

بررسی تجربی اثر زبری بر دنباله پره توربین بادی S823 در سرعت‌های مختلف

امیر بک خوشنویس*

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

رضا قزلباش

دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد واحد علوم و تحقیقات خراسان رضوی، نیشابور، ایران

بهروز ظفرمند

استادیار، گروه مهندسی مهندسی نیروگاه، موسسه آموزش عالی علمی پژوهشی صنعت آب و برق، مشهد، ایران

چکیده

در پژوهش پیش رو با روش جریان‌سنج سیم داغ تک بعدی، به بررسی اثر زبری بر روی سطح مقطع ایرفویل مدل S823 که از سری ایرفویل‌های توربینی خانگی بوده، پرداخته شده است. مؤلفه‌های نوسانی و میانگین زمانی سرعت جریان در دنباله در دو حالت سطح صاف و نیز سطح دارای زبری بالا و برای دو سرعت ۵ و ۱۰ متر بر ثانیه اندازه‌گیری شده است. همچنین، تغییرات ضریب پسا در دو حالت به دست آمده و مورد بررسی قرار گرفته است. در این تحقیق سعی بر آن شد که از روش دنباله‌ای که یک روش تجربی برای محاسبه مؤلفه‌های سرعت است، برای اندازه‌گیری پارامترها استفاده شود. اندازه‌گیری‌ها در فواصل بدون بعد ۰/۱، ۰/۵، ۱، ۲، ۳، X/C و C و تر \equiv و فاصله از پشت ایرفویل $X \equiv$. با توجه به شکلها و نتایج آزمایشات مشاهده می‌شود که با افزایش فاصله در جهت طولی (x) پهنای دنباله بیشتر شده و سطح بیشتری را تحت تاثیر قرار می‌دهد. همچنین، دور شدن از پره در جهت طولی باعث پهن شدن اوج کمینه سرعت و در نهایت از بین رفتن آن می‌شود که در حالت سطح زیر دنباله دارای پهنای بیشتر شده و برای رسیدن به سرعت جریان آزاد نیاز به دور شدن بیشتری است.

واژه‌های کلیدی: ضریب پسا، شدت اغتشاشات، پره، دنباله، زبری.

Experimental Investigation of Roughness Effects on the Wake of S823 Airfoil at Different Speeds

A. B. Khoshnevis

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

R. Ghezalbash

Department of Mechanical Engineering, Islamic Azad University, Nishabur Branch, Nishabur, Iran

B. Zafarmand

Chief executives of Khorasan Power Generation Company, Mashhad, Iran

Abstract

In this research the effect of roughness on airfoil sections with one dimensions hot-wire anemometer has been studied. The factors of oscillating and the average time of flow velocity was measured for two positions. Soft and rough surfaces in 5 and 10 m/s speed, also changes in the drag coefficient was obtained and examined in two modes. For measuring the parameters the sequence method (experimental) for calculating the speed component measurements have been performed without dimension at $x/c=0.01, 0.5, 1, 2$ and 3 (c means chord length and x means distance from the back of airfoil) was used. According to the graphs and results of experiments it is observed that with increasing distance from the longitudinal direction the width of the trail increased more surface will affect. Also moving away from blade in the longitudinal direction makes minimum speed peaks spread eventually it will go away but in case of a rough surface width of the trail increase and to achieve free-stream velocity we need more distance from blade.

Keywords: Drag Coefficient, Turbulence Intensity, Airfoil, Wake, Roughness.

به طور کلی هدف از تحلیل‌های آیرودینامیک و مدل سازی

اجسام توسط روش‌های تجربی، محاسبه و تجزیه و تحلیل سه

پارامتر مهم می‌باشد که این پارامترها عبارتند از:

(الف) اندازه‌گیری مقدار فشار بر روی مدل و در پشت آن با توجه به شکل و اندازه مدل‌ها.

(ب) آشکار سازی جریان در اطراف مدل و مشخص کردن محل جدایش جریان با توجه به نوع مدل و زاویه آن نسبت به جریان.

(پ) اندازه‌گیری نیروی پسا در سرعت‌ها و شکل‌های مختلف برای رسیدن به مدل بهینه و کارآمدتر.

۱-مقدمه

توربین‌های بادی انرژی جنبشی باد را به وسیله روتور جذب نموده و به توان مکانیکی تبدیل می‌نمایند. این توان مکانیکی از طریق شفت به ژنراتور انتقال پیدا کرده و در نهایت انرژی الکتریکی تولید می‌شود. توان خروجی توربین‌ها به شکل هندسه پره، سرعت روتور، سرعت باد، مشخصات اغتشاش و گرادبان سرعت باد در محل نیروگاه بستگی دارد.

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: mrvahid4154@yahoo.com

تاریخ دریافت: ۹۳/۱۰/۰۶

تاریخ پذیرش: ۹۶/۱۱/۲۳

تاکنون مطالعات تجربی و عددی بسیاری بر روی مدل‌های مختلف ایرفویل انجام شده است. تحقیق‌های اساسی منتشر شده بر روی انواع مدل‌های NACA و سایر خانواده ایرفویل‌ها، در نشریات علمی دیده می‌شود. از جمله این پژوهش‌ها می‌توان به مقاله هنریک استایسدل که مطالعاتی را روی آیرودینامیک پره توربین باد انجام داد، اشاره نمود. وی ضخامت و پیچش پره را با نیروهای آیرودینامیکی و استحکام پره مرتبط دانست [۱]. ایرفویل S809 به وسیله سامرز برای استفاده در توربین‌های بادی طراحی شد [۲]. بیائولو و مایکل براگ پروفیل سرعت دنباله^۱ ایرفویل S809 را با شبیه‌سازی یخ در لبه حمله توسط دستگاه جریان‌سنج سیم داغ در تونل باد اندازه‌گیری کردند و با روش Wake Survey ضریب پسا را به دست آوردند [۳]. خوشنویس و پدram به بررسی اثر سیم اغتشاش‌ساز بر روی دنباله ایرفویل متقارن به‌صورت آزمایشگاهی پرداختند و ضرایب پسا و سرعت میانگین و شدت اغتشاشات را به دست آوردند [۴]. کارمایکل و همکارانش نیروی پسی شش نوع ایرفویل از جمله ایرفویل S823 را در اعداد رینولدز بالاتر از 10^5 از طریق اندازه‌گیری مومنتوم و روش جونز در تونل باد اندازه‌گیری نمودند [۵]. سامرز ایرفویل‌های S822 و S823 را برای استفاده در توربین‌های بادی محور افقی کوچک طراحی کرد. اهداف اصلی از طراحی به دست آوردن پره‌هایی بود که به زبری حساسیت کمتری داشته باشند و هم‌چنین از پسی کوچکتری برخوردار باشند [۶].

از حدود ۲۰ سال پیش محققان به این موضوع پی بردند که توربین‌های باد در یک سرعت باد ثابت می‌توانند دارای توان خروجی متفاوتی باشند که این موضوع ناشی از آلودگی سطح پره آنها بود. توربین‌های باد در نزدیکی سطح زمین کار می‌کنند در نتیجه در معرض آلودگی‌های گوناگون قرار دارند. اولین مقاله که در این زمینه به چاپ رسید مربوط به مدسن بود. وی در مزارع بادی و پارک‌های مختلف کالیفرنیا به توان‌های خروجی متفاوت برای توربین‌های بادی رسید که حتی در برخی موارد این مقادیر نصف مقادیر طراحی بود [۷]. دنتون و همکاران بر روی بهینه‌سازی پره‌های توربین باد کوچک در بادهای با سرعت پایین (سرعت‌ها کمتر از 7 m/s) مطالعه کردند [۸].

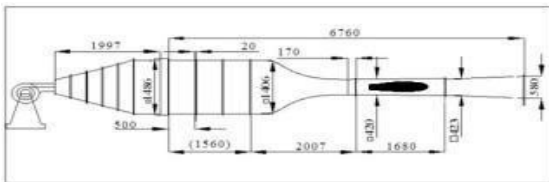
امروزه آزمایشات متعددی با مبحث تاثیرات زبری بر روی ایرفویل‌ها انجام می‌پذیرد که اغلب با اهداف نظامی و بر روی ایرفویل‌های ناکا انجام می‌گردد. هدف از انجام این آزمایش رسیدن به یک حالت ایده‌آل برای ساخت پره‌های توربین باد، برای منازل مسکونی و مناطق دور دست بوده که بدون تغییر در نحوه ساخت ایرفویل و با کمترین هزینه بتوان از آن بهره‌برداری نمود.

۲- شرایط آزمایش

دستگاه تونل باد مورد آزمایش، در شکل (۱) نشان داده شده است و از نوع دمنده و مدار باز بوده و دارای ابزار اندازه‌گیری جریان از نوع جریان‌سنج سیم داغ و به‌صورت یک‌بعدی است، حداکثر اغتشاش-های اسمی جریان آزاد برای این دستگاه ۰/۱ درصد و از نظر سرعت عبور هوا از نوع تونل باد فروصوت با جریان تراکم ناپذیر هوا و دارای

گستره سرعت بین صفر تا 30 m/s است. از جمله آزمایشات انجام شده در این آزمایشگاه می‌توان به آزمایش گرجی و همکاران در زمینه بررسی اثرات جریان هوا اطراف کابل‌های انتقال نیرو که به مقایسه اثر کابل صاف و زبر پرداخته [۹] و نیز آزمایش انجام شده توسط خوشنویس و برزنونی در زمینه بررسی تجربی اثر دنباله یک مدل تریلر بر آیرودینامیک یک مدل خودرو [۱۰]، اشاره نمود.

این دستگاه دارای محفظه آزمونی به صورت بسته با سطح مقطع مربعی به ابعاد 40×40 سانتی‌متر و طول ۱۸۰ سانتی‌متر و از جنس پلکسی است. مدل‌های مورد آزمون، شامل دو مدل ایرفویل از جنس چوب که با دستگاه CNC ساخته شده و یکی از آنها کامل صیقلی شده و مدل دیگر زبری استاندارد شماره ۴۰ که توسط چسب دو طرفه بر روی مدل قرار گرفته، زبر شده هستند (به علت اینکه مرجع معتبری برای زبری وجود ندارد و این نوع زبری بخاطر درشتی شباهت زیادی با شرایط کویری بر روی ایرفویل ایجاد می‌کند، از آن استفاده شده است.) و با سرعت‌های 10 m/s و ۵ مورد آزمایش قرار گرفته است. هر دو مدل پس از ساخت توسط شابلون استاندارد تست شده که از نظر یکسانی ساخت کاملاً مشابه باشند.



شکل ۱- نمای کلی از تونل باد. (ابعاد بر حسب میلی‌متر)

در این آزمایش‌ها ابتدا مدل ایر فویل صاف در مقابل جریان و سپس مدل زبر شده قرار گرفته است و در هر مورد داده برداری‌ها در فاصله‌های $0.1, 0.5, 1, 2$ و ۳ برابر طول ایرفویل و در پشت آن صورت گرفته است (شکل ۲).

تغییرات فشار استاتیک در محفظه آزمایش با توجه به طراحی دیفیوزر متصل به بخش انتهایی اتاق ثابت است و آزمایش‌ها براساس فشار داخل اتاق و فشار 88 kPa آزمایشگاه صورت گرفته است. برای اندازه‌گیری سرعت به طور عموم از لوله پیتوت استفاده می‌شود که عیب آن عدم کارایی در جریان‌هایی است که اغتشاش آنها بالا است. به همین علت در این تحقیق از سرعت سنج سیم داغ یک بعدی برای اندازه‌گیری پارامترهای جریان استفاده شده است. این دستگاه ساخت شرکت فرانسجش صبا بوده و حسگر سیم داغ آن از جنس تنگستن و به ضخامت ۵ میکرومتر و طول موثر $1/25$ می باشد که قادر است شدت اغتشاش‌های جریان را تا 50 kHz اندازه‌گیری نماید. به منظور اندازه‌گیری پروفیل سرعت از مکانیزم انتقال دهنده پراب استفاده شده که این مکانیزم با سه موتور پله ای قادر به حرکت سه بعدی بوده و دقتی در حدود 0.1 میلی‌متر دارد. کنترل حرکت مکانیزم توسط نرم افزار مربوطه و از طریق پسااه سریال رایانه انجام می‌شود و داده‌ها از طریق کارت DAQ به رایانه ارسال و توسط نرم افزار پردازش می‌گردد.

² Computer Numerical Control

¹ Wake

ون دام [۱۵] معادله‌ای برای محاسبه ضریب پسا به دست آورد. این معادله شامل عبارتهای تنش رینولدز و شدت اغتشاشات جریان بود ولی از تغییرات عبارتهای چگالی جریان و لزجت در آن صرف نظر شده بود. کل معادله به صورت (۴) بیان می‌شود:

$$C_d = \int \left(\frac{p_{s,a} - p_{s,w}}{q_\infty} \right) d\left(\frac{y}{l}\right) + 2 \int \frac{\bar{u}}{U_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{U_\infty} \right) d\left(\frac{y}{l}\right) - 2 \int \frac{\bar{u}'^2}{U_\infty^2} d\left(\frac{y}{l}\right), \quad (4)$$

با توجه به معادله فوق سه بخش زیر قابل استخراج و بررسی است:

(الف) بخش نیروهای فشاری:

$$\int \left(\frac{p_{s,a} - p_{s,w}}{q_\infty} \right) d\left(\frac{y}{l}\right)$$

(ب) بخش نیروهای مومنتم:

$$2 \int \frac{\bar{u}}{U_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{U_\infty} \right) d\left(\frac{y}{l}\right)$$

(پ) بخش تنش رینولدز:

$$2 \int \frac{\bar{u}'^2}{U_\infty^2} d\left(\frac{y}{l}\right)$$

با قرار دادن معادله گلدستون در معادله (۳) به عبارت زیر می‌رسیم:

$$C_d = 2 \int \sqrt{\frac{\bar{q}}{q_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{\bar{q}}{q_\infty}} \right) d\left(\frac{y}{l}\right) + \frac{1}{3} \int \frac{(\bar{v}'^2 + \bar{w}'^2 + \bar{u}'^2)}{U_\infty^2} d\left(\frac{y}{l}\right) \quad (5)$$

با فرض کنیم $u' = v' = w'$ به معادله زیر می‌رسیم:

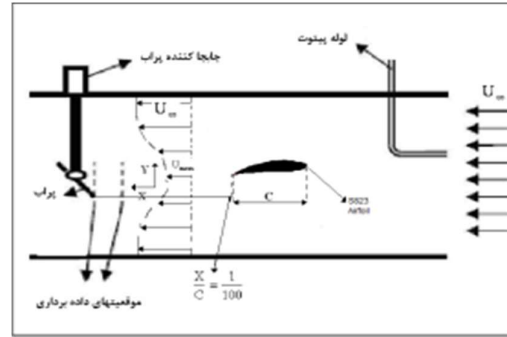
$$C_d = 2 \int \sqrt{\frac{\bar{q}}{q_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{\bar{q}}{q_\infty}} \right) d\left(\frac{y}{l}\right) + \frac{1}{3} \int \frac{\bar{q}'}{q_\infty} d\left(\frac{y}{l}\right) \quad (6)$$

از آنجایی که مدل مورد آزمایش دوبعدی است، به گونه‌ای که جریان فقط در امتداد محفظه آزمایش جریان دارد، بنابراین صرفاً پارامترهای u' , v' , w' در دنباله مدل وجود دارند (مدل مورد آزمایش در امتداد عرض مقطع آزمایش کشیده شده است و در طرفین به‌طور کامل به‌سطح جانبی مقطع آزمایش چسبیده است و هیچ جریانی از قسمت جانبی مدل عبور نمی‌کند. جریان صرفاً از روی مدل مورد آزمایش عبور می‌کند). در این تحقیق از معادله (۶) برای اندازه‌گیری ضریب نیروی پسا استفاده شده است. بنابراین معادله (۶) برای محاسبه ضریب پسا مدل دوبعدی به‌دست آمده‌است. بنابراین، از این معادلات می‌توان برای اندازه‌گیری ضریب پسا به روش دنباله‌ای در داخل تونل باد استفاده کرد و نتیجه‌های به دست آمده معتبر است [۱۴].

۴- اعتبار سنجی

در ابتدا، برای بررسی صحت عملکرد دستگاه تونل باد و جریان-سنج سیم داغ، یک نمونه داده‌برداری صورت گرفته و با کار دیگر افراد مقایسه شده است. از یک مدل سیلندر مکعبی برای اعتبار دستگاه استفاده شده است. شکل میانگین زمانی مولفه سرعت در جهت غالب

گفتنی است که تغییرات بر روی زوایای صفر، ۵، ۱۰ و ۱۵+ درجه برای دو حالت زبر و صاف انجام پذیرفته است که در بخش نتایج به بررسی تأثیرات تغییر زاویه نیز پرداخته شده است، که با افزایش زاویه حمله از ۵ درجه به ۱۰ درجه واماندگی در ایرفویل بوجود می‌آید و نتایج را تحت تأثیر قرار می‌دهد.



شکل ۲- طرحواره مدل داخل تونل باد و مکانیزم داده برداری

۳- معادله‌های حاکم

در ابتدا به ذکر دو رابطه بدیهی ولی مهم و تأثیرگذار بر سایر روابط ذکر شده پرداخته می‌شود. وقتی تست تونل باد ایرفویل انجام می‌شود، یکی از جنبه‌های مهم در نظر گرفتن تعریف عدد رینولدز برحسب طول مشخصه است. بعد عدد رینولدز براساس طول وتر ایرفویل، توسط معادله (۱) تعریف شده است:

$$Re_c = (\rho U_0 C) / \mu \quad (1)$$

که C طول مشخصه وتر ایرفویل است. ویژگی مهم دیگر ضریب پسا، C_d ، که به مانند زیر تعریف می‌شود:

$$C_d = D / (1/2 \rho U_0^2 C) \quad (2)$$

که در آن D نیروی پسا است. رابطه اخیر برای محاسبه اعداد رینولدز ایرفویل‌ها در محدوده ای بین 10^3 تا 10^9 صادق می‌باشد که با آزمایشات انجام شده بر روی ایرفویل‌ها و با توجه به ویژگی‌های جریان، در تونل باد به دست آمده است [۱۱، ۱۲].

معادله‌هایی که برای اندازه‌گیری نیروی پسا استفاده می‌شوند از قوانین پایستگی جرم و مومنتم در یک حجم کنترل، محاسبه می‌شود.

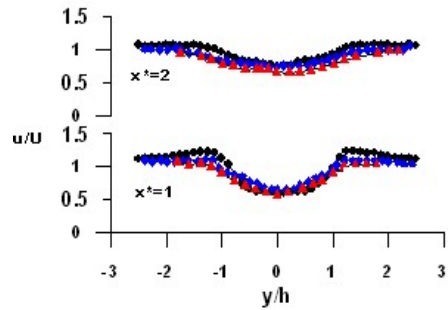
در سال ۱۹۳۶ نتایج تحقیقاتی که گلدستون [۱۳] در رابطه بررسی نوسانات جریان سیال و اثرات آن بر شدت اغتشاش در محاسبه ضریب پسا را منتشر کرد. بر طبق تحلیل گلدستون نتایج زیر به دست می‌آید:

$$p_{s,a} = p_{s,w} + \bar{q}' \quad (3)$$

$$\bar{q}' = \frac{1}{2} \rho (\bar{u}'^2 + \bar{v}'^2 + \bar{w}'^2)$$

راجاکوپالان [۱۴] اثرات اغتشاشات و نوسان‌های جریان را مورد بررسی قرار داده که به نتایج جالبی رسیده است. چائو [۱۵] نیز تحقیقاتی بسیار در زمینه بررسی اثر اغتشاشات در محاسبه ضریب پسا داشت. آنتونیا [۱۵] هم تحقیقاتی بسیار برای بررسی اثر شدت اغتشاشات جریان در اندازه‌گیری نیروی پسا انجام داده است.

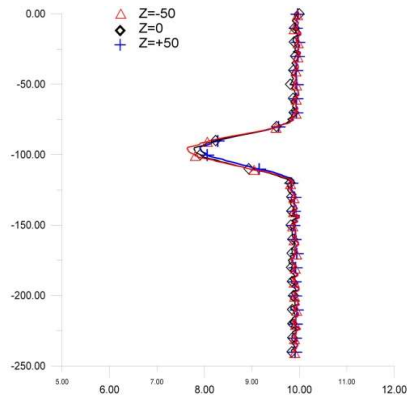
جریان (\bar{U}) برای یک نمونه سیلندر مکعبی با نسبت $b/h=1$ و در رینولدز ۸۶۰۰ در دو مقطع مختلف در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳- پروفیل سرعت میانگین برای استوانه مربعی در دو مقطع مختلف

همان‌طور که مشاهده می‌شود، تطبیق‌های به نسبت خوبی بین نتیجه‌های حاضر (شکل دایره) با نتیجه‌های ساها و همکارانش (شکل مثلث) (میتال ۲۰۰۲) و هم‌چنین شادآرام و همکارانش (شکل لوزی) (شام، کوپ و مارتینوزی ۲۰۰۸) که به‌صورت تقریب عدد رینولدز یکسانی دارند، مشاهده می‌شود. (لازم به یادآوری است این مطلب فقط جهت اعتبار بخشیدن به درستی دستگاه حاضر آورده شده و در بررسی‌ها سنجیده نمی‌شود).

از آنجایی که مدل مورد آزمایش دوبعدی است، به گونه‌ای که جریان فقط در امتداد محفظه آزمایش جریان دارد، بنابراین صرفاً پارامترهای u' , v' , w' در دنباله مدل وجود دارند (مدل مورد آزمایش در امتداد عرض مقطع آزمایش کشیده شده است و در طرفین به‌طور کامل به سطح جانبی مقطع آزمایش چسبیده است و هیچ جریانی از قسمت جانبی مدل عبور نمی‌کند. جریان صرفاً از روی مدل مورد آزمایش عبور می‌کند). در این تحقیق از معادله ون دام برای اندازه‌گیری ضریب پسا استفاده شده است که با توجه به شکل ۴ که برای سرعت ۱۰ متر بر ثانیه در $X/C=2$ جریان در سه نقطه $+50$ و صفر و -50 پی به دو بعدی بودن جریان در زاویه صفر درجه می‌بریم و برابری $v' = w'$ ثابت می‌گردد:



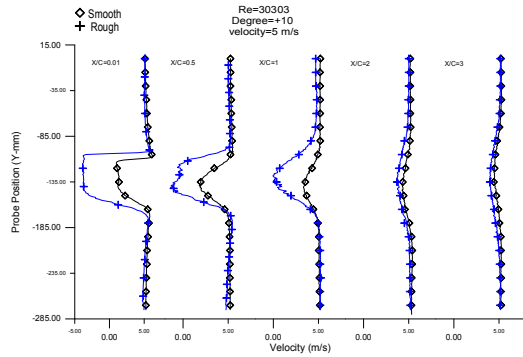
شکل ۴- دنباله جریان در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه در $X/C=2$ در سه نقطه $+50$ و صفر و -50 Z

با توجه به شکل بالا ماهیت جریان به صورت دو بعدی آشکار شده و از تشابه شکلها در سه مقطع می‌توان جریان را وابسته به تغییرات u' دانسته و از تغییرات آن در دو جهت دیگر صرف نظر نمود، بنابراین نتیجه‌های به دست آمده معتبر است.

۵- نتایج آزمایش

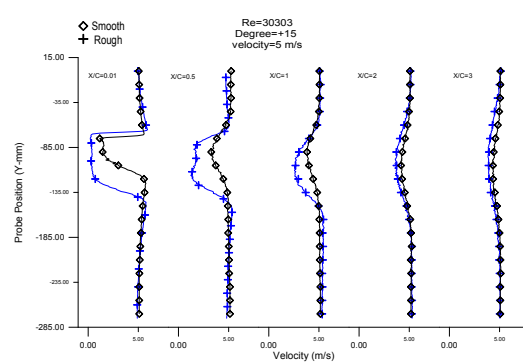
در ابتدا به محاسبه عدد رینولدز بر روی ایرفویل می‌پردازیم. با توجه به این موضوع که روش محاسبه عدد رینولدز در قسمت قبل بیان شد برای سرعت‌های ۵ و ۱۰ متر بر ثانیه این اعداد برای سطح صاف محاسبه شده که مقادیر آن با توجه به ابعاد پره برای سرعت ۵ متر بر ثانیه $Re_c=3 \times 10^4$ و برای سرعت ۱۰ متر بر ثانیه $Re_c=6 \times 10^4$ به دست آمده که این اعداد را می‌توان به ترتیب با مقادیر $Re=3 \times 10^4$ و $Re=6 \times 10^4$ تخمین زد و این اعداد بیان‌گر ماهیت آرام جریان بر روی مدل دارد. در ادامه به بررسی نتایج به دست آمده برای ضرایب آیرودینامیک پره S823 پرداخته و شکل‌های مربوط به آن در ادامه آورده شده است. در شکل‌های ۱ تا ۱۰ با بررسی تغییرات دنباله‌ها در دو حالت و در زوایای مختلف صفر تا ۱۵ درجه با گام ۵ درجه نسبت به خط وتر بر روی ایرفویل با دو سرعت ۵ و ۱۰ متر بر ثانیه پرداخته شده است که مشاهده می‌شود با افزایش فاصله در هر دو حالت صاف و زبر، پهنای دنباله‌های سطح زبر شده بیشتر از حالت صاف می‌باشد تا جایی که در ایستگاه‌های پایانی داده‌برداری دنباله‌های سطح زبر شده به کندی به حالت سرعت آزاد می‌رسد. گفتنی است که در شکل‌ها محور عمودی معرف مکان عمودی پراب در زمان داده‌برداری و محور افقی نشان‌دهنده سرعت جریان در همان ایستگاه می‌باشد.

با توجه به شکل ۴، همان‌طور که مشاهده می‌شود در هر دو حالت صاف و زبر در $\frac{x}{c} = \frac{1}{100}$ یعنی در یک میلی‌متری پایین دست لبه فرار ایرفویل، بیشترین کاهش سرعت مشاهده می‌شود با حرکت در راستای عمود بر سطح وتر از لبه پایینی پره به سمت بالایی پره، یک روند کاهش برای دنباله ایرفویل مشاهده می‌شود که با رسیدن به پشت پره این کاهش بیشینه شده و در ادامه حرکت روند افزایش سرعت دنباله را داریم تا به سرعت جریان آزاد تبدیل می‌گردد، و علت این است که در هنگام عبور جریان هوا از روی ایرفویل، انرژی جنبشی هوا به وسیله ایرفویل گرفته می‌شود؛ در نتیجه در پشت ایرفویل سرعت جریان تضعیف شده و یک منطقه کم فشار و مکشی در پشت ایرفویل بوجود می‌آید. این روند در تمامی ایستگاه‌ها مشاهده می‌شود اما تغییرات اندازه پروفیل سرعت در موقعیت‌های نزدیک با تغییر فاصله از ایرفویل، بزرگ هستند و همان‌طور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، پروفیل‌های سرعت در ۳ و $X/C=2$ به‌طور تقریبی مشابه هم شده و تغییرات بسیار کمی را نشان می‌دهند. دلیل از بین رفتن اثرات وجود ایرفویل در پروفیل سرعت میانگین به این‌صورت بیان می‌شود که، در فاصله‌های نزدیک به ایرفویل به علت وجود جریان‌های برگشتی بزرگتر افت جریان بیشتر بوده؛ اما جریان تضعیف شده در پشت ایرفویل به علت وجود سرعت جریان آزاد به تدریج تقویت می‌گردد. کاهش گرادیان سرعت در موقعیت‌های دورتر به معنی کاهش دنباله و از بین رفتن آن می‌باشد. نکته دیگر تفاوت ناحیه پیک



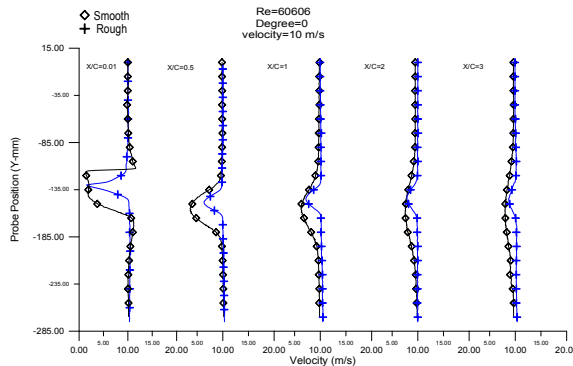
شکل ۷- تغییرات دنباله سرعت در دو حالت صاف و زبر در زاویه 10°

در $Re=20303$



شکل ۸- تغییرات دنباله سرعت در دو حالت صاف و زبر در زاویه 15°

در $Re=20303$

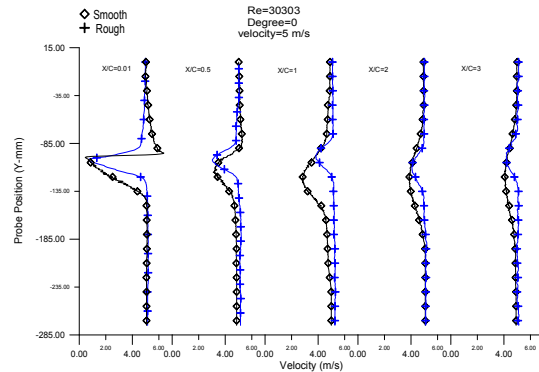


شکل ۹- تغییرات دنباله سرعت در دو حالت صاف و زبر در زاویه صفر

درجه در $Re=60606$

پروفیل‌های سرعت در موقعیت‌های نزدیک به مدل با ناحیه پیک پروفیل‌های دورتر می‌باشد. به نظر علت آن مومنوم موجود در لایه مرزی ایجاد شده بر روی مدل می‌باشد که در مقاطع دورتر اثر خود را از دست می‌دهد.

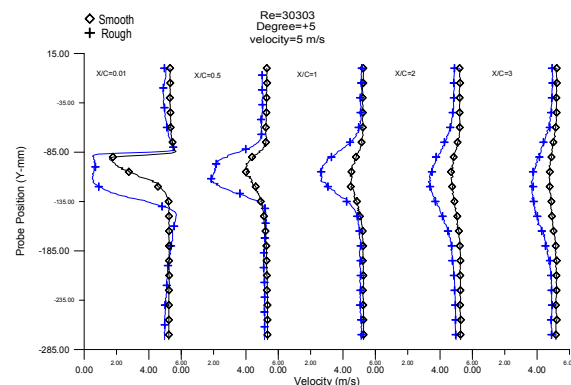
روند این تغییرات در هر دو حالت صاف و زبر مشاهده می‌شود ولی با افزودن زبری پروفیل سرعت دنباله کاهش بیشتری نسبت به حالت مشابه خود در ابرفویل صاف می‌باشد که علت آن افزوده شدن زبری به این مدل‌ها است و باعث کاهش روند پهن شدن دنباله زبر نسبت به صاف است و چون این زبری به صورت یکنواخت در کلیه سطوح بالا و پایین پره پخش شده است باعث درهم شدن جریان و در نتیجه افزایش رشد دنباله می‌گردد و نیز به علت ایجاد جریان‌های برگشتی بزرگتر افت جریان بیشتر می‌شود. (شکل ۵)



شکل ۵- تغییرات دنباله سرعت در دو حالت صاف و زبر در زاویه صفر

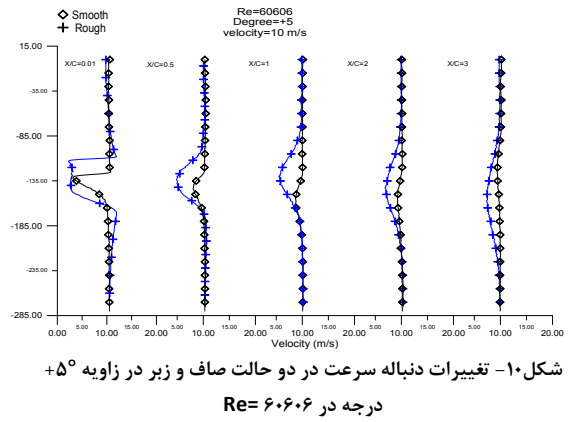
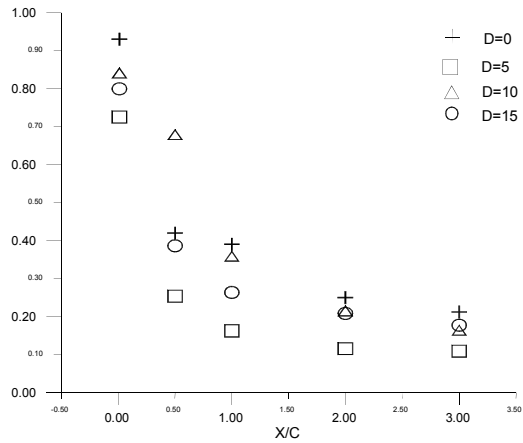
درجه در $Re=20303$

در شکل‌های ۶ تا ۱۲ رندی مشابه حالت قبل را داریم اما با افزایش زاویه حمله جسم از حالت Streamline به Bluff-body تبدیل شده که باعث افزایش پهنای دنباله می‌شود و در حالت زبر، با توجه به درهم شدن جریان در هنگام عبور از روی مدل، لایه مرزی ایجاد شده بزرگتر شده و این امر سبب افت بیشتر سرعت در مدل زبر می‌گردد. روند رشد عرض دنباله در رینولدز 60606 بیشتر از رینولدز 30303 بوده که نشان‌دهنده تأثیر سرعت بر روی دنباله پشت مدل است.

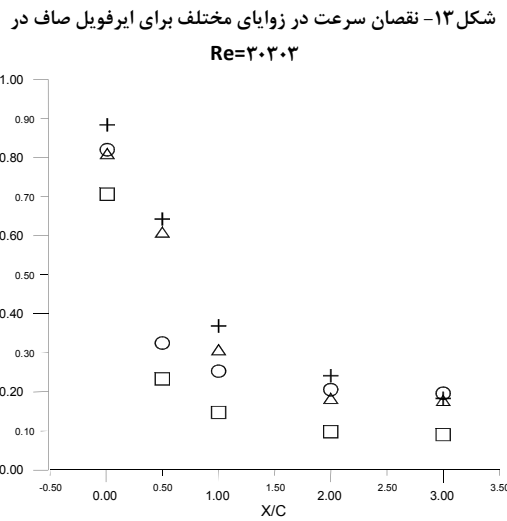


شکل ۶- تغییرات دنباله سرعت در دو حالت صاف و زبر در زاویه 5°

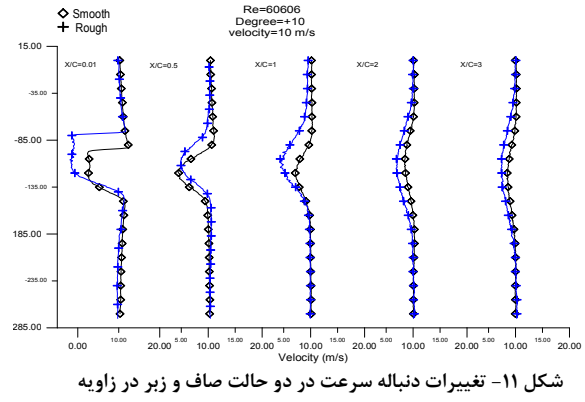
در $Re=20303$



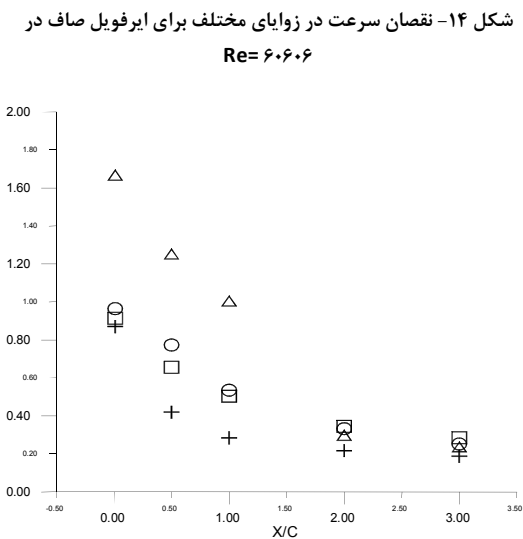
شکل ۱۰- تغییرات دنباله سرعت در دو حالت صاف و زبر در زاویه 5° درجه در $Re=60606$



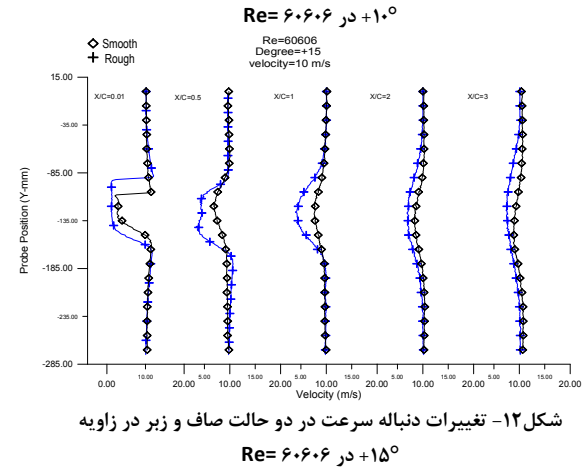
شکل ۱۳- نقصان سرعت در زوایای مختلف برای ایرفویل صاف در $Re=20203$



شکل ۱۱- تغییرات دنباله سرعت در دو حالت صاف و زبر در زاویه 10° در $Re=60606$



شکل ۱۴- نقصان سرعت در زوایای مختلف برای ایرفویل صاف در $Re=60606$



شکل ۱۲- تغییرات دنباله سرعت در دو حالت صاف و زبر در زاویه 15° در $Re=60606$

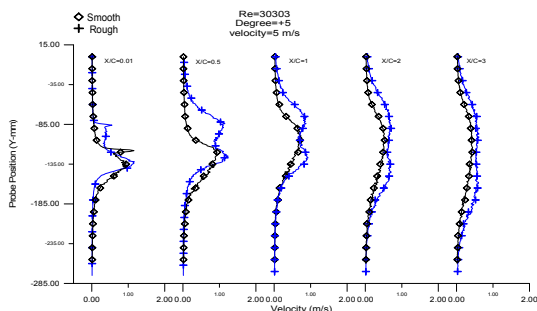
شکل ۱۵- نقصان سرعت در زوایای مختلف برای ایرفویل زبر در $Re=20203$

در شکل‌های ۱۳ تا ۱۶ به بررسی پارامتری تحت عنوان نقصان سرعت^۳ برای زوایای مختلف پرداخته‌ایم.

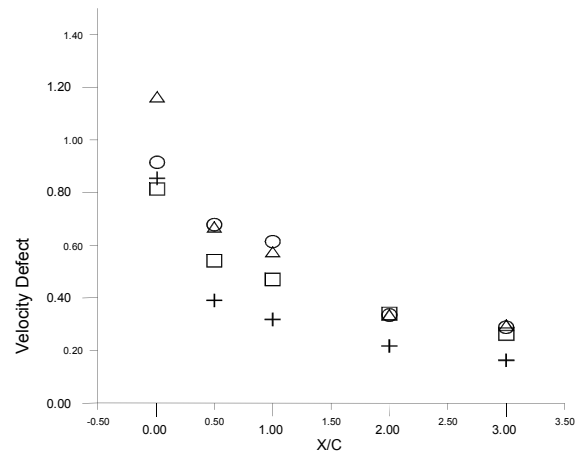
Velocity Defect

³ Velocity Defect

مقاطع نزدیک به مدل احتمالاً ناشی از ممنوم لایه مرزی ایجاد شده بر روی سطوح ایرفویل می‌باشد؛ در مقاطع نزدیک به مدل، ممنوم موجود در لایه مرزی روی ایرفویل، پس از رسیدن به لبه فرار ایرفویل و انحلال لایه مرزی باعث افزایش انرژی نقاط مجاور و در نهایت افزایش سرعت و اغتشاشات آن می‌شود که این مطلب در مقاطع دورتر پشت مدل اثر خود را از دست می‌دهد. بیشترین شدت اغتشاشات در موقعیت‌های نزدیک به مدل دیده می‌شود. در $\frac{X}{C} = \frac{1}{100}$ به علت نزدیکی بیش از حد به لبه فرار ایرفویل پروفیل‌های شدت اغتشاشات کوچک هستند اما با توجه به موارد بالا و زبر شدن سطح که باعث ایجاد جریان‌های آشفته در مقاطع بسیار نزدیک به لبه فرار، باعث رشد درهمی جریان و بزرگی شدت اغتشاشات می‌شود. در موقعیت‌های بعدی با افزایش فاصله از لبه فرار در پایین دست ایرفویل شدت اغتشاشات دنباله کاهش یافته و پروفیل شدت اغتشاشات عریض‌تر و یکنواخت‌تر می‌شود؛ که نشان‌دهنده جریان یکنواخت در موقعیت‌های دورتر می‌باشد. می‌توان گفت که مقدار بیشینه شدت اغتشاشات بدلیل وجود جریان‌های چرخشی و گردابه‌های با انرژی بیشتر در نزدیک ایرفویل می‌باشد و عامل دیگر بزرگی گردابه‌ها به دلیل زبری است که در نواحی نزدیک به مدل دارای شدت بیشتری است. با افزایش زاویه حمله در رینولدزهای اندازه‌گیری شده پروفیل‌های شدت اغتشاشات دنباله رفتاری مشابه با پروفیل‌های سرعت را نشان می‌دهند که البته در شکل‌های ۱۷ تا ۲۱ کاملاً مشهود است. پروفیل‌های شدت اغتشاشات در زوایای ۱۰ و ۱۵ درجه در دو رینولدز اندازه‌گیری شده با افزایش زاویه حمله افزایش می‌یابد، که به علت افزایش گردابه‌ها^۴ و ایجاد جریان برگشتی و در نتیجه ویک^۵ حاصل از این جریان، پروفیل شدت اغتشاشات دنباله در هر دو ایرفویل بعد از زاویه حمله ۵ درجه در ۱۰ و ۱۵ درجه با افزایش عدد رینولدز در یک موقعیت داده‌برداری افزایش می‌یابد.



شکل ۱۷- تغییرات اغتشاشات دنباله در دو حالت صاف و زبر در زاویه ۵° در $Re = 30303$



شکل ۱۶- نقصان سرعت در زوایای مختلف برای ایرفویل زبر در $Re = 60606$

پارامتر نقصان سرعت معرف تفریق سرعت جریان آزاد از سرعت کمینه در داخل دنباله است که در اینجا این پارامتر نیز بی‌بعد شده است؛ در نتیجه هر چه این پارامتر بزرگتر باشد اختلاف سرعت در داخل و خارج ایرفویل بیشتر خواهد بود. با توجه به شکلها مقادیر نقصان سرعت با تغییر موقعیت داده‌برداری تغییر کرده و با افزایش فاصله از لبه فرار در پایین دست ایرفویل کاهش می‌یابد. پروفیل سرعت میانگین ایرفویل S823 نشان می‌دهد که هرچه فاصله از پشت ایرفویل بیشتر می‌شود عرض دنباله بیشتر شده و از اوج آن کاسته می‌شود به بیان دیگر منحنی به سوی صاف شدن میل پیدا می‌کند، یعنی هرچه دنباله از پشت ایرفویل دورتر می‌گردد تاثیر شکل ایرفویل بر این پروفیل کاهش می‌یابد.

در شکل‌های ۱۷ تا ۲۳ به بررسی و مقایسه اغتشاشات ناشی از دنباله‌ها در دو سرعت ۵ و ۱۰ متر بر ثانیه پرداخته‌ایم.

در پره S823 مساحت پروفیل شدت اغتشاشات دنباله همانند پروفیل سرعت با افزایش زاویه حمله در رینولدزهای ۳۰۳۰۳ و ۶۰۶۰۶ افزایش می‌یابد. با افزایش فاصله از لبه فرار بیشترین شدت اغتشاشات را در نزدیکی لبه فرار و در $\frac{X}{C} = 1$ شاهد هستیم که با

افزایش بیشتر فاصله این شدت اغتشاشات کاهش می‌یابد. همان‌طور که در این شکل ۱۷ دیده می‌شود، پروفیل شدت اغتشاشات در اولین ایستگاه دارای دو ناحیه اکسترمم در روی مرز دنباله می‌باشد با دور شدن از ایرفویل این نقاط یکنواخت شده و اکسترمم‌ها از بین می‌رود.

در موقعیت‌های نزدیک به مدل در جهت عمود بر جریان پروفیل شدت اغتشاشات از جریان آزاد به سمت مرکز دنباله افزایش می‌یابد و به یک مقدار بیشینه می‌رسد، سپس در مرکز دنباله شدت اغتشاشات کاهش می‌یابد تا به یک مقدار کمینه می‌رسد. دوباره افزایش یافته تا به مقدار پیک خود در ناحیه بالایی دنباله می‌رسد. سپس تا برگشتن به مقدار جریان آزاد کاهش می‌یابد. (مقدار کمینه شدت اغتشاشات در مرکز دنباله احتمالاً ناشی) از به هم پیوستن زیر لایه‌های لزوج لایه مرزی در هنگام جدا شدن از لبه فرار ایرفویل مقدار کمینه شدت اغتشاشات در مرکز دنباله بوجود می‌آید. نقاط بیشینه پروفیل در

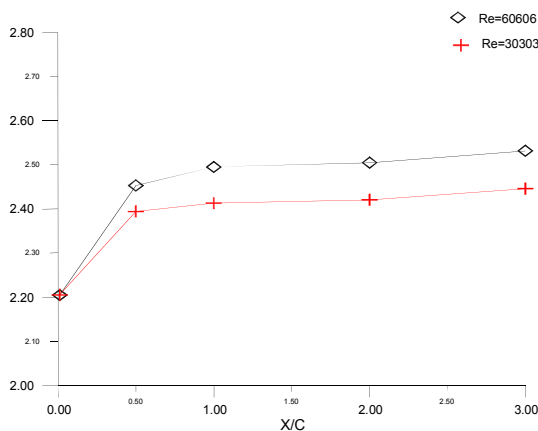
⁴ Vortex

⁵ Wake

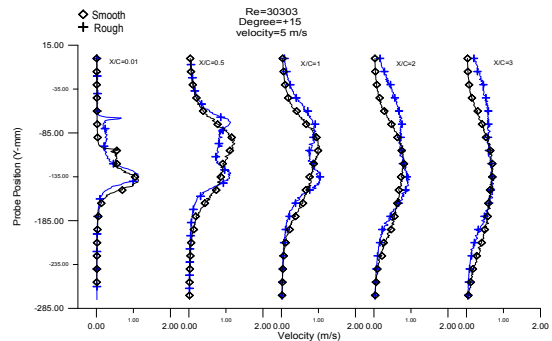
برای به دست آوردن ضریب پسای صحیح باید تا حد امکان داده‌برداری‌ها را در موقعیت‌های دور از مدل انجام داد. شکل‌های ۲۲ تا ۲۸ مقادیر ضریب پسا را بر حسب موقعیت داده‌برداری در حالت صاف و زیر نشان می‌دهد.

با توجه به شکل ۲۲ در موقعیت‌های دنباله نزدیک به ایرفویل، مقدار پسا دارای خطای زیادی می‌باشد که با کاهش اغتشاشات، دور شدن از ایرفویل و یکنواخت شدن جریان، خطای ضریب پسای به دست آمده کاهش می‌یابد. ثابت شدن مقادیر پسا با تغییر موقعیت داده‌برداری، مقدار صحیح ضریب پسا را نشان می‌دهد. بدلیل نزدیکی بیش از حد پراب اندازه-گیری به لبه فرار ایرفویل مقدار ضریب پسا به دست آمده در موقعیت $\frac{X}{C} = \frac{1}{100}$ با مقدار بعدی تفاوت زیادی پیدا می-

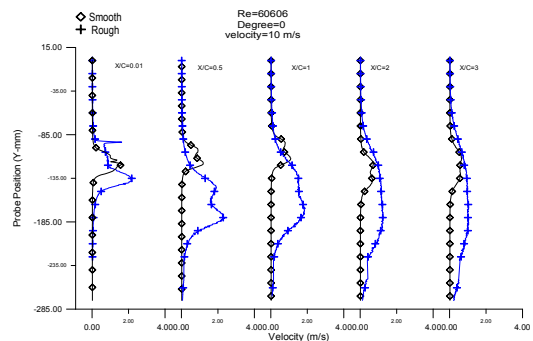
کند، که این موضوع در تمام شکل‌ها مشهود است. همان‌طور که شکل‌ها نشان می‌دهد با افزایش زاویه حمله در رینولدز ۳۰۳۰۳، مقدار ضریب پسا افزایش می‌یابد. اما در رینولدز ۶۰۶۰۶ که مورد اندازه‌گیری قرار گرفته است، مقدار ضریب پسا در زاویه حمله ۵ درجه نسبت به زاویه حمله صفر درجه کاهش می‌یابد. به نظر می‌رسد زاویه ۵ درجه یک زاویه حمله بهینه می‌باشد که در آن کم‌ترین ضریب پسا را شاهد هستیم. بعد از ۵ درجه با افزایش زاویه حمله ضریب پسا افزایش می‌یابد. افزایش ناگهانی ضریب پسا در زوایای حمله بزرگتر از ۱۰ درجه بدلیل افزایش اغتشاش و بزرگتر شدن پروفیل سرعت دنباله در اثر جدایی جریان می‌باشد. با توجه به شکل‌ها ضریب پسا به تغییرات عدد رینولدز حساس است. این مطلب قابل پیش‌بینی است زیرا هم اصطکاک پوسته‌ای و هم جدایش از تأثیرات لزجت هستند.



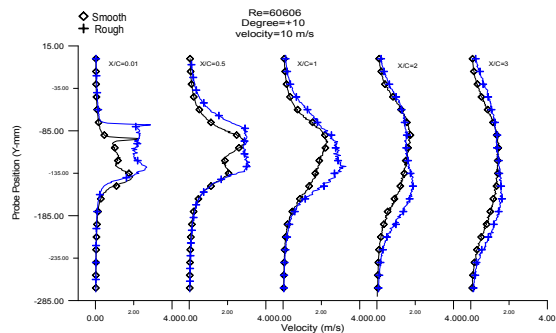
شکل ۲۲- ضریب پسا ایرفویل S823 در حالت صاف و در رینولدزهای مختلف برای زاویه صفر درجه



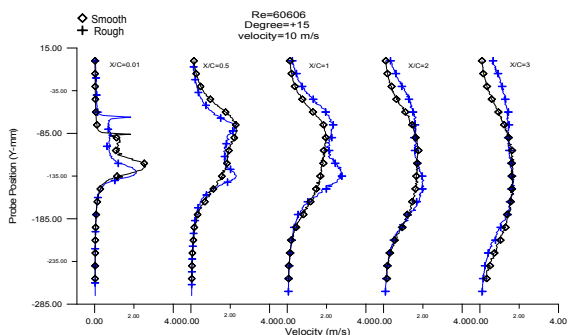
شکل ۱۸- تغییرات اغتشاشات دنباله در دو حالت صاف و زیر در زاویه 15° در $Re=20303$



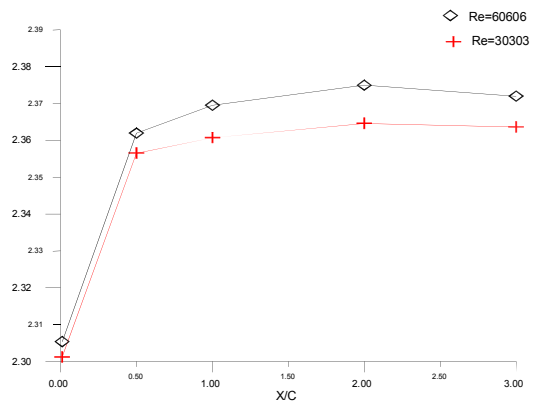
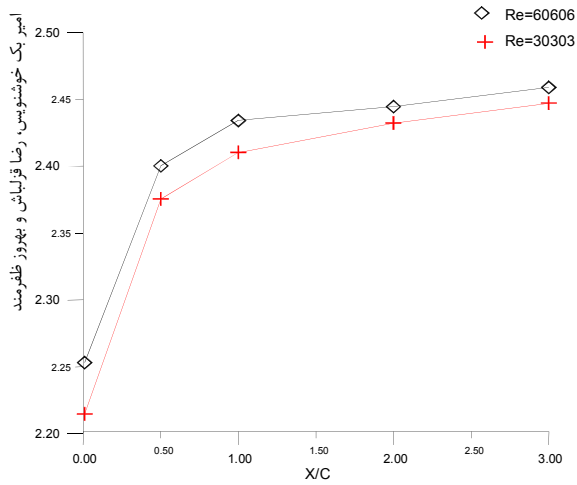
شکل ۱۹- تغییرات اغتشاشات دنباله در دو حالت صاف و زیر در زاویه صفر درجه در $Re=60606$



شکل ۲۰- تغییرات اغتشاشات دنباله در دو حالت صاف و زیر در زاویه 10° در $Re=60606$

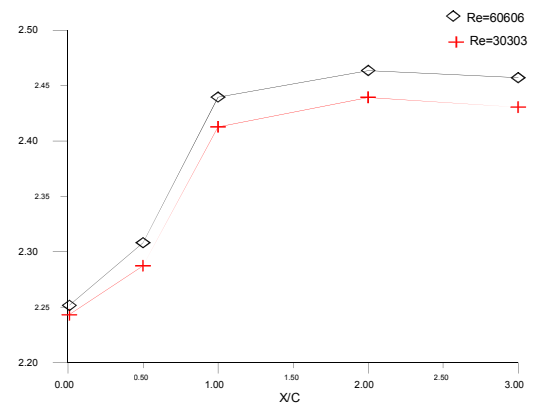
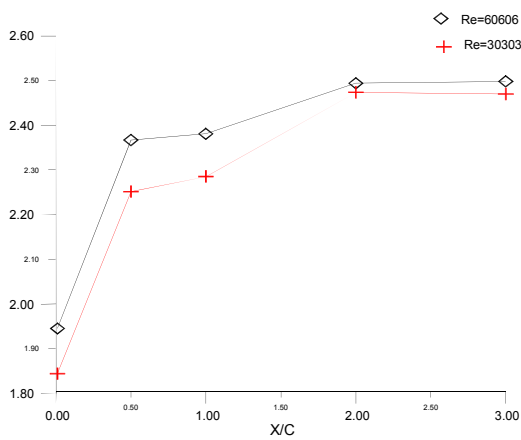


شکل ۲۱- تغییرات اغتشاشات دنباله در دو حالت صاف و زیر در زاویه 15° در رینولدز ۶۰۶۰۶



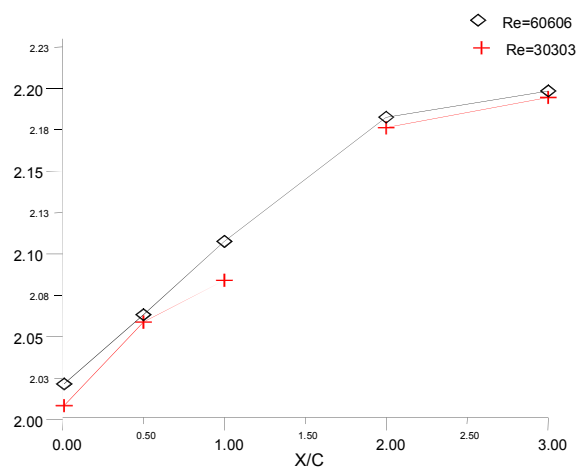
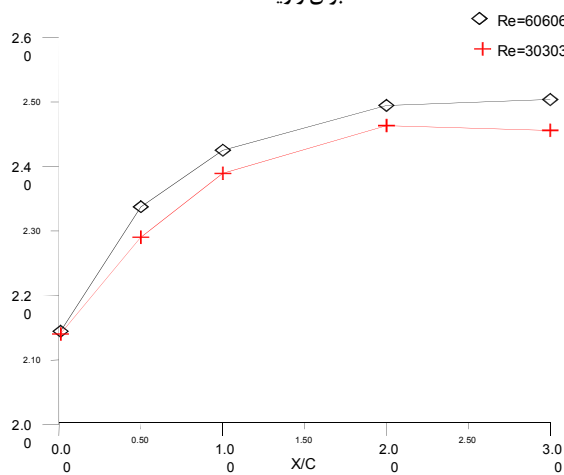
شکل ۲۲- ضریب پسا ایرفویل S823 در حالت صاف و در رینولدزهای مختلف برای زاویه ۵°+

شکل ۲۶- ضریب پسا ایرفویل S823 در حالت زبر و در رینولدزهای مختلف برای زاویه ۵°+



شکل ۲۴- ضریب پسا ایرفویل S823 در حالت صاف و در رینولدزهای مختلف برای زاویه ۱۰°+

شکل ۲۷- ضریب پسا ایرفویل S823 در حالت زبر و در رینولدزهای مختلف برای زاویه ۱۰°+



شکل ۲۵- ضریب پسا ایرفویل S823 در حالت زبر و در رینولدزهای مختلف برای زاویه صفر درجه

شکل ۲۸- ضریب پسا ایرفویل S823 در حالت زبر و در رینولدزهای مختلف برای زاویه ۱۵°+

۶- نتیجه گیری نهایی

از نتایج مهمی که در این تحقیق به دست آمد می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

- مشخصات دیناله و ضریب پسا ایرفویل‌ها در رینولدزها و زوایای اندازه‌گیری شده شرح داده شد. در عددهای رینولدز پایین ایرفویل‌ها نیروی پسا بیشتری را تولید کرده و با افزایش زاویه حمله زودتر به شرایط واماندگی می‌رسند.

- اندازه پروفیل سرعت میانگین و شدت اغتشاشات با تغییر عدد رینولدز و نیز تغییر زاویه حمله تغییر می‌کند.

- با توجه به اینکه جدایی با نوع جریان رابطه مستقیم داشته و با افزایش زبری جریان از حالت آرام به متلاطم تبدیل می‌گردد، این موضوع سبب کاهش سطح جدایش و به تعویق انداختن جدایش بر روی پره می‌شود؛ در نتیجه می‌توان، با افزایش زاویه، سطح تماس پره را افزایش داد که نتیجه آن ایجاد نیروی پسا کمتر است.

- اگر زاویه حمله از حد مشخصی بیشتر شود به علت ایجاد جدایی جریان در روی سطح ایرفویل ضریب پسا به شدت افزایش می‌یابد. هم‌چنین آرام بودن جریان در حالت صاف سبب می‌شود که ناحیه جدایش سطح بیشتری از ایرفویل را پوشانده و ضریب پسا را بیشتر افزایش دهد مناسب‌ترین زاویه حمله در رینولدزهای مختلف مقدار ۱۰ درجه به دست آمد.

- اندازه پروفیل‌های سرعت و شدت اغتشاشات در اعداد رینولدز بزرگتر از ۳۰۳۰۳ با افزایش زاویه حمله افزایش می‌یابد.

- می‌توان نتیجه گرفت که برخلاف تصور زبری باعث کاهش ضریب پسا بر روی ایرفویل مذکور می‌گردد، که این موضوع می‌تواند به تولید توربین‌هایی با سطوح زبر انجامد که ایده‌ای برای ساخت توربین‌های بادی کوچک و قابل استفاده در سرعت‌های کم است. گفتنی است که تکنولوژی تولید توربین‌های کوچک خانگی با سرعت‌های کم در اختیار آمریکا و چند کشور دیگر است.

۷- مراجع

- [1] Stiesdal H., the Wind Turbine. EBook of Bonus Energy, <www.bonus.uk>, 199^۹. (E-Book).
- [2] Somers D. M., Design and Experimental Results for the S809 Airfoil. Airfoils Incorporated, Hampton, Virginia, March 1989.
- [3] Lu B., and Bragg M., BExperimental Investigation of Airfoil Drag Measurement with Simulated Leading-Edge Ice using the Wake Survey Method. 18th AIAA Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, v. 2000, n. 3919, 2000.
- [4] Khoshnevis A.B. Pedram M., Experimental study of Wake Characteristics on an Asymmetric Airfoil Using Tripping Wires., Journal of Mechanical Eng., Vol. 41, and No.1: 1-9. Serial No. 61 Spring and summer 2011.
- [5] Selig M. S., and Mc Granahan B. D. Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines. Journal of the NREL/SR, v. 500, n. 34515, 2004.
- [6] Somers D. M., the S822 and S823 Airfoils. Journal of the NREL/SR, v. 500, n. 36342, January 2005.
- [7] Madsen H. A., Aerodynamics of a Horizontal Axis Wind Turbine in Natural Conditions. Journal of the Risoe, v.2903, 1991.
- [8] Van Backström T. W. and Denton T. S. A., Aerodynamic optimization of a small-scale wind turbine blade for low wind speed conditions. University of Stellenbosch, December 2006.
- [9] Gorji M.E., Khoshnevis A.B., Gholipour Asrami E. and Vahidi M., Experimental Investigation of Airflow Velocity Profiles Effects on the Wires and Cables of Power Transmission

- Lines and Supporting Devices.", Journal of Solid and Fluid mechanics, Vol 2, No 1. pp 83-97, Spring 2012. (In Persian).
- [10] Khoshnevis A.B., Barzanoi V., Experimental Investigation of the Trailer Wake Effects on the Aerodynamics of a Car Model.", Journal of Fluid mechanics and Aerodynamics, Vol. 1, No. 1. pp 13-27, Fall 2012. (In Persian).
- [11] Carmichael B. H., Low Reynolds Number Airfoil Survey. Volume I. Contractor Report 165803, NASA, 1982.
- [12] Gerakopoulos R., M. S. H., Boutilier and S. Yarusevych, "Aerodynamic Characterization of a NACA 0018 Airfoil at Low Reynolds Numbers. In 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Chicago, Illinois, vol. 2010-4629, 2010.
- [13] Goldstein, S., A Note on the Measurement of Total Head and Static Pressure on a Turbulent Stream, Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Vol. 155, No.32, pp. 570-575, 1936.
- [14] Kaplan Rajo., Experimental Investigation of Airfoil Drag Measurements with Simulated Leading-Edge Ice, Using Wake-Survey Method, AIAA3919, 2000.
- [15] Chao M.B., Experimental Investigation of the Wake-Survey Method for a Bluff Body with Highly Turbulent Wake, AIAA-3060, 2002.