

یک روش نوآورانه اندازه گیری دنباله ایرفویل نوسانی با استفاده از جریان سنج های سیم داغ

چکیده: امروزه اندازه گیری پارامترهای جریان دنباله ایرفویل نوسانی به سبب کاربردهای گسترده آن در صنعت و طبیعت از اهمیت بالایی برخوردار است. لذا هدف از انجام این پژوهش ارائه یک روش نوآورانه برای اندازه گیری تجربی جریان دنباله ایرفویل نوسانی NACA0012 است. بدین منظور از سه سنسور جریان سنج سیم داغ یک بعدی که یکی از آنها ثابت و دو سنسور دیگر متحرک هستند استفاده شد. با استفاده برنامه نویسی نرم افزار متلب و ارتباط بین داده های این سه سنسور همبستگی مکانی و زمانی سرعت جریان در تمامی نقاط دنباله بدست آمد. نتایج این پژوهش نشان داد که می توان با تجهیزات سخت افزاری کمتر نسبت به سایر پژوهش ها پارامترهای مختلف جریان دنباله را اندازه گیری کرد. در این روش با حذف خطاهای ناشی از تعداد زیاد سنسورها و با افزایش تعداد نقاط داده برداری در دنباله با دقت بالاتری پارامترهای جریان اندازه گیری شده است. نتایج حاصل نشان داد که ترکیب مومنتوم جریان آزاد با مومنتوم حرکت نوسانی ایرفویل، یک جریان سینوسی با همان فرکانس نوسان ایرفویل را در دنباله ایجاد می کند. ناحیه ناشی از حرکت گردابه ها و ناحیه ناشی از نفوذ مومنتوم حرکت گردابه ها به سایر قسمت های دنباله، دو بخش دنباله ایرفویل نوسانی را تشکیل می دهند.

واژه های راهنما: تونل باد، جریان سنج سیم داغ، دنباله، ایرفویل نوسانی، بررسی تجربی

احسان کوهی
دانشجوی دکتری

عبدالامیر بک
خوشنویس*

استاد، گروه مهندسی مکانیک،
دانشکده فنی و مهندسی،
دانشگاه حکیم سبزواری،
سبزوار

مقاله علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۱/۰۴/۲۶

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۵/۱۴

Ehsan Kouhi
PhD Student

**Abdolamir Bak
Khoshnevis***
Professor,
Department of
Mechanical
Engineering, Faculty
of Engineering,
Hakim Sabzevari
University, Sabzevar

An innovative method of measuring the wake of pitching airfoil using hot-wire anemometers

Abstract: Today, measuring the flow parameters of the oscillating airfoil wake is of great importance due to its wide applications in industry and nature. Therefore, the aim of this research is to provide an innovative method for the experimental measurement of the NACA0012 oscillating airfoil. For this purpose, three one-dimensional hot-wire sensors were used, one of which is fixed, and the others are mobile. By using MATLAB code and the connection between the data of these three sensors, the spatial and time correlation of the flow velocity at all points of the wake was obtained. The results showed that measuring different parameters of the wake with less hardware equipment than other researches is possible. In this method, the flow parameters have been measured with higher accuracy by eliminating the errors caused by the large number of sensors and by increasing the number of data collection points in the wake. The results showed that the combination of the free stream flow momentum with the oscillating momentum of the airfoil creates a sinusoidal flow with the same frequency of the airfoil oscillation in the wake. Moving vortices area and the area of diffusing vortices momentum form the two parts of the oscillating airfoil wake.

Keywords: Wind tunnel, Hot-wire anemometer, Wake, Pitching airfoil, Experimental investigation

۱- مقدمه

همواره بررسی جریان دنباله اجسام مختلف اعم از اجسام خط جریانی^۱ و اجسام جریان بند^۲ به سبب کاربرد آن‌ها در طبیعت و محاسبات مهندسی از اهمیت بالایی برخوردار بوده است. عبور جریان سیال از روی اجسام باعث به وجود آمدن نیروهای آئرو دینامیکی یا هیدرودینامیکی می‌شود. این نیروها در عملکرد اجسام غوطه‌ور تاثیرگذار هستند، بنابراین بررسی اینگونه جریان‌ها بسیار مورد توجه می‌باشد. یکی از راه‌های بررسی نیروهای وارد شده بر اجسام، بررسی جریان در دنباله اجسام است [۱]. با بررسی دنباله اجسام علاوه بر اندازه‌گیری نیروهای وارد شده بر جسم، می‌توان به خاصیت جریان در پایین دست جسم نیز پی برد.

می‌توان گفت که بررسی جریان در دنباله ایرفویل‌ها، مخصوصاً ایرفویل‌های نوسانی یکی از با اهمیت ترین و پرکاربردترین مسائل در صنعت و طبیعت است. برای مثال می‌توان به کاربرد ایرفویل‌های نوسانی در بررسی نیروهای وارد بر پره‌های روتور بالگرد [۲]، بال‌پرنده‌گان [۳] و باله‌های ماهی‌ها [۴] اشاره کرد. ایرفویل‌ها دارای اشکال هندسی متفاوت و همچنین محدوده‌های کاری متفاوتی هستند. یعنی یک ایرفویل می‌تواند در رینولدزهای مختلفی کار کند اما تنها در یک رینولدز خاص دارای بهترین عملکرد است. بنابراین بر حسب رینولدز کاری مورد نظر ایرفویل‌های مخصوصی طراحی می‌شوند. تا کنون از تعداد بسیار زیادی ایرفویل تجاری مختلف در کاربردهای متنوع استفاده شده است. برای مثال ایرفویل‌های توربین‌های بادی کوچک کارکرد متفاوتی نسبت به ایرفویل‌های توربین‌های بزرگ دارند.

همانگونه که گفته شد تا کنون تعداد بیشماری ایرفویل با کاربردهای متنوع تولید شده است که مشخصه‌های آئرو دینامیکی بسیاری از آنها در دسترس نیست. به منظور بررسی مشخصه‌های جریان عبوری از روی ایرفویل‌ها می‌توان از روش‌های عددی و یا تجربی استفاده نمود. لازم به ذکر است که در ایرفویل‌های نوسانی جریان ناپایا است بنابراین برای اندازه‌گیری نیروهای وارد بر ایرفویل‌های نوسانی باید از روش‌های اندازه‌گیری جریان ناپایا استفاده نمود.

روش‌های آزمایشگاهی مختلفی برای بررسی جریان عبوری از روی ایرفویل‌های نوسانی وجود دارد که پرکاربردترین آنها به

منظور مطالعه جریان‌های ناپایا، جریان سنج سیم‌داغ^۳ [۵]، لیزر داپلر^۴ [۶]، [۷] و عکس برداری ذرات^۵ [۸]، [۹] می‌باشند. در ادامه به بررسی تعدادی از مطالعات گذشته در زمینه تحلیل جریان عبوری از روی ایرفویل‌های مختلف پرداخته می‌شود.

صادقی و همکاران [۱۰] دنباله ناپایای یک ایرفویل نوسانی را در یک تونل باد فرو صوت با استفاده از روش جریان سنج سیم‌داغ بررسی کردند. آن‌ها تاثیر دامنه نوسان و زاویه حمله متوسط را روی پروفیل‌های دنباله مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها نشان دادند که در ایرفویل نوسانی هنگامی که زاویه حمله ماکزیمم کمتر از زاویه حمله واماندگی^۶ استاتیکی باشد تاثیرات حرکت نوسانی کوچک خواهد بود زیرا در این حالت جریان به ایرفویل چسبیده است و هنگامی که زاویه حمله ماکزیمم بیشتر از زاویه حمله واماندگی استاتیکی باشد اثرات ناپایایی جریان پدیدار می‌شود، زیرا گرداب بزرگتری تشکیل می‌شود. سلطانی و محمودی [۱۱] پروفیل سرعت دنباله یک ایرفویل نوسانی توربین باد را به روش تجربی بررسی کردند. آن‌ها با استفاده از یک مجموعه لوله‌ها، فشار استاتیکی و سکون جریان درون دنباله را اندازه‌گیری کردند. واضح است که با تفاضل فشار استاتیکی از فشار سکون، فشار دینامیکی و در نهایت سرعت جریان ناحیه دنباله بدست خواهد آمد. ایراد این روش پاسخ فرکانسی پایین و ثابت بودن مکان لوله‌های فشارسنج می‌باشد و به دلیل محدودیت تعداد لوله‌های فشار سنج دامنه دنباله اندازه‌گیری شده کوچک بوده است و اگر لوله‌ها به نحوی قرار گیرند که کل دامنه دنباله را پوشش دهند آنگاه به سبب فاصله گرفتن لوله‌ها از همدیگر از دقت اندازه‌گیری سرعت کاسته می‌شود. تبریزیان و همکاران [۱۲] یک مطالعه تجربی بر روی تشخیص انتقال لایه مرزی روی ایرفویل نوسانی با استفاده از حسگرهای فیلم‌داغ انجام دادند. نتایج مطالعه آنها نشان داد که در زاویه‌های حمله بالا در نزدیکی لبه حمله یک حباب جریان ناشی از جدایش تشکیل و منجر به انتقال لایه مرزی می‌شود. همچنین آن‌ها نشان دادند که افزایش فرکانس کاهش یافته^۷ منجر به تاخیر در شروع گذار به ناحیه متلاطم می‌شود. معموری و همکاران [۱۳] به طور تجربی پارامترهای مؤثر بر روی ایرفویل نوسانی توربین بادی دریایی را بررسی کردند. در مطالعه آنها ضرایب آئرو دینامیکی یک ایرفویل توربین بادی نوسانی ارزیابی شد. آنها اثر فرکانس کاهش یافته، زاویه حمله متوسط، دامنه نوسان و عدد رینولدز را بر روی ضرایب

⁵ Particle image velocimetry (PIV)

⁶ Stall

⁷ Reduced frequency

¹ Streamline bodies

² Bluff bodies

³ Hot-wire anemometer

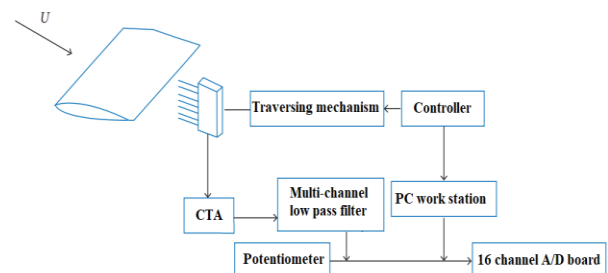
⁴ Laser doppler

روی ایرفویل نوسانی به شدت ناپایا است و در هر بار اندازه گیری از یک سنسور استفاده شده است نمی توان ارتباط بین زمان شروع داده برداری و زاویه حمله ایرفویل را بدست آورد. در این صورت به منظور ارتباط این دو پارامتر نیاز به یک تخمین می باشد که تاثیر بسزایی روی کیفیت داده های جمع آوری شده دارد. تیان و همکاران [۱۶] در مطالعه خود با روش عکس برداری ذرات روی عملکرد پیشرانش یک ایرفویل نوسانی تاثیر نقطه نوسان ایرفویل را بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که تغییر نقطه نوسان ایرفویل تاثیر به سزایی روی عملکرد پیشرانه و گرداب های ناپایا دارد. لی و همکاران [۶] با استفاده از سرعت سنج لیزر داپلر جریان لایه مرزی روی سطح یک ایرفویل توربین بادی محور افقی را بررسی کردند. آن ها نشان دادند که ضخامت لایه مرزی روی سطح ایرفویل در لبه حمله کم و با حرکت به سمت لبه فرار به سرعت افزایش می یابد.

همانگونه که مشاهده شد سه روش جریان سنج سیم داغ، لیزر داپلر و عکس برداری ذرات به منظور بررسی جریان ناپایای عبوری از روی ایرفویل های نوسانی به کار می رود. هر کدام از این روش ها دارای مزایا و معایب مربوط به خود است. برای مثال پاسخ فرکانسی جریان سنج سیم داغ به مراتب بالاتر از روش های دیگر است بنابراین جریان سنج سیم داغ برای اندازه گیری جریان های به شدت توربولانسی بسیار کارآمد است؛ اما از طرفی روش جریان سنج سیم داغ یک روش تهاجمی^۵ است یعنی نیازمند این است که پراب سنسور در مسیر جریان سیال قرار گیرد و وجود همین سنسور روی جریان تاثیرگذار است در صورتیکه روش های لیزر داپلر و عکس برداری ذرات هیچگونه تداخلی در جریان عبوری از روی جسم ایجاد نمی کنند.

در مطالعات جریان سنج سیم داغ اکثرا یا از یک سنسور و یا از مجموعه سنسورهای ثابت به منظور بررسی جریان استفاده شده است. ایراد استفاده از یک سنسور در اندازه گیری جریان های عبوری از روی ایرفویل نوسانی این است که نمی توان زمان شروع داده برداری در نقاط مختلف را به زاویه حمله آنی ایرفویل مرتبط کرد. برای مثال ممکن است در یک نقطه در زمان شروع داده برداری، ایرفویل در زاویه حمله صفر باشد و در نقطه دیگری، ایرفویل در زاویه حمله بیشینه و یا کمینه باشد و چون معیاری برای هم فاز کردن داده های حاصل از یک سنسور وجود ندارد این روش نمی تواند خروجی مناسبی را ارائه دهد. در اکثر مطالعات به منظور هم فاز کردن داده های خروجی از یک

آئرودینامیکی مطالعه کردند و از نیروسنج^۱ به منظور اندازه گیری نیروهای وارد بر ایرفویل بهره بردند. همانطور که می دانیم در به کارگیری نیروسنج به منظور اندازه گیری نیروهای وارد بر یک جسم باید به پاسخ فرکانسی نیروسنج نسبت به فرکانس تغییرات نیروی وارد شده بر جسم توجه شود، زیرا همواره باید اصل نایکوئیست رعایت شود. در مورد اندازه گیری نیروهای وارد بر ایرفویل نوسانی به سبب اینکه فرکانس تغییرات نیرو زیاد بوده باید از نیروسنج هایی با پاسخ فرکانسی بالا استفاده نمود. برومند و مانی [۱۴] به صورت تجربی و عددی پروفیل دنباله یک ایرفویل فوق بحرانی را در اعداد ماخ ۰/۴ و ۰/۶ مورد مطالعه قرار دادند. آن ها در بخش تجربی مطالعه از روش مجموعه جریان سنج های سیم داغ که شامل ۱۴ عدد جریان سنج نصب شده روی یک پایه ثابت بوده، استفاده کردند (شکل ۱). از جمله نقاط ضعف مطالعه برومند و مانی عدم امکان نمونه برداری در فاصله بین دو سنسور بدلیل ثابت بودن سنسورها در یک مکان بود، حال آنکه در ناحیه دنباله ایرفویل نوسانی با تغییر مکان کوچک، تغییرات بسیار بزرگی در پروفیل جریان ایجاد می شود و نیز هر سنسور دارای فرکانس قطع، خطای اندازه گیری و ولتاژ دو سر پل منحصر به آن سنسور است. بنابراین هنگامی که از داده های هر سنسور در مکان نصب شده آن، برای اندازه گیری سرعت جریان استفاده شود، یک خطای اندازه گیری ناشی از تفاوت در دقت سنسورها نیز به خطاهای معمول اضافه می شود.



شکل ۱ سیستم جمع آوری داده ها در مطالعه برومند و مانی [۱۴]

یانوویچ و همکاران [۱۵] به صورت تجربی با استفاده از جریان سنج سیم داغ خواص توربولانسی دنباله پره های ایرفویل NACA64-618 را که با کیفیت های متفاوتی تولید شده بودند مورد مطالعه قرار دادند. آن ها در پژوهش خود یکبار از سنسور جریان سنج سیم داغ یک بعدی و بار دیگر از سنسور دوبعدی به منظور اندازه گیری سرعت جریان استفاده کردند. نقطه ضعف پژوهش یانوویچ و همکاران این بود که چون جریان عبوری از

⁴ Trailing edge

⁵ Invasive

¹ Load cell

² Nyquist

³ Leading edge

۳- کالیبراسون، جمع آوری داده ها و تجزیه و تحلیل آن ها ساده است.

۴- دقت جریان سنج سیم داغ بالا است و در شرایط مناسب حدود ۰/۲٪ - ۰/۱٪ است.

۵- پاسخ فرکانسی بالا و در حدود ۵۰ kHz است.

۶- نسبت سیگنال به نویز کم است.

۷- انتخاب پراب و آنالیز آن نسبتا ساده است.

۸- سیگنال خروجی یک سیگنال آنالوگ پیوسته است در نتیجه هر دو آنالیز بازه فرکانسی و بازه زمانی قابل انجام است.

۹- موجود بودن پراب های اندازه گیری با یک یا تعداد سنسورهای بیشتر به طور تجاری.

از جمله معایب استفاده از روش جریان سنج سیم داغ می توان به موارد زیر اشاره کرد:

۱- آلودگی های موجود در جریان روی سنسور اثر گذاشته در نتیجه انتقال حرارت تغییر می کند و مشخصه های کالیبراسیون را تغییر می دهد.

۲- سنسور جریان سنج بسیار ظریف است و به سادگی در صورت بی تجربگی کاربر از بین می رود.

۳- استفاده از جریان سنج سیم داغ یک روش تهاجمی به حساب می آید یعنی وجود پراب سیم داغ باعث افزایش اغتشاش های جریان می شود که با طراحی مناسب پراب می توان خطاهای ناشی از آن را به حداقل رساند.

۴- در مواقعی مانند اندازه گیری سیال در مجاورت فن ها، ملخ ها و یا توربوماشین ها به دلیل محدودیت مکانی نمی توان از روش جریان سنج سیم داغ استفاده نمود.

پراب جریان سنج سیم داغ مورد استفاده در این پژوهش از نوع یک بعدی (Single Normal) SN، روکش دار و از مدل WP11 ساخته ی شرکت فرانسج صبا است. جنس سنسور از نوع تنگستن با قطر ۵ میکرومتر و طول قسمت فعال سنسور حدود ۱/۲۵ میلی متر است. این سنسورها برای اندازه گیری جریان سیالی که شدت اغتشاش های آن بالا است طراحی شده است (شکل ۲).

نحوه ی عملکرد جریان سنج سیم داغ به این گونه است که جریان الکتریکی از طریق پایه های سنسور به سیم منتقل می شود. با توجه به اینکه سیم از جنس تنگستن ساخته شده و دارای مقاومت بالایی است، سیم دچار افزایش دما خواهد شد و به دمای حدود ۳۰۰ درجه سانتی گراد می رسد. مقاومت سیم

سنسور، از تخمین استفاده می شود که معمولا دارای خطای بالایی است. از جمله ایرادات استفاده از مجموعه سنسورهای ثابت این است که اولاً نمی توان در تمامی نقاط دامنه نمونه برداری را انجام داد زیرا در فاصله بین دو سنسور هیچ وسیله اندازه گیری وجود ندارد و دوما اینکه هر سنسور دارای دقت و خطای اندازه گیری منحصر به خود است، بنابراین هنگامی که از مجموعه سنسورها به منظور اندازه گیری جریان دنباله استفاده می شود یک خطای ناشی از متفاوت بودن دقت اندازه گیری سنسورها به خطاهای اندازه گیری اضافه خواهد شد.

در این مطالعه تلاش شده است که یک روش نوآورانه برای اندازه گیری تجربی جریان دنباله ایرفویل نوسانی NACA0012 ارائه گردد. به منظور برطرف کردن کاستی روش های گذشته در این روش با استفاده از سه سنسور جریان سنج سیم داغ که یکی از آنها ثابت و دو سنسور دیگر متحرک هستند دنباله ایرفویل نوسانی اندازه گیری شده است. با توجه به ارتباط مکانی و زمانی داده برداری بین سنسورها می توان علاوه بر اندازه گیری تمامی نقاط دنباله، داده های بدست آمده از سنسور اصلی را برای تمامی نقاط دنباله، هم فاز کرد. این بدان معناست که با استفاده از این روش می توان با تجهیزات سخت افزاری کمتر با دقت بسیار بالاتری پارامترهای مختلف جریان های ناپایا را اندازه گیری کرد. در بخش های بعدی به توضیح این روش و نتایج حاصل از آن پرداخته می شود.

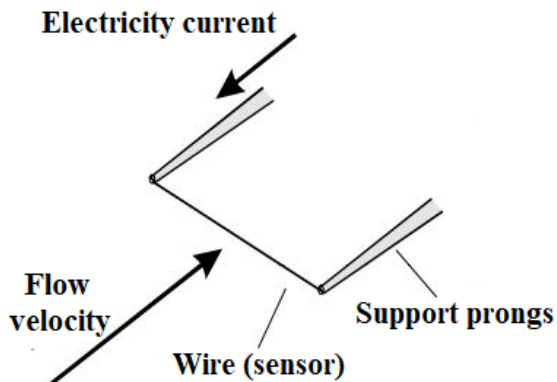
۲- روش کار

۲-۱- جریان سنج سیم داغ

یکی از دستگاههای اندازه گیری دقیق مشخصات جریان آشفته سیالات، دستگاه جریان سنج سیم داغ است که از آن برای اندازه گیری دقیق کمی و کیفی جریان سیالات استفاده می شود. دستگاه جریان سنج سیم داغ یکی از تجهیزات اصلی مورد نیاز برای انجام مطالعات تجربی جریان سیالات است که با استفاده از آن می توان به مطالعه پدیده های مختلف جریان سیال نظیر لایه های مرزی آرام و آشفته، دنباله پشت اجسام، گردا به ها و کمیتهای جریان دو فازی پرداخت. مزیت های جریان سنج سیم داغ در مقایسه با روش های دیگر عبارتند از:

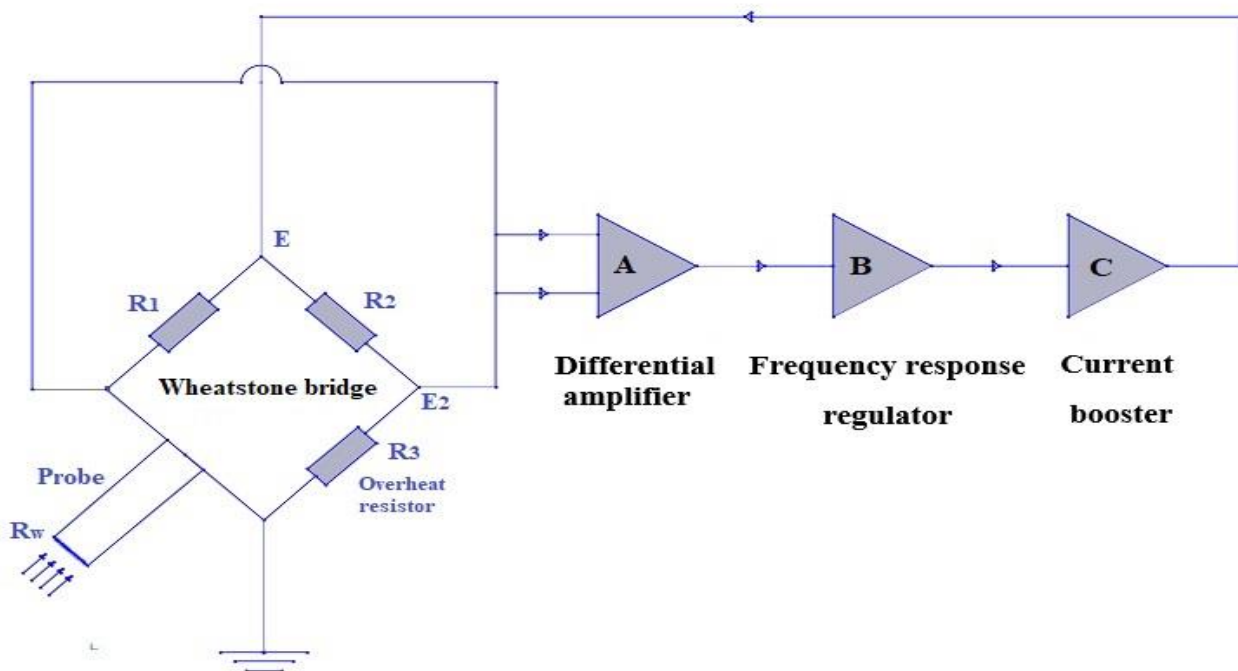
۱- ارزانتر بودن نسبت به سایر روشهای اندازه گیری تجربی دیگر.

۲- اندازه گیری سرعت و دما به طور همزمان.



شکل ۲ سنسور جریان سنج سیم داغ

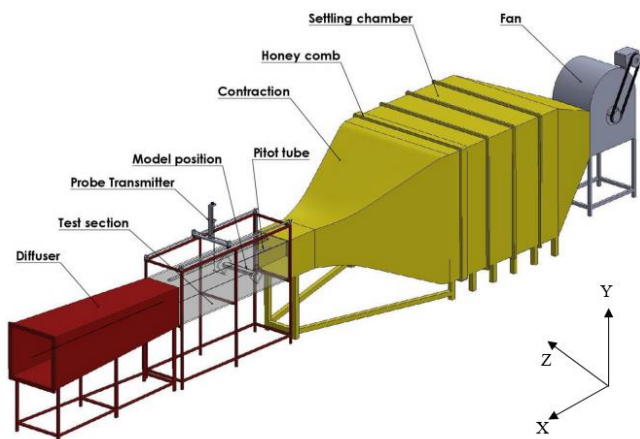
داغ در پل وتستون^۱ با سه مقاومت دیگر در تعادل قرار می گیرد. هنگامی که جریان هوا از روی سیم داغ عبور می کند به سبب انتقال حرارت جابه جایی باعث سرد شدن سیم می شود. تغییر نرخ انتقال حرارت از سیم داغ به جریان سیال، سبب تغییر مقاومت الکتریکی سیم داغ R_w و همچنین تغییر ولتاژ خروجی دستگاه جریان سنج سیم داغ می شود. به کمک معادله کالیبراسیون تغییرات ولتاژ اندازه گیری شده به تغییرات سرعت مرتبط شده و از این طریق سرعت جریان سیال اندازه گیری می شوند. مدار الکترونیکی بکار رفته در این دستگاه از نوع دما ثابت است که شماتیک آن را در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳ مدار الکترونیکی جریان سنج سیم داغ

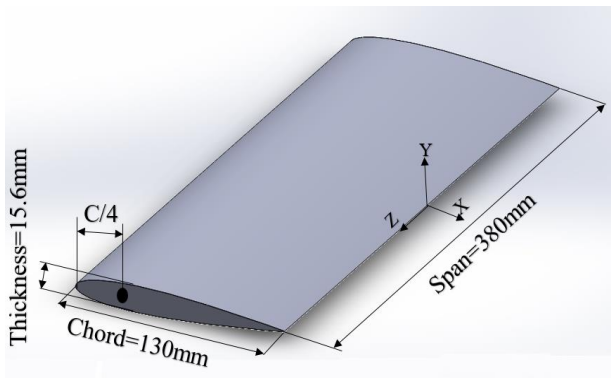
۲-۲- تجهیزات آزمایشگاهی و روش اندازه گیری داده ها

برای انجام این آزمایش از تونل باد آزمایشگاه آئرو دینامیک دانشگاه حکیم سبزواری، جهت انجام آزمایشات استفاده شده است. تونل باد مورد استفاده از نوع مدار باز با مقطع آزمایش 40×40 سانتی متر و به طول ۱۶۸ سانتی متر است (شکل ۴).



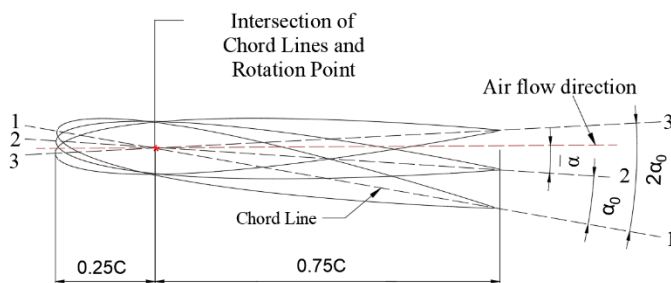
شکل ۴ اجزای تونل باد مدار باز استفاده شده در این مطالعه

¹ Wheatstone bridge



شکل ۵ ایرفویل بکار رفته در این آزمایش

همانطور که در شکل ۶ مشاهده می شود به دلیل متقارن بودن ایرفویل، مرکز دوران و نقطه برخورد وترهای ایرفویل در زاویه های حمله مختلف یکی است.



شکل ۶ مشخصات نوسان ایرفویل مورد مطالعه

نوسان پیچشی ایرفویل طبق معادله سینوسی (۱) انجام می شود. در این رابطه α زاویه حمله آبی، $\bar{\alpha}$ زاویه حمله متوسط، α_0 دامنه زاویه حمله و f فرکانس نوسان ایرفویل است (شکل ۶).

$$\alpha = \bar{\alpha} + \alpha_0 \sin(2\pi ft) \quad (1)$$

شکل ۷ نمایی از حضور ایرفویل مورد مطالعه در محفظه ی آزمایش را نشان می دهد. همانگونه که مشاهده می شود وجود ایرفویل در مسیر جریان آزاد باعث به وجود آمدن دنباله ای می شود که توسط سنسور های جریان سنج سیم داغ قابل اندازه گیری است.

مکانیزم جابه جا کننده^۳ سنسورها با استفاده از موتورهای پله ای وظیفه ی جا به جا کردن سنسورهای متحرک به نقاط مختلف دنباله را برعهده دارند. لوله پیتوت با اندازه گیری فشار سکون و فشار استاتیک، سرعت جریان آزاد را اندازه گیری می کند. دما توسط دماسنج نصب شده درون محفظه ی آزمایش

شدت اغتشاش جریان آزاد در محفظه ی آزمایش این تونل باد در حدود ۰/۱٪ و حداکثر سرعت جریان آزاد در محفظه ی آزمایش حداکثر ۳۰ متر بر ثانیه است. نسبت سطح مقطع عمود بر جریان مدل (در صفحه ی Y-Z) به سطح مقطع محفظه ی آزمایش را نسبت انسداد می گویند. منظور از سطح مقطع عمود بر جریان سطح مقطعی از مدل است که ایجاد مانع در برابر عبور جریان هوا می کند. در آزمایش های تونل باد ایده آل ترین نسبت انسداد کمتر از ۵٪ است اما در غالب موارد تا نسبت انسداد ۱۰٪ نیازی به استفاده از ضرایب اصلاحی وجود ندارد [۱۷]. در این آزمایش در زاویه حمله صفر، نسبت انسداد حدود ۴٪ است. با افزایش زاویه حمله سطح مقطع عمود بر جریان مدل بیشتر می شود به طوری که در زاویه ی حمله بیشینه، نسبت انسداد به حدود ۶٪ افزایش پیدا می کند. بنابراین چون نسبت انسداد مدل درون محفظه ی آزمایش کمتر از ۱۰٪ است نیاز به در نظر گرفتن ضرایب اصلاحی نیست. ایرفویل به کار رفته در این آزمایش ایرفویل متقارن NACA0012 بوده که با استفاده از روش پرینت سه بعدی و از جنس پلی لاکتیک اسید ساخته شده است. طول وتر ایرفویل ۱۳۰ میلی متر و عرض ایرفویل ۳۸۰ میلی متر است. انواع مختلفی از نوسان ایرفویل مانند نوسانی پیچشی، نوسان انتقالی و یا ترکیب این دو نوسان وجود دارد. ایرفویل نوسانی کاربردهای متفاوتی نظیر استفاده در پره های روتور بالگردها، بال زدن پرندگان و حرکت باله های ماهی ها دارد. با توجه به اینکه مشخصه های جریان در ایرفویل های نوسانی متفاوت از ایرفویل های استاتیکی است بررسی ویژگی های جریان عبوری از روی ایرفویل های نوسانی از اهمیت ویژه ای برخوردار است. از جمله مزایای استفاده از ایرفویل های نوسانی می توان به افزایش زاویه حمله استال و به تاخیر افتادن استال دینامیکی اشاره کرد. در این مطالعه منظور از ایرفویل نوسانی، ایرفویلی است که حول نقطه یک چهارم طول وتر از لبه حمله دوران پیچشی دارد (شکل ۵ و شکل ۶). برای ایجاد این درون پیچشی در مرکز دوران سوراخی به قطر ۱۰ میلی متر و به طول ۳۸۰ میلی متر ایجاد شده است و میله ای از درون آن عبور می کند. این میله توسط اهرم بندی به دیسک چرخان و از آنجا به سروموتور متصل است. با تنظیم کردن سروموتور روی یک فرکانس چرخش مشخص، دیسک چرخان و در نتیجه میله عبوری از داخل ایرفویل با همان فرکانس تنظیم شده شروع به دوران می کنند و باعث حرکت نوسانی پیچشی ایرفویل می شوند.

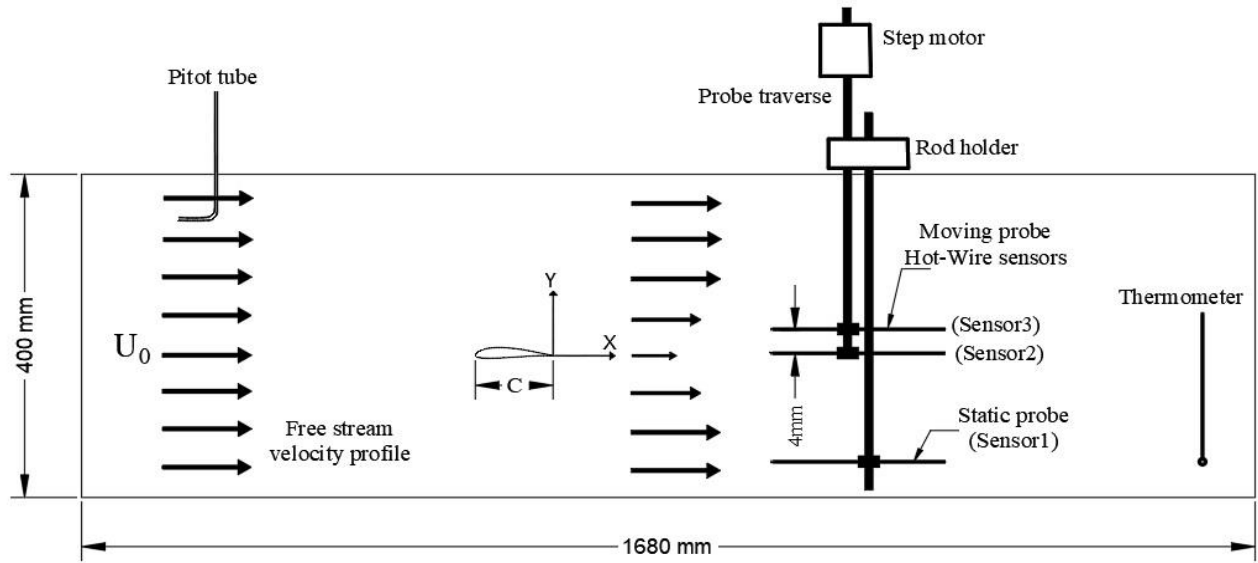
³ Traverse mechanism

¹ Blockage ratio

² Polylactic acid

اندازه گیری و به منظور تصحیح تغییرات دما در هنگام آزمایش، ضرایب تصحیح دمایی در نرم افزار Rake flow اعمال می شود.

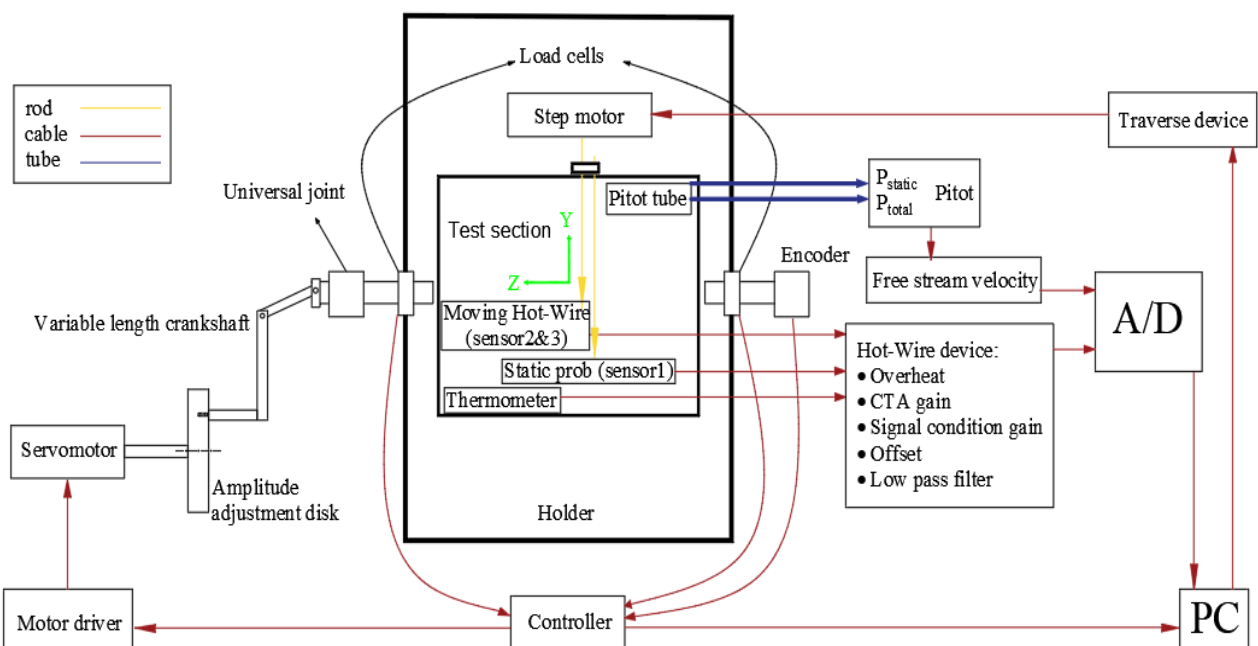
این نرم افزار با الگوریتم هایی که دارد تاثیر تغییرات دما را در اندازه گیری سرعت جریان دنباله لحاظ می کند.



شکل ۷ محفظه ی آزمایش در حضور مدل و نحوه ی اندازه گیری دنباله جریان

در کامپیوتر نمایش داده و ذخیره می شود. همچنین تنظیمات مربوط به اعمال ضرایب تصحیح دمایی، فرکانس داده برداری، زمان داده برداری، تنظیم فیلتر پایین گذر، انجام کالیبراسیون و مشخص کردن نقاط داده برداری توسط کامپیوتر با استفاده از نرم افزار Rake flow انجام شده است. تصاویر و جزئیات بیشتر تجهیزات به کار رفته در این پژوهش در مطالعه کوهی و خوشنویس [۱۸] ارایه شده است.

شکل ۸ نمودار ارتباط تجهیزات مورد استفاده در این آزمایش را نشان می دهد. همانطور که مشاهده می شود حرکت دورانی ایرفویل توسط مجموعه کنترلر، سروموتور و دیسک چرخان ایجاد می شود. زاویه سنج وظیفه اندازه گیری زاویه را در هر لحظه از نوسان را بر عهده دارد. سایر تجهیزات اندازه گیری نظیر فشارسنج، دماسنج و جریان سنج سیم داغ، داده های اندازه گیری شده را به مبدل آنالوگ به دیجیتال و از آنجا به کامپیوتر منتقل می کنند. نتایج حاصل از تجهیزات اندازه گیری در نهایت



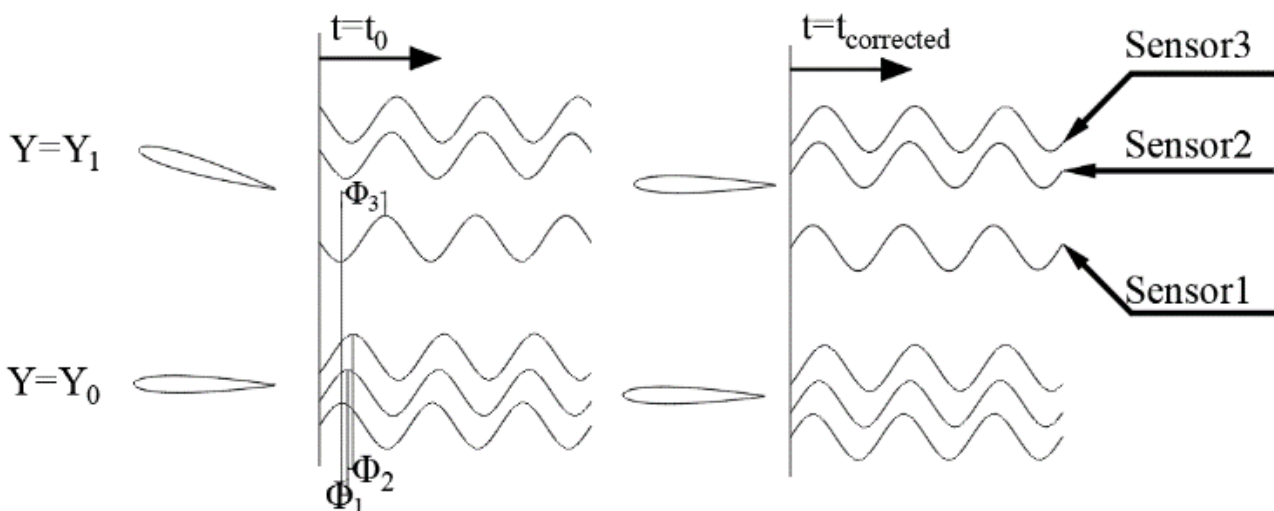
شکل ۸ مکانیزم ها و تجهیزات بکار رفته در آزمایش

به سنسور اصلی با سنسور متحرک راهنمای دوم (سنسور ۳) در هر نقطه است.

اگر مکانیزم جابه جا کننده سنسور حرکت کند و در مکان دیگری داده برداری انجام شود ممکن است زاویه حمله آبی ایرفویل در لحظه شروع زمان داده برداری در نقطه جدید، متفاوت با زاویه حمله آبی در شروع زمان داده برداری نقطه اول باشد. در این حالت اختلاف فاز ایجاد شده بین سیگنال های سنسور ثابت در مکان اول و دوم Φ_3 خواهد بود که نشان می دهد زمان شروع داده برداری در نقطه دوم چقدر جلو تر از زمان شروع داده برداری نقطه اول است. بنابراین می توان به راحتی داده های اضافی از سیگنال های نقطه دوم را به اندازه Φ_3 حذف نمود و باعث هم فاز شدن زمان شروع داده برداری تمامی نقاط در دامنه شد. به این ترتیب همبستگی زمانی تمامی نقاط داده برداری درون دامنه بدست می آید.

با اندازه گیری Φ_2 می توان همبستگی مکانی بین نقاط مختلف داخل دامنه را بدست آورد. نحوه ی بدست آوردن همبستگی مکانی به این گونه است که فاصله ی بین دو سنسور متحرک ۴ میلی متر است و چون داده برداری هر ۱ میلی متر انجام شده است می توان نتیجه گرفت که بعد از ۴ نقطه داده برداری، مکان سنسور اصلی به مکان قبلی سنسور راهنمای متحرک می رسد. بنابراین باید اختلاف فاز بین داده های سنسور اصلی که با هم ۴ میلی متر فاصله مکانی دارند نیز Φ_2 باشد (شکل ۱۰). با داشتن همبستگی زمانی و مکانی تمامی نقاط برای سنسور اصلی می توان پروفیل سرعت لحظه ای جریان دنباله ایرفویل نوسانی را بدست آورد.

برخلاف مطالعات گذشته که از یک سنسور متحرک و یا چند سنسور ثابت برای اندازه گیری جریان دنباله استفاده شده بود در این پژوهش سرعت جریان درون دنباله توسط سه سنسور جریان سنج سیم داغ اندازه گیری شده است. در این مطالعه از سنسور شماره یک که ثابت است (سنسور راهنمای اول) و دو سنسور متحرک که یکی از آن ها سنسور اصلی (سنسور شماره ۲) و دیگری سنسور راهنمای دوم (سنسور شماره ۳) می باشد استفاده شده است. مزیت های این روش آرایش سنسورها یکی استفاده از تجهیزات سخت افزاری بسیار کمتر نسبت به سایر مطالعات [۵]، [۱۴] و دیگری دقت بسیار بالاتر در اندازه گیری جریان در تمامی نقاط دنباله است. منظور از افزایش دقت اندازه گیری در این حالت اولاً حذف خطای اندازه گیری ناشی از تفاوت دقت سنسورها نسبت به همدیگر و دوماً امکان اندازه گیری سرعت جریان در تمامی نقاط دنباله است زیرا سنسورهای متحرک می توانند توسط مکانیزم جابه جا کننده، در تمامی نقاط دنباله حرکت کنند. همچنین با توجه به ارتباط داده های این سنسورها نسبت به همدیگر می توان همبستگی مکانی^۱ و همبستگی زمانی^۲ داده های سنسور اصلی را برای تمامی نقاط دنباله بدست آورد. بنابراین می توان پروفیل سرعت لحظه ای جریان دنباله را برای ایرفویل نوسانی بدست آورد. نحوه ی ارتباط داده های بین سنسورها در شکل ۹ نشان داده شده است. در هر نقطه، شروع زمان داده برداری هر سه سنسور یکی است. بنابراین در هر نقطه اختلاف فاز داده های اندازه گیری شده تنها ناشی از تفاوت مکانی سنسورها است. Φ_1 اختلاف فاز بین سنسور راهنمای ثابت (سنسور ۱) با سنسور اصلی (سنسور ۲) و Φ_2 اختلاف فاز مربوط

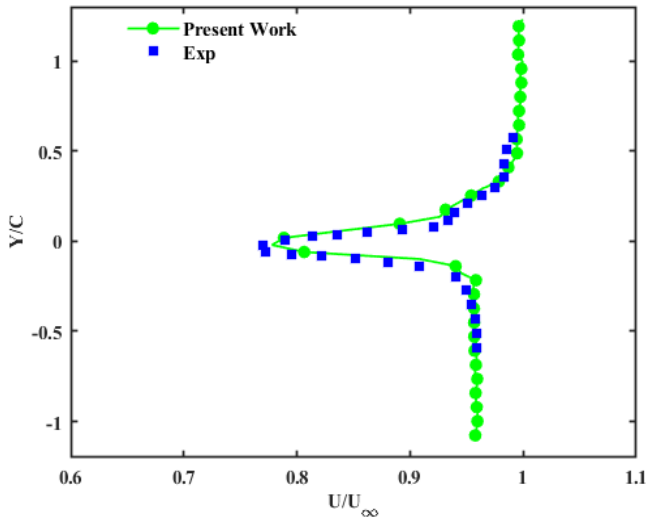


شکل ۹ نحوه ی ارتباط داده های بین سنسورها

² Time correlation

¹ Space correlation

در شکل ۱۱ پروفیل سرعت متوسط برای دو مطالعه مقایسه شده است. نتایج بدست آمده از پژوهش حاضر با نتایج بدست آمده در مطالعه منبع [۱۹] کمتر از ۵٪ اختلاف دارد. بنابراین می توان نتیجه گرفت که تجهیزات آزمایشگاهی و روش اندازه گیری داده ها دقت قابل قبولی دارند.



شکل ۱۱ مقایسه نتایج تحقیق حاضر با مطالعه [۱۹]

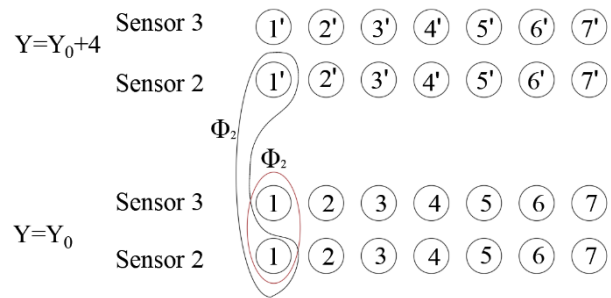
۲-۴- معادلات حاکم

در این بخش معادلات و پارامترهای مهم حاکم بر مسئله بیان شده است.

عدد رینولدز این پژوهش ۲۷۰۰۰ بود و بر اساس معادله (۲)، سرعت جریان آزاد ۳/۱۳ متر بر ثانیه بدست می آید. در رابطه ی (۲)، C طول وتر ایرفویل، U_∞ سرعت جریان آزاد و ν لزجت سینماتیکی هوا است.

$$Re = \frac{U_\infty C}{\nu} \quad (2)$$

فرکانس کاهش، پارامتر مهم دیگری در بررسی جریان عبوری از روی ایرفویل های نوسانی است که طبق رابطه (۳) بدست می آید. در این رابطه f فرکانس نوسان ایرفویل و k فرکانس کاهش است. فرکانس کاهش مشخص کننده میزان ناپایایی جریان عبوری از روی ایرفویل های نوسانی است. برای مثال هنگامی که فرکانس کاهش صفر باشد یعنی جریان کاملا پایا، هنگامی که $0 < k < 0.005$ جریان گوسی پایا (شبه پایا) و هنگامی که $k > 0.005$ جریان کاملا ناپایا خواهد بود [۲۰]. فرکانس کاهش این پژوهشی ۰/۲ در نظر گرفته شد، بنابراین در آزمایش حاضر جریان کاملا ناپایا و فرکانس نوسان ایرفویل در این حالت ۱/۵۳۷ هرتز بود.



شکل ۱۰ نحوه ی بدست آوردن همبستگی مکانی

در این مطالعه به منظور محاسبه اختلاف فازها و بدست آوردن همبستگی های مکانی و زمانی بین نقاط مختلف دنباله از کدنویسی نرم افزار متلب استفاده شد و تمامی نتایج نیز توسط نرم افزار مذکور ترسیم شد. فرکانس داده برداری سنسورها، زمان داده برداری و فرکانس قطع سنسورها به ترتیب ۱۰۰۰۰ هرتز، ۲۵ ثانیه و ۱۶۰۰۰ هرتز بود. منابع عدم قطعیت در جدول ۱ ذکر شده است. در این آزمایش مجموع عدم قطعیت اندازه گیری سرعت جریان دنباله حدود ۲٪ است.

جدول ۱ منابع عدم قطعیت در آزمایش

مقدار عدم قطعیت	نوع عدم قطعیت
۰/۰۰۸	اندازه گیری سرعت توسط لوله پیتوت
۰/۰۰۳	مکانیزم جابه جا کننده
۰/۰۰۰۸	کیفیت برد آنالوگ به دیجیتال برای ۱۲ بیت و ۱۰ ولت
۰/۰۰۳	تغییرات دمای محیطی
۰/۰۰۵	عدم قطعیت ناشی از برازش منحنی سرعت بر حسب ولتاژ در کالیبراسیون
۰/۰۱۹۸	مجموع عدم قطعیت ها

۲-۳- اعتبارسنجی

نتایج آزمایش این مطالعه با نتایج پژوهش صادقی و همکاران [۱۹] مقایسه شد. ایرفویل استفاده شده در پژوهش صادقی و همکاران NACA0012 بود، طول وتر و عرض ایرفویل به ترتیب ۴۵۰ و ۱۴۵ میلی متر بود. زاویه حمله متوسط ۲/۵ درجه، دامنه نوسان ۸ درجه و فرکانس نوسان ۳ هرتز بود که این مشخصات حرکت برای مطالعه حاضر نیز تنظیم شد. به منظور تشابه دینامیکی، باید عدد رینولدز جریان، بین مطالعه حاضر و مطالعه صادقی و همکاران [۱۹] یکسان باشد. با توجه به اینکه طول وتر ایرفویل در دو مطالعه یکسان نیست بنابراین سرعت جریان آزاد در مطالعه حاضر برای عدد رینولدز مورد نظر محاسبه و به عنوان سرعت ورودی به محفظه ی آزمایش تنظیم شد.

نتایج ارائه شده در این بخش برای جریان با رینولدز ۲۷۰۰۰، فرکانس کاهش ۰/۲ و x/C برابر با ۰/۵ ارائه شد. تعداد نقاط داده برداری شده در راستای عمودی ۲۸۰ نقطه به فاصله یک میلی متری از همدیگر بود که معادل با ۰/۸۸ تا ۱/۲۷ Y/C بود. در Y/C برابر با صفر، دقیقاً سنسور اصلی در راستای لبه فرار ایرفویل در زاویه حمله صفر است.

شکل ۱۲ پروفیل سرعت $1-U/U_{inf}$ را در دنباله برای یک دوره تناوب نوسان ایرفویل نشان می دهد. مشاهده می شود که دو ناحیه کاملاً متفاوت در دنباله جریان وجود دارد، یکی ناحیه ای است که گردابه های به وجود آمده پشت ایرفویل نوسانی به سمت پایین دست جریان حرکت می کنند و دیگری ناحیه ای است که اثر حرکت گردابه ها به لایه های دیگر نفوذ پیدا می کند و خود را به مانند یک حرکت سینوسی نشان می دهد. به واسطه ی لزجت سیال به مرور از دامنه ی نفوذ مومنتوم در لایه های دیگر کاسته می شود تا در نهایت به جریان آزاد برسیم اما در این مطالعه به واسطه ی ابعاد محفظه ی آزمایش و ایرفویل در تمامی نقاط اثر نفوذ مومنتوم مشاهده شد.

تغییرات سرعت لحظه ای در تمامی نقاط به صورت سینوسی با همان فرکانس حرکت ایرفویل بدست می آید. به عبارت دیگر مجموع مومنتوم جریان آزاد و مومنتوم حرکت ایرفویل یک جریان سینوسی با همان فرکانس نوسان را در دنباله ایجاد می کند. لازم به ذکر است که اثر نفوذ مومنتوم در لایه های بالاتر و پایین تر از دنباله قوی (دنباله حرکت گردابه ها) برای اولین بار در این پژوهش گزارش شده است.

$$k = \frac{\pi f C}{U_{\infty}} \quad (3)$$

شدت اغتشاش میزان آشفتگی جریان را نشان می دهد. به سبب اینکه جریان کاملاً ناپایا است اندازه گیری شدت اغتشاش لحظه ای از اهمیت بیشتری نسبت به اندازه گیری شدت اغتشاش متوسط برخوردار است. به منظور محاسبه شدت اغتشاش از روابط (۴) تا (۶) استفاده شده است. در این روابط \bar{U} سرعت متوسط، U سرعت لحظه ای دنباله و u' سرعت اغتشاشی است.

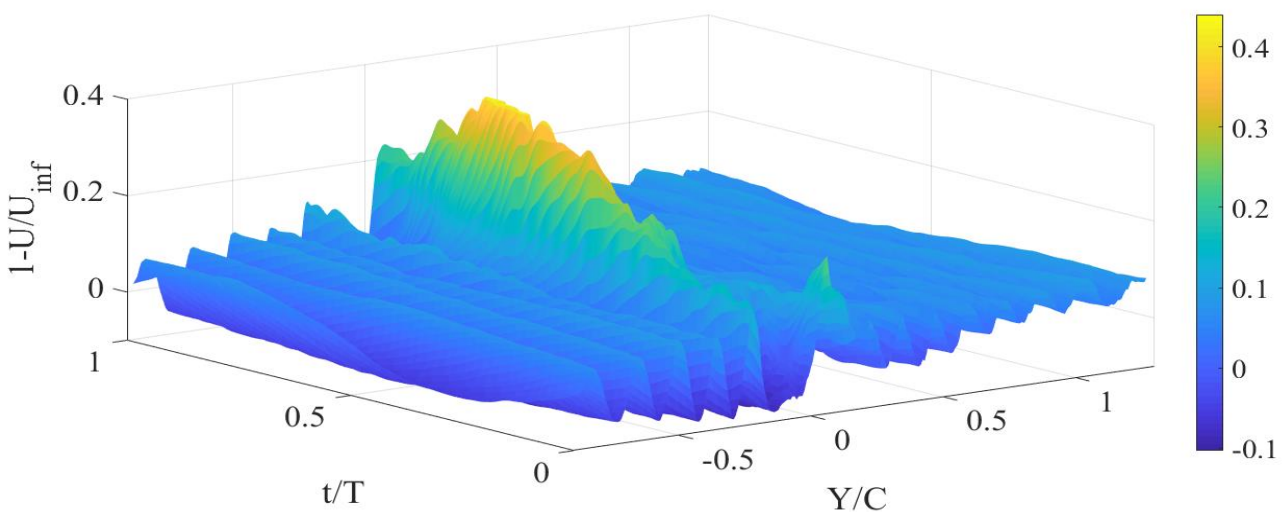
$$\%TI = \frac{u_{r.m.s}}{U_{\infty}} \times 100 = \frac{\sqrt{u'^2}}{U_{\infty}} \times 100 \quad (4)$$

$$u' = U - \bar{U} \quad (5)$$

$$\bar{U}(x,t) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} U(x,t) dt \quad (6)$$

در محاسبه شدت اغتشاش اگر \bar{U} و u' برای یک دوره تناوب کامل محاسبه و میانگین گیری شود شدت اغتشاش متوسط بدست می آید و اگر \bar{U} با استفاده از متوسط جمعی^۲ برای تعدادی سیکل کامل محاسبه و سپس u' لحظه ای در هر نقطه و هر زمان بدست آید می توان شدت اغتشاش لحظه ای را ترسیم نمود. در ادامه به ارائه نتایج این پژوهش پرداخته می شود.

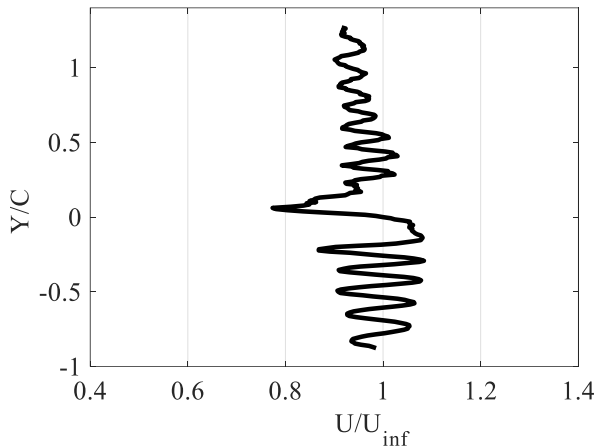
۳- نتایج و بحث



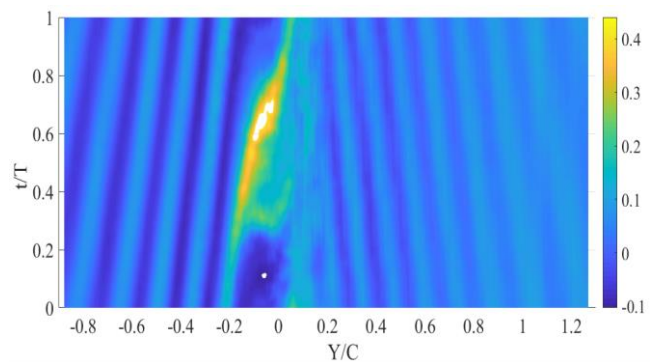
شکل ۱۲ دنباله ناپایای سرعت در یک نوسان کامل ایرفویل

² Ensemble average

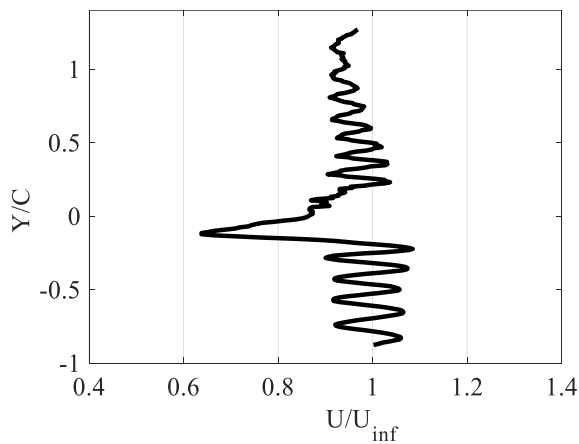
¹ Turbulence intensity



شکل ۱۳ کانطور سرعت $1-U/U_{inf}$ را نشان می دهد به بیان دیگر این شکل نمای بالای شکل ۱۲ است. همانگونه که مشاهده می شود دنباله قوی در ناحیه -0.2 تا 0.2 نسبت Y/C قرار دارد. اثر نفوذ مومنتوم این ناحیه در کل دامنه گسترش پیدا کرده است به طوری که هر لایه سیال مومنتوم را به لایه بعدی منتقل می کند و در این حین به سبب لزجت سیال مقداری از انرژی نیز تلف می شود، این اتلاف انرژی بین لایه های سیال باعث کاهش دامنه تغییرات سرعت می شود.

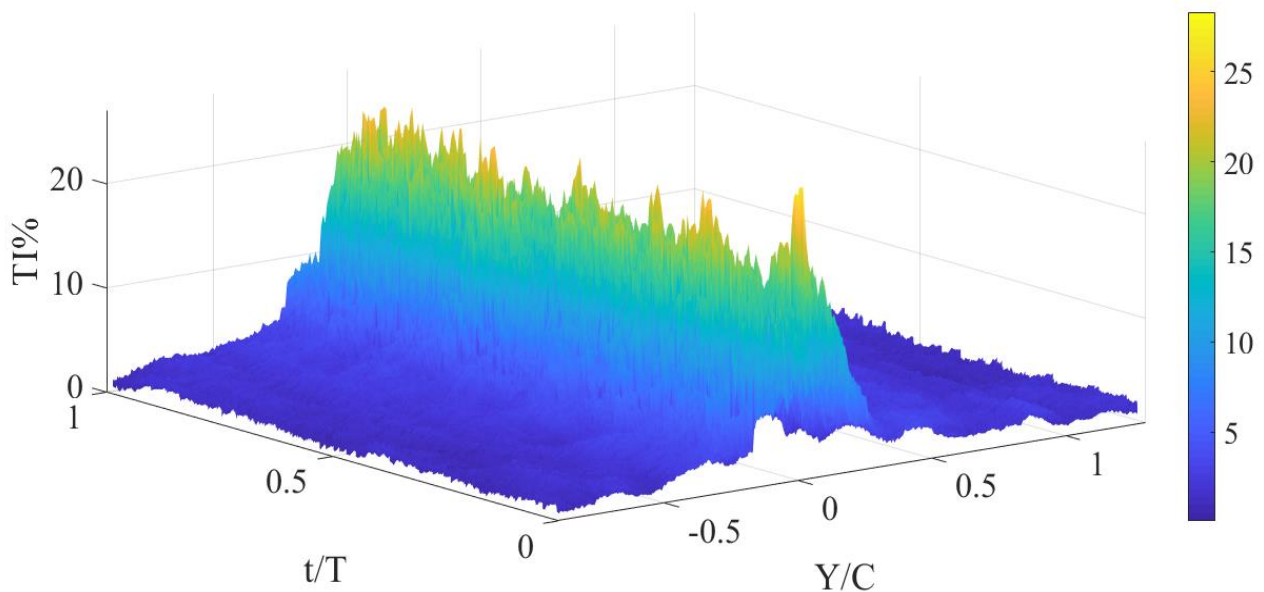


شکل ۱۴ پروفیل سرعت بی بعد در t/T برابر با صفر (شروع نوسان)



شکل ۱۵ پروفیل سرعت بی بعد در t/T برابر با 0.5

شکل ۱۳ کانطور سرعت $1-U/U_{inf}$ در دنباله ایرفویل نوسانی شکل ۱۴ و شکل ۱۵ پروفیل سرعت بی بعد را در دو لحظه متفاوت در کل دامنه دنباله نشان می دهد. یکی از برتری های استفاده از این روش اندازه گیری این است که می توان در هر لحظه پروفیل سرعت لحظه ای را در کل دامنه بدست آورد.



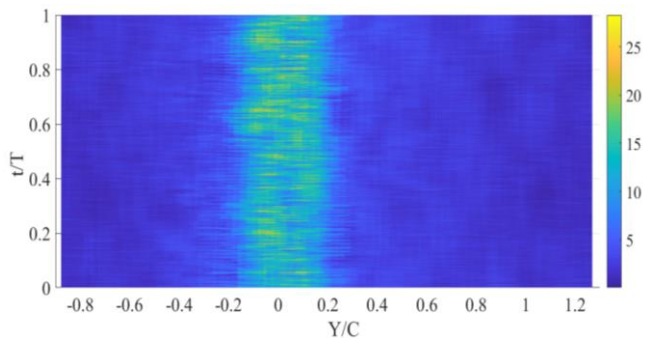
شکل ۱۶ شدت اغتشاش لحظه ای در یک دوره تناوب نوسان

علت تفاوت جزئی بین این دو نمودار ناشی از کامل نبودن تمامی سیکل های اندازه گیری شده و همچنین تفاوت در شدت اغتشاش سیکل ها نسبت به همدیگر می باشد. به طور کلی می توان از هر کدام از نمودارهای بدست آمده به منظور دست یابی به شدت اغتشاش متوسط جریان استفاده کرد. اما مقایسه نمودارهای شکل ۱۸ با نتایج شکل ۱۶ نشان می دهد که شدت اغتشاش لحظه ای جریان تفاوت قابل توجهی با شدت اغتشاش متوسط دارد زیرا در بعضی از لحظات عبور گردابه، شدت اغتشاش به یکباره افزایش می یابد. بنابراین علاوه بر شدت اغتشاش متوسط باید شدت اغتشاش لحظه ای که باعث به وجود آمدن بارهای تناوبی به جسم های پایین دست جریان می شود در هنگام انتخاب جنس جسم های پایین دست مد نظر قرار گیرد.

۴- نتیجه گیری

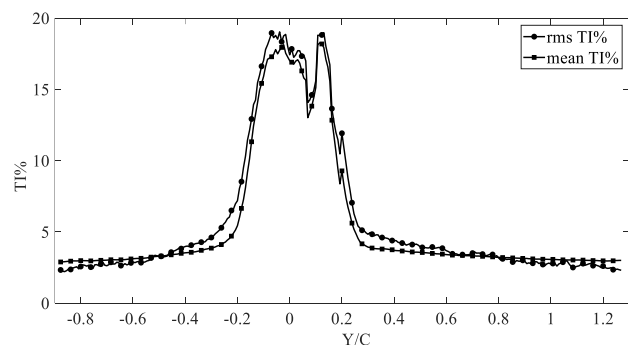
اندازه گیری تجربی جریان دنباله ایرفویل نوسانی NACA0012 با یک روش جدید داده برداری هدف این پژوهش بود. نتایج این پژوهش نشان داد که جریان دنباله یک ایرفویل نوسانی که ناشی از ترکیب مومنتوم جریان آزاد با مومنتوم حرکت نوسانی ایرفویل است، یک جریان سینوسی با همان فرکانس نوسان ایرفویل را در دنباله ایجاد می کند. نشان داده شد که دنباله ایرفویل نوسانی شامل دو بخش که یکی دنباله قوی ناشی از حرکت گردابه ها به پایین دست جریان و دیگری ناحیه ناشی از نفوذ مومنتوم دنباله قوی به سایر قسمت های دنباله است. عرض دنباله قوی در ناحیه $Y/C = 0.2$ تا 0.4 تشکیل می شود و در مابقی قسمت های دنباله اثرات نفوذ مومنتوم ناحیه دنباله قوی مشاهده شده است. مشاهده شد که شدت اغتشاش متوسط اندازه گیری شده در یک دوره نوسان با ریشه میانگین مربع شدت اغتشاش اندازه گیری شده در کل زمان نمونه برداری مقایسه می کند. مشاهده می شود که بین این دو نمودار تفاوت چندانی وجود ندارد زیرا اگر بین تعداد زیادی نوسان ایرفویل، ریشه میانگین مربع شدت اغتشاش محاسبه شود با شدت اغتشاش متوسط در یک سیکل کامل، تقریباً برابر است.

شکل ۱۶ شدت اغتشاش لحظه ای را در یک دوره تناوب حرکت ایرفویل نشان می دهد. مشاهده می شود که بیشترین شدت اغتشاش در ناحیه دنباله قوی اتفاق افتاده و بیشینه شدت اغتشاش در حدود ۲۵ درصد می باشد. با دور شدن از ناحیه دنباله قوی، رفته رفته شدت اغتشاش کاهش می یابد تا جایی که در کمترین حالت شدت اغتشاش به حدود ۳ درصد می رسد، اما در هر حال شدت اغتشاش اندازه گیری شده در دنباله همواره بیشتر از شدت اغتشاش جریان آزاد است.



شکل ۱۷ شدت اغتشاش دنباله

شکل ۱۷ نمای بالای شکل ۱۶ را نشان می دهد. مشاهده می شود که در یک تناوب نوسان ایرفویل، بیشترین شدت اغتشاش در ناحیه $Y/C = 0.2$ تا 0.4 اتفاق می افتد. این ناحیه همان قسمتی از دنباله است که گردابه های ایجاد شده ناشی از حرکت نوسانی ایرفویل به پایین دست جریان منتقل می شود. شکل ۱۸ شدت اغتشاش متوسط اندازه گیری شده در یک دوره نوسان را با ریشه میانگین مربع شدت اغتشاش اندازه گیری شده در کل زمان نمونه برداری مقایسه می کند. مشاهده می شود که بین این دو نمودار تفاوت چندانی وجود ندارد زیرا اگر بین تعداد زیادی نوسان ایرفویل، ریشه میانگین مربع شدت اغتشاش محاسبه شود با شدت اغتشاش متوسط در یک سیکل کامل، تقریباً برابر است.



شکل ۱۸ مقایسه شدت اغتشاش متوسط با ریشه میانگین مربع شدت اغتشاش

- [1] Lu, B., Bragg, M., Experimental investigation of airfoil drag measurement with simulated leading-edge ice using the wake survey method, *18th Applied Aerodynamics Conference*, (2000).
- [2] Richter, K., and et al., Experimental investigation of unsteady transition on a pitching rotor blade airfoil, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 59, No. 1, pp. 1-12, (2014).
- [3] Thielicke, W., The flapping flight of birds: Analysis and application, *University of Groningen*, (2014).
- [4] Floryan, D., Van Buren, T., and Smits, A.J., Efficient cruising for swimming and flying animals is dictated by fluid drag. *Proceedings of the National Academy of Sciences*, Vol. 115, No. 32, pp. 8116-8118, (2018).
- [5] Boroumand, B.B., Mani M., Wake measurements of oscillating supercritical airfoil in compressible flow, *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering*, Vol. 43, No. 1, pp. 112-121, (2019).
- [6] Li, Q.a., and et al., Laser Doppler Velocimetry (LDV) measurements of airfoil surface flow on a Horizontal Axis Wind Turbine in boundary layer. *Energy*, Vol. 183, pp. 341-357, (2019).
- [7] Gooding, W.J., and Fabian, J.C., Key, Laser Doppler Velocimetry Characterization of Unsteady Vaned Diffuser Flow in a Centrifugal Compressor, *Journal of Turbomachinery*, Vol. 142, No. 4, (2020).
- [8] Gharali, K., Gu, M., and Johnson, D.A., A PIV Study of a low Reynolds number pitch oscillating SD7037 Airfoil in dynamic stall with CFD comparison, in *16th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics*, (2012).
- [9] Gerontakos, P., and Lee, T., PIV study of flow around unsteady airfoil with dynamic trailing-edge flap deflection, *Experiments in fluids*, Vol. 45, No. 6, pp. 955. (2008).
- [10] Sadeghi, H., Mani, M., and Ardakani, M., Effect of amplitude and mean angle of attack on wake of an oscillating airfoil. in *Proceedings of World Academy of Science, Engineering and Technology*. (2008).
- [11] Soltani, M., and Mahmoudi, M., Measurements of velocity field in the wake of an oscillating wind turbine blade, *The Aeronautical Journal*, Vol. 114, No. 1158, pp. 493-504, (2010).
- [12] Tabrizian, A., and et al., An experimental study on boundary layer transition detection over a pitching supercritical airfoil using hot-film sensors, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 86, pp. 108743, (2020).

پژوهش ها می توان با دقت بسیار بالاتری پارامترهای جریان را اندازه گیری نمود. زیرا تعداد سنسورها به کار رفته در این پژوهش بسیار کمتر از مطالعات مشابه بود و با حذف خطاهای ناشی از تعدد سنسورها و داده برداری از تعداد نقاط بیشتری در دنباله، با دقت بالاتری پارامترهای جریان اندازه گیری شد. از جمله نواقصی که استفاده از این روش دارد می توان به افزایش زمان داده برداری و لزوم استفاده از کد متلب اشاره کرد که در مقابل افزایش دقت و کاهش تجهیزات مورد نیاز، قابل صرف نظر کردن است.

۵- فهرست علائم و اختصارات

علائم انگلیسی

C	طول وتر ایرفویل (m)
f	فرکانس نوسان ایرفویل (s^{-1})
k	فرکانس کاهشی
Re	عدد رینولدز
%TI	درصد شدت اغتشاش
t	زمان (s)
T	زمان تناوب نوسان (s)
U	سرعت جریان دنباله (ms^{-1})
u'	سرعت اغتشاشی در راستای محور x (ms^{-1})
$u_{r.m.s}$	ریشه میانگین مربع سرعت (ms^{-1})
\bar{u}	سرعت متوسط زمانی (ms^{-1})
U_{∞}	سرعت جریان آزاد در ورودی (ms^{-1})
X	جهت مختصات در راستای جریان (m)
Y	جهت مختصات عمود بر جریان (m)

علائم یونانی

ν	لزجت سینماتیکی (m^2s^{-1})
α	زاویه حمله لحظه ای (degree)
$\bar{\alpha}$	زاویه حمله متوسط (degree)
α_0	دامنه زاویه حمله (degree)

زیرنویس ها

$r.m.s$	ریشه میانگین مربع
∞	مقادیر جریان آزاد در ورودی

اختصارات

LDV	سرعت سنج لیزر داپلر
LE	لبه حمله
PIV	سرعت سنج عکس برداری ذرات
TE	لبه فرار
TI	شدت اغتشاش

۶- مراجع

- [17] Lian, Y., Blockage effects on the aerodynamics of a pitching wing. *AIAA journal*, Vol. 48, No. 12, pp. 2731-2738, (2010).
- [18] Kouhi, E., and Abdolamir, B.K., Experimental investigation of the flow structure around a pitching airfoil by mean and instantaneous data, *Iranian Journal of Mechanical Engineering Transactions of the ISME*, (2022).
- [19] Sadeghi, H., and Mani. M., An experimental wake analysis of a pitching airfoil. in *7th World Conference on Experimental Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics*, Krakow, (2009).
- [20] Choudhry, A., and et al., An insight into the dynamic stall lift characteristics, *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 58, pp. 188-208, (2014).
- [13] Mamouri, A.R., Khoshnevis, A.B., and Lakzian, E., Experimental study of the effective parameters on the offshore wind turbine's airfoil in pitching case, *Ocean Engineering*, Vol. 198, pp. 106955, (2020).
- [14] Boroumand, B.B., and Mani, M., Experimental and Numerical Study of the Unsteady Wake of a Supercritical Airfoil in a Compressible Flow, *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 11, (2018).
- [15] Yanovych, V., and et al., Hot-Wire Investigation of Turbulence Topology behind Blades at Different Shape Qualities, *Processes*, Vol. 10, No. 3, pp. 522, (2022).
- [16] Tian, W., and et al., An experimental study of the effects of pitch-pivot-point location on the propulsion performance of a pitching airfoil, *Journal of fluids and structures*, Vol. 60, pp. 130-142, (2016).