



Enhancement of the Accuracy of Experimental Drag Coefficient Calculation of an Airfoil by Including the Turbulence Velocity Terms in the Wake Region

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Maleki Gh.¹ MSc,
Tabatabaieian S.¹ MSc,
Soltani M.R.^{*2} PhD,
Davari A.¹ PhD

How to cite this article

Maleki Gh, Tabatabaieian S, Soltani M.R, Davari A. Enhancement of the Accuracy of Experimental Drag Coefficient Calculation of an Airfoil by Including the Turbulence Velocity Terms in the Wake Region. Modares Mechanical Engineering. 2020;20(8):2101-2112.

ABSTRACT

In the present study, the instantaneous velocity profile behind an airfoil at two different Reynolds numbers has been measured experimentally. Data are used to study the wake profile and the corresponding drag coefficient force of the airfoil in different conditions. In the conventional and common methods for calculation of the drag force coefficient through the velocity measurement behind an airfoil, turbulence velocity terms of the momentum equation are ignored. However at moderate to high angles of attack where the flow becomes turbulent and separation occurs, the nature of the flow becomes three dimensional and disregarding the components of the fluctuation of velocity (in three dimensions) in calculation of the drag coefficient of airfoil may result in erroneous information. In the present study, in order to increase the accuracy of the experimental drag coefficient of the airfoil for moderate to high angles of attack, turbulence velocity terms in experimental drag coefficient calculation are considered and this causes an acceptable compatibility between experimental and numerical results whereas for low angles of attack, disregarding the effects of turbulence velocity terms in experimental drag coefficient calculation will improve the accuracy of the experimental drag coefficient and a desired compatibility between experimental and numerical data will be established.

Keywords Wind Turbine; Wake Region; Drag Coefficient; Reynolds Number; Pressure Rake; Turbulence Velocity Terms

¹Department of Aerospace Engineering, Science & Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran
²Aerospace Engineering Faculty, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran. P. O. Box: 11365-11155
Phone: +98 (21) 66164601
Fax: +98 (21) 66022731
msoltani@sharif.edu

Article History

Received: July 26, 2019
Accepted: May 5, 2020
ePublished: August 15, 2020

CITATION LINKS

[1] A method for the direct determination of wing section drag [2] Measurement of profile drag by the pitot traverse method [3] The determination of drag by the pitot travers method [4] Determination of profile drag from measurements in the wake of a body [5] Experimental investigation of the momentum method for determining profile drag [6] On the decomposition of drag from wake survey measurements [7] Determination of drag of a circular cylinder [8] Airfoil drag prediction and decomposition [9] Recent experience with different methods of drag prediction, Progress in Aerospace Sciences [10] A note on the measurement of total head and static pressure in a turbulent stream [11] Low-speed wind tunnel testing [12] An experimental investigation of time lag in pressure-measuring systems [13] Experimental investigation of the wake-survey method for a bluff body with a highly turbulent wake [14] Airfoil drag measurement with simulated leading-edge ice using the wake survey method [15] Fundamentals of aerodynamics

افزایش دقت محاسبه تجربی ضریب پسای یک ایرفویل با احتساب ترم‌های سرعت اغتشاشی در ناحیه دنباله

غلامحسین ملکی MSc

گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

سیاوش طباطبائی MSc

گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

محمدرضا سلطانی PhD

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

علیرضا داوری PhD

گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

چکیده

در مطالعه حاضر، پروفیل سرعت لحظه‌ای در پشت یک ایرفویل به صورت تجربی در دو عدد رینولدز متفاوت اندازه‌گیری شده است. داده‌های حاصل از این اندازه‌گیری برای مطالعه پروفیل دنباله و ضریب نیروی پسای ایرفویل در شرایط گوناگون استفاده می‌شود. در روش‌های مرسوم و متداول برای محاسبه ضریب نیروی پسای ایرفویل از طریق اندازه‌گیری سرعت در پشت ایرفویل، از ترم‌های سرعت اغتشاشی معادله مومنوم صرفه‌نظر می‌شود. اگرچه، در زوایای حمله متوسط به بالا که جریان مغشوش می‌شود و جدایش هم اتفاق می‌افتد، ماهیت جریان سه‌بعدی می‌شود و نادیده گرفتن ترم‌های اغتشاشی سرعت (در سه‌بعد) در محاسبه ضریب پسای ایرفویل ممکن است منجر به کسب داده‌های اشتباه شود. در مطالعه حاضر به منظور افزایش دقت محاسبه تجربی ضریب پسای ایرفویل برای محدوده زوایای حمله متوسط به بالا، ترم‌های سرعت اغتشاشی در محاسبه ضریب پسای ایرفویل لحاظ می‌شود و این امر منجر به برقراری همخوانی مطلوب بین نتایج عددی و تجربی می‌شود، در حالی که برای محدوده زوایای حمله اندک، به منظور افزایش دقت محاسبه تجربی ضریب پسا و ایجاد یک تطابق مطلوب بین نتایج عددی و تجربی، می‌توان از اثرات ترم‌های سرعت اغتشاشی در محاسبه تجربی ضریب پسای ایرفویل صرفه‌نظر کرد.

کلیدواژه‌ها: توربین بادی، ناحیه دنباله، ضریب پسا، عدد رینولدز، ریک فشار، ترم‌های سرعت اغتشاشی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۵/۰۴

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۲/۱۶

*نویسنده مسئول: msoltani@sharif.edu

مقدمه

وسایل تولید انرژی تجدیدپذیر، نقش مهم و فزاینده‌ای در تولید نیروی الکتریکی ایفا می‌کنند. باد یکی از این انرژی‌ها است که با توجه به رایگان بودن، دارابودن منابع تجدیدپذیر و اینکه استفاده از آن مسایل آلودگی محیط زیست آن چنانی را در بر ندارد، به عنوان یک منبع انرژی موثر مورد توجه قرار گرفته است. نیاز روزافزون به انرژی‌های تجدیدپذیر، وجود پتانسیل بادی بسیار مناسب در ایران و همچنین با توجه به آنکه در توربین‌های برق-بادی، بومی بودن و به عبارتی اثرات اقلیمی در تولید توان آنها بسیار موثر است، پرداختن به دانش طراحی پره توربین‌ها در ایران ضروری بوده و می‌تواند گام بسیار مفیدی در تولید این انرژی‌ها در ایران قلمداد شود. بر این اساس، تصمیم به بومی کردن دانش طراحی و ساخت

پره‌های توربین باد شد. پره‌های توربین باد از بزرگ‌ترین اجسام آیرودینامیکی هستند که در پایین‌ترین لایه‌های جو کار می‌کنند. لذا شرایط عملکردی و خصوصیات باد ورودی به آنها با وسایل برآزای مورد استفاده در هوانوردی اندکی تفاوت دارد. بنابراین به دلیل حساسیت موضوع، برای تحلیل آیرودینامیکی پره‌ها علاوه بر استفاده از کدهای عددی، در پاره‌ای از موارد که پره بیشترین شرایط عملکردی را دارا باشد، آزمایش‌های تجربی (آزمون تونل باد) نیز جز ملزومات است. این بدین دلیل است که توربین‌های بادی بیشترین کارایی خود را در نزدیکی نواحی واماندگی پره دارند. نتایج استاتیکی به دست آمده، نشان‌دهنده غیبردقیق بودن پیش‌بینی کدهای عددی در قسمت غیرخطی منحنی برآ و در ناحیه واماندگی استاتیکی این مقطع است. در واقع برای حالت‌های عملکردی توان نامی و بعد از آن نتایج تحلیلی نرم‌افزاری تجاری موجود دقت مناسبی ندارند. لذا انجام آزمایش تونل باد برای کلیه حالت‌های استاتیک نیز لازم است تا مقادیر حقیقی به دست آیند.

بررسی میدان جریان در ناحیه دنباله پره توربین‌های باد و محاسبه نیروی پسای آنها از مهم‌ترین پارامترهای تأثیرگذار بر راندمان آیرودینامیکی پره است. نیروی پسای مدل در تونل باد با اندازه‌گیری پروفیل سرعت در ناحیه دنباله جسم، محاسبه توزیع فشار روی سطح جسم و یا اندازه‌گیری مستقیم با استفاده از انواع بالانس تعیین می‌شود. بسته به نوع مساله، شرایط آزمون، امکانات موجود و مشخصات مدل، یکی از روش‌های مذکور مورد استفاده قرار می‌گیرند. در روش بررسی ناحیه دنباله جریان (Wake-Survey Method)، با محاسبه مقدار مومنوم در پایین‌دست مدل و اختلاف آن با مومنوم بالادست، می‌توان نیروی پسا را اندازه‌گیری نمود. مزیت استفاده از روش مطالعه ناحیه دنباله این است که در این روش می‌توان به بررسی کمی و کیفی جریان هوا در ناحیه دنباله نظیر مشخصه‌های جریان، مولفه‌های پسا و توزیع آنها را در راستای دهانه ناحیه دنباله و غیره پرداخت، که برای طراحی بال و هواپیما و تایید اعتبار کدهای دینامیک سیالات عددی مورد نیاز است. در روش‌های دیگر، علاوه بر آنکه امکان مطالعه میدان جریان در نواحی مجاور وجود ندارد، برای مدل‌هایی با ابعاد کوچک محدودیت‌های فراوانی به وجود خواهد آمد.

برای مسایل دوبعدی پایا، جهت تعیین ضریب پسا معمولاً از معادلات استخراجی بتز و جونز^[1, 2] استفاده می‌شود. تیلور^[3] معادلات بتز و جونز را بررسی نمود. او صرفه‌نظر کردن از ترم‌های تنش رینولدز و نیز ثابت فرض کردن فشار کل در راستای خط جریان را از فرضیات بسیار محدودکننده این معادلات اعلام کرد که دقت محاسبات را به طور قابل توجهی کاهش می‌دهند. بولای^[4] روش تحلیل و بررسی ناحیه دنباله را ارزیابی نمود و نشان داد که اگر استخراج ضریب پسا در مقاطع خیلی پایین‌دست مدل صورت گیرد، به دلیل فرضیات لحاظ شده، خطاهای زیادی وارد محاسبات خواهد شد.

خواهند گرفت. ضریب پسی ایرفویل از توزیع سرعت در ناحیه دنباله ایرفویل، با احتساب سرعت‌های اغتشاشی و بدون آن محاسبه شده تا اثرات سرعت‌های اغتشاشی بر روی ضریب پسا بررسی و مقایسه شود. همچنین اصلاحاتی بر روی ضرایب محاسبه شده برای اثرات وجود دیواره و انسداد جریان در تونل، اعمال شده است [11]. به منظور اعتبارسنجی و حصول اطمینان از دقت اخذ و پردازش اطلاعات تجربی، نتایج نهایی حاصل از آزمایش‌ها با نتایج کد مهندسی ایکس‌فوایل و کد عددی فلوئنت نیز مقایسه شده‌اند.

لحاظ نمودن ترم‌های سرعت اغتشاشی در محاسبه تجربی ضریب پسی ایرفویل مذکور و ایجاد یک همخوانی قابل قبول بین نتایج تجربی و نتایج حاصل از کدهای عددی (فلوئنت) از مهم‌ترین نوآوری‌های است. در زوایای حمله اندک، ماهیت جریان حول ایرفویل به صورت آرام (Laminar) و دوبعدی است، اما در زوایای حمله زیاد و همچنین بعد از جدایش، به علت مغشوش شدن جریان، ماهیت آن دیگر دوبعدی نیست و باید جریان را به صورت سه‌بعدی فرض و ترم‌های سرعت اغتشاشی را در سه‌بعد لحاظ کنیم. محاسبه تجربی ضریب پسی ایرفویل بدون احتساب ترم‌های اغتشاشی در زوایای حمله بالا و نیز با در نظر گرفتن ترم‌های اغتشاشی در زوایای حمله اندک، منجر به انحراف زیاد و در نتیجه ایجاد خطای چشمگیر بین نتایج عددی و تجربی می‌شود. پس از استخراج نتایج تونل باد، با استفاده از روابط موجود، ترم‌های سرعت اغتشاشی برای تمامی حالت‌های موجود محاسبه می‌شود و با داشتن ترم‌های سرعت اغتشاشی، مقدار ضریب پسی تجربی ایرفویل محاسبه می‌شود و با نتایج عددی مورد قیاس قرار خواهد گرفت. این روال برای محدوده زوایای حمله اندک و زیاد مورد بررسی قرار گرفته و دقت آنها بررسی شده است.

تجهیزات آزمایشگاهی

کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت مدار باز از نوع مکشی انجام شده است. سرعت جریان در این تونل توسط یک فن و موتور الکتریکی با توان مصرفی ۱۵۰ کیلووات تامین می‌شود. ابعاد محفظه آزمایش این تونل باد $10 \times 10 \times 8$ سانتی‌متر است و سرعت جریان تونل از 10 متر بر ثانیه تا نزدیکی 100 متر بر ثانیه معادل محدوده عدد رینولدز 10^5 تا 10^6 بر متر قابل تنظیم است. مدل مورد آزمایش، مقطع در شعاع 16 متری از پره $23/5$ متری توربین برق بادی 660 کیلووات است. دلیل انتخاب این مقطع از پره توربین برق بادی 660 کیلووات، توزیع معمول بارگذاری روی پره و ملاحظات ساخت بوده است. مختصات این مقطع با استفاده از قالب‌گیری از روی پره اصلی استخراج شده و اندازه مدل با توجه به مقطع آزمایش تونل باد تعیین شده و دارای دهانه 80 سانتی‌متر و وتر 25 سانتی‌متر است. در شکل ۱، مقطع ایرفویل مورد نظر به نمایش در آمده است.

گوت [5] گزارش کرد که فرضیات استفاده شده توسط بتز و جونز در استخراج معادله تعیین ضریب پسا ممکن است تغییراتی در نتایج ایجاد نماید. اگر چه در آزمایشی که خود گوت انجام داد، به این نتیجه رسید که خطاهای ناشی از این فرضیات برای آزمایش ایشان بسیار اندک هستند. وی مقطع بال سه نوع ایرفویل ناکا را بررسی نمود و پسا را در سه مقطع پایین دست ایرفویل (3° - 5°) $C_x = \frac{X}{C}$ و در ضرایب برای گوناگون محاسبه و با معادلات بتز و جونز مقایسه کرد. این مقایسه نشان داد که تفاوت چندانی بین نتایج وی و نتایج بتز و جونز وجود ندارد. تاکاهاشی [6] هم به نتیجه‌گیری مشابه با گوت رسید. همچنین گوت نتیجه گرفت که در مقاطع دور از لبه فرار ایرفویل، ضریب پسی محاسبه شده تغییر چشمگیری نخواهد داشت. خطاها و اشکالاتی در هنگام استفاده از معادلات جونز در مقطع بررسی ناحیه دنباله در نزدیکی لبه فرار ایرفویل مشاهده شد که این امر در تحقیق گوت و تاکاهاشی نیز مشاهده شد.

در روش‌های بررسی و آنالیز ناحیه دنباله، فرض می‌شود که دنباله در مقطعی که تجزیه و تحلیل می‌شود، به صورت پایا باشد. از این رو، وقتی با جریان دنباله ناپایا مواجه می‌شوند، به علت جدایش جریان و نیز وجود دنباله‌هایی که به شدت توربولانسی هستند، معادلات شامل محدودیت‌هایی می‌شوند که این معادلات توسط تاکاهاشی مورد بررسی قرار گرفت.

برای تصحیح اثرات توربولانس بر روی استخراج ضریب پسی اجسامی که دارای دنباله‌های توربولانسی شدید هستند، آنتونیو و راجاگوپالان [7]، کائو و ون دام [8] و همچنین ون دام [9] یک معادله انتگرالی برای پسی ناشی از دنباله ارایه دادند که در آن اثرات توربولانس با این فرض که دنباله یک جریان برشی دوبعدی است، لحاظ شده است. این معادله شامل انتگرال دومولفه‌ای از دنباله توربولانس است که می‌بایست این مولفه‌ها تخمین زده یا اندازه‌گیری شوند.

باید توجه داشت که در اجسام غیرآیرودینامیکی، توربولانس کاملاً سه‌بعدی بوده و بنابراین فرضیات به کاررفته در این معادله انتگرالی صحیح نیستند. از این رو، معادله ون دام مطابق با تحلیل گلدشتاین [10] و تئوری انتقال ورتیسیته (Vorticity-Transport) اصلاح شده تا اینکه بتواند برای دنباله سه‌بعدی با شدت توربولانس بالا مورد استفاده قرار گیرد.

بررسی ناحیه دنباله ایرفویل‌های مقطع توربین باد از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است. هنگامی که توربین باد در حال چرخش است، هر کدام از تیغه‌ها در ناحیه دنباله تیغه دیگری قرار می‌گیرند. از این رو، تحلیل دقیق ناحیه دنباله در طراحی ایرفویل مقطع توربین باد و همچنین افزایش راندمان آیرودینامیکی آن بسیار حیاتی و حایز اهمیت است.

در این مقاله، عملکرد یک ایرفویل مقطع توربین باد در دو عدد رینولدز متفاوت به صورت تجربی مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. لازم به ذکر است که صرفاً نتایج آزمون‌های استاتیکی مورد بررسی قرار

برای اندازه‌گیری فشار از مبدل‌های فشاری که از نوع تفاضلی بوده و اختلاف فشار نسبی را اندازه‌گیری می‌کنند، استفاده شده است. ولتاژ تغذیه ورودی این مبدل‌ها 8 ± 0.005 ولت جریان مستقیم بوده و وقتی اختلاف فشار دو سر آن صفر باشد، ولتاژ خروجی آن در حدود $3/2$ تا $3/4$ ولت است. برای استفاده از این مبدل‌ها هر کدام آنها به‌طور جداگانه با فشارسنج دقیق کالیبره شده‌اند. مبدل‌های مورد استفاده در آزمایش‌ها از نوع 143PC01D است که دارای محدوده فشار تفاضلی مثبت و منفی یک پی‌اس‌آی هستند. زمان پاسخ‌گویی مبدل‌ها به تغییرات فشاری یک میلی‌ثانیه است.

برای اندازه‌گیری ولتاژ خروجی مبدل‌ها از پنچ برد اخذ اطلاعات استفاده شده است. برای تبدیل ورودی‌های آنالوگ به دیجیتال این بردها از سه عدد کارت مبدل آنالوگ به دیجیتال، از نوع NI-DAQ-64E3 استفاده شده است. این کارت‌ها به دو کامپیوتر متصل و به‌وسیله یک سوئیچ به‌طور همزمان قادر به ثبت اطلاعات هر فشارسنج هستند. اطلاعات با فرکانس 100 هرتز برای مدت زمان 5 ثانیه به همراه یک فایل ثبت می‌شود. در شکل ۲- ب تصویری کلی از ابزار داده‌برداری نشان داده شده است. کارت‌های مبدل آنالوگ به دیجیتال در شکل ۳ نشان داده شده است.

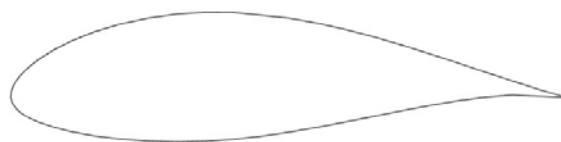


شکل ۳) کارت تبدیل اطلاعات آنالوگ به دیجیتال (A/D)

کلیه فشارسنج‌ها قبل از انجام آزمایشات به‌صورت دقیق کالیبره شدند و از خطی‌بودن خروجی آنها اطمینان حاصل شد. قبل از شروع هر آزمایش، ولتاژ کلیه مبدل‌ها ثبت شد و در انتهای آزمایش پس از خاموش‌نمودن تونل، ولتاژها دوباره اندازه‌گیری شدند و با ولتاژهای اولیه قبل از شروع تونل مقایسه گشتند تا در صورت بارگذاری بیش از حد آنها و غیرخطی‌شدن خروجی تعویض شوند یا اصلاحاتی در داده‌ها صورت گیرد که در کلیه شرایط آزمایش‌ها تغییراتی در خروجی مبدل‌ها قبل از بارگذاری و پس از بارگذاری مشاهده نشود.

منابع خطا

خطا در آزمایش‌های تجربی همیشه وجود دارد که باید سعی کرد همه منابع تولید خطا را یافت و در صورت امکان مقدار خطای آنها را به حداقل ممکن رساند و برای منابعی که قابل حذف نیستند، مقدار خطا را محاسبه کرده و داده‌های آزمایش را تصحیح نمود. خطاها ممکن است دینامیکی و یا سینماتیکی باشند. در ادامه به بعضی از این خطاها اشاره می‌شود.



شکل ۱) مقطع ایرفویل مورد آزمایش

جهت اندازه‌گیری پروفیل سرعت در ناحیه دنباله از دو عدد ریک استفاده شده است. ریک فوقانی در شکل ۲- الف حاوی 67 عدد لوله اندازه‌گیری فشار کل است. از طرف دیگر، ریک تحتانی در شکل ۲- ب الف متشکل از 10 عدد لوله اندازه‌گیری فشار کل و 11 عدد لوله اندازه‌گیری فشار استاتیک و فشار کل به‌صورت همزمان است. دهانه ریک فوقانی ساخته شده برای این آزمایش‌ها 30° و دیگری برابر 80° سانتی‌متر بوده و تراکم لوله‌های ریک فوقانی در وسط دهانه بیشتر است. فاصله مراکز لوله‌های ریک فوقانی در وسط حدود 2 میلی‌متر و در کناره‌ها به یک سانتی‌متر افزایش می‌یابد. همچنین قطر لوله‌های به‌کاررفته در ریک فوقانی $2/2$ میلی‌متر و از جنس استیل است. در ریک تحتانی، فاصله بین مرکز لوله‌ها حدود 4 سانتی‌متر و قطر لوله‌های اندازه‌گیری فشار کل $2/5$ میلی‌متر و قطر لوله‌های اندازه‌گیری فشار استاتیک کل 3 میلی‌متر (با جنس استیل) است. ریک‌ها در فاصله 13 سانتی‌متری هم قرار دارند و هنگام آزمایش، ریک‌ها در فاصله طولی $1/5$ برابر وتر ایرفویل در پایین‌دست قرار گرفته‌اند. در شکل ۲- الف، دو عدد ریک مورد استفاده در آزمایش‌ها نشان داده شده است.



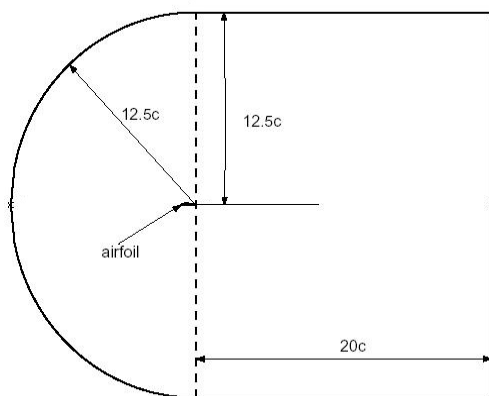
(الف)



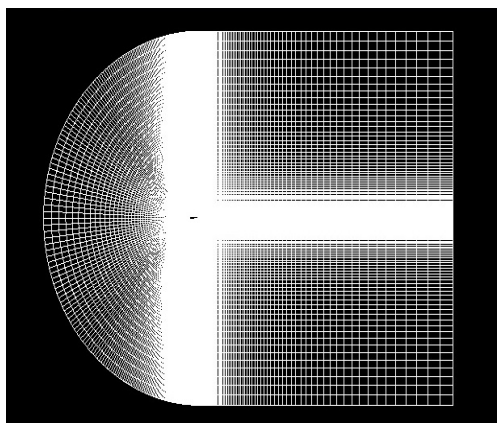
(ب)

شکل ۲) الف) موقعیت قرارگیری ریک‌ها در مقطع آزمون تونل باد، ب) نمای کلی از ابزار داده‌برداری

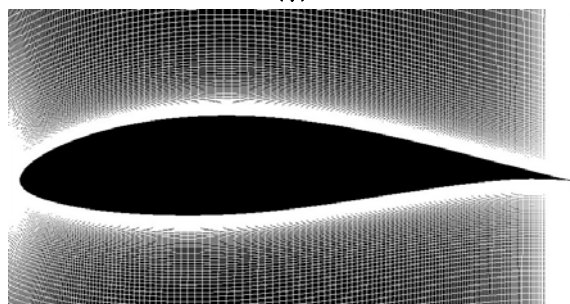
دقت محاسباتی در مکان‌های نزدیک به لبه حمله، سطح و لبه فرار ایرفویل که گرادیان‌های شدید وجود دارد، از شبکه‌بندی با تراکم بیشتری در این نواحی استفاده شده است (شکل ۴-ج). مقدار y^+ در این تحلیل، یک در نظر گرفته شده است.



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۴ (الف) شبکه محاسباتی، (ب) و (ج) مش ناحیه محاسباتی

روش حل عددی

جهت مدل‌سازی آشفتگی، مدل دو معادله‌ای کی و امگا اس‌اس‌تی $(k - \omega)$ بر پایه معادلات متوسط‌گیری شده ناویر استوکس (Reynolds Averaged Navier Stokes; RANS) به‌کار رفته و لذا دستگاه معادلات پیوستگی، مومنتوم و معادله انرژی جنبشی توربولانسی و معادله نرخ ویژه اتلاف برای جریان تحت شرایط دوبعدی، تراکم‌ناپذیر، لزج و تک‌فاز مورد حل واقع شده است.

برای انجام آزمایش‌ها، تونل باد در مدت‌زمان طولانی به جهت داده‌برداری روشن بود. بنابراین در هنگام انجام هر آزمایش، دما، فشار و رطوبت محیط و نیز داخل مقطع آزمون دارای تغییراتی هر چند اندکی بودند که این مساله منجر به تغییر عدد رینولدز می‌شد و این تغییر در عدد رینولدز، تاثیر بر روی نتایج و تکرارپذیری آنها می‌گذاشت.

جهت اندازه‌گیری پروفیل سرعت در ناحیه دنباله ایرفویل لازم بود تا ریک دقیقاً در محل مورد نظر و موازی با دیواره تونل باد نصب شود و مقدار زاویه حمله و زاویه سرش جانبی آن با جریان صفر باشد اما فضای کوچک مقطع آزمون تونل باد اجازه تنظیم خیلی دقیق را مقدور نمی‌کرد.

وجود اغتشاشات و نویزهای الکتریکی می‌تواند روی داده‌های تجربی تاثیر بگذارد. در اندازه‌گیری‌ها با استفاده از میانگین‌گیری، سعی می‌شود شدت این خطا کاهش یابد. در انجام آزمایش‌ها جهت به حداقل رساندن اغتشاشات در خروجی سنسورها، از کابل‌های شیلدار استفاده شده است و گراند منبع تغذیه با گراند کامپیوتر، جعبه سنسور فشارسنج‌ها و شیلدها به لوله‌های آب وصل شدند و برد ترمینال نیز در یک پوشش آلومینیومی قرار گرفت. انجام این کارها جهت کاهش اغتشاشات در خروجی مبدل‌ها بسیار موثر بود و دامنه اغتشاشات را به کمتر از ۳ میلی‌ولت رساند و با فیلترکردن نتایج، خروجی مبدل‌ها تا سه رقم اعشار قابل استفاده شد.

خطای فشارسنج‌ها و کالیبراسیون و نیز تغییرات ضریب کالیبراسیون آنها تحت تاثیر نوسانات ولتاژ ورودی و شرایط محیطی در بررسی نتایج آنها موثر است. به‌منظور به حداقل رساندن این مورد، خطای کالیبراسیون مبدل‌ها یک‌بار در ابتدا و یک‌بار نیز در انتهای آزمایش‌ها محاسبه شد تا از تغییرنیافتن ضریب کالیبراسیون اطمینان حاصل شود.

در صورتی که طول شیلنگ‌های ریک کمتر از ۱/۵ متر باشد، خطایی وارد محاسبات نخواهد شد^[12]. طول شیلنگ‌های به‌کاررفته کمتر از ۱/۵ متر انتخاب شده است تا خطایی شامل محاسبات نشود.

هندسه مساله و شبکه محاسباتی

جهت بررسی و مقایسه نتایج تونل باد با داده‌های عددی و همچنین جهت کاهش آزمون‌های تونل باد از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. در شکل ۴-الف، شماتیکی از هندسه دوبعدی ایرفویل مورد نظر آورده شده است. به‌منظور اطمینان از توسعه‌یافتگی جریان برای ورود به منطقه محاسباتی و برطرف‌شدن اثرات ورودی و خروجی جریان، از ابتدای منطقه محاسباتی تا لبه حمله و از لبه فرار تا انتهای منطقه محاسباتی به‌ترتیب ۱۲/۵ و ۲۰ برابر طول وتر در نظر گرفته شده است. طراحی مدل مهندسی و تولید شبکه محاسباتی با استفاده از نرم‌افزار گمبیت انجام گرفته و شبکه به‌صورت سازمان‌یافته، غیریکنواخت و چهاروجهی است که در شکل‌های ۴-ب و ۴-ج نشان داده شده است. به‌منظور افزایش

اغتشاشات، تطابق خوبی بین داده‌های آزمون با مقدار واقعی را به‌دست آورد.

به‌منظور ارزیابی سهم اغتشاشات در محاسبه ضریب پسا و برای اصلاح اثر اغتشاشات روی تعیین پسای یک جسم با دنباله خیلی مغشوش باید معادلات انتگرالی دنباله-پسا را طوری به‌دست آورد که اثرات اغتشاشات، در دنباله‌هایی که جریان برشی سه‌بعدی است، به‌عنوان پایه و اساس فرضیات به‌کاررفته‌شده در معادلات باشد. از نوآوری اصلی این پژوهش، استفاده از روش بررسی دنباله با در نظرگرفتن سهم اغتشاشات دنباله جریان، برای محاسبه پسا است. پایه‌های فرضیات معادلات به‌کاررفته‌شده در روش بررسی ناحیه دنباله بدین گونه است که جریان در مکان مورد بررسی دنباله پایا است. همان گونه که آشکار است، دنباله‌های بسیار آشفته در هنگامی که جدایش جریان بسیار وسیع است، وجود دارد، بنابراین این روش موقعی که جریان ناپایا می‌شود، دارای محدودیت‌های زیادی است. در این قسمت استخراج فرمولاسیون محاسبه ضریب پسای ایرفویل با در نظرگرفتن سرعت‌های اغتشاشی ارایه می‌شود. با اندازه‌گیری اختلاف مومنتوم جریان بالادست و پایین‌دست مدل و با استفاده از معادله مومنتوم در جهت جریان، می‌توان مقدار ضریب پسای مدل را با در نظرگرفتن فرم اغتشاشی معادله، محاسبه کرد.

با بسط جمله مربوط به مجموع نیروهای خارجی در معادله مومنتوم و قراردادن تنش رینولدز در روند استخراج معادلات، ضریب پسا به فرم زیر بیان می‌شود [13, 14].

$$C_d = \int_w \left(\frac{P_{s,e} - P_{s,w}}{q_\infty} \right) d \left(\frac{z}{L} \right) + 2 \int_w \frac{\bar{u}}{U_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{U_\infty} \right) d \left(\frac{z}{L} \right) + \frac{1}{q_\infty} \int_w \tau_{xx} d \left(\frac{z}{L} \right) \quad (1)$$

در معادله ۱، τ_{xx} می‌تواند به‌صورت مجموع مولفه‌های گرانروی و تنش رینولدز ارایه شود [13, 14].

$$\tau_{xx} = \mu \left(2 \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{V} \right) - \rho \overline{u'^2} - 2 \overline{u'v'} - \overline{\rho' u'^2} \quad (2)$$

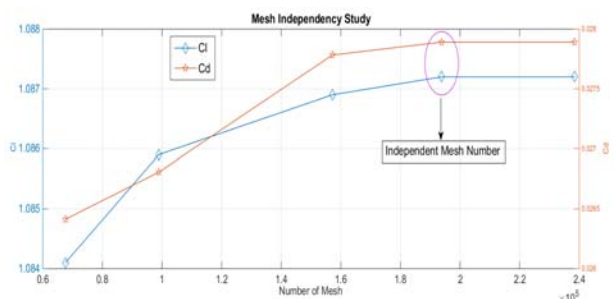
مولفه‌های گرانروی در جریان‌های با رینولدز بالا، خیلی کمتر از تنش رینولدز است و تغییرات چگالی برای جریان‌های با عدد ماخ پایین، قابل صرفه‌نظر است. بنابراین معادله ۱ را می‌توان به شکل زیر نوشت [13, 14].

$$C_d = \int_w \left(\frac{P_{s,e} - P_{s,w}}{q_\infty} \right) d \left(\frac{z}{L} \right) + 2 \int_w \frac{\bar{u}}{U_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{U_\infty} \right) d \left(\frac{z}{L} \right) - 2 \int_w \frac{\overline{u'^2}}{U_\infty^2} d \left(\frac{z}{L} \right) \quad (3)$$

از لحاظ تئوری این معادله می‌تواند در هر مقطع پایین‌دست مدل تا زمانی که خواص سیال با دقت اندازه‌گیری شود، مورد استفاده قرار گیرد. معادله ۳ دارای سه جمله است که جمله اول سهم تغییر فشار، جمله دوم سهم تغییر مومنتوم و جمله سوم تنش رینولدز هستند. تاکنون با فرض یک جریان دوبعدی، جملات اول و سوم این معادله حذف می‌شدند و نیروی پسا فقط با استفاده از ترم مربوط به تغییر مومنتوم به‌دست می‌آمد اما همان طور که بیان شد، جریان در ناحیه دنباله همیشه مغشوش بوده و سه‌بعدی بودن نیز از ویژگی‌های ذاتی جریان آشفته به‌شمار می‌رود.

حل عددی معادلات مذکور با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت، براساس حجم محدود و توسط حل‌کننده بر پایه فشار صورت گرفته و جهت گسسته‌سازی ترم فشار و سایر ترم‌های معادلات، تقریب مرتبه دوم و همچنین برای حل توام میدان فشار و سرعت، از روش کوپل استفاده شده است. معادلات سیال به‌صورت پایا حل شده‌اند. به‌منظور تشخیص همگرایی حل، معیار کاهش باقی‌مانده‌های ترازشده 10^{-6} است. استقلال مش برای تمامی زوایای حمله بررسی شده است. برای تمامی زوایا اجرا فلوئنت صورت گرفت و پس از آن ضریب پسا و برآ محاسبه شد. در هر مرحله مش ریزتر و تغییرات ضرایب آیرودینامیکی نسبت به حالت قبلی مش محاسبه شد. معیار قابل قبول، تغییرات نسبی کمتر از ۱٪ بود و سرانجام برای سرعت 20 m/s بر ثانیه (معادل رینولدز 1.0×10^6) تعداد مش 193800 و برای سرعت 30 m/s بر ثانیه (معادل رینولدز 1.5×10^6) تعداد مش 225000 معیار مورد نظر حاصل شد. به‌عنوان مثال، نمودار استقلال شبکه برای زاویه حمله 8° در سرعت 20 m/s بر ثانیه برای ضرایب برآ و پسا در نمودار ۱ ارایه شده است (برای سرعت 30 m/s بر ثانیه نیز همین روال برقرار است).

در نمودار ۱ ملاحظه می‌شود که برای سرعت 20 m/s بر ثانیه در تعداد 193800 و 225000 مش، تغییر آن‌چنانی در ضرایب برآ و پسای ایرفویل مشاهده نمی‌شود. لذا به‌منظور صرفه‌جویی در زمان محاسبه و کمتر اشغال شدن حافظه کامپیوتر، تعداد مش معادل 193800 در سرعت 20 m/s بر ثانیه و تعداد مش معادل 225000 در سرعت 30 m/s بر ثانیه به‌عنوان معیار انتخاب شده است.



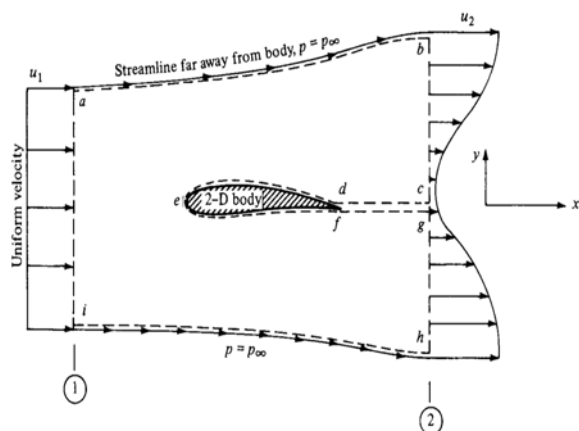
نمودار ۱) استقلال مش برای ضریب برآ و پسای ایرفویل در زاویه حمله 8° در سرعت 20 m/s بر ثانیه

فرمولاسیون استخراج نتایج

معادله مومنتوم با در نظرگرفتن ترم سرعت‌های اغتشاشی

اغتشاشات بر روی اندازه‌گیری فشار کل و فشار استاتیک اثرگذار است. لوله‌های فشار کل با میانگین مسیر جریان همراستا هستند. خواندن فشار کل به سبب اثرات ترم‌های سرعت اغتشاشی در صفحه محوری و متقاطع نسبت به مقدار واقعی آن متفاوت است که باعث خطا در محاسبه سرعت میانگین می‌شود. این اثرات بر روی ثبت فشار، موقعی که شدت آشفتگی تونل باد زیاد است، قابل صرفه‌نظر کردن نیستند. بنابراین این اثرات اغتشاشات را باید در طول زمان اندازه‌گیری فشار در نظر گرفت و با اصلاح اثرات این

معادله ۷، حاوی ترم سرعت‌های اغتشاشی نیست و لذا در این پژوهش از معادله ۷ برای محاسبه ضریب پسای کل ایرفویل بدون احتساب ترم سرعت‌های اغتشاشی استفاده می‌شود.



شکل ۵) حجم کنترل حول ایرفویل در مقطع آزمون تونل باد [15]

تغییرات ضریب پسای کل ایرفویل برحسب زاویه حمله

برای محاسبه سرعت‌های اغتشاشی در سه جهت x ، y و z می‌بایست یا از دستگاه جریان‌سنج سیم داغ و یا از لوله پیتوت پنج سوراخه استفاده کرد. از دستگاه جریان‌سنج سیم داغ و لوله پیتوت ۵ سوراخه استفاده نشده است. برای محاسبه سرعت اغتشاشی در راستای x ، سرعت خروجی حاصل از یکایک پراب‌ها (سرعت لحظه‌ای) استخراج شد و سپس متوسط‌گیری شد. مطابق با معادله ۸ سرعت اغتشاشی در راستای x یعنی u' به‌دست آمد.

$$u'(t) = (U_{\text{instantaneous}}(t) - \bar{U}) \quad (8)$$

برای استخراج معادله ۶ فرض شد که سرعت اغتشاشی در راستای x با سرعت اغتشاشی در راستای y و z برابر است. لذا برای محاسبه ضریب پسای کل ایرفویل با احتساب سرعت‌های اغتشاشی، از معادله ۶ با فرض $(u' = v' = w')$ [13, 14] استفاده شده است.

در نمودارهای ۲ و ۳، ترم اول معادله ۶ (ترم مومنتوم)، ترم دوم معادله ۶ (ترم توربولانس)، معادله ۶ (مجموع ترم مومنتوم و توربولانس) و همچنین معادله ۷ رسم شده است تا اثرات مومنتوم و توربولانس بر روی ضریب پسای حاصل از معادله ۷ در دو عدد رینولدز مذکور بررسی شود.

در نمودارهای ۲ و ۳ مشاهده می‌شود که ضریب پسای حاصل از معادله ۶، بیشتر از ضریب پسای حاصل از معادله ۷ است. معادله ۶ شامل مجموع دو ترم مومنتوم و توربولانس است. اگر معادله ۶ با معادله ۷ بررسی شود، ملاحظه می‌شود که معادله ۶، علاوه بر ترم مومنتوم، یک ترم دیگر به نام ترم توربولانس با آن جمع شده است. از این‌رو ضریب پسای حاصل از معادله ۶، بیشتر از ضریب پسای حاصل از معادله ۷ خواهد شد که این اختلاف ناشی از اضافه‌شدن ترم توربولانس در معادله ۶ است. این امر برای دو عدد

بر این اساس حذف دو جمله مذکور عملاً دقت محاسبه نیروی پسا با استفاده از پروفیل سرعت در ناحیه دنباله را کاهش خواهد داد.

از آنجایی که فشار استاتیک در دنباله به راحتی و با دقت قابل اندازه‌گیری نیست، با فرض اینکه دنباله یک جریان برشی است که در آن معادله مومنتوم به فرم $\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} = -\frac{\partial w'^2}{\partial z}$ نوشته می‌شود [7]. می‌توان معادله ۳ را به فرم $p_{s,e} - p_{s,w} = \rho w'^2$ [9]. انتگرال‌گیری نمود تا معادله ۴ استخراج شود [13, 14].

$$C_d = 2 \int_w \frac{\bar{u}}{U_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{U_\infty}\right) d\left(\frac{z}{L}\right) - 2 \int_w \frac{\bar{u}^2 - w'^2}{U_\infty^2} d\left(\frac{z}{L}\right) \quad (9)$$

با فرض سه‌بعدی بودن توربولانس برای دنباله ایرفویل و اعمال معادله ۳ و فرض اینکه مولفه‌های سرعت متوسط در صفحه جریان متقاطع $\bar{v}$ و $\bar{w}$ خیلی کوچک هستند و می‌توانند صرفه‌نظر شوند [10]، معادله ۵ استخراج می‌شود که می‌توان از آن در تعیین ضریب پسا استفاده نمود.

$$c_d = 2 \int_w \sqrt{\frac{q}{q_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{q}{q_\infty}}\right) d\left(\frac{z}{L}\right) + \int_w \left(\frac{v'^2 + w'^2 - u'^2}{U_\infty^2}\right) d\left(\frac{z}{L}\right) \quad (10)$$

در معادله ۵، $\bar{q} = \rho \bar{u}^2 / 2$ است. اولین ترم انتگرال در معادله ۵، ترم مومنتوم است در حالی که انتگرال دوم می‌تواند به‌عنوان توزیع توربولانس در نظر گرفته شود که ناشی از تنش رینولدز و اتلاف فشار استاتیک است (به‌علت جریان توربولانس در ناحیه دنباله). با اعمال فرض $u' = v' = w'$ [13, 14]، معادله ۵ به معادله ۶ که معادله نهایی است، تبدیل می‌شود.

$$C_d = 2 \times 4 \int_w \sqrt{\frac{q}{q_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{q}{q_\infty}}\right) d\left(\frac{z}{L}\right) + \left(4 \times \frac{1}{3}\right) \int_w \frac{\bar{q}'}{q_\infty} d\left(\frac{z}{L}\right) \quad (11)$$

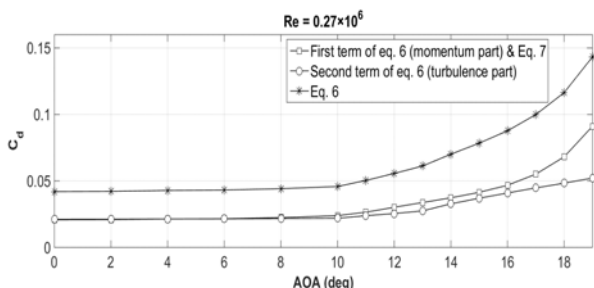
در معادله فوق، $\bar{q}' = (\bar{u}^2 + \bar{v}^2 + \bar{w}^2) / 2$ است. انتگرال اول در معادله ۶، ترم مومنتوم و انتگرال دوم، اثرات توربولانس است. برای محاسبه ضریب پسای کل ایرفویل با احتساب سرعت‌های اغتشاشی، از معادله ۶ استفاده شده است. ضریب ۴ به‌کاررفته‌شده در معادله ۶ به این علت است که مقدار وتر ایرفویل مورد بررسی برابر با ۲۵/۰ متر است. لازم به ذکر است که در کلیه مقالات ارایه‌شده که با استفاده از معادله مومنتوم نیروی پسا را محاسبه نموده‌اند، از ترم توربولانس صرفه‌نظر شده است.

معادله مومنتوم بدون در نظر گرفتن سرعت‌های اغتشاشی

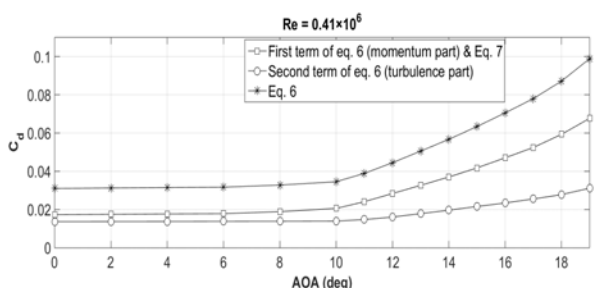
فرمولاسیون ضریب پسای ایرفویل بدون لحاظ نمودن سرعت‌های اغتشاشی به‌صورت معادله ۷ بیان می‌شود. در استخراج این معادله فرض شده است که جریان تراکم‌ناپذیر باشد، سرعت در ورودی یکنواخت باشد و همچنین حجم کنترل (شکل ۵) به اندازه‌ای از ایرفویل دور باشد که فشار استاتیک در همه جای حجم کنترل مورد نظر ثابت و برابر با فشار محیط باشد. با اعمال نمودن معادلات بقای جرم و مومنتوم بر روی حجم کنترل اطراف ایرفویل مذکور، مقدار ضریب نیروی پسای ایرفویل به‌دست می‌آید (معادله ۷) [15].

$$C_d = \frac{8}{u_1^2} \int_0^1 u_2 (u_1 - u_2) d\left(\frac{y}{H}\right) \quad (12)$$

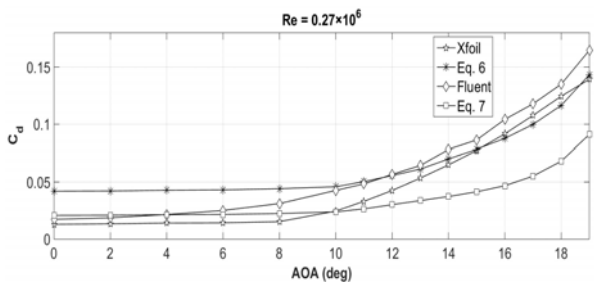
دو عدد رینولدز مذکور، در صورتی که از معادله ۶ استفاده شود (ترمهای سرعت اغتشاشی لحاظ شود)، نتایج تجربی به نتایج عددی نزدیکتر خواهد شد که بیانگر افزایش دقت در محاسبه ضریب پسا است.



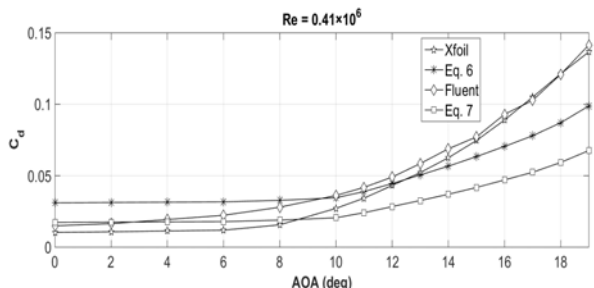
نمودار ۲) بررسی ضریب پسای حاصل از ترمهای یک و دو معادله ۶ بر روی ضریب پسای حاصل از معادله ۷ برای عدد رینولدز 0.27×10^6



نمودار ۳) بررسی ضریب پسای حاصل از ترمهای یک و دو معادله ۶ بر روی ضریب پسای حاصل از معادله ۷ برای عدد رینولدز 0.41×10^6



نمودار ۴) ضریب پسای کل ایرفویل حاصل از معادلات ۶ و ۷، ایکس فویل و فلوئنت برای عدد رینولدز 0.27×10^6



نمودار ۵) ضریب پسای کل ایرفویل حاصل از معادلات ۶ و ۷، ایکس فویل و فلوئنت برای عدد رینولدز 0.41×10^6

رینولدز 0.27×10^6 و 0.41×10^6 در نمودارهای ۲ و ۳ کاملاً واضح و مشهود است.

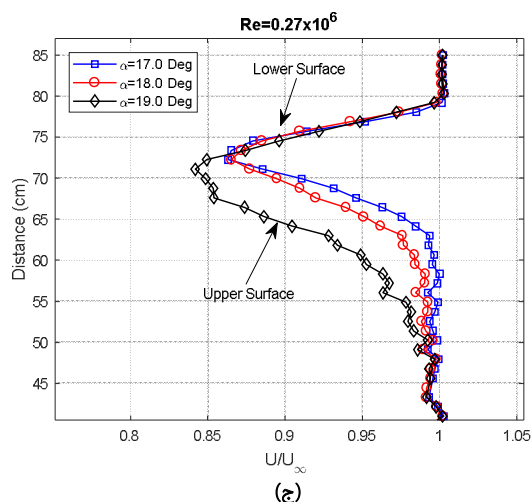
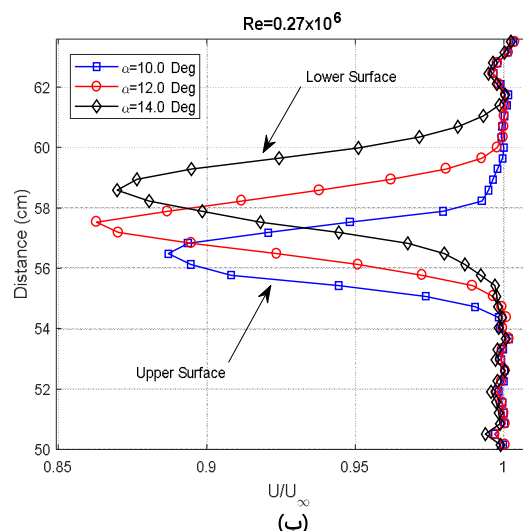
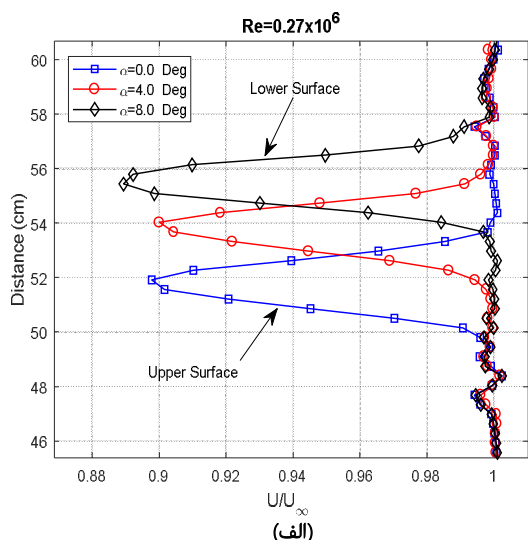
در نمودارهای ۴ و ۵، ضریب پسای کل ایرفویل حاصل از معادلات ۶ و ۷، ایکس فویل و فلوئنت برای دو عدد رینولدز 0.27×10^6 و 0.41×10^6 به نمایش در آمده است.

از نمودارهای ۴ و ۵ استنتاج می شود که نتایج حاصل از فلوئنت و ایکس فویل مطابقت مطلوبی در دو عدد رینولدز مذکور با یکدیگر دارند. مقدار ضریب پسای پیش بینی شده توسط فلوئنت اندکی بیشتر و البته دقیق تر از ایکس فویل است زیرا فلوئنت از حل کامل معادلات ناویر استوکس و لایه مرزی، مقدار ضریب پسا را محاسبه می نماید در حالی که ایکس فویل، نرم افزار مهندسی مخصوص آنالیز و طراحی ایرفویل بوده و این برنامه در قسمت آنالیز خود از روش پنل با دقت مرتبه ۲ استفاده کرده و سپس با استفاده از بانک نتایج تجربی، اصلاحات لایه مرزی و جدایش را در مورد ایرفویل ها اعمال می کند.

در معادله ۷، ضریب پسای ایرفویل بدون احتساب ترمهای سرعت اغتشاشی و در معادله ۶ با احتساب ترمهای سرعت اغتشاشی محاسبه شده است. با مشاهده نمودارهای ۴ و ۵ ملاحظه می شود که در زوایای حمله پایین (کمتر از ۸ درجه)، تطابق و همخوانی مناسبی بین نتایج حاصل از معادله ۷ و نتایج حاصل از فلوئنت و ایکس فویل برای دو عدد رینولدز برقرار است. نکته جالب توجه این است که با احتساب ترمهای سرعت اغتشاشی در زوایای حمله پایین، از دقت محاسبه ضریب پسا کم می شود و خطا وارد محاسبات می شود زیرا اختلاف بین نتایج عددی و تجربی به وجود می آید. لذا در زوایای حمله پایین برای دو عدد رینولدز مذکور اگر از معادله ۷ جهت استخراج ضریب پسای ایرفویل استفاده شود، نتایج تجربی و عددی همخوانی و مطابقت مطلوبی خواهند داشت.

در زوایای حمله بالا (بیشتر از ۸ درجه) با توجه به مغشوش شدن جریان در ناحیه دنباله، عدم لحاظ نمودن ترمهای سرعت اغتشاشی در سبب منجر به ایجاد اختلاف بین نتایج عددی و تجربی می شود و در نمودارهای ۴ و ۵ مشاهده می شود که تفاوت قابل توجهی بین ضریب پسای حاصل از معادله ۷ و ضریب پسای حاصل از فلوئنت و ایکس فویل به وجود آمده است. به منظور افزایش دقت محاسبه تجربی ضریب پسای ایرفویل در زوایای حمله بالا، می بایست ترمهای سرعت اغتشاشی در سبب را در محاسبه ضریب پسا منظور کرد (ماهیت جریان توربولانس سه بعدی است و باید در این محدوده زوایای حمله، جریان را سه بعدی فرض کرد). این امر در معادله ۶ اعمال شده است و در نمودارهای ۴ و ۵ ملاحظه می شود که ضریب پسای تجربی حاصل از معادله ۶ به ضریب پسای حاصل از فلوئنت و ایکس فویل نزدیک شده است (در قیاس با معادله ۷) که این نشانگر افزایش دقت در محاسبه ضریب پسای ایرفویل است. لذا برای زوایای حمله بالا در

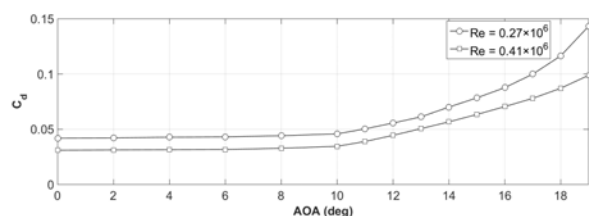
اکنون نتایج دنباله به همراه تحلیل آنها ارائه می‌شود. در نمودارهای ۷ تا ۹ نتایج پروفیل سرعت پشت مدل در زوایای حمله مختلف و در دو عدد رینولدز مختلف آورده شده است.



نمودار ۷) بررسی افزایش زاویه حمله بر دنباله جریان در زوایای حمله: الف) صفر، ب) ۴، ج) ۸، د) ۱۰، ه) ۱۲، ز) ۱۴، ح) ۱۷، ط) ۱۸ و ۱۹ درجه در عدد رینولدز 0.27×10^6

در زوایای حمله اندک (کمتر از ۸ درجه)، جریان حول ایرفویل به صورت آرام و دوبعدی است. در زوایای حمله ۸ درجه به بالا، به علت مغشوش شدن و همچنین جدایش جریان از روی ایرفویل، ماهیت جریان دیگر دوبعدی نیست و باید سه بعدی فرض شود و ترم سرعت‌های اغتشاشی در سه بعد برای این محدوده زوایای حمله در نظر گرفته شود. به همین علت است که در زوایای حمله ۸ درجه به بالا وقتی جریان را به صورت سه بعدی فرض و ترم‌های سرعت اغتشاشی را در سه بعد محاسبه می‌کنیم، همخوانی مطلوبی بین نتایج حاصل از تونل باد و نتایج عددی اتفاق می‌افتد. همچنین در نمودارهای ۴ و ۵ ملاحظه می‌شود که در زوایای حمله پایین (کمتر از ۸ درجه)، اگر جریان به صورت سه بعدی فرض شود و ترم‌های سرعت اغتشاشی در سه بعد محاسبه شود، مقدار ضریب پسی بیشتری حاصل می‌شود و اختلاف بین نتایج عددی و تجربی روی می‌دهد. پس می‌توان بدین صورت گفت که جهت افزایش دقت محاسبه تجربی ضریب پسی ایرفویل در زوایای حمله اندک باید جریان حول ایرفویل را دوبعدی فرض کرد و در زوایای حمله بالا، جریان را سه بعدی در نظر گرفت و ترم‌های سرعت اغتشاشی را در سه بعد محاسبه کرد تا دقت و همخوانی قابل قبولی بین نتایج عددی و تجربی برقرار شود. لازم به ذکر است که در کدهای عددی، هنگام انتخاب مدل توربولانسی، به صورت خودکار ترم‌های سرعت اغتشاشی (در صورت مغشوش شدن جریان) در سه بعد برای محاسبه نیروی پسا ایرفویل اعمال می‌شود.

اثر عدد رینولدز بر روی ضریب پسی تجربی ایرفویل حاصل از معادله ۶ در زوایای حمله صفر الی ۱۹، در نمودار ۶ به نمایش در آمده است. از نمودار ۶ ملاحظه می‌شود که افزایش عدد رینولدز باعث کاهش ضریب پسی کل ایرفویل می‌شود زیرا با افزایش عدد رینولدز، ناحیه دنباله ایرفویل کوچک‌تر می‌شود و همچنین اُفت مومنتوم و میزان بازشدگی پروفیل‌های سرعت نیز کمتر خواهد بود. این امر منجر به کاهش ضریب پسی ایرفویل با افزایش عدد رینولدز خواهد شد.



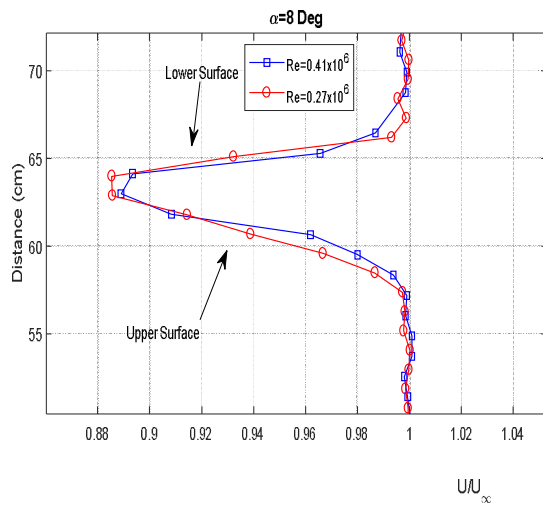
نمودار ۶) اثر عدد رینولدز بر روی ضریب پسی ایرفویل

تحلیل ناحیه دنباله ایرفویل

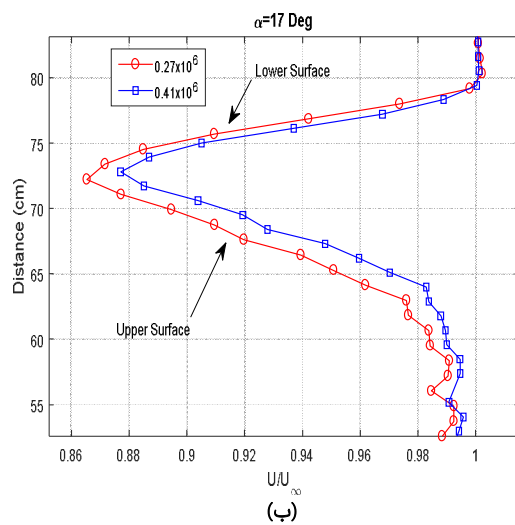
برای محاسبه اختلاف فشار و سرعت از معادلات ۹ و ۱۰ استفاده شده است.

$$\Delta P = [(P_{total} - P_{\infty}) - (P_{static} - P_{\infty})] \quad (9)$$

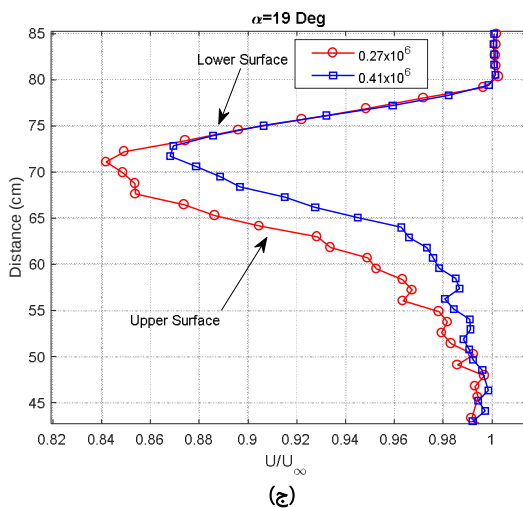
$$u = \sqrt{\frac{2(P_{total} - P_{static})}{\rho}} \quad (10)$$



(الف)



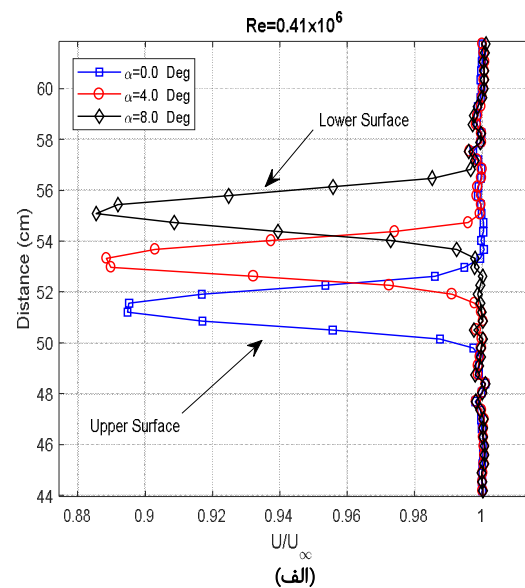
(ب)



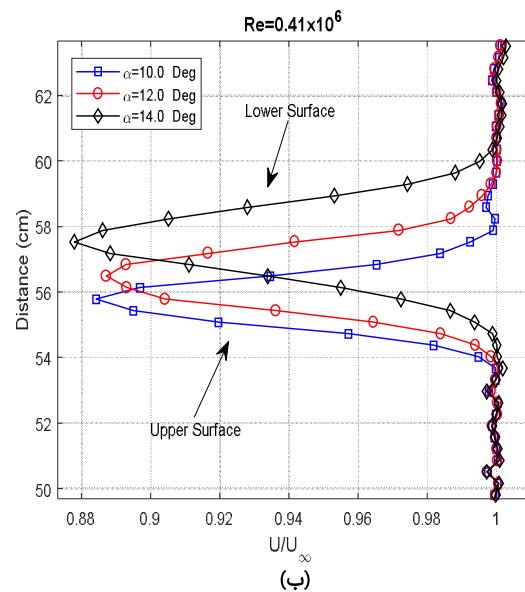
(ج)

نمودار ۹) بررسی اثر افزایش عدد رینولدز بر دنباله جریان در زاویه حمله: الف) ۸، ب) ۱۷، ج) ۱۹ درجه

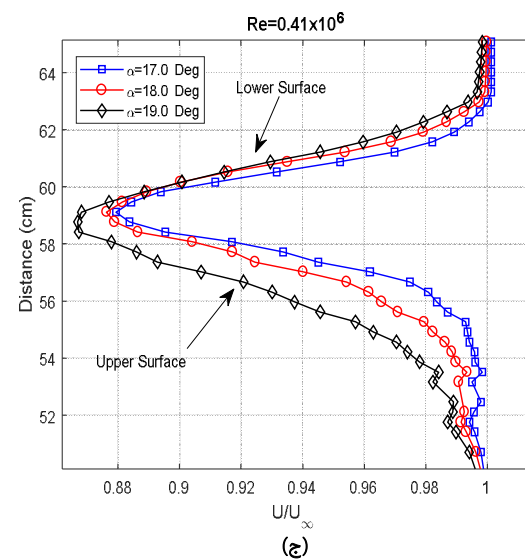
همان گونه که در نمودارهای ۷ و ۸ برای دو عدد رینولدز $10^6 \times 0.27$ و $10^6 \times 0.41$ نشان داده شده است، با افزایش زاویه حمله، منحنی سرعت به سمت بالای عرض تونل کشیده شده و همچنین میزان بازشدگی پروفیل‌های سرعت زیادتر شده است که این نشان‌دهنده



(الف)



(ب)



(ج)

نمودار ۸) بررسی افزایش زاویه حمله بر دنباله جریان در زوایای حمله الف) صفر، ب) ۴، ۱۰، ۱۲ و ۱۴ درجه، ج) ۱۷، ۱۸ و ۱۹ درجه در عدد رینولدز $10^6 \times 0.41$

می‌شود) و می‌توان از فرمولاسیون محاسبه نیروی پسا که در آن ترم‌های سرعت اغتشاشی لحاظ نمی‌شوند (معادله ۷)، استفاده کرد که دقت مناسبی در این محدوده زوایای حمله خواهد داشت.

تشکر و قدردانی: از زحمات بی‌دریغ استاد راهنمای عزیز جناب آقای دکتر *سلطانی* و مشاوره‌های مفید آقای دکتر *دوری* صمیمانه تقدیر و تشکر به عمل می‌آید.

تأییدیه اخلاقی: نویسندگان تعهد می‌نمایند که در زمان ارسال این مقاله برای این نشریه، برای هیچ نشریه ایرانی و غیرایرانی دیگری ارسال نشده است و تا تعیین تکلیف قطعی، برای نشریه دیگری ارسال نخواهد شد.

تعارض منافع: هیچ گونه تعارض منافعی بین هر یک از عوامل مشارکت‌کننده وجود ندارد.

سهم نویسندگان: غلام‌حسین ملکی (نویسنده اول)، پژوهشگر اصلی (۳۰٪)؛ سیاوش طباطباییان (نویسنده دوم)، پژوهشگر اصلی (۳۰٪)؛ محمدرضا سلطانی (نویسنده سوم)، پژوهشگر کمکی (۲۰٪)؛ علیرضا دوری (نویسنده چهارم)، پژوهشگر کمکی (۲۰٪).

منابع مالی: هزینه‌ها از طرف دانشگاه صنعتی‌شریف دانشکده هوافضا تامین شده است.

فهرست علائم

عدد رینولدز	Re
ضریب پسای ایرفویل	C_d
سرعت لحظه‌ای	$U_{instantaneous}(t)$
سرعت متوسط‌گیری شده در زمان	$\bar{U}$
سرعت بالادست ایرفویل	u_1
سرعت پایین‌دست ایرفویل	u_2
محور افقی	x
محور عمودی	y
بازه بی‌بعدشده انتگرال‌گیری	$\frac{z}{H}$
فشار استاتیک در مجاورت ناحیه دنباله	$P_{s,e}$
فشار استاتیک درون ناحیه دنباله	$P_{s,w}$
فشار دینامیکی	q
فشار دینامیکی متوسط‌گیری شده در زمان	$\bar{q}$
فشار جنبشی	$\bar{q}'$
سرعت‌های اغتشاشی در سه جهت محورهای مختصات	$\bar{u}, \bar{v}, \bar{w}$
سرعت جریان آزاد	u_∞
فشار محیط	P_∞
فشار کل	P_{total}
فشار استاتیک	P_{static}
علائم یونانی	
تانسور تنش	τ
چگالی	ρ
لزجت دینامیکی	μ

منابع

- 1- Betz A. A method for the direct determination of wing section drag [Internet]. United States: NTRS; 1925 [Unknown Cited]. Available from: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930090720>
- 2- Jones BM. Measurement of profile drag by the pitot traverse method. London: H.M. Stationery Office; 1936.

رشد لایه مرزی، معکوس‌شدن جریان، افزایش اُفت مومنتوم، واماندگی استاتیک و جدایش جریان در این ایرفویل است. دلایل این پدیده‌ها این گونه بیان می‌شود که جدایش جریان، ناشی از دو عامل تنش برشی و گرادیان فشار معکوس است. در نزدیکی دیواره‌های ایرفویل تنش برشی به دلیل وجود گران‌روی در سیال و شرط عدم لغزش سیال بر روی دیوار شکل می‌گیرد. اثر این تنش برشی (اصطکاک) به صورت نیروی مقاوم در برابر میدان جریان ظاهر می‌شود که نهایتاً می‌تواند منجر به پدیده جدایش شود. پدیده دیگری که می‌تواند به وقوع جدایش منجر شود وجود گرادیان فشارهای معکوس (نامطلوب) است. در این وضعیت فشار در پایین‌دست جریان بیش از فشار در بالادست جریان بود و در نتیجه این گرادیان فشار معکوس منجر به کندشدن حرکت جریان می‌شود، طوری که در نقطه جدایش سرعت برابر صفر می‌شود و سپس جهت جریان معکوس می‌شود و سیال به سمت ناحیه کم‌فشار حرکت می‌نماید. به منظور بررسی اثر عدد رینولدز یا سرعت جریان آزاد پروفیل‌های سرعت متوسط در مقادیر مختلف رینولدز در کنار یکدیگر در نمودار ۹ نشان داده شده است. همان گونه که در نمودار ۹ در مقایسه دو عدد رینولدز $10^4 \times 27$ و $10^4 \times 41$ نشان داده شده است، محل قرارگیری دنباله متناظر با محل اُفت سرعت است. دنباله پشت ایرفویل با افزایش عدد رینولدز کاهش می‌یابد و همچنین اُفت مومنتوم و میزان بازشدگی پروفیل‌های سرعت نیز کمتر خواهد بود که این امر منجر به کاهش ضریب پسای ایرفویل با افزایش عدد رینولدز خواهد شد. همچنین نکته‌ای که در نمودارهای ۹-الف و ۹-ب پیدا است، این است که افزایش عدد رینولدز پایین‌تر از زاویه حمله 17° تاثیر چندانی بر پهنای دنباله نداشته است که این امر گویای تغییرات بسیار کم اُفت مومنتوم در این زوایای حمله است.

نتیجه‌گیری

ناحیه دنباله و ضریب پسای یک ایرفویل مقطع توربین باد به صورت تجربی در دو عدد رینولدز مختلف مورد بررسی واقع شد. ضریب پسای تجربی ایرفویل با فرض در نظر گرفتن ترم‌های سرعت اغتشاشی و همچنین در نظر گرفتن آنها محاسبه شد و با نتایج حاصل از ایکس‌فویل و فلوئنت مورد قیاس قرار گرفت. از انجام آزمایش‌ها، نتیجه گرفته شد که جهت افزایش دقت محاسبه تجربی ضریب پسای ایرفویل در زوایای حمله اندک، باید جریان حول ایرفویل را دوبعدی فرض کرد (زیرا جریان به صورت آرام است و جریان آرام حاوی ترم‌های اغتشاشی سرعت نیست) ولی در زوایای حمله بالا به علت مغشوش‌شدن و جدایش جریان، باید جریان را سه‌بعدی در نظر گرفت (زیرا ماهیت جریان توربولانس سه‌بعدی است) و ترم‌های سرعت اغتشاشی را در سه‌بعد محاسبه کرد تا دقت و همخوانی قابل قبولی بین نتایج عددی و تجربی برقرار شود. در زوایای حمله پایین نیازی به فرض سه‌بعدی جریان نیست (در صورت فرض سه‌بعدی جریان، خطا وارد محاسبات

- 10- Goldstein S. A note on the measurement of total head and static pressure in a turbulent stream. Royal Society. 1936;155(886):570-575.
- 11- Barlow JB, Rae WH, Pope A. Low-speed wind tunnel testing. Hoboken: John Wiley & Sons; 1984.
- 12- Soltani MR., Rasi F, Sedighi M, Bakhshalipour A. An experimental investigation of time lag in pressure-measuring systems. Ankara International Aerospace Conference (AIAC), Unknown Date & Location & Publisher of Conference. 2005.
- 13- Lu B, Bragg MB. Experimental investigation of the wake-survey method for a bluff body with a highly turbulent wake. 20th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 24-26 June 2002, St. Louis, United States. Reno: AIAA; 2002.
- 14- Lu B, Bragg BM. Airfoil drag measurement with simulated leading-edge ice using the wake survey method. 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 6-9 January 2003, Reno, United States. Reno: AIAA; 2003.
- 15- Anderson JD. Fundamentals of aerodynamics. New York: McGraw-Hill; 2001.
- 3- Taylor GI. The determination of drag by the pitot travers method. London: H.M. Stationery Office; 1937.
- 4- Bollay W. Determination of profile drag from measurements in the wake of a body. Journal Aeronautical Sciences. 1938;5(6):245-248.
- 5- Goett HJ. Experimental investigation of the momentum method for determining profile drag [Internet]. United States: NTRS; 1939 [Unknown Cited]. Available from: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930091734>
- 6- Takahashi TT. On the decomposition of drag from wake survey measurements. 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 6-9 January 1997, Reno, United States. Reno: AIAA; 1997;
- 7- Antonia RA, Rajagopalan S. Determination of drag of a circular cylinder. AIAA Journal. 1990;28(10):1833-1834.
- 8- Chao DD, Van Dam CP. Airfoil drag prediction and decomposition. Journal of Aircraft. 1999;36(4):675-681.
- 9- Van Dam CP. Recent experience with different methods of drag prediction, Progress in Aerospace Sciences. 1999;35(8):751-798.