/۱۹۰	۱۰/۹۲	۱/۰۹۳	۱۳/۶۶	۱/۱۲۰	۰/۹۸۵	۱۷
۵۴/۹۶	۱/۲۴۰	۴۴/۶۳	۱/۱۵۷	۳۴/۱۶	۱/۰۷۳	۳۰/۸۶	۱/۰۴۷	۰/۸۰۰	۲۰
۷۱/۲۱	۱/۲۱۲	۶۰/۲۳	۱/۱۳۴	۴۷/۸۶	۱/۰۴۷	۳۹/۶۵	۰/۹۸۹	۰/۷۰۸	۲۲
۳۷/۷۴	۱/۱۰۲	۳۴/۳۰	۱/۰۷۴	۳۱/۲۰	۱/۰۵۰	۲۵/۴۵	۱/۰۰۴	۰/۸۰۰	۲۵

در مقایسه با ایرفویل کامل، زودتر از سطح جدا می‌شود و در نتیجه سبب کاهش نیروی برآ می‌شود. اما برای زوایای حمله بالاتر یعنی ۱۰ تا ۱۷ درجه که جدایش جریان شروع و به مرور به لبه حمله نزدیک می‌شود، ایجاد شکاف تاثیر مثبت یا منفی خود را اعمال می‌کند. این تاثیر با توجه با ضخامت شیار و زاویه دمیده شدن جریان متفاوت است. با افزایش زاویه حمله به بیش از ۱۷ درجه، به صورت

با توجه به بررسی‌های صورت گرفته برای زوایای کوچک‌تر از ۱۰ درجه که پیش از شروع جدایش جریان است، رفتار ضریب برآ در ایرفویل‌های شیردار به صورت خطی است. در این بازه از زوایای حمله، جریان در ایرفویل کامل (بدون شیار) به سطح ایرفویل چسبیده است و ایجاد شیار در این بازه، رفتار جریان را اندکی نامنظم می‌کند و قدری جریان از سطح ایرفویل فاصله می‌گیرد. لذا جریان

تغییرات به صورت میانگین گزارش شده است. بر این اساس نتایج در جدول ۳ ارائه شده است.

جدول ۳) درصد افزایش ضریب برآ در بازه زاویه حمله قبل، حین و بعد از جدایش

ایرفویل	$\frac{h}{c}$ (%)	$0 \leq AOA \leq 10$	$10 \leq AOA \leq 17$	$17 \leq AOA \leq 25$
		\bar{C}_L (%)	\bar{C}_L (%)	\bar{C}_L (%)
۳۰۹۰	۰/۵	-۱۱/۸	۷/۲	۱۸/۵
	۱	-۱۳/۵	۱۰/۷	۳۴/۱
	۲	-۹/۸	۱۳/۱	۶۸/۵
	۴	-۲۶/۷	۱۷/۱	۴۶/۵
میانگین	-	-۱۵/۴	۱۲	۴۱/۹
۴۰۹۰	۰/۵	-۲۶/۵	۵/۹	۳۵/۴
	۱	-۲۲/۴	۸/۴	۳۹/۱
	۲	-۳۲/۸	۴/۷	۴۸/۹
	۴	-۵۸/۳	۱	۵۵/۸
میانگین	-	-۳۵	۵	۴۴/۸

در خانواده ایرفویل ۳۰۹۰ در زوایای حمله بالا (۱۷، ۲۰، ۲۲ و ۲۵ درجه) که جریان کاملاً جدا شده، شیارهای ۵/۰ و ۲٪ به صورت میانگین در بازه مذکور با افزایش ضریب برآ ۱۸/۵ و ۶۸/۵٪ به ترتیب کمترین و بیشترین تغییرات ضریب برآ را دارند. در خانواده ۴۰۹۰ نیز شیارهای ۵/۰ و ۴٪ با افزایش ضریب برای ۳۵/۴ و ۵۵/۸٪ به ترتیب کمترین و بیشترین تغییرات ضریب برآ را در زوایای حمله بالا دارند. توجه شود که این مقادیر ضریب برآ، در زاویه حمله‌های بالا که شامل ۱۷، ۲۰، ۲۲ و ۲۵ درجه است، به صورت میانگین این چهار زاویه حمله محاسبه و گزارش شده است تا از این طریق اهمیت نتایج به دست آمده در رفتارهای جریانی متفاوت، مشخص باشد.

بنابراین به طور میانگین افزایش ضریب برآ در چهار شیار مختلف در زاویه حمله‌های بزرگتر از ۱۷ درجه برای ایرفویل 3090-809 مقدار ۴۱/۹٪ و برای ایرفویل 4090-809 مقدار ۴۴/۸٪ است که در جدول ۳ جزئیات این اطلاعات مشاهده می‌شود. برای زاویه حمله‌های کوچک هم همان طور که مشاهده می‌شود تغییرات منفی بوده است. اما با توجه به اینکه بخش بزرگ و مهمی از پره توربین بادی زاویه حمله بالایی را تجربه می‌کند، می‌توان گفت که وجود شکاف در ایرفویل می‌تواند بالقوه باعث افزایش نیروی برآ شود و به ویژه قسمت ابتدایی را بهبود بخشد.

شایان توجه است که همان طور که در بالا اشاره شد، وجود شکاف در ایرفویل می‌تواند بر هر دو نیروی برآ و پسا اثر مناسب بگذارد. اما در حالت کلی ذکر این نکته ضروری است که برای توربین‌های بادی در مقایسه با هواپیما که به ازای افزایش نیروی پسا سوخت بیشتری مصرف می‌شود، در توربین بادی هزینه کمتری بابت افزایش نیروی پسا پرداخت می‌شود که آن هم مربوط به استحکام سازه توربین است. از این رو افزایش ضریب برآ اهمیت بیشتری دارد.

در نهایت برای این بخش در نمودار ۸ ضریب برآ ایرفویل‌های دارای بهینه‌ترین شیار (از نظر ضریب برآ) هر دو خانواده ۳۰۹۰ و ۴۰۹۰ کنار هم قرار داده شده است که به ترتیب دارای ضخامت شیار ۲ و ۴٪

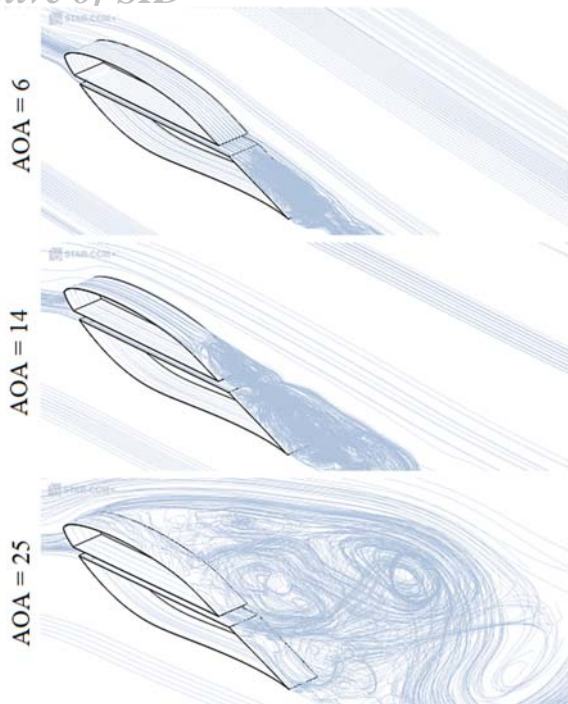
کلی می‌توان گفت شیار ایجاد شده تأثیر مثبتی داشته است و این موضوع از افزایش ضریب برآ مشخص است.

با توجه به نمودارهای ۴ و ۵، بیشترین مقدار ضریب برآ در ضخامت شیار ۲٪ در زاویه حمله ۲۵ درجه از خانواده ایرفویل ۳۰۹۰ است که افزایش ۲/۲ برابری را تجربه کرده است و در این زاویه حمله مقدار ضریب پسا برابر ۷۴/۰٪ است. همچنین با توجه به نمودارهای ۶ و ۷، در خانواده ایرفویل ۴۰۹۰ بیشترین ضریب برآ در ضخامت شیار ۴٪ در زاویه حمله ۲۰ درجه است که حدود ۵۰٪ افزایش ضریب برآ را تجربه می‌کند و مقدار ضریب پسا آن نیز در همین زاویه برابر ۲۲/۰٪ است. بنابراین با توجه به ضرایب برآ و پسا این دو شیار از دو خانواده مذکور، می‌توان نتیجه گرفت که می‌توانند عملکرد مناسبی نسبت به سایر شیارها داشته باشند.

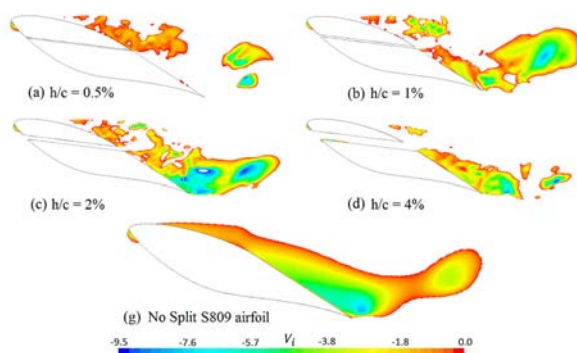
در ایرفویل خانواده‌های ۳۰۹۰ و ۴۰۹۰ با فرض زاویه حمله صفر درجه، زاویه بین جریان درون شیار با جریان باد (افق) به ترتیب برابر با ۱۰/۷ و ۱۴/۹ درجه است. طبیعتاً این زاویه با تغییر زاویه حمله تغییر می‌کند و در زوایای حمله حدود ۱۰ و ۱۴ درجه شیارها مسقیماً در مقابل جریان ورودی قرار می‌گیرد و بیشترین دبی جریان وجود خواهد داشت [7]. بنابراین با وجود جدایش جریان در زاویه حمله حدود ۱۴ درجه ضرایب برآ افت نمی‌کند. در ادامه با افزایش زاویه حمله تا ۲۰ درجه جدایش جریان سبب کاهش ضریب برآ می‌شود، اما در مقایسه با ایرفویل کامل، شیارها در هر دو خانواده مانع از افت شدید نیروی برآ می‌شود. شایان ذکر است همان طور که در نتایج تجربی و عددی مشاهده می‌شود در ایرفویل کامل با افزایش زاویه حمله از ۲۰ تا ۲۵ افزایش ضرایب برآ وجود دارد. به صورت مشابه در شیارهای با ضخامت ۵/۰٪ که دبی جریان کم و تأثیر ناچیزی بر رفتار جریان دارد، نیز همین رویه را می‌توان مشاهده نمود اما در دیگر شکاف‌ها رفتار جریان به طور کلی تغییر می‌کند.

در ایرفویل کامل مقدار ضریب پسا با افزایش زاویه حمله از حدود صفر تا ۵/۰٪ تغییر می‌کند. با اضافه شدن زاویه حمله شیب نمودار ضریب پسا تندتر می‌شود و در زاویه حمله ۲۵ درجه به بیشترین مقدار خود می‌رسد، ایرفویل‌های شکاف‌دار نیز همین رویه را پیش می‌روند. اما به طور کلی می‌توان گفت بیشترین مقدار ضریب پسا در هر دو خانواده از ایرفویل‌های بررسی شده برای ضخامت ۴٪ اتفاق می‌افتد. همچنین می‌توان گفت میانگین مقدار ضریب پسا ایرفویل‌های خانواده ۴۰۹۰ از خانواده ۳۰۹۰ کمتر بوده و این موضوع نشان‌دهنده اهمیت مکان خروج جریان دمیده شده از شیار است.

با توجه به نمودارهای ۴ و ۶، منحنی ایرفویل بدون شیار به عنوان مرجع مقایسه در نظر گرفته شده است. لذا به عنوان مثال منحنی $h/c = 0\%$ (سیمبول خط- دایره توپر) در زاویه کمتر از ۱۰ درجه، ضریب برآی کمتر و در زاویه بالای ۱۰ درجه ضریب برآی بیشتری را نشان می‌دهد. لذا منحنی مذکور به سه منطقه صفر تا ۱۰ درجه، ۱۰ تا ۱۷ درجه و ۱۷ تا ۲۵ درجه تقسیم شده است. در هر زاویه درصد تغییرات مقدار ضریب برآی منحنی ایرفویل شیاردار نسبت به ضریب برآی ایرفویل بدون شیار محاسبه و برای هر منطقه این درصد



شکل ۶ خطوط جریان سه بعدی از ایرفویل S809-3090-2 در سه زاویه حمله

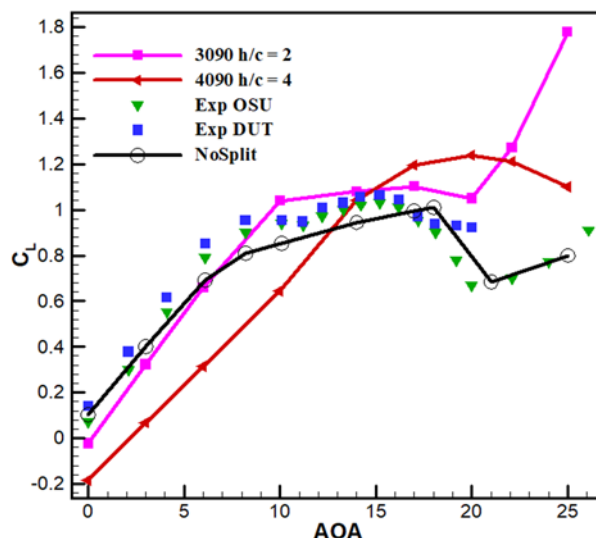


شکل ۷ کانتور سرعت مولفه u در زاویه حمله ۲۲ درجه و تاثیر شکاف روی جدایش جریان ایرفویل خانواده ۴۰۹۰

همچنین به عنوان مثال در شکل ۷، کانتور سرعت مولفه افقی در زاویه حمله ۲۲ درجه و تاثیر شکاف بر جدایش جریان ایرفویل خانواده ۴۰۹۰ نشان داده شده است. با توجه به این شکل و مقایسه دو شیار ۰/۵٪ و ۴٪ مشاهده می شود در ایرفویل دارای شیار ۰/۵٪، جدایش جریان تقریباً از یک سوم وتر نسبت به ابتدای لبه حمله شروع شده است. اما در ایرفویل شیاردار ۴٪ این رویه به طور کامل تغییر کرده و جدایش از بعد از شیار شروع شده است.

با توجه به مکانیزم اثر شکاف از طریق خرد کردن گردابه های بزرگ به تعدادی گردابه کوچک (از نظر سایز) و ضعیف تر (از نظر توزیع فشار)، دانستن مکان جدایش جریان می تواند در انتخاب مناسب شیار از خانواده های مختلف، کمک بسزایی کند. به همین منظور خطوط جریان و کانتور ضریب فشار ایرفویل خانواده ۳۰۹۰ در رژیم های مختلف جریان چسبیده به ایرفویل قبل از جدایش، جدا شده و وامانده (زوایای حمله کوچک، متوسط، بزرگ) در شکل ۸ نشان داده

هستند. همان طور که در نمودار پیدا است می توان نتیجه گرفت که ایرفویل S809-3090-2 نسبت به S809-4090-4 دارای رفتار بهتری در زوایای حمله بالا و نیز افت کمتری در زوایای حمله پایین است. به علاوه، این مقایسه می تواند این سؤال را ایجاد کند که آیا استفاده از دو شیار به صورت ترکیبی روی یک ایرفویل که محل ورودی مشترک و محل خروج مختلف داشته باشند، آیا می تواند منجر به افزایش بیشتر راندمان آیرودینامیکی شود؟ این موضوعی است که می تواند در تحقیقات آینده توسط پژوهشگران مورد بحث و بررسی قرار گیرد.



نمودار ۸) نمودار مقایسه ضرایب نیروی برآ برای ضخامت های بهینه شکاف در ایرفویل های خانواده های S809-3090 و S809-4090

۲-۵- بررسی اثر شکاف بر میدان جریان و خطوط جریان

همان طور که پیش تر اشاره شد شبیه سازی ها به صورت سه بعدی صورت گرفته است و به منظور درک بهتر اثر جریان خارج شده از شکاف بر پدیده جدایش شکل ۶ آورده شده است. در این شکل که پره در سه زاویه حمله قرار گرفته است، اثر دمیده شدن جریان در قبل، حین و بعد جدایش مشخص است. در ادامه به منظور شفاف کردن اثرات آیرودینامیکی وجود شکاف و نیز ضخامت آن، به عنوان نمونه و به دلیل تشابه مکانیزم کلی هر دو خانواده در تشکیل گردابه ها، میدان و خطوط جریان، ایرفویل های خانواده ۴۰۹۰ در زاویه حمله ۲۲ درجه به صورت دوبعدی مورد بررسی قرار گرفته اند و با ایرفویل کامل مقایسه شده اند. همان طور که در شکل ۷ مشاهده می شود، در ایرفویل کامل در این زاویه حمله جدایش جریان تقریباً از لبه حمله شروع شده است و یک ناحیه جریان بازگشتی با سرعت قابل ملاحظه در یک چهارم انتهای ایرفویل مشاهده می شود. اما با استفاده از ایرفویل شیاردار این رویه به طور کامل تغییر کرده، مقدار منطقه مورد اشاره کوچک تر شده و از سطح ایرفویل فاصله می گیرد. در حالت کلی تصاویر نشان می دهند که با افزایش ضخامت شیار وسعت و یکپارچگی ناحیه جریان برگشتی کاهش می یابد.

گزاره قطعی این است که وجود شکاف وقتی مؤثر است که انتهایی شکاف روی سطح بالایی در درون منطقه جدایش واقع باشد. بنابراین برای بررسی کاربرد ایرفویل شکافدار محققان با در نظر گرفتن ملزومات طراحی می‌توانند ایرفویل شکافدار را بر اساس سه پارامتر اشاره‌شده که تأثیر آنها در نمودارهای ضریب برآ و پسا مشاهده شد، انتخاب کنند.

در این تحقیق دو هندسه مختلف شکافدار از ایرفویل S809 با چهار ضخامت شکاف مختلف در زوایای حمله صفر تا ۲۵ شبیه‌سازی شده و ضرایب نیروهای برآ، پسا و نیز خطوط جریان و پدیده جدایش در آنها مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که در میان ایرفویل‌های بررسی‌شده دو ایرفویل S809-2 و S809-4 دارای ضرایب برآ بیشتری بوده است. برای این دو ایرفویل در زاویه حمله‌های بالا یعنی در جریان جدیافته از سطح، میانگین افزایش ضرایب برآ به ترتیب برابر ۶۸/۵ و ۵۵/۸ است که این مقدار برای یک روش کنترل غیرفعال بسیار مناسب است و می‌تواند توان توربین بادی را با صرف هزینه کمتری افزایش دهد. همچنین بررسی نتایج نیروی پسا نشان می‌دهد که خانواده ایرفویل ۳۰۹۰ نیروی پسای بیشتری نسبت به خانواده ایرفویل ۴۰۹۰ تولید کرده است. قابل ذکر است که اگرچه وجود شکاف در ایرفویل، هر دو نیروی برآ و پسا را افزایش می‌دهد، اما با توجه به اینکه مسئله مورد نظر قسمت میانی و ریشه پره توربین بادی است، افزایش نیروی برآ از اهمیت بیشتری برخوردار است.

تشکر و قدردانی: نهایت تقدیر و تشکر از مسئولین مرکز پژوهش مهندسی CFD دانشگاه سوگنگ می‌شود که با در اختیار قراردادن سرور، امکان پیاده‌سازی شبیه‌سازی‌های این پژوهش را میسر ساختند.

تأییدیه اخلاقی: موردی توسط نویسندگان گزارش نشد.

تعارض منافع: موردی توسط نویسندگان گزارش نشد.

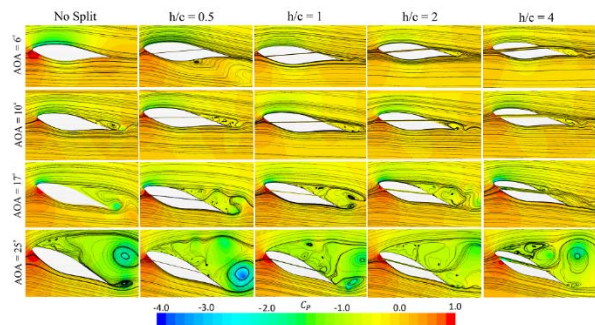
سهم نویسندگان: محمد مشفق (نویسنده اول)، روش‌شناس/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۲۵٪)؛ شاهرخ شمس (نویسنده دوم)، نگارنده مقدمه/روش‌شناس/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری (۲۵٪)؛ مرتضی رضانی (نویسنده سوم)، پژوهشگر اصلی/نگارنده بحث (۲۵٪)؛ نم‌کان هور (نویسنده چهارم)، پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری (۲۵٪)

منابع مالی: موردی توسط نویسندگان گزارش نشد.

منابع

- 1- International Energy Agency. World energy outlook 2013 [Report]. France: International Energy Agency; 2013 November.
- 2- Jonkman JM. Modeling of the UAE wind turbine for refinement of fast-AD [Report]. Golden, Colorado: National Renewable Energy Laboratory; 2003 December.
- 3- Bagheri E, Nejat A. Numerical aeroelastic analysis of

شده‌اند که امکان مقایسه‌ای دقیق و کامل از رفتار جریان را نشان می‌دهد.



شکل ۸) خطوط جریان و ضریب فشار برای خانواده ایرفویل شیاردار 3090 و ایرفویل کامل در زاویه حمله‌های متفاوت

در شکل ۸ همان طور که مشاهده می‌شود در زاویه حمله ۶ درجه جریان کامل به سطح ایرفویل چسبیده است. در این زاویه وجود جریان تزریق‌شده از طریق شیار باعث می‌شود هوای عبوری از روی سطح ایرفویل به سمت بالا منحرف شود و آیرودینامیک ایرفویل مختل شود. در این زاویه حمله که پیش از جدایش است به دلیل آنکه محل خروج شیار بر سطح بالایی قبل از محل جدایش قرار دارد افزایش ضخامت شیار که افزایش دبی جریان را به دنبال دارد، سبب می‌شود جریان از سطح ایرفویل فاصله بگیرد و به تبع آن ضریب برآ کاهش پیدا کند.

در زاویه حمله ۱۰ درجه محل جدایش جریان قدری جلوتر از محل خروج شکاف قرار گرفته است و این نقطه را می‌توان شروع عمکرد مثبت پدیده شکاف دانست؛ زیرا جریان دمیده‌شده به داخل جریان جدایش‌یافته تزریق می‌شود و به این ترتیب انرژی آن باعث خردکردن و تضعیف ناحیه جدایش می‌شود. به همین ترتیب در زاویه حمله ۱۷ درجه، محل جدایش جریان به سمت لبه حمله حرکت کرده و تقریباً در ۲/۰ طول وتر قرار گرفته است که بهترین دمش جریان را می‌توان در شیار ۴٪ مشاهده کرد؛ زیرا به‌طور کلی محل جدایش جریان را عقب‌تر برده است و همین موضوع سبب افزایش نیروی برآ شده است. در زاویه حمله ۲۵ درجه بزرگ‌ترین تغییر ایجاد گردابه‌های بزرگ در قسمت بالا و انتهایی ایرفویل است که رفتار جریان را به‌طور کلی تغییر داده است؛ در این میان رفتار گردابه‌ها در ضخامت شیار یک و ۲٪ به‌گونه‌ای است که افزایش چشمگیر نیروی برآ را به همراه دارد.

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله اثرات روش کنترل غیرفعال جریان بر ایرفویل توربین بادی به‌صورت حل عددی از طریق استفاده از مدل اغتشاشی DES مورد بررسی قرار گرفته و سه عامل محل قرارگیری شکاف، ضخامت شکاف و زاویه دمش بررسی شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که برخلاف ایرفویل‌های متداول بدون شکاف، مقدار ضرایب برآ و پسای ایرفویل شکافدار وابستگی مؤثر و ترکیبی به هر سه عامل بالا دارند. اما

- Technical Specialist Meeting; 2002, Journey 23-25, San Fransisco. Washington D.C. NASA.
- 16- Buhl T, Andersen PB, Barlas TK. 2D numerical comparison of trailing edge flaps-UpWind WP1B3 [Report]. Roskilde: Risø National Laboratory; 2007.
- 17- Ragheb A, Selig M. Multi-element airfoil configurations for wind turbines. Proceeding of the 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference; 2011 June 27-30; Honolulu.
- 18- Ramzi M, AbdErrahmane G. Passive control via slotted blading in a compressor cascade at stall condition. Journal of Applied Mechanics. 2013;6(4):571-580.
- 19- Moshfeghi M, Hur N. Numerical investigation on the Coanda effect over the S809 airfoil with synthetic jet actuator at high angle of attack. ASME 2014 4th Joint US-European Fluids Engineering Division Summer Meeting; 2014 August 3-7; Chicago, Illinois, USA. New York: ASME; 2014.
- 20- Hattori H, Umehara T, Nagano Y. Comparative study of DNS, LES and hybrid LES/RANS of turbulent boundary layer with heat transfer over 2d hill. Flow, Turbulence Combustion. 2013;90(3):491-510.
- 21- Moshfeghi M, Shams S, Hur N. Aerodynamic performance enhancement analysis of horizontal axis wind turbines using a passive flow control method via split blade. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 2017;167:148-159.
- 22- Vyas S. ANSYS meshing user's guide [Internet]. [cited 2019 May 8]. Available from: https://www.academia.edu/27974461/ANSYS_Meshing_Users_Guide
- 23- Shur M, Spalart PR, Strelets M, Travin A. Detached-eddy simulation of an airfoil at high angle of attack. Engineering Turbulence Modelling and Experiments 4. Proceedings of the 4th International Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements; 1999, May 24-26; Ajaccio, Corsica: 669-678
- 24- CD-Adabco. STAR-CCM+ Ver 11.02.009 user guide/theory manual [Internet]. 2014. [cited 2019 May 8]. Available from: Not Found
- 25- Moshfeghi M, Xie Y. CFD investigation of effects of wind tunnel walls on flow properties over S809 airfoil. AIP conference proceedings. 2013;1547(1):10.1063/1.4816926.
- 26- Moshfeghi M, Hur N. Numerical study on the effects of a synthetic jet actuator on S809 airfoil aerodynamics at different flow regimes and jet flow angles. Journal of Mechanical Science and Technology. 2017;31(3):1233-1240.
- wind turbine NREL phase VI rotor. Energy Equipment and Systems. 2015;3(1):45-56. [Persian]
- 4- Bai YL, Ma XY, Ming X. Lift enhancement of airfoil and tip flow control for wind turbine. Applied Mathematics and Mechanics. 2011;32(7):825-836.
- 5- Vesel RW, McNamara JJ. Performance enhancement and load reduction of a 5 MW wind turbine blade. Renewable Energy. 2014;66:391-401.
- 6- Maldonado V, Castillo L, Thormann A, Meneveau C. The role of free stream turbulence with large integral scale on the aerodynamic performance of an experimental low Reynolds number S809 wind turbine blade. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 2015;142:246-257.
- 7- Moshfeghi M, Song YJ, Xie YH. Effects of near-wall grid spacing on SST-K- ω model using NREL phase VI horizontal axis wind turbine. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 2012;107-108:94-105.
- 8- Moshfeghi M, Lu K, Xie YH. A new method for horizontal axis wind turbine angle of attack determination. Applied Mechanics and Materials. 2013;291-294:425-428.
- 9- Gad-el-Hak M. Flow control: Passive, active, and reactive flow management. Cambridge: Cambridge University Press; 2009.
- 10- Moshfeghi M, Hur N. Effects of SJA boundary conditions on predicting the aerodynamic behavior of NACA 0015 airfoil in separated condition. Journal of Mechanical Science and Technology. 2015;29(5):1829-1836.
- 11- Suzen Y, Huang G, Jacob J, Ashpis D. Numerical simulations of plasma based flow control applications. 35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit 6-9 June 2005, Toronto, Ontario, Canada. Reston: AIAA; 2012.
- 12- Cerretelli C, Gharaiab E, Toplack G, Gupta A, Wuerz W. Unsteady separation control for wind turbine applications at full scale Reynolds number. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5-8 January 2009, Orlando, Florida. Reston: AIAA; 2012.
- 13- Gilarranz JL, Traub LW, Rediniotis OK. A new class of synthetic jet actuators—part II: Application to flow separation control. Journal of Fluids Engineering. 2005;127(2):377-387.
- 14- Moshfeghi M, Hur N. Effects of synthetic jet actuator exit location on aerodynamics of S809 airfoil at high angle of attack. 2013;10:50-54.
- 15- Lim JW, Yeo H. Application of a slotted airfoil for UH-60A helicopter performance. American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation