

بررسی تجربی پروفیل‌های سرعت و اغتشاشات دنباله ایرفویل S823 در رینولدزها و زوایای حمله مختلف

دانشجوی دکتری، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار، ایران
دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار، ایران

فهیمة سلمانى
عبدالامير بك خوشنويس*

چکیده

در این تحقیق مدلی از مقاطع پره توربین باد با محور افقی از خانواده ایرفویل‌های موسسه انرژی‌های نو، شامل ایرفویل ریشه از نوع S823، در تونل باد مورد اندازه‌گیری قرار گرفته است. جهت اندازه‌گیری سرعت و شدت اغتشاشی از جریان سنج سیم داغ استفاده شده است. داده‌برداری‌ها در سرعت‌های ۵، ۷/۵ و ۱۲ متر بر ثانیه و زوایای حمله ۰، ۷، ۱۰، ۱۳ و ۱۵ درجه و در موقعیت‌های ۱، ۲، ۳، ۱/۲، ۱/۸، ۱/۱۰۰ انجام گرفته است. تأثیرات تغییرات زوایای حمله و اعداد رینولدز بر نواحی دارای نقص سرعت، جریان اضافی (سرعت بیشتر از جریان آزاد)، پروفیل سرعت و درصد شدت اغتشاشات دنباله بررسی شده است. نتایج حاکی از آنست که در فواصل نزدیک به لبه فرار ایرفویل ($\frac{x}{c} = \frac{1}{100}, \frac{1}{8}, \frac{1}{2}$) جریان دارای سرعت اضافی بوده و افزایش زاویه حمله موجب افزایش مقدار سرعت اضافی و افزایش عدد رینولدز موجب کاهش مقدار سرعت اضافی می‌شود و همچنین عدم تقارن پروفیل دنباله سرعت متوسط و افزایش ناگهانی منطقه ناحیه دنباله پروفیل سرعت متوسط در زوایای حمله بزرگتر از ۱۰ درجه، دلیلی بر توسعه گردابه‌ها در ناحیه دنباله ایرفویل می‌باشد. **واژه‌های کلیدی:** ایرفویل S823، شدت اغتشاش، زاویه حمله، عدد رینولدز، دنباله ایرفویل.

Experimental Investigation of the Velocity Profiles and Turbulence Intensity Wake of S823 Airfoil at Different Reynolds and Angles of Attack

F. Salmani
A. B. Khoshnevis

Mechanical Engineering Department, Hakim Sabzevari University, Sabzevari, Iran
Mechanical Engineering Department, Hakim Sabzevari University, Sabzevari, Iran

Abstract

In this study, the blade cross-section profile of horizontal wind turbine (NREL type) is investigated in the wind tunnel. In order to measure the velocity and turbulence intensity the hotwire anemometer is used. The tests are done in the wake of the S823 airfoil at velocities of 5, 7 and 12 m/s and at angles of attack of 0°, 7°, 10°, 13° and 15° and at stations of $\frac{x}{c} = \frac{1}{100}, \frac{1}{8}, \frac{1}{2}, 1, 2, 3$. The effects of variation of angles of attack and Reynolds numbers are investigated on velocity defect, additional flow, velocity distribution and turbulence intensity and the curves of effects of changing the downstream position on the velocity distribution are presented. The results show that the additional velocity in the near of the trailing edge of airfoil is great and increasing the angles of attack increase the additional velocity and increasing the Reynolds numbers decrease the additional velocity and also asymmetric wake of mean velocity profile and increasing region of the mean velocity profile at larger attack angle than 10° can as sign of vorticity developed at region of wake airfoil.

Keywords: S823 airfoil, Turbulence intensity, Angle of attack, Reynolds number, Wake of an airfoil.

۱- مقدمه

باد بالا است نصب شوند. ولیکن توربین‌های بادی کوچک در مناطقی که متوسط سرعت باد پایین است و یا مصرف انرژی بالاست نصب می‌شوند، در واقع طراحی پره‌های آنها برای اعداد رینولدز و سرعت پایین است [۱، ۴].

از سال ۱۹۷۵ در پی بحران‌های نفتی، پیشرفت‌های شگرفی در زمینه توربین‌های بادی در جهت تولید برق به عمل آمده است. در سال ۱۹۸۰ اولین توربین بادی متصل به شبکه سراسری برق نصب گردید. بعد از مدت کوتاهی اولین مزرعه برق بادی چند مگاواتی در امریکا نصب و به بهره‌برداری رسید [۵]. با استفاده از توربین‌های بادی کوچک می‌توان نیاز به توسعه شبکه برق را کمتر نمود و در هزینه نصب و راه‌اندازی شبکه سراسری برق صرفه‌جویی کرد [۵، ۱].

در سالهای اخیر با افزایش تقاضای انرژی، توجه به منابع انرژی‌های پایدار و تجدیدپذیر بیشتر شده است. هیچ منبع انرژی تجدیدپذیر به تنهایی نمی‌تواند بخش عمده تقاضای انرژی را تامین کند. منابع انرژی گوناگونی در طبیعت موجود است. یکی از این منابع دائمی، انرژی باد است، که معمولاً با توربین‌های بادی محور افقی انرژی آن استخراج می‌شود [۱، ۲]. تولید برق از توربین‌های بادی در چند دهه گذشته به سرعت افزایش یافته است [۳]. در سالهای اخیر ۱/۵ درصد از کل برق جهان از انرژی باد تامین می‌شود و پیش‌بینی می‌شود این میزان تا سال ۲۰۵۰ به ۱۸ درصد برسد [۳، ۱]. در مزارع و مناطق وسیع که سرعت باد بالاست، معمولاً از توربین‌های بادی بزرگ استفاده می‌شود. البته جهت دریافت انرژی بیشتر بهتر است در مناطقی که متوسط سرعت

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: khosh1966@yahoo.com

توربین‌های بادی به دلیل وجود لایه‌های پایین توربولانس اتمسفر و یا دنباله توربین‌های بادی مجاور، اغلب در توربولانس‌های بالا کار می‌کنند. در آئرو دینامیک مادن صوت مدرن، عملکرد ایرفویل‌هایی که در سرعت‌های جریان آزاد پایین عملیاتی هستند، بسیار مورد توجه می‌باشد که یکی از کاربردهای این ایرفویل‌ها در توربین‌های بادی می‌باشد و اکثر اطلاعات آئرو دینامیکی موجود در مورد ایرفویل‌های مورد استفاده برای کاربردهای هوانوردی، با سطح پایین توربولانس (بطور کل کمتر از ۱ درصد) و زوایای حمله پایین می‌باشند [۱]. دو عامل مهمی که در تولید برق توسط توربین‌های بادی کوچک نقش دارد، مشخصات پره و نحوه راه‌اندازی اولیه است [۶، ۷]. پره‌های روتور یکی از مهمترین بخش توربین‌های بادی هستند، شناخت هر چه بهتر خصوصیات پره‌ها به افزایش راندمان توربین‌های بادی کمک می‌کند [۱]. در واقع خصوصیات آئرو دینامیکی توربین‌های بادی وابسته به شکل هندسی پره و زوایای حمله می‌باشد، به گونه‌ای که تغییر کوچکی در شکل پروفیل پره و زوایای حمله می‌تواند تغییرات بزرگی در مقدار توان تولیدی و میزان اغتشاش ایجاد کند [۸].

بخش اعظم طراحی یک توربین باد از لحاظ مدت انجام و حجم محاسبات تنها صرف شناسایی نیروهای وارد بر پره از منابع گوناگون و طراحی سازه پره جهت تحمل این بارها در شرایط مختلف عملکردی توربین می‌گردد که با اندازه‌گیری ناحیه دنباله پشت ایرفویل می‌توان به بررسی کمی و کیفی جریان هوا در پشت مدل و مطالعه مشخصه‌های دنباله (پهنا و وسعت دنباله، نحوه تغییر ناحیه دنباله با زاویه حمله، عدد رینولدز و ...) پرداخت [۹]. مطالعات متعددی روی مشخصات دنباله ایرفویل‌های مختلف انجام گرفته است. سرجرج کلی^۱ اولین کسی بود که به ماهیت نیروهای آئرو دینامیکی اعمال شده به سطح بال‌ها و همچنین به اهمیت زاویه حمله بال‌ها پی‌برد [۱۰].

از آنجایی که روش‌های تئوری و محاسبات هنوز با طراحی عملی مهندسی فاصله دارند، آزمایش با دستگاه تونل باد اغلب تنها روشی است که برای تعیین درست پارامترهای جریان، از جمله شدت اغتشاش‌های مدل‌ها به کار می‌رود. در این بخش به مطالعات انجام شده در زمینه مشخصات آئرو دینامیکی پره‌های روتور توربین باد و ایرفویل‌ها پرداخته شده است، علاوه بر این تحقیقاتی که در زمینه ضریب پسا نیز انجام گرفته مورد نظر می‌باشد.

لی و همکارانش [۱۱] تاثیرات شدت اغتشاشات روی مشخصات آئرو دینامیکی ایرفویل NACA0012 را به صورت تجربی و عددی بررسی نمودند، آنها دریافتند شدت اغتشاشات بر روی لایه مرزی و جدایش تاثیر دارد، در واقع استال در رینولدزهای پایین اتفاق نمی‌افتد، مگر آنکه شدت اغتشاشات به اندازه کافی افزایش یابد.

ریجرت و همکاران [۱۲] مشخصات لایه مرزی توربولانسی و تاثیر آن بر شدت اغتشاشات دنباله یک ایرفویل نوع RAF6 را به صورت تجربی و عددی در زوایای حمله مختلف بررسی و زاویه جدایش جریان را پیش‌بینی کردند.

سلیگ و همکارانش [۱۳] نیروی پسای شش نوع ایرفویل را در اعداد رینولدز بالاتر از 10^5 از طریق اندازه‌گیری ممنتوم و با روش جونز در تونل باد اندازه‌گیری کردند.

صادقی و همکاران [۱۴] اثر دامنه و زاویه متوسط حمله بر دنباله یک ایرفویل نوسانی را توسط دستگاه جریان سنج سیم‌داغ در تونل باد مورد بررسی قرار دادند.

مطالعات انجام شده تاکنون به بررسی تاثیرات لایه مرزی توربولانسی بر سطح و دنباله مدل، اثر شدت آن بر جدایش و تاثیر پروفیل سرعت بر نیروی پسا در اعداد رینولدز بالا بوده است. از آنجاییکه شدت اغتشاشات یک فاکتور مهم در جریان‌های مغشوش است و بر میزان نیروی پسا نیز موثر می‌باشد. در نتیجه مطالعه جریانات دنباله به منظور کاهش دنباله و در نتیجه کاهش نیروی پسا در علم آئرو دینامیک از اهمیت خاصی برخوردار است. بنابراین لازم است تا حد امکان ضریب پسا کاهش یابد. در نتیجه در این تحقیق ایرفویلی از خانواده ایرفویل‌های موسسه انرژی های نو آمریکا^۲ شامل ایرفویل ریشه از نوع S823 که برای توربینهای بادی کوچک مناسبند، استفاده شده است [۱۵]. که با اندازه‌گیری ناحیه دنباله پشت مدل در ابتدا به بررسی کمی و کیفی جریان هوا در پشت مدل و مشخصات دنباله ناشی از ایرفویل، مطالعه پهنا و وسعت پروفیل سرعت و پروفیل اغتشاشات دنباله و همچنین نحوه تغییر پروفیل سرعت و پروفیل اغتشاشات دنباله با زاویه حمله و عدد رینولدز پرداخته شده است.

در این تحقیق برای اولین بار با استفاده از روش wake survey ضریب پسا در دنباله ایرفویل S823 در اعداد رینولدز پایین (کمتر از 10^5) و زوایای حمله مختلف محاسبه شده است. با توجه به پارامترهای این روش که در ادامه ارائه شده است، ارتباط بین ضریب پسا با شدت اغتشاشات و در نهایت مباحث طراحی پره قابل توجه می‌باشد. همچنین سعی شده که نواحی دارای نقصان سرعت و یا دارای جریان اضافی (سرعت بیشتر از جریان آزاد) و همچنین رفتار ایرفویل با تغییرات زاویه حمله در اعداد رینولدز مختلف مورد تجزیه، تحلیل و مقایسه قرار گیرد و یک مجموعه از داده‌های تجربی برای طراحی پره-های توربین بادی ارائه شود

۲- پارامترهای مورد بررسی

پارامترهای مورد بررسی در مقاله حاضر به شرح موارد زیر می‌باشد:

۱- شدت اغتشاش‌ها پارامتر مهمی است که کیفیت جریان سیال را مشخص می‌کند. شدت اغتشاش‌ها مانند رابطه (۱) بیان می‌شود:

$$Tu = \frac{\sqrt{w'^2}}{U_\infty} \quad (1)$$

۲- نقصان سرعت^۳ (W_0) که از تفریق سرعت جریان آزاد از حداقل سرعت در داخل دنباله بدست می‌آید که از رابطه‌ی (۲) به دست می‌آید:

$$W_0 = U_\infty - U_{min} \quad (2)$$

برای عمومیت بخشیدن به نتایج حاصل از آزمایش‌ها باید پارامترهای استفاده شده در آزمایش‌ها را بی‌بعد کرد. برای بی‌بعد کردن سرعت

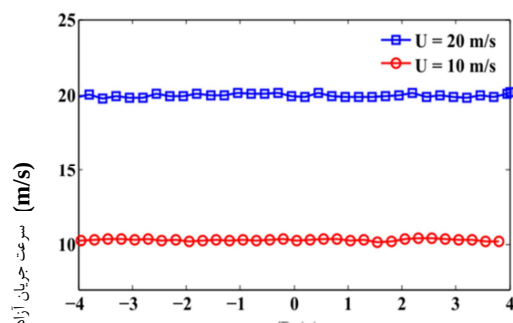
²National Renewable Energy Laboratory

³Velocity defect

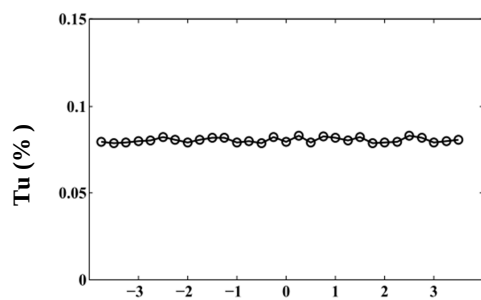
¹Sir George Cayley

جریان سنج به همراه پراب، دارای فرکانس قطع ۱۶ کیلوهرتز می‌باشد. داده‌های اندازه‌گیری شده توسط جریان‌سنج سیم داغ از طریق کارت $\frac{A}{D}$ (آنالوگ به دیجیتال) به رایانه ارسال و توسط نرم‌افزار Flow Ware تجزیه و تحلیل می‌شود. برای جابجایی پراب از مکانیزم انتقال دهنده سه بعدی استفاده شده است، که دقت این مکانیزم ۰/۱ میلی‌متر در سه جهت می‌باشد. حرکت این مکانیزم انتقال دهنده توسط رایانه و نرم‌افزار کنترل می‌شود. مدل مورد آزمایش ایرفویل S823 با ضخامت ۲۱٪ وتر ایرفویل و جنس ایرفویل مورد آزمایش از چوب بوده و برای ایجاد یک سطح صیقلی رنگ شده است.

آزمایشات در تونل باد به گونه‌ای انجام شده که پهنای ایرفویل با وتر ثابت ۱۰ سانتی‌متر و بدون پیچش، تمام عرض اتاقک آزمون را در برگیرد، بصورتی که دو سرپال به دیواره‌های کناری تونل باد متصل شود. این اقدام از این نظر لازم بود تا جریان دو بعدی بر روی ایرفویل برقرار شود. داده برداری‌ها در سه سرعت ۵، ۷/۵ و ۱۲ متر بر ثانیه به ترتیب مطابق با اعداد رینولدز ۳۰۳۰۳، ۴۵۴۵۴ و ۷۲۷۲۷ و در زوایای حمله ۰، ۷، ۱۰، ۱۳ و ۱۵ درجه انجام گرفته است. ایستگاههای داده-برداري در پایین دست لبه فرار ایرفویل و در فواصل بی‌بعد شده ۳ و ۲ و ۱، ۰/۵، ۰/۱۲۵، ۰/۱۰، ۰/۰۷ صورت گرفت، که X/C فاصله موقعیت داده‌برداري از لبه فرار ایرفویل و C طول وتر ایرفویل می‌باشد. شکلهای ۳ و ۴ بترتیب تغییرات سرعت‌های بی‌بعد شده و شدت اغتشاش‌های جریان هوا را در مرکز تونل باد یا محل قرارگیری ایرفویل را نشان می‌دهد. دقت دستگاه جریان سنج سیم داغ برای کمیت اغتشاشی ۰/۱ درصد می‌باشد. همانگونه که در شکل ۳ نشان داده شده است، تغییرات سرعت و شدت اغتشاشات در این منطقه ناچیز است.



شکل ۳- تغییرات سرعت متوسط جریان هوا در سرعت‌های ۱۰ و ۲۰ متر بر ثانیه



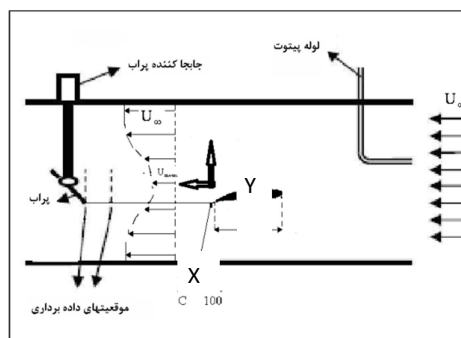
شکل ۴- نمودار شدت اغتشاشات در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه در اتاق آزمون

جریان هوا، با استفاده از سرعت جریان آزاد در اتاق آزمون تونل باد $(\frac{U}{U_{\infty}})$ بی‌بعد شده است.

۳- ضریب پسا، با استفاده از روش Wake Survey محاسبه شده است.

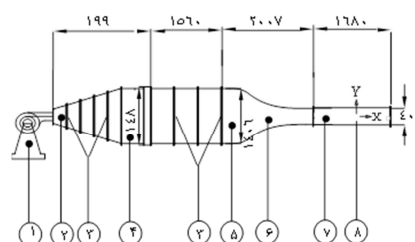
۳- تجهیزات آزمایشگاهی

دستگاه سرعت‌سنج سیم‌داغ یکی از ابزارهای اصلی اندازه‌گیری سرعت لحظه‌ای جریان سیال می‌باشد. با توجه به ویژگی‌های منحصر به فرد این دستگاه، اصلی‌ترین و عمده‌ترین کاربرد آن انجام آزمایش جریان‌های آشفته گاز و یا هوا می‌باشد. کلیه آزمایش‌ها در این تحقیق با استفاده از دستگاه جریان سنج سیم داغ در تونل باد دانشگاه حکیم سبزواری انجام گرفته است. شکل ۱ طرحواره‌ای از نحوه آزمایش در تونل باد را نشان می‌دهد.



شکل ۱- طرحواره‌ای از آزمایش در اتاقک آزمایش تونل باد

به منظور دستیابی به نتایج دقیق آزمایشگاهی ابتدا سیستم متعادل و شرایط جریان در تونل باد کالیبره شده است. تونل باد مورد استفاده در این آزمایش از نوع مدار باز و دمشی بوده که دارای اتاقک آزمایشی از جنس پلکسی گلاس با طول ۱۶۸ سانتی‌متر، عرض ۴۰ سانتی‌متر و ارتفاع ۴۰ سانتی‌متر می‌باشد و حداکثر اغتشاش‌های اسمی جریان آزاد برای این دستگاه کمتر از ۰/۱ درصد و حداکثر سرعت متوسط ۳۰ m/s است. نمای شماتیکی از محفظه آزمایش در شکل ۲ نمایش داده شده است.



شکل ۲- طرحواره‌ای از تونل باد (ابعاد به میلی‌متر) [۹]

(شامل: ۱- فن سانتریفیوژ ۲- دیفیوزر ۳- توری ۴- لانه زنبوری ۵- اتاق آرامش ۶- نازل ۷- اتاق آزمون ۸- مدل مورد استفاده)

به منظور اندازه‌گیری پروفیل سرعت جریان هوا و شدت اغتشاش‌ها در پایین دست ایرفویل، از دستگاه جریان سنج سیم داغ ساخت شرکت فراسنج صبا استفاده شده است. پراب مورد استفاده از نوع یک بعدی بوده و سنسور آن از جنس تنگستن با قطر ۵ میکرونی است. دستگاه

۴- اندازه‌گیری نیروی پسا با استفاده از روش اختلاف مومنتوم

یکی از روش‌های اندازه‌گیری نیروی پسا، استفاده از روش اختلاف مومنتوم است. در رابطه با روش اختلاف مومنتوم، تحقیقات متعددی انجام گرفته است. ون‌دام^۱ [۱۶]، با استفاده از معادلات پیوستگی و بقاء مومنتوم خطی برای حجم کنترلی که جسم را در برگرفته و با در نظر گرفتن مقدار تنش‌های رینولدز، ضریب نیروی پسا را مشخص نمود. گلدشتاین^۲ [۱۷]، فشار استاتیکی در ناحیه دنباله را مشخص کرد. برای استفاده از معادله ارائه شده توسط گلدشتاین نیاز به اندازه‌گیری سرعت جریان هوا در ناحیه دنباله و همچنین اغتشاش‌ها به صورت سه‌بعدی می‌باشد. با افزایش فاصله از مدل، شدت اغتشاش‌های جریان هوا کاهش یافته و اغتشاش‌ها را می‌توان همگن فرض نمود. در این حالت با استفاده از جریان‌سنج با پراب یک‌بعدی [۹]، می‌توان نیروی پسا را اندازه‌گیری کرد. ون‌دام [۱۶]، با اعمال معادلات پیوستگی و بقاء مومنتوم خطی به حجم کنترلی که جسم را در برگرفته و با در نظر گرفتن مقدار تنش‌های رینولدز ضریب نیروی پسا را مطابق معادله ۳ ارائه کرد:

$$C_d = \int \left(\frac{P_{s,e} - P_{s,w}}{q_\infty} \right) d\left(\frac{y}{L}\right) + 2 \int \bar{U} \left(1 - \frac{\bar{U}}{U_\infty} \right) d\left(\frac{y}{L}\right) - 2 \int \frac{\bar{U}^2}{U_\infty^2} d\left(\frac{y}{L}\right) \quad (3)$$

معادله (۳) به معادله ون‌دام مشهور است. این معادله را می‌توان در هر نقطه‌ای در پایین‌دست مدل که مقادیر جریان هوا را بتوان در آنجا به طور دقیق اندازه‌گیری نمود، کاربرد دارد. با توجه به معادله (۳)، می‌توان آن را به سه انتگرال تقسیم کرد که انتگرال اول آن، عبارت اختلاف فشار، انتگرال دوم عبارت اختلاف مومنتوم و انتگرال سوم عبارت تنش‌های رینولدز است. از آنجا که اندازه‌گیری دقیق فشار استاتیکی در ناحیه دنباله جسم دشوار است، گلدشتاین [۱۷]، فشار استاتیکی در ناحیه دنباله را مطابق معادله (۴)، به صورت شدت اغتشاش‌های سه‌بعدی در نظر گرفت و ضریب نیروی پسا را مطابق معادله (۵) ارائه کرد.

$$p_{s,e} = p_{s,w} + q' \quad , \quad q' = \frac{1}{2} \rho (\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}) \quad (4)$$

$$C_d = 2 \int \frac{U}{U_\infty} \left(1 - \frac{U}{U_\infty} \right) d\left(\frac{y}{L}\right) + \int \left(\frac{\overline{v'^2} + \overline{w'^2} - \overline{u'^2}}{U_\infty^2} \right) d\left(\frac{y}{L}\right) \quad (5)$$

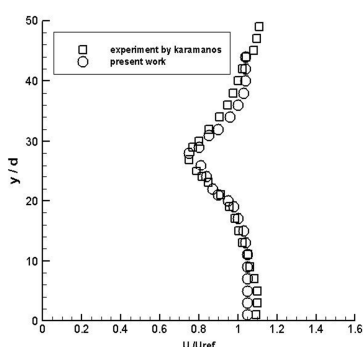
$\mathbf{v}'$ و $\mathbf{w}'$ نوسانات عرضی سرعت جریان هوا می‌باشند. معادله ۵ به معادله اصلاح شده ون‌دام مشهور است. با فرض شدت اغتشاش‌های همگن و یا به عبارت دیگر $\mathbf{u}' = \mathbf{v}' = \mathbf{w}'$ ، معادله (۵) ساده شده و به صورت معادله (۶) بیان می‌شود:

$$C_d = 2 \int \frac{U}{U_\infty} \left(1 - \frac{U}{U_\infty} \right) d\left(\frac{y}{L}\right) + \int \frac{\overline{u'^2}}{U_\infty^2} d\left(\frac{y}{L}\right) \quad (6)$$

در این حالت می‌توان با استفاده از جریان‌سنج سیم داغ با پراب یک‌بعدی و فقط با اندازه‌گیری شدت اغتشاش‌ها در جهت جریان، ضریب نیروی پسا را به دست آورد.

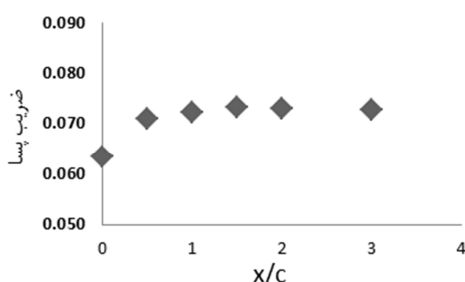
۵- اعتبارسنجی

اعتبارسنجی نتایج در طرح حاضر در دو مرحله ابتدا برای سیلندر صاف و سپس برای ایرفویل S823 بررسی شده است: الف- نتایج بدست آمده از دنباله سیلندر صاف با کار انجام شده توسط ما و همکاران [۱۸] مقایسه شده است که از تناسب خوبی برخوردار است. شرایط جریان در هر دو مورد تراکم ناپذیر و با عدد رینولدز پایین می‌باشد. در شکل ۵ پروفیل سرعت متوسط بدست آمده از کار حاضر و نتایج مرجع [۱۸] در سال ۲۰۰۰ مقایسه شده‌اند، که انطباق مناسبی حاصل شده است.



شکل ۵- اعتبارسنجی داده‌های بدست آمده از این تحقیق (برای سیلندر صاف)، با داده‌های ما و همکاران [۱۸]

ب- به منظور محاسبه ضریب پسا ایرفویل S823، از روش اصلاح شده ون‌دام استفاده شده، شکل ۶ منحنی ضریب نیروی پسا در زاویه حمله صفر درجه در رینولدز ۷۲۷۲۷ برای ایرفویل S823 را نشان می‌دهد. اعتبارسنجی نتایج فوق نیز با نتایج بوردت و همکاران [۱۹] انجام شده است. در شکل ۷ نتایج بوردت و همکاران [۱۹] در رینولدز ۷۵۰۰۰ و زاویه حمله صفر درجه با نتایج مطالعات حاضر در زاویه صفر درجه و رینولدز ۷۲۷۲۷ قابل مقایسه است. مقدار نیروی درگ محاسبه شده در ایستگاه ۳ $\frac{x}{c} = 3$ برابر ۰.۰۷۲۷ می‌باشد که این مقدار در مرجع [۱۹] برابر با ۰.۰۶۵ بوده است. با افزایش رینولدز از ۷۲۷۲۷ به ۷۵۰۰۰ قطعاً میزان نیروی پسا کاهش خواهد یافت و در نتیجه انطباق مناسب‌تری با مرجع مذکور حاصل خواهد شد.



شکل ۶- منحنی ضریب نیروی پسا در زاویه حمله صفر درجه و رینولدز ۷۲۷۲۷

¹Van Dam

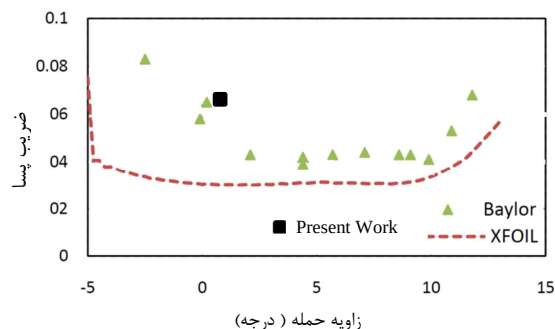
²Goldstein

از دنباله به جریان آزاد در بالا و پایین مدل شدید است، به عبارت دیگر سرعت در بالا و پایین مدل گرادین شدید پیدا می‌کند و U/U_{ref} از حدود ۰٫۲۱ تا ۱٫۲ تغییر می‌کند. به تدریج با دور شدن از مدل این گرادین از بین می‌رود. نکته قابل توجه دیگری که در موقعیت $X/c = \frac{1}{8}$ و $\frac{1}{10}$ مشاهده می‌شود، وجود دو ناحیه اکسترم (سرعت اضافی)^۱ در پروفیل‌های سرعت مقاطع نزدیک به مدل می‌باشد. علت این مطلب را می‌توان در مونتوم لایه مرزی ایجاد شده بر سطوح مدل دانست. بدین صورت که در مقاطع نزدیک به مدل، مونتوم موجود در لایه مرزی تشکیل شده بر روی ایرفویل، با از بین رفتن لایه مرزی باعث افزایش انرژی نقاط مجاور و در نهایت افزایش سرعت آن‌ها می‌شود که این مطلب در مقاطع دورتر پشت مدل اثر خود را از دست داده و قادر به ایجاد تغییر در سرعت ذرات سیال نمی‌باشد.

همان‌طور که در نمودار پروفیل سرعت متوسط مشاهده می‌شود؛ مقدار سرعت در داخل دنباله با افزایش فاصله از ایرفویل افزایش یافته و یکنواخت‌تر است. این پدیده را می‌توان ناشی از تغییرات رفتار جریان شامل از بین رفتن جریان‌های برگشتی، یکنواخت شدن جریان و کم شدن اثرات جدایی جریان از موقعیت‌های ابتدایی به موقعیت‌های انتهایی داده‌برداری دانست.

در موقعیت‌های $X/c = 2$ و 3 پروفیل‌های سرعت تقریباً مشابه می‌باشند و تفاوت‌های موجود در موقعیت‌های قبل در اینجا مشاهده نمی‌شود. این پدیده را می‌توان ناشی از تغییرات رفتار جریان شامل از بین رفتن جریان‌های برگشتی، یکنواخت شدن جریان و کم شدن اثرات جدایی از موقعیت‌های ابتدایی به موقعیت‌های انتهایی داده‌برداری دانست. این موضوع به علت وضعیت خاص موقعیت‌های $X/c = 2$ و 3 می‌باشد که در این موقعیت، پروفیل‌های سرعت متوسط تغییر روند می‌دهند.

از طرفی مقدار زاویه حمله و عدد رینولدز نیز بر شدت سرعت اضافی پروفیل‌های سرعت، شکل‌های ۸ و ۹، تاثیرگذار است به نحوی که افزایش زاویه حمله موجب افزایش مقدار سرعت اضافی و افزایش عدد رینولدز موجب کاهش مقدار سرعت اضافی می‌شود. از طرفی پروفیل سرعت دنباله در زاویه حمله ۷ درجه تنها در رینولدز ۷۲۷۲۷ به سمت پایین شیف‌ت نموده است و بعد از زاویه حمله ۷ درجه در زوایای حمله ۱۰، ۱۳ و ۱۵ درجه پروفیل‌های سرعت متوسط دنباله با اندکی شیف‌ت به سمت بالا در راستای X در یک محور قرار می‌گیرند. با توجه به نتایج بدست آمده توسط صادقی و اردکانی [۹] پس از آغاز جدایش جریان با افزایش هر چه بیشتر زاویه حمله (از ۱۰ درجه به ۱۵ درجه) ادی‌های بزرگتری در لایه مرزی ایرفویل ظاهر می‌شود و این فرایندها باعث رشد بیشتر دنباله می‌شوند.



شکل ۷- ضریب پسا ایرفویل S823 در رینولدز ۷۵۰۰۰ [۱۵]

۶- عدم قطعیت نتایج

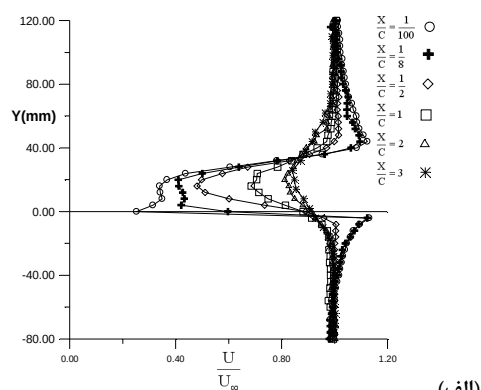
عدم قطعیت، توصیف و تعیین خطای اندازه‌گیری به صورت آماری است. بنابراین نتیجه یک اندازه‌گیری تنها زمانی کامل است که همراه با شرح عدم قطعیت آن ارائه شود. اندازه‌گیری با دستگاه جریان‌سنج سیم داغ مانند دستگاه‌های دیگر دارای خطا می‌باشد که باید آن را به حداقل رسانید. منشأ خطاهای جریان‌سنج سیم‌داغ را می‌توان خطاهای ناشی از دستگاه کالیبراتور، منحنی کالیبراسیون، دقت تفکیک‌پذیری کارت A/D و تغییرات دما، فشار و... دانست. کالیبراسیون جریان‌سنج سیم‌داغ با استفاده از تونل باد و لوله پیتوت در جریان با شدت اغتشاش ۰٫۱ درصد انجام شده است. خطای ذاتی لوله استاتیکی پیتوت کمتر از ۰٫۳ درصد می‌باشد. پس از کالیبره نمودن جریان‌سنج سیم داغ رابطه ولتاژ و سرعت را با استفاده از منحنی چندجمله‌ای درجه ۵ برازش نموده که خطای آن نیز کمتر از ۰٫۵ درصد خواهد بود. کارت A/D مورد استفاده ۱۲ بیتی بوده و بازه آن بین ۱۰+ و ۱۰- ولت است و در صورتی که تطبیق دهنده سیگنال استفاده شود، خطای تفکیک‌پذیری آن نیز کمتر از ۰٫۰۵ درصد می‌باشد. تغییرات دما تأثیر نامطلوبی بر دقت جریان‌سنج سیم داغ داشته به طوری که خطا برای تغییر ۱ درجه سلسیوس دمای محیط حدود ۲ درصد ایجاد می‌شود که اصلاح نمودن، آن را می‌تواند به ۰٫۱ درصد کاهش دهد [۲۱، ۲۰]. با توجه به توضیح‌های ارائه شده می‌توان خطای کلی اندازه‌گیری را حدود ۱ درصد در نظر گرفت.

۷- بحث و بررسی نتایج

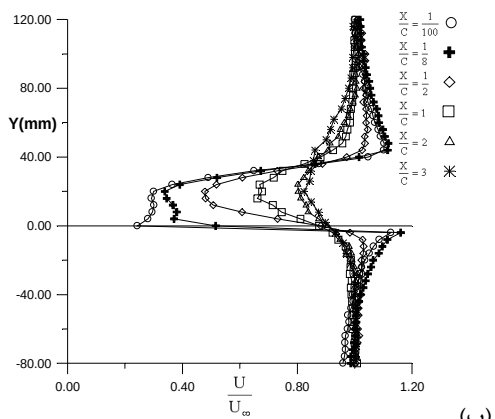
در شکل ۸ و ۹ به عنوان نمونه تاثیر تغییر فواصل پایین دست بر توزیع سرعت بی بعد شده ایرفویل S823 در دو زاویه حمله ۷ و ۱۰ درجه و برای عدد رینولدز ۳۰۳۰۳، ۴۵۴۵۴ و ۷۲۷۲۷ ارائه شده است. با افزایش فاصله از پشت ایرفویل، اختلاف سرعت در داخل و خارج دنباله کاهش یافته و عرض دنباله افزایش می‌یابد و در نهایت پروفیل سرعت متوسط یکنواخت‌تر می‌شود. در فاصله‌های نزدیک به ایرفویل به علت تداخل گردابه‌ها، افت جریان بیشتر می‌شود که با دور شدن از مدل، افت جریان کمتر شده و در داخل دنباله یکنواخت‌تر می‌شود، درواقع به علت وجود سرعت جریان آزاد، جریان تضعیف شده در پشت ایرفویل به تدریج تقویت می‌گردد.

در ایستگاه اول (دقیقاً پشت مدل) به دلیل کم بودن فشار، اختلاف فشار زیاد با جریان آزاد به وجود می‌آید. در این حالت تغییرات سرعت

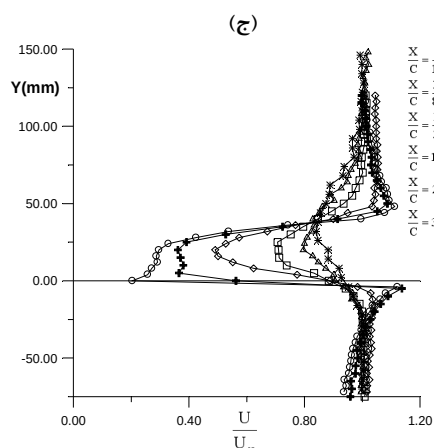
^۱ سرعت بیشتر از جریان آزاد



(الف)



(ب)

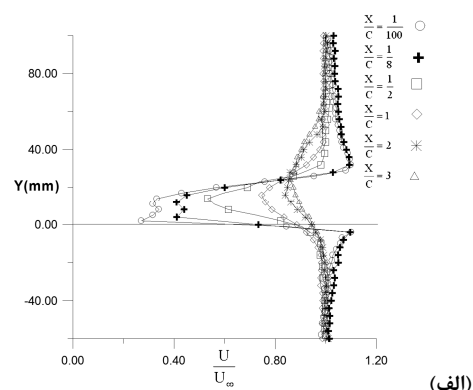


(ج)

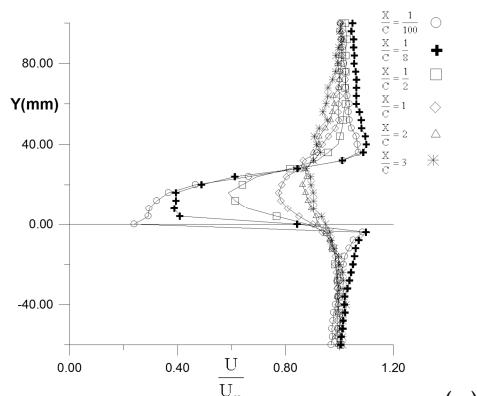
شکل ۹- تاثیر تغییر فواصل پایین دست بر پروفیل

سرعت متوسط برای $\alpha=10^\circ$ در

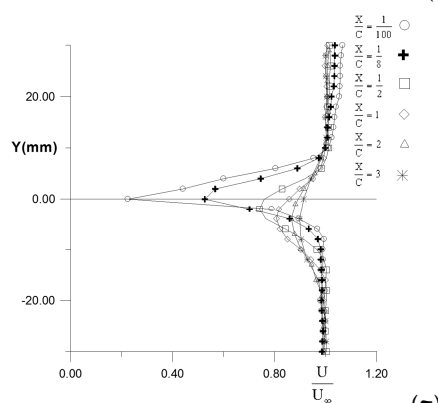
الف) $Re=303.3$ ب) $Re=45454$ ج) $Re=72727$



(الف)



(ب)



(ج)

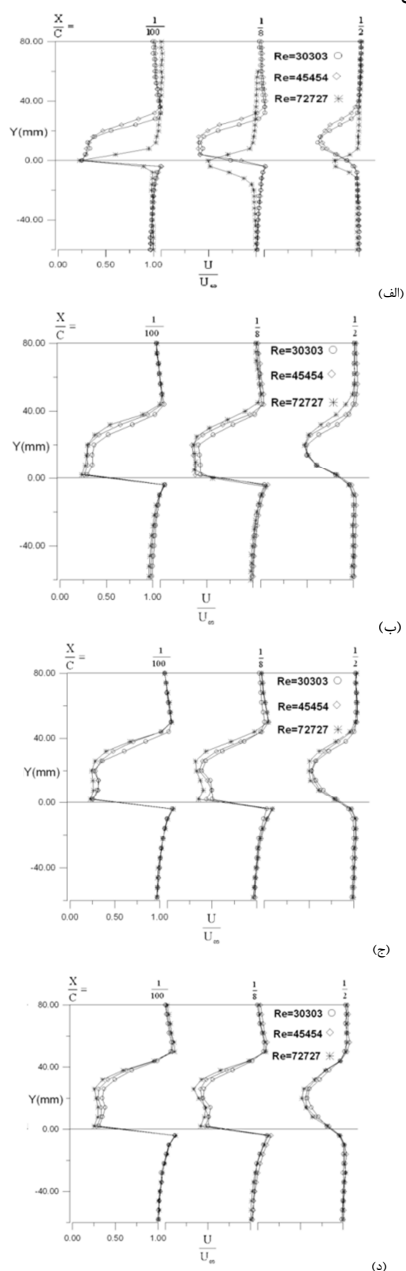
شکل ۸- تاثیر تغییر فواصل پایین دست بر پروفیل

سرعت متوسط برای $\alpha=7^\circ$ در

الف) $Re=303.3$ ب) $Re=45454$ ج) $Re=72727$

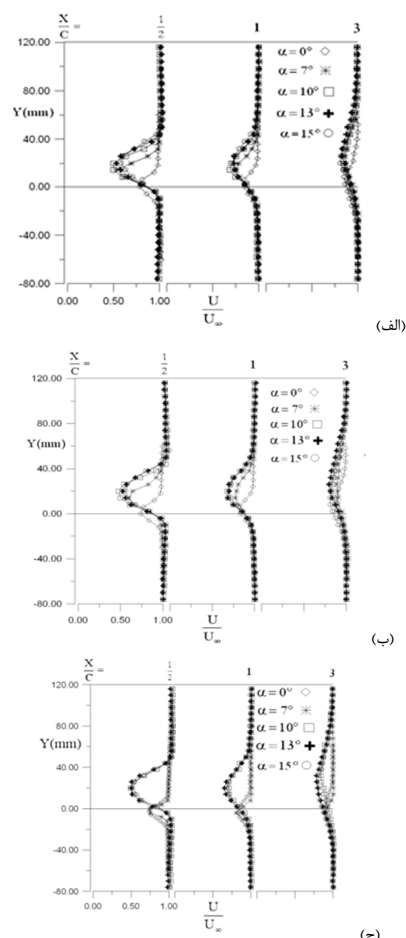
در شکل ۱۰ تاثیر تغییر زاویه حمله بر پروفیل سرعت متوسط دنباله ایرفویل S823 در فواصل مختلف پایین دست و اعداد رینولدز 303.3 ، 45454 و 72727 نشان داده شده است، نکته حائز اهمیت در این نمودارها از بین رفتن تقارن پروفیل سرعت متوسط دنباله در زاویه حمله 10° درجه و بیشتر از آن است که در زوایای 0° و 7° درجه دیده نمی شود. در واقع زوایای حمله 7° درجه و 10° درجه در اعداد رینولدز پایین (کوچکتر از 10^5) برای ایرفویل مذکور زوایای حمله مهمی هستند. با توجه به نمودارها رشد پروفیل های سرعت با افزایش زاویه حمله از صفر درجه تا 10° درجه در اعداد رینولدز 303.3 و 45454 در مقایسه با رشد اندازه پروفیلها با افزایش زاویه حمله در رینولدز 72727 متفاوت است.

شکل ۱۲ تاثیر تغییرات عدد رینولدز بر پروفیل سرعت متوسط در مقاطع مختلف دنباله بر حسب زاویه های حمله ۷، ۱۰، ۱۳ و ۱۵ درجه را نشان می دهد.



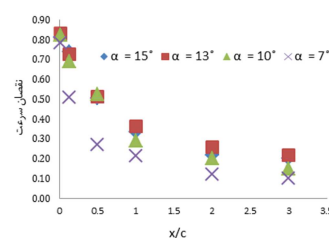
شکل ۱۲- تاثیر تغییرات عدد رینولدز بر پروفیل سرعت متوسط در مقاطع مختلف دنباله بر حسب
 الف) $\alpha = 7^\circ$ ب) $\alpha = 10^\circ$ ج) $\alpha = 13^\circ$ د) $\alpha = 15^\circ$

پروفیل سرعت دنباله در زاویه ۷ درجه در رینولدزهای پایین نسبت به امتداد خط مرکزی ایرفویل نامتقارن می باشد که با افزایش عدد رینولدز پهنای پروفیل های سرعت دنباله تنها در این زاویه کاهش می یابد و عدم تقارن پروفیل سرعت ایجاد می شود. از طرف دیگر منطقه دنباله ایرفویل S823 در زوایای حمله ۱۰ تا ۱۵ درجه با افزایش عدد رینولدز افزایش می یابد و همچنان نامتقارن باقی می ماند، اثر افزایش عدد رینولدز بر



شکل ۱۰- تاثیر تغییر زوایای حمله بر پروفیل های سرعت متوسط دنباله ایرفویل S823 در فواصل مختلف پایین دست برای
 الف) $Re=30303$ ب) $Re=45454$ ج) $Re=72727$

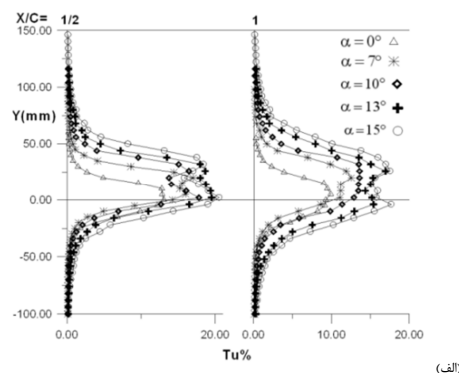
در شکل ۱۱ نقصان سرعت در رینولدز ۷۲۷۲۷ و زوایای حمله ۷، ۱۰، ۱۳ و ۱۵ درجه در موقعیت های ۱، ۲، ۳ و ۱/۸، ۱/۴، ۱/۲، ۱ به عنوان نمونه ارائه شده است. میزان این پارامتر در نزدیکی ایرفویل زیاد است و با افزایش زاویه حمله افزایش می یابد، ولیکن با افزایش فاصله در پایین دست کاهش می یابد، البته با دور شدن از ایرفویل کاهش این پارامتر نیز کمتر می شود. همچنین با کاهش نقصان، پهنای دنباله بکنواخت تر شده و دنباله رفته رفته از بین می رود. ضمناً مشاهده می شود؛ مقدار اضمحلال $(\frac{W_0}{U_\infty})$ در زاویه کمتر، برای ایستگاه های مختلف کمتر می باشد. از طرفی در زاویه ۷ درجه و در ایستگاه های نزدیک به جسم شیب نمودار بیشتر است در نتیجه می توان نتیجه گرفت که نرخ اضمحلال دنباله بیشتر و سریعتر است.



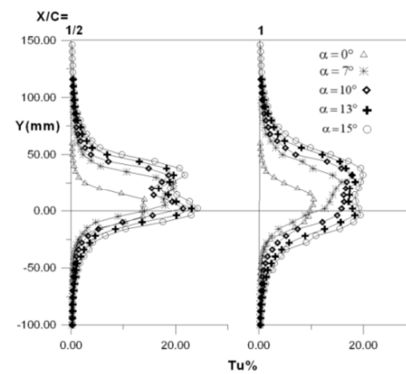
شکل ۱۱- نقصان سرعت در رینولدز ۷۲۷۲۷ و زوایای حمله ۷، ۱۰، ۱۳ و ۱۵ درجه در جریان پایین دست ایرفویل S823

پروفیل‌ها در موقعیت‌های نزدیک‌تر به لبه فرار بیشتر بوده و با افزایش فاصله در پایین دست ایرفویل کاهش می‌یابد. در مجموع در هر زاویه اثر رینولدز تفاوت فاحشی را در دنباله ایجاد نکرده و تغییرات پروفیل سرعت دنباله ناچیز است که می‌توان استنتاج کرد، رینولدز در ناحیه تراکم‌ناپذیر بر دنباله بی‌تأثیر است.

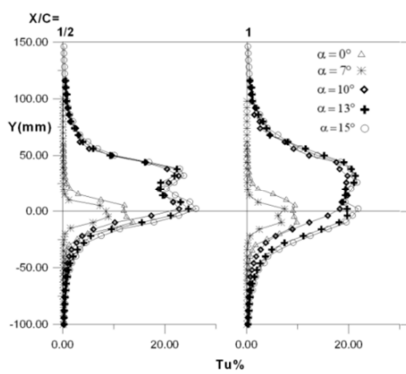
شکل ۱۳ نمودارهای شدت اغتشاشات برحسب زوایای حمله را در رینولدزهای مختلف نشان می‌دهد.



(الف)



(ب)



(ج)

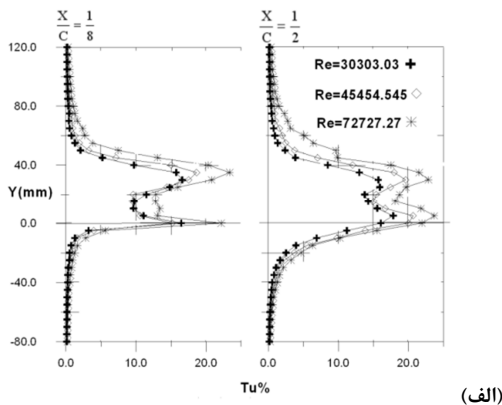
شکل ۱۳- تأثیر تغییر زوایای حمله بر درصد شدت اغتشاشات

در دو مقطع ($\frac{x}{c} = \frac{1}{8}$ و $\frac{1}{2}$) دنباله ایرفویل S823 در

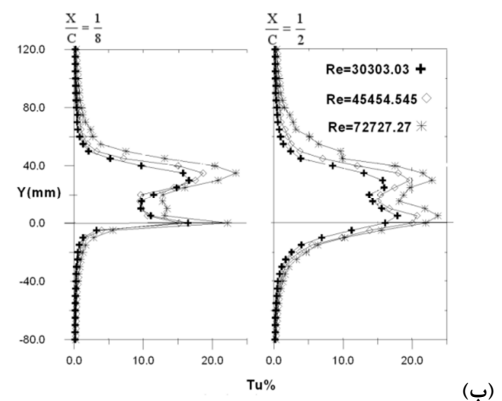
الف) $Re=30303.03$ (ب) $Re=45454.545$ (ج) $Re=72727.27$

ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد و در فواصل دورتر از ایرفویل نمودار شدت اغتشاش‌ها یکنواخت می‌شود. این پدیده ناشی از وجود جریان‌های برگشتی و چرخشی در نزدیک ایرفویل و جریان‌های یکنواخت در فاصله‌های دور از ایرفویل می‌باشد. از طرفی با افزایش زاویه حمله در رینولدزهای اندازه‌گیری شده پروفیل‌های شدت اغتشاشات رفتاری مشابه پروفیل‌های سرعت را در دنباله نشان می‌دهند. مساحت پروفیل شدت اغتشاشات دنباله همانند پروفیل سرعت با افزایش زاویه حمله در رینولدزهای 30303.03 و 45454.545 افزایش می‌یابد، اما در عدد رینولدز 72727.27 پروفیل شدت اغتشاشات در 7 درجه کوچکتر از پروفیل شدت اغتشاشات دنباله در صفر درجه می‌باشد و یک تفاوت بزرگ در اندازه پروفیل‌های صفر درجه و 7 درجه با پروفیل 10 درجه وجود دارد. پروفیل‌های شدت اغتشاشات در زوایای 10 ، 13 و 15 درجه در همه رینولدزهای اندازه‌گیری شده با افزایش زاویه حمله افزایش می‌یابد.

در شکل ۱۴ تأثیر تغییرات عدد رینولدز بر درصد شدت اغتشاشات در فواصل مختلف پایین دست ایرفویل برحسب زوایای حمله 7 ، 10 ، 13 و 15 درجه ارائه شده است. از آنجا که بیشترین تأثیرات بر شدت اغتشاشات در فواصل نزدیک به ایرفویل می‌باشد، لذا اثرات تغییر عدد رینولدز بر درصد شدت اغتشاشات در دو مقطع ($\frac{x}{c} = \frac{1}{8}$ و $\frac{1}{2}$) مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است و در موقعیت‌های بعدی با افزایش فاصله از لبه فرار در پایین دست ایرفویل شدت اغتشاشات کاهش یافته و پروفیل شدت اغتشاش عریض‌تر می‌شود، که نشان دهنده جریان یکنواخت‌تر در موقعیت‌های دورتر می‌باشد.



(الف)



(ب)

همان‌طور که مشاهده می‌شود؛ پروفیل شدت اغتشاش‌ها دارای دو ناحیه اکسترم در روی مرز دنباله می‌باشد که با دور شدن از ایرفویل این نقاط یکنواخت‌تر شده و اکسترم‌ها از بین می‌رود. همچنین در این نواحی شاهد حداکثر تنش برشی هستیم که در خارج از مرکز دنباله روی می‌دهد. نکته مهم دیگر در این نمودارها این است که با افزایش فاصله از ایرفویل، شدت اغتشاش‌ها در داخل و روی مرز دنباله ایرفویل

۴. از بین رفتن تقارن پروفیل سرعت متوسط دنباله با عدد رینولدز در زاویه حمله ۱۰ درجه و بیشتر از آن است و انحراف از خط مرکز دنباله و افزایش ناگهانی منطقه پروفیل سرعت متوسط دلیلی بر توسعه گردابه در ناحیه دنباله ایرفویل می باشد.
۵. بیشترین شدت اغتشاشات در موقعیت های ابتدایی داده- برداری دیده می شود و با افزایش فاصله از لبه فرار در پایین دست ایرفویل شدت اغتشاشات کاهش یافته و پروفیل شدت اغتشاش عریض تر می شود که نشان دهنده جریان یکنواخت تر در موقعیت های دورتر می باشد.
۶. پروفیل های شدت اغتشاشات در زوایای ۱۰، ۱۳ و ۱۵ درجه در همه رینولدز های اندازه گیری شده با افزایش زاویه حمله و عدد رینولدز افزایش می یابد و عریض تر می شود.
۷. مقدار کمینه شدت اغتشاشات در جهت عمود بر جریان، در مرکز دنباله می باشد که احتمالاً ناشی از به هم پیوستن زیر لایه های لزج لایه مرزی در هنگام جدا شدن از لبه فرار ایرفویل است.

۹- فهرست علائم

%Tu	شدت اغتشاشات (m/s)
C	وتر ایرفویل (mm)
C_d	ضریب پسا
Re	عدد رینولدز
x	فاصله موقعیت داده برداری از لبه فرار ایرفویل (mm)
y	فاصله قائم در راستای عمود بر دنباله (mm)
L	طول مشخصه مدل (mm)
u, v, w	مولفه های سرعت (m/s)
u', v', w'	مؤلفه های اغتشاشی سرعت (m/s)
w_0	نقصان سرعت
Re	عدد رینولدز
U_∞	سرعت جریان آزاد (m/s)
$\frac{U}{U_\infty}$	نسبت سرعت متوسط به سرعت جریان آزاد
$P_{s,e}$	فشار استاتیکی در ناحیه خارج از دنباله یا بالادست مدل (Pa)
$P_{s,w}$	فشار استاتیکی در ناحیه دنباله مدل (Pa)
q_∞	فشار دینامیکی جریان آزاد (Pa)

علائم یونانی

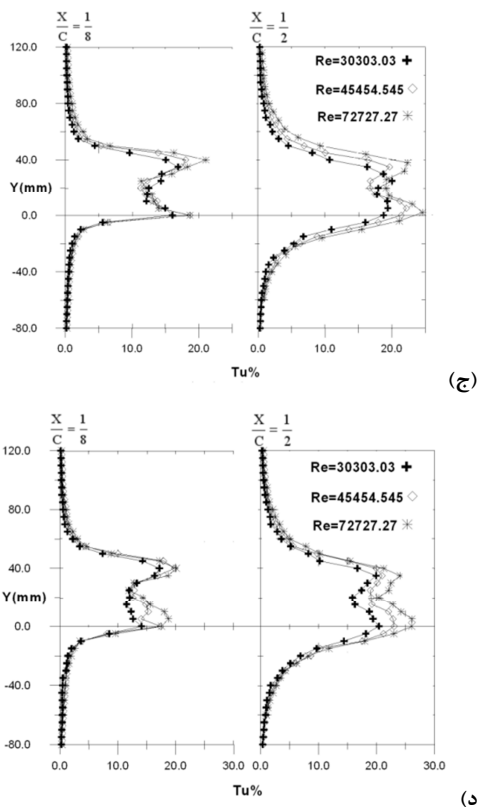
ρ	چگالی (kg/m^3)
μ	لزجت دینامیکی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)

زیر نویس ها

∞	مقدار کمیت ها در جریان آزاد
L	طول مشخصه مدل (mm)

۱۰- مراجع

- [1]Burdett T.A., Gregg J.A., Treuren K.V., A Numerical Study on Improving Airfoil Performance at Low Reynolds Numbers for Small-Scale Wind Turbines Using Intentional Roughness, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting



شکل ۱۴- تاثیر تغییرات عدد رینولدز بر درصد شدت

اغتشاشات در دو مقطع ($\frac{x}{c} = \frac{1}{8}$ و $\frac{1}{2}$) دنباله در
الف) $\alpha = 7^\circ$ ب) $\alpha = 10^\circ$ ج) $\alpha = 13^\circ$ د) $\alpha = 15^\circ$

۸- نتیجه گیری

در این تحقیق به منظور بررسی تجربی پروفیل ها و اغتشاشات دنباله ایرفویل S823، ابتدا سیستم پایدار و شرایط جریان در تونل باد کالیبره شده است و داده های حاصل از جریان سنج سیم داغ با استفاده از روش وندم اصلاح شده با نتایج مطالعات پیشین مقایسه شده که انطباق مناسبی را نشان می دهد. باتوجه به بحث های صورت گرفته و آزمایش های انجام شده می توان نتایج زیر را ارائه نمود:

- در فواصل نزدیک به لبه فرار ایرفویل ($\frac{x}{c} = \frac{1}{8}$ و $\frac{1}{2}$) جریان دارای سرعت اضافی می باشد. به نظر می رسد، علت وقوع سرعت اضافی، مومنتوم موجود در لایه مرزی ایجاد شده بر روی ایرفویل باشد که با افزایش فاصله در پایین دست، پدیده سرعت اضافی از بین می رود، ولی پهنای ناحیه دنباله افزایش می یابد.
- مقدار نقصان سرعت در نزدیکی ایرفویل زیاد بوده و با افزایش فاصله این مقدار کاهش می یابد، همچنین با کاهش نقصان سرعت، پهنای دنباله افزایش یافته و دنباله رفته رفته از بین می رود.
- مقدار زاویه حمله و عدد رینولدز بر شدت سرعت اضافی تاثیرگذار است به نحوی که افزایش زاویه حمله موجب افزایش مقدار سرعت اضافی و افزایش عدد رینولدز موجب کاهش مقدار سرعت اضافی می شود.

- including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.
- [2] Karthikeyan N., Murugavel K., Kumar S. A., Rajakumar S., Review of Aerodynamic Developments on Small Horizontal Axis Wind Turbine Blade, Renewable and Sustainable Energy Reviews, Vol. 42, pp. 801–822, 2015.
- [3] Shab H., Mathew S., Lim C. M., A Novel Low Reynolds Number Airfoil Design for Small Horizontal Axis Wind Turbines, Wind Engineering, Vol. 38, no. 4, 2014.
- [4] Treuren K.V., Small-Scale Wind Turbine Testing in Wind Tunnels Under Low Reynolds Number Conditions, Journal of Energy Resources Technology Vol.137, pp. 051208-1-11, 2015.
- [5] Vestergaard J., Brandstrup L., Goddard R., A Brief History of the Wind Turbine Industries in Denmark and the United States, Academy of International Business (Southeast USA Chapter) Conference Proceedings, pp. 322-327, 2004.
- [6] Wood D., Small Wind Turbines, Analysis, Design, and Application, Green Energy and Technology, Springer, 2011.
- [7] Miley S.J., A Catalog of Low Reynolds Number Airfoil Data for Wind Turbine Applications, Prepared by Department of Aerospace Engineering Texas A&M University College station, texas 77843, RFP-3387, UC-60, 1982.
- [8] Tangler J. L., Somers D. M., “NREL Airfoil Families for HAWTs”, Airfoils Incorporated, Pennsylvania, NREL/TP-442-7109, pp. (703)487-4650, 1995.
- [9] اردکاني، م، تونل باد با سرعت پايين. چاپ اول، انتشارات دانشگاه صنعتي خواجه نصيرالدين طوسي، ۱۳۸۵.
- [10] Anderson J. D., Introduction to Flight, Fifth Edition, Mc Graw Hill, 2005.
- [11] Li Sh., Wang J., Wang Sh., MI J., Effect of Turbulence Intensity on Airfoil Flow: Numerical Simulations and Experimental Measurements, Shanghai University and Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 32(8), pp. 1029–1038, 2011.
- [12] Regret T., Nagy L., Balczo M., Molnar B., Investigation of the Characteristics of Turbulent Boundary Layer over an Airfoil, The 13th International Conference on Fluid Flow Technologies, Budapest, Hungary, 2006.
- [13] Selig M. S., McGranahan B. D., Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines, Journal of Solar Energy Engineering, Vol. 126, NO. 4, pp. 986-1001, 2004.
- [14] Sadeghi H., Mani M., Ardakani M. A., Effect of Amplitude and Mean Angle of Attack on Wake of an Oscillating Airfoil, Journal of the World Academy of Science, Engineering and Technology, Vol. 43, 2008.
- [15] Hoang A. D., Yang C.J., An Evaluation of The Performance of 10kw Counter-Rotating Wind Turbine Using CFD Simulation, EWEA, Vienna, Austria, 2013.
- [16] Van Dam C. P., Recent Experience With Different Methods of Drag Prediction, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 35, No. 8, pp. 751-798, 1999.
- [17] Goldstein S., A Note on The Measurement of Total Head and Static Pressure in a Turbulent Stream, Proceedings of The Royal Society of London, Series A-Mathematical and Physical Sciences, Vol. 155, No. 886, pp. 570-575, 1936.
- [18] Ma X., Karamanod G. S., Karniadakis G.E., Dynamics and Low-Dimensionality of a Turbulent Near Wake. Journal of Fluid Mechanics, Vol. 410, pp. 29-65, 2000.
- [19] Burdett T., Gregg J., Treuren K.V., An experimental of the effect of Reynolds number on airfoil performance, Proceedings of the ASME 15th International Conference on Energy sustainability, ES 2011.
- [20] Jorgenson F., How to Measure Turbulence With Hot Wire Anemometers, Dantec Dynamics, 2004.
- [21] Yavuzkurt S., A Guide to Uncertainty Analysis of Hot-Wire Data, Journal of Fluids Engineering, Vol. 106, No. 2, pp. 181-186, 1984.