

(یادداشت مهندسی)

بررسی تجربی اثرات اغتشاشات جریان ورودی بر مشخصه‌های دنباله

ایرفویل NACA0012

فرزانه فروزش^۱، عبدالامیر بک خوشنویس^۲ و محسن وحیدی^۳

دانشکده فنی و مهندسی

دانشگاه حکیم سبزواری

(تاریخ دریافت: ۸۹/۱۰/۲۹؛ تاریخ پذیرش: ۹۲/۵/۱۲)

چکیده

در این تحقیق به بررسی اثر اغتشاشات جریان ورودی بر پارامترهای دنباله جریان پشت یک ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله صفر و عدد رینولدز ۳۸,۷۰۰ پرداخته شده است. به منظور دستیابی به شدت اغتشاشات ۵٪ و ۶٪، از شبکه‌های اغتشاش‌ساز مختلفی استفاده شده است. آزمایشات در سه نوع شدت اغتشاش ورودی مختلف انجام شده و پارامترهای سرعت متوسط، شدت اغتشاشات، پاسخ فرکانسی و عدد استروهل مورد بررسی قرار گرفته‌اند. مشاهده شده که در هر سه حالت اغتشاشی، با افزایش نسبت x/d و شدت اغتشاشات ورودی، مقدار نصف دهانه دنباله ($b/2$) افزایش می‌یابد. فاصله شکل‌گیری گردابه نیز با شدت اغتشاشات کاهش می‌یابد. همچنین، مشخص شده که عدد استروهل نیز با افزایش شدت اغتشاشات و افزایش فاصله از لبه فرار ایرفویل کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: دنباله ایرفویل، شدت اغتشاشات جریان، شبکه اغتشاش‌ساز، عدد استروهل

Experimental Investigation of Flow Turbulence Effects on the Flow Wake Parameters around a NACA0012 Airfoil

F. Foroozesh, A.B. Khoshnevis, and M. Vahidi

Eng. Dep't.

Hakim Sabzevari Univ.

(Received: 19 January, 2011; Accepted: 4 August, 2013)

ABSTRACT

In this paper, inflow turbulence effects on the flow wake parameters around a NACA0012 airfoil at zero incidence angle and Reynolds number of 38,700 were investigated. Various turbulence promoter networks were used to achieve turbulence intensity of 5% and 6%. Experiments have been conducted for three different turbulence intensities in which mean velocity parameters, turbulence intensity, frequency response, and Strouhal number were measured. Half of the wake width ($b/2$) in all three cases of turbulence, was increased with increasing x/d and turbulence intensity. It was also found that vortex formation length is decreased with turbulence intensity. Besides, it became clear that Strouhal number is reduced with any increase in turbulence intensity or in the distance from the trailing edge of the airfoil.

Keywords: Airfoil Wake, Flow Turbulence Intensity, Turbulence Promoters, Strouhal Number

۱- دانشجوی دکتری: foroozesh_fa@yahoo.com

۲- دانشیار (نویسنده پاسخگو): khosh1966@yahoo.com

۳- کارشناس ارشد: eng.vahidi@gmail.com

فهرست علائم

| | | |
|---|--------------------------------------|-----------|
| بنابراین اندازه‌گیری دقیق کمیت‌های جریان هوا در اطراف اجسام بسیار پر اهمیت بوده و هر گونه اشتباه و خطایی در مقادیر اندازه‌گیری شده، می‌تواند باعث اشتباه در طراحی شود. | نصف پهنای دنباله، mm | $b_{1/2}$ |
| بررسی جریان پیرامون یک ایرفویل، توسط پارامترهایی نظیر عدد رینولدز، نحوه توزیع سرعت متوسط و طیف اغتشاش‌های جریان هوا انجام می‌شود. برای مثال زمانی که عدد رینولدز جریان به اندازه کافی بزرگ باشد سهم اغتشاشات موجود در جریان آزاد نسبت به سهم‌های دیگر ساختارهای مهم داخلی افزایش یافته و همین امر سبب مشکل شدن تعیین شکل و نحوه عملکرد ساختارهای داخلی موجود در جریان آشفته می‌شود. با این وجود در جریان‌های برشی آزاد، کشش ورتکس‌ها توسط جریان متوسط را می‌توان مکانیزم اصلی تولید آشفته‌گی دانست. در این جریان‌ها، جفت‌شدگی ورتکس به عنوان یک فرآیند مهم در نظر گرفته می‌شود، همچنان‌که تولید ورتکس‌های سنجاق سری توسط کشیدگی ناشی از برش جریان آزاد را می‌توان به عنوان فرآیند مهم دیگر در نظر گرفت. | طول وتر ایرفویل، mm | c |
| در تحقیق حاضر، برای ایجاد اغتشاشات در ورودی جریان، از شبکه‌ای از میله‌ها استفاده شده که در دو ردیف عمودی و افقی کنار هم قرار گرفته‌اند. میزان شدت اغتشاشی این نوع شبکه‌ها به مقدار سرعت جریان تونل باد، اندازه قطر میله‌های شبکه، فاصله میله‌ها از یکدیگر و فاصله مکان نصب شبکه تا لبه حمله ایرفویل بستگی دارد. در این تحقیق برای ایجاد شدت اغتشاشات ورودی مختلف، با ثابت نگاه داشتن قطر میله‌ها، فاصله آنها از یکدیگر را تغییر داده و پارامترهای دنباله جریان پشت یک ایرفویل متقارن NACA0012 در عدد رینولدز ۳۷,۸۰۰ (بر اساس ضخامت بیشینه ایرفویل، $t=20\text{ mm}$) و شدت اغتشاشات ۰.۱٪، ۰.۵٪ و ۰.۶٪ بررسی شده است. | بیشینه ضخامت ایرفویل، mm | d |
| | ضریب صافی | F |
| | فرکانس جریان در دامنه بیشینه، Hz | f |
| | ولتاژ خروجی دستگاه جریان‌سنج سیم داغ | E |
| | طول تشکیل گردابه، mm | L_F |
| | عدد رینولدز | Re |
| | ضریب چولگی | S |
| | عدد استروهل | St |
| | ضخامت بیشینه ایرفویل | t |
| | درصد شدت اغتشاشات جریان سیال | $\%Tu$ |
| | مؤلفه افقی سرعت جریان، m/s | u |
| | سرعت جریان ورودی (مرجع)، m/s | U_{ref} |
| | سرعت کمینه، m/s | U_{min} |
| | سرعت در لبه دنباله، m/s | U_e |
| | مؤلفه افقی سرعت اغتشاشی، m/s | u' |
| | پارامتر کاهش سرعت، m/s | W_0 |
| | فاصله از لبه فرار ایرفویل، mm | x |
| | محور عمود بر راستای جریان، mm | y |

۱- مقدمه

جریان سیال نقش مهمی در صنایع پیرامون ما همچون توربو توربوماشین‌ها، سیستم‌های هیدرولیکی، صنایع هوا فضا، صنایع نفت و گاز و بسیاری موارد دیگر ایفا می‌کند. از آنجا که در اکثر صنایع و سیستم‌ها، رژیم جریان به صورت آشفته است، بنابراین این نوع جریان از اهمیت فوق‌العاده‌ای برخوردار است. دلیل اهمیت آن این است که جریان آشفته نقش مهمی در انتقال اندازه حرکت (مومنتم)، انتقال جرم و حرارت، تلفات انرژی و اصطکاک در سیستم‌های سیالات دارد. بنابراین به منظور طراحی بهینه و مطلوب سیستم‌های سیالاتی در صنایع مختلف، نیاز است تا جریان‌های آشفته را شناخته و کمیت‌های آن را مشخص نمود. تعیین این کمیت‌ها نیز توسط روش‌های عددی و تجربی انجام می‌گیرد. یکی از روش‌های تجربی پرکاربرد، استفاده از تونل باد است که به شبیه‌سازی جریان‌های واقعی حول اجسام می‌پردازد. تونل باد در واقع با ایجاد جریان هوای کنترل شده، تعیین و پیش‌بینی پارامترهای جریان را برای طراحان ممکن می‌سازد.

به منظور بررسی رفتار ارتعاشی سازه‌ها، اندازه‌گیری نوع فرکانس اغتشاش‌های جریان هوا بسیار حائز اهمیت است.

۲- مروری بر تحقیقات گذشته

تاکنون مطالعات بسیاری در زمینه ی اثرات اغتشاشات جریان ورودی بر روی پارامترهای دنباله اجسام انجام شده است. بررسی جریان حول ایرفویل و تأثیر عوامل مؤثر بر روی آن از سال‌ها قبل مورد توجه محققان بوده است. کیانگ ژانگ^۱ و فلیپ^۲ در سال ۲۰۰۶ میلادی به بررسی تجربی اثرات اغتشاشات ورودی و زبری روی دنباله ایرفویل در سرعت‌های مادون صوت پرداختند. آنها در تحقیق خود به این نتیجه رسیدند زمانی که زبری سطح افزایش می‌یابد، تمامی نمودارهای دنباله به طور قابل ملاحظه‌ای گسترش یافته و

1- Qiang Zhang

2- Phillip

حمله مختلف به دست آوردند. آنها پارامترهای دنباله ایرفویل را در شدت اغتشاشات ۰/۶٪ و ۰/۴٪ و ۰/۷٪ با هم مقایسه کردند و به این نتیجه رسیدند که اغتشاشات باعث تأخیر در پدیده استال می‌شود [۵].

آنها همچنین در سال ۲۰۰۴ به بررسی اثرات شدت اغتشاشی بر عملکرد ایرفویل NACA4421 پرداختند. توربین‌های بادی در اغتشاشات طبیعی عمل می‌کنند ولی چرخش آنها میزان اغتشاشات را در تیغه‌ها محدود می‌کند. آنها مشاهده نمودند که مشخصه‌های مربوط به استال در شدت اغتشاشات ۰/۳٪ و ۰/۵٪ به طور قابل ملاحظه ای تغییر کرده است [۶].

واتکینز^۷ و همکارانش نیز در سال ۲۰۱۰ به بررسی اثرات اغتشاشات بر آیرودینامیک بال‌ها در اعداد رینولدز پایین پرداختند. آنها عدد رینولدز را ۷,۵۰۰ در نظر گرفتند و شدت اغتشاشات را از ۱/۲ تا ۱۲/۶ درصد تغییر دادند و دریافتند زمانی که شدت اغتشاشات افزایش می‌یابد، شیب منحنی لیفت کاهش و بیشینه ضریب لیفت افزایش می‌یابد [۷]. خوشنویس و برزنوبی [۸] دنباله نزدیک در پشت یک مدل خودرو Notch Back را با استفاده از تکنیک سرعت‌سنج سیم داغ به صورت یک بعدی تجزیه و تحلیل نموده‌اند. آنها، مشاهده کردند با افزایش فاصله در جهت طولی (x) میزان شدت اغتشاشات دنباله بیشتر و میزان بیشینه سرعت کاهش می‌یابد. همچنین دامنه ناحیه برشی افزایش یافته و علاوه بر آن با دور شدن از خودرو در جهت طولی (x) قله‌های کمینه سرعت نیز از بین می‌روند. گرجی و همکارانش به بررسی تجربی تأثیر نیروی باد در شرایط طوفانی بر کابل‌ها و سیم‌های استاندارد که به عنوان هدایت کننده الکتریکی در خطوط انتقال برق و یا تجهیزات نگهدارنده آنتن‌های رادیویی شناخته می‌شوند، پرداخته شده است. برای این کار از چهار نوع کابل ۲۰ و ۶۳ کیلوولت، سیم نگهدارنده دکل‌ها و کابل روکش‌دار استفاده شده که هر کدام دارای قطر و زبری متفاوتی است. آزمایش‌ها در تونل باد و اندازه‌گیری‌ها با استفاده از جریان‌سنج سیم داغ صورت گرفته است. سرعت‌های مورد استفاده در این تحقیق ۱۷ و ۲۴ متر بر ثانیه می‌باشد که مربوط به سرعت بادهای شدید و طوفان‌هاست. هدف از این تحقیق در واقع بررسی سرعت متوسط، پارامتر کاهش سرعت (W0)، مقدار نصف دهانه دنباله سرعت (b1/2)، ضریب پسا و عدد استروهمال کابل‌ها در شرایط طوفانی است. افزایش اغتشاشات و مومنتوم جریان سبب می‌شود که جریان جدا شده از سطح مدل دوباره به مدل

فرکانس گردابی بدون بعد کاهش یافته و اغتشاشات ورودی جریان اثرات کمتری بر سرعت دنباله دارد. آنها دریافتند که منحنی دنباله به طور قابل ملاحظه‌ای به زبری سطح بستگی دارد ولی نسبت به شدت اغتشاشات ورودی حساسیت کمتری دارد [۱].

توتار^۱ و همکارانش در سال ۲۰۰۶ به بررسی عددی اثرات اغتشاشات جریان ورودی بر روی دنباله سیلندر دایره‌ای توسط روش شبیه‌سازی ادی‌های بزرگ^۲ پرداختند. آنان جریان حول استوانه را لزج، غیرقابل تراکم و دوبعدی فرض کردند. عدد رینولدز در تحقیق آنها ۱۴۰,۰۰۰ انتخاب شده است. آنها همچنین تأثیرات اغتشاشات مختلف ورودی را بر روی پارامترهای دنباله مانند ضریب درگ، ضریب لیفت و عدد استروهمال و زاویه جدایی بررسی کردند. نتایج آنها نشان می‌دهد که با افزایش اغتشاشات ورودی از ۰/۶٪ به ۰/۶٪، ضریب درگ ۱۸/۶٪ کاهش یافته است [۲].

لاس^۳ و نیلز^۴ در سال ۲۰۰۹ به بررسی اثرات اغتشاشات ورودی بر روی دنباله ایرفویل NACA0015 توسط روش شبیه‌سازی ادی‌های بزرگ پرداختند. عدد رینولدز در تحقیقات آنها 1.6×10^6 بود. آنها تأثیرات اغتشاشات مختلف ورودی را بر روی پارامترهای دنباله مانند ضریب درگ و ضریب لیفت بررسی کردند. این نتایج نشان می‌دهد که اغتشاشات ورودی، جدایش در جریان را به استال نزدیک می‌کند [۳].

دوینانت^۵ و همکارانش در سال ۲۰۰۲ با استفاده از روش تجربی به بررسی آیرودینامیک ایرفویل توربین‌های بادی در اغتشاشات ورودی بالا پرداختند. توربین‌های بادی اغلب در اغتشاشات ورودی بالا عمل می‌کنند. آنها به تحلیل داده‌های تونل باد برای بیان مشخصات آیرودینامیکی از قبیل ضریب برآ و پسا و توزیع فشار در ایرفویل با اغتشاشات ورودی ۰/۵ تا ۱۶ درصد و همچنین زاویه حمله بالای ۹۰ درجه پرداختند. نتایج نشان داد که رفتار آیرودینامیکی ایرفویل می‌تواند توسط اغتشاشات ورودی تغییر یابد و نقطه جدایش لایه مرزی در طول سمت مخالف باد از ایرفویل پیشروی کند [۴].

اسوالول^۶ و همکارانش در سال ۲۰۰۱ اثرات شدت اغتشاشات بر پدیده استال در ایرفویل NACA0021 را مورد مطالعه و بررسی قرار دادند. آنها ضریب برآ و پسا را برای ایرفویل NACA0021 در عدد رینولدز ۳۵۰,۰۰۰ و زوایای

- 1- Tutar
- 2- Large Eddy Simulation
- 3- Lasse
- 4- Niles
- 5- Devinant
- 6- Swalwell

است. با توجه به مشخصات تونل باد، حداکثر اغتشاشات اسمی جریان آزاد برای این دستگاه ۱٪ درصد است که از این حیث دستگاه تونل باد مورد استفاده دارای دقت بالایی است.

به علت پایین بودن پاسخ فرکانسی دستگاه‌های اندازه‌گیری فشار، با استفاده از آنها فقط می‌توان سرعت لحظه‌ای را با فرکانس چند صد سیکل در ثانیه اندازه‌گیری نمود. به همین دلیل برای اندازه‌گیری سرعت‌های لحظه‌ای با فرکانس بالا و همچنین هنگامی که پاسخ سریع وسیله اندازه‌گیری در مقابل تغییرات جریان مدنظر باشد، از دستگاه جریان‌سنج سیم داغ و یا از دستگاه جریان‌سنج لیزری استفاده می‌شود.

در این تحقیق تجربی، برای اندازه‌گیری پارامترهای جریان سیال از جریان‌سنج سیم داغ دما ثابت استفاده شده که توانایی اندازه‌گیری سرعت متوسط، شدت اغتشاشات و فرکانس و گردابه‌های ایجاد شده در پشت ایرفویل را دارد. تونل باد و دستگاه جریان‌سنج سیم داغ هر دو ساخت شرکت فرانس‌جنش صبا می‌باشد [۱۱]. پراب یک‌بعدی استفاده شده در این آزمایش‌ها دارای حسگری به طول ۱/۲۵ میلی‌متر و قطر ۵ میکرومتر مشخص نموده و مقادیر سرعت جریان سیال U_{ref} در این نقاط و نیز ولتاژ خروجی دستگاه جریان‌سنج سیم داغ E متناظر با آن اندازه‌گیری می‌شود. سپس مقادیر به دست آمده، با روش چند جمله‌ای یا روش اسپیلاین ۱ تقریب زده می‌شود. ایرفویل مورد آزمایش NACA0012 انتخاب شده و ضخامت در بیشینه خط تقارن ایرفویل و طول ایرفویل به ترتیب ۳۰ mm و ۳۰۰ mm است. برای ایجاد اغتشاشات مختلف در ورودی جریان، از شبکه‌های مش مانند به ابعاد $39 \times 39 \text{ cm}^2$ با میله‌هایی به قطر ۱ cm استفاده شده است. همچنین به منظور دستیابی به شدت اغتشاشات مختلف، فاصله میله‌ها از هم ۳ و ۶ سانتی‌متر انتخاب شده است. لازم به ذکر است که این شبکه‌ها از ایرفویل مورد آزمایش ۲۰ cm فاصله دارند.

۴- بحث و بررسی نتایج

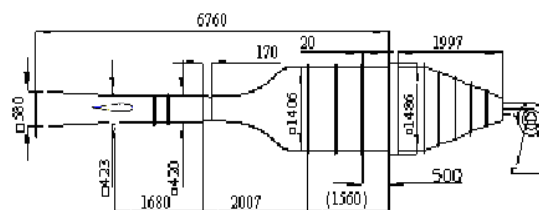
در تحقیق حاضر اثر شبکه‌های مش مانند بر روی پارامترهای دنباله و اغتشاشات ایرفویل بررسی شده است. داده برداری‌ها در نسبت فواصل (x/d) ۰/۱، ۰/۵، ۱، ۱/۵، ۲ از پشت لبه فرار ایرفویل اندازه‌گیری شده و x فاصله موقعیت از لبه ایرفویل d بیشینه ضخامت ایرفویل در طول خط مرکزی است (شکل ۲).

بچسبد. با توجه به نتایج، تقریباً در همه مدل‌ها به‌جز کابل روکش‌دار، ضریب پسا در سرعت ۲۴ متر بر ثانیه کمتر از سرعت ۱۷ متر بر ثانیه می‌باشد. به نظر می‌رسد کابل ۲۰ کیلوولت از بقیه مدل‌ها مناسب‌تر است و می‌توان از الگوی کلاف آن در سرعت‌های مذکور بهره برد [۹].

خوشنویس و همکارانش بر روی دنباله سیلندری که دو سیم در زوایای 140° ، 40° آن نصب شده در عدد رینولدز $Re = 3,000$ صورت گرفته است. اثرات سیم اغتشاش ساز بر روی کاهش ضریب پسا، پروفیل‌های سرعت متوسط و کاهش سرعت و نصف دهانه، پروفیل‌های شدت اغتشاشات و عدد استروهمال مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد برای $Re = 3,000$ حالت بهینه‌ای وجود دارد که در آن ضریب پسای عامل بر روی سیلندر به مقداری کمتر از ضریب پسای سیلندر صاف می‌رسد. در حالت بهینه، برای سیلندر ۲ سیمه با دو قطر متفاوت، سیم ضریب پسای سیلندر کاهش پیدا می‌کند. همچنین آزمایشات نشان می‌دهد مقادیر قله پروفیل اغتشاشات و کاهش سرعت (w_0) در سیلندر با سیم اغتشاش ساز در مقایسه با یک سیلندر صاف عموماً کاهش یافته است [۱۰].

۳- تجهیزات آزمایشگاهی

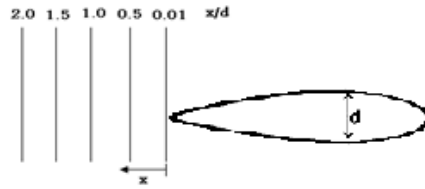
تمامی آزمایش‌های این تحقیق در آزمایشگاه تونل باد انجام شده است. تونل باد مورد استفاده از نوع مدار باز و دمشی بوده که دارای اتاقک آزمایشی از جنس پلکسی گلاس با طول ۱۶۸ cm، عرض ۴۰ cm و ارتفاع ۴۰ cm است. شکل ۱ نمای شماتیک این تونل باد را نشان می‌دهد.



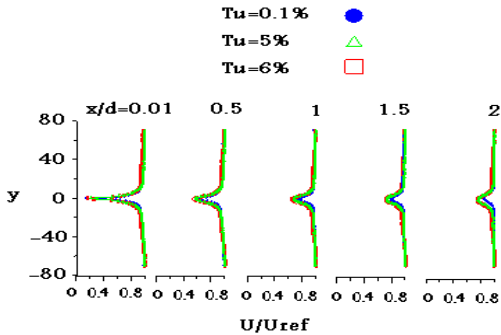
شکل (۱): نمای شماتیک تونل باد.

سرعت تونل باد نیز با تغییر دور فن تعبیه شده در آن از ۰ تا ۳۰ متر بر ثانیه تغییر کرده و قابل کنترل است. همچنین توان تولیدی در تمامی آزمایشات یکسان در نظر گرفته شده

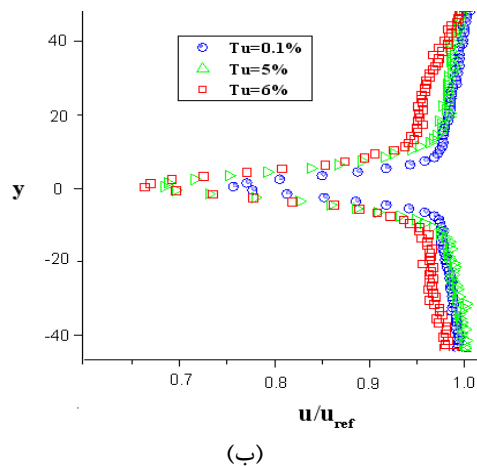
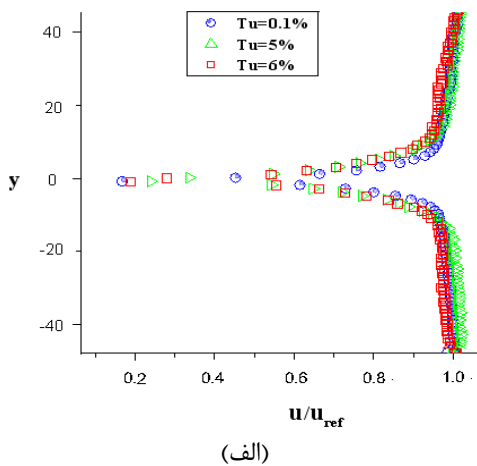
می‌شود با افزایش جریان در امتداد x/d دنباله همچنان متقارن باقی مانده و تأثیرات در محدوده دنباله است. همچنین سرعت بدون بعد شده در خارج از دامنه دنباله برای هر سه مرحله یکی است (شکل ۳).



شکل (۲): مدل و ایستگاه‌های مختلف برای اندازه‌گیری سرعت و اغتشاشات.



شکل (۳): نمودار سرعت متوسط بی‌بعد برای ایرفویل در x/d های مختلف.



شکل (۴): نمودار سرعت متوسط بی‌بعد برای شدت اغتشاشی‌های مختلف الف) $x/d=0.1$ و ب) $x/d=1$.

در تحقیق حاضر آزمایشات در سه مرحله انجام شده‌اند: مرحله اول، نصب ایرفویل در مقطع آزمایش بدون شبکه است. در این حالت، سرعت جریان آزاد 20 m/s و شدت اغتشاشی 1% اندازه‌گیری شده است. سپس در مرحله دوم از شبکه‌ای که فاصله میله‌های آن از هم 6 cm بوده استفاده شده که در این حالت سرعت جریان آزاد بدون ایرفویل 17 m/s و اغتشاشات جریان ورودی 5% اندازه‌گیری شده است. سپس با نصب ایرفویل در ایستگاه‌های موردنظر، داده برداری انجام گرفته است. در مرحله سوم نیز شبکه‌ای که فاصله میله‌های آن از هم 3 cm است نصب می‌گردد. در این حالت بدون حضور ایرفویل، سرعت جریان آزاد و شدت اغتشاشات به ترتیب 12 m/s و 6% اندازه‌گیری شده است. برای این حالت نیز داده برداری‌ها با نصب ایرفویل در ایستگاه‌های مختلف انجام شده و زاویه حمله ایرفویل نیز تقریباً صفر در نظر گرفته شده است.

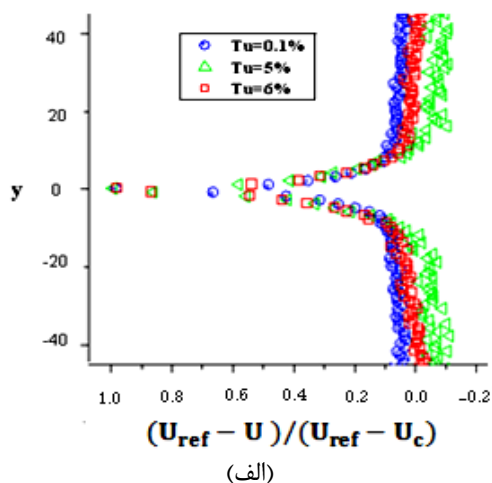
۴-۱- سرعت متوسط

وقتی یک جسم جامد در داخل سیال ساکن کشیده می‌شود در پشت آن دنباله تشکیل می‌شود. سرعت‌ها در دنباله، کوچک‌تر از جریان اصلی هستند و افت سرعت دنباله به افت مومنوم منجر می‌شود که ناشی از کشش روی جسم است. به موازات زیاد شدن فاصله از جسم، پهنای دنباله زیاد می‌شود و اختلاف بین سرعت در دنباله و سرعت در خارج از آن کوچک‌تر می‌شود [۱۲].

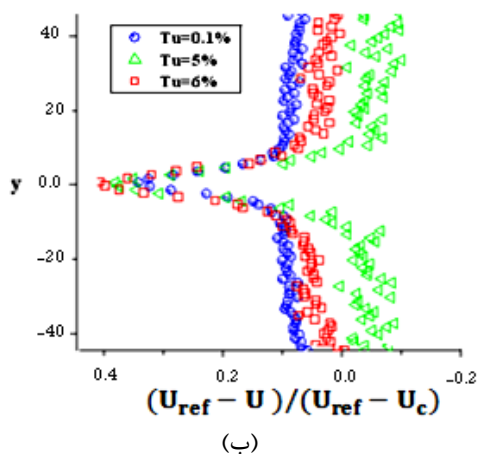
مقادیر سرعت متوسط در فواصل مختلف در شکل ۳ آمده است. با توجه به شکل مشخص است که در هر سه حالت اغتشاشی، با افزایش x/d و شدت اغتشاشات، نصف دهانه دنباله $(b_{1/2})$ افزایش می‌یابد. برای مشاهده بهتر این تغییرات، نمودار بی‌بعد سرعت متوسط در دو نسبت فاصله $(x/d = 1 \text{ و } 0.1)$ به طور جداگانه رسم شده است (شکل ۴). لازم به ذکر است که قدرت تولیدی تونل باد برای هر سه مرحله یکی می‌باشد. نصب شبکه‌های اغتشاش‌ساز سبب کاهش سرعت جریان آزاد می‌شود، بنابراین برای مقایسه محورها U/U_{ref} بدون بعد شده است. همچنین همان‌طور که مشاهده

خیلی نزدیک، حسگر جریان سنج سیم داغ تک مؤلفه‌ای، به واسطه شکل هندسی اش (استوانه‌ای) بزرگی سرعت را نشان می‌دهد که حاصل جمع برداری مؤلفه‌های افقی و عمودی جریان است.

پروفیل‌های سرعت متوسط جریان را می‌توان توسط $(U_{ref} - U_c)$ نرمال کرد، که این تفاضل، بیانگر اختلاف بین سرعت متوسط جریان آزاد U_{ref} و سرعت متوسط مرکز دنباله U_c است. در شکل ۷ پروفیل‌های نرمال شده سرعت متوسط در x/d های ۰/۱ و ۱ به نمایش درآمده است.



(الف)



(ب)

شکل (۷): پروفیل‌های بدون بعد $(U_{ref} - U) / (U_{ref} - U_c)$ در $x/d=1$ (الف) و $x/d=0.1$ (ب) و $x/d=1$.

۳-۴- اعتبار سنجی

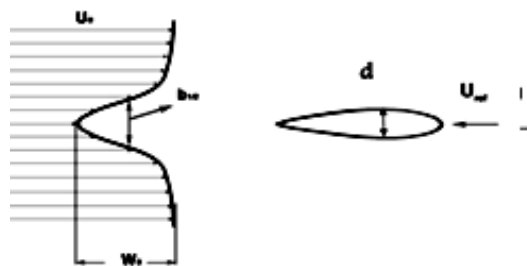
برای اعتبارسنجی مقادیر به دست آمده برای سرعت متوسط، از مرجع [۱] استفاده شده است که آزمایشات دو ایرفویل متقارن با شدت اغتشاشات ۵/۵٪ و ۹/۰٪ و زبری ۰/۰۱۶ و ایرفویل قوس‌دار با شدت اغتشاشات ۱/۱ و ۷/۷ و زبری ۰/۰۲۵۸ انجام

۲-۴- پارامتر کاهش سرعت

پارامتر کسری سرعت W_0 و نصف دنباله $b_{1/2}$ از رابطه زیر به دست می‌آید (شکل ۵):

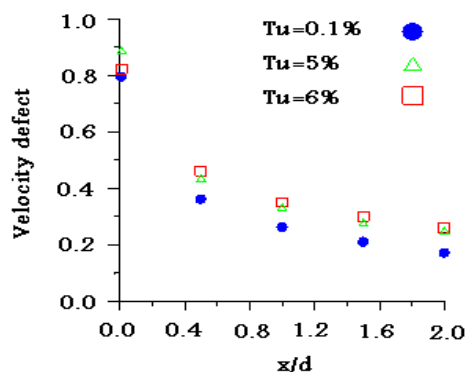
$$W_0 = \frac{U_{ref} - U_{min}}{U_{ref}}, \quad (1)$$

که در این رابطه، U_{ref} سرعت مرجع و U_{min} سرعت کمینه جریان است.



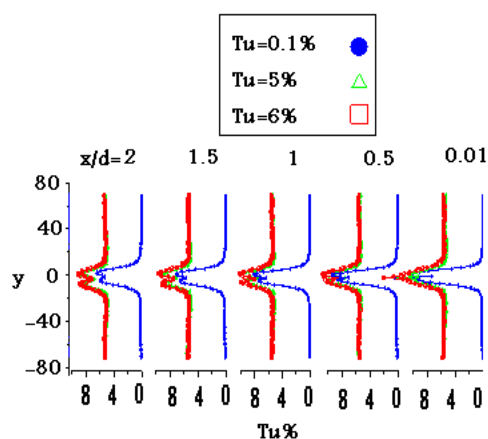
شکل (۵): پارامتر کسری سرعت W_0 و نصف دهانه دنباله $b_{1/2} = W_0 / 2$.

شکل ۶ مقادیر پارامتر کاهش سرعت به ازای شدت اغتشاشات ورودی مختلف را در ایستگاه‌های مختلف نشان می‌دهد.



شکل (۶): نمودار کاهش سرعت (W_0) در ایستگاه‌های مختلف.

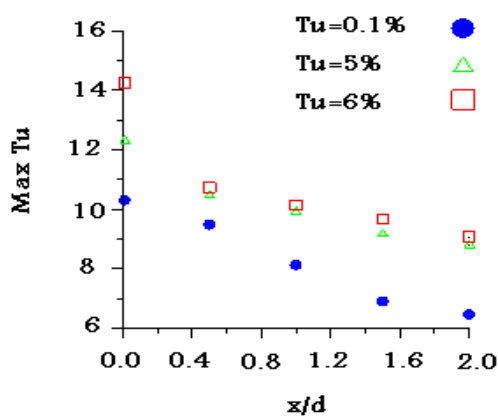
با توجه به این شکل و شکل ۴ می‌توان گفت که حداقل مقدار سرعت در دنباله با افزایش اغتشاشات ورودی به جز ایستگاه اول افزایش یافته و در ایستگاه اول کمترین مقدار مربوط به شدت اغتشاشات ورودی ۰/۱ درصد و بیشترین مقدار مربوط به شدت اغتشاشات ورودی ۵/۵٪ است. این موضوع را می‌توان به ترکیب سرعت‌های U و V در فواصل خیلی نزدیک به پشت ایرفویل ربط داد. همان‌طور که می‌دانیم در فواصل



شکل (۹): نمودار شدت اغتشاشات دنباله ایرفویل در x/d های مختلف.

با توجه به شکل ۱۰ می‌توان گفت به طور کلی با دور شدن از لبه فرار ایرفویل، بیشینه شدت اغتشاشات کاهش یافته و در حالت بدون شبکه، کاهش بیشینه اغتشاشات سریع‌تر از حالت‌های دیگر است.

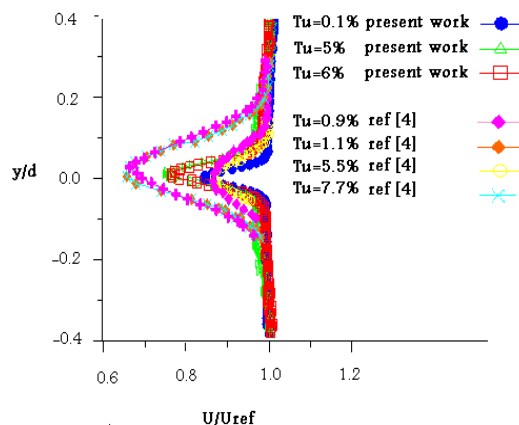
مشخص است که با استفاده از شبکه‌های اغتشاش‌ساز، بیشینه اغتشاشات جریان افزایش می‌یابد. همان‌طور که مشاهده می‌شود در خط مرکزی، دنباله اغتشاشات کمتر از مقدار آن در قله‌ها است. برای مرحله اول در ایستگاه‌های بعدی مقدار بیشینه اغتشاشات کاهش می‌یابد.



شکل (۱۰): نمودار کاهش بیشینه اغتشاشات در دنباله.

با توجه به شکل ۱۱ می‌توان گفت که فاصله شکل‌گیری گردابه نیز با شدت اغتشاشات کاهش می‌یابد. به نظر می‌رسد که این رفتار، به تغییرات بنیادین در فرآیند انتشار گردابه مربوط باشد. بعد از شکل‌گیری گردابه در دنباله نزدیک، گردابه‌ها به سمت پایین دست جریان منتقل می‌شوند. دنباله

شده است. از شکل ۸ می‌توان نتیجه گرفت که نتایج به دست آمده از آزمایشات با نتایج حاصل از مرجع [۱] مطابقت خوبی دارد. همچنین مشاهده شده که دنباله‌ها نسبت به شدت اغتشاشات ورودی حساسیت کمتری دارند.



شکل (۸): مقایسه نتایج به دست آمده از آزمایشات با نتایج [۱].

۴-۴- شدت اغتشاشات

درصد شدت اغتشاشات جریان، با استفاده از رابطه زیر به دست می‌آید:

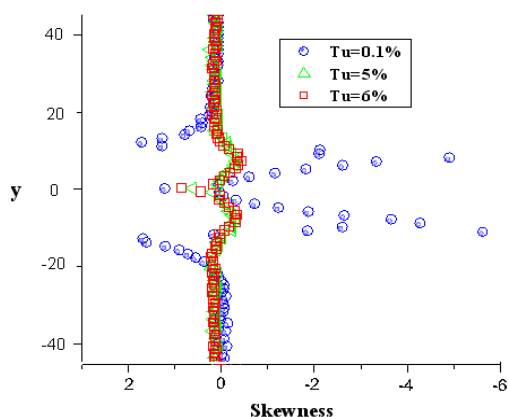
$$\% T u = \frac{\sqrt{u'^2}}{U_{\infty}} \times 100. \quad (2)$$

با توجه به قرارگیری شبکه‌های مختلف در مسیر جریان، شدت اغتشاشات ورودی نیز تغییر می‌نماید. با بررسی مقادیر به دست آمده برای درصد اغتشاشات دنباله ایرفویل، می‌توان گفت که افزایش نسبت فاصله (x/d) باعث افزایش طول دنباله و شدت اغتشاشات و کاهش عرض دنباله شده است. همچنین بعد از نسبت فاصله $x/d=0.5$ منحنی‌های از حالت تک‌قله‌ای به دوقله‌ای تبدیل می‌شوند (شکل ۹).

همان‌گونه که در شکل ۹ مشاهده می‌شود، نمودار اغتشاشات ناشی از ایرفویل در نسبت فواصل $x/d=0.5$ به بالاتر، دارای دو قله می‌باشند که این قله‌ها کمی نامتقارن هستند، اما بیشینه اغتشاشات نزدیک به هم می‌باشند که این اختلاف اندک بین دو قسمت دنباله از عدم تقارن اجباری ایجاد شده به واسطه پایه‌های پراب^۱ و خطای آزمایشگاهی در هنگام داده برداری ناشی می‌شود [۱۳]. به هر حال فقط تغییرات اندکی در منحنی‌ها مشاهده شده است و مکان‌های مقادیر بیشینه و کمینه نسبت به امتداد جریان ورودی کاملاً متقارن هستند.

$$S = - \frac{\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i}\right)^3}{\left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i}\right)^2\right]^{(3/2)}} \quad (3)$$

در صورتی که داده‌های به دست آمده مطابق با توزیع نرمال باشد، به دلیل تقارن، میزان چولگی برابر صفر است. اسیلوگرام^۴ اسیلوگرام^۴ سرعت لحظه‌ای نشان می‌دهد که اکثر داده‌ها در ناحیه‌ای است که از سرعت متوسط بیشتر است، اما پرش‌های منفی وجود دارد که این پرش‌ها سبب می‌شود که سرعت متوسط کمتر شود. میزان پرش سرعت لحظه‌ای با محاسبه میزان چولگی مشخص می‌شود [۱۱]. مقادیر ضریب چولگی (S) تابع توزیع چگالی احتمال^۵ برای مؤلفه سرعت u در شکل ۱۲ نشان داده شده است.



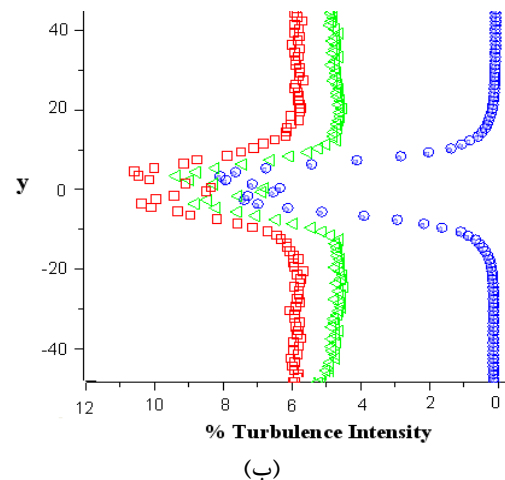
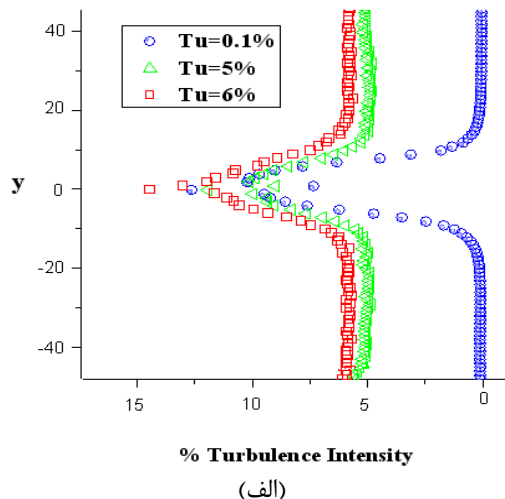
شکل (۱۲): پروفیل بدون بعد پارامتر چولگی در x/d=۱

این شکل به وضوح نشان می‌دهد که پروفیل ممان‌های مرکزی، هنگامی که در امتداد عرضی دنباله (y) کشیده می‌شوند تا مرتبه چهارم (صافی)، خود متشابه^۶ می‌باشند. این ممکن است به حضور ساختارهای جریان گردابی کارمن^۷ در اطراف ایرفویل مربوط باشد. که صرف‌نظر از رژیم جریان، مشابه یکدیگر می‌باشند. با توجه به شکل ۱۲ می‌توان گفت که ایجاد اغتشاشات، مقادیر چولگی را منظم‌تر کرده و تفاوت بین مقدار بیشینه و کمینه این پارامتر را کاهش می‌دهد.

پارامتر صافی همان ممان مرکزی چهارم^۸ است. به میزان کشیدگی یا پخی منحنی توزیع چگالی احتمال نسبت به منحنی توزیع چگالی گوس^۹، صافی گفته می‌شود. در واقع

4- Oscillogram
5- Probability Density Function
6- Self-Similar
7- Karman Vortex
8- Forth Central Moment
9- Gaussian Density Function

نزدیک را معمولاً به صورت ناحیه تداخل بین ایرفویل و جریان جدا شده تعریف می‌کنند [۱۴]. انتظار می‌رود که در نتیجه این انتقال، تنها تغییرات کوچکی در کمیت‌های اندازه‌گیری شده در جهت جریان رخ دهد.



شکل (۱۱): نمودارهای شدت اغتشاشات در فواصل

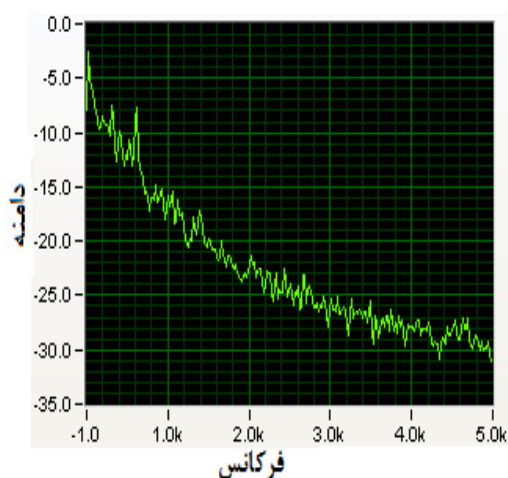
الف) x/d=۰/۱ و ب) x/d=۱.

۴-۵- پارامترهای چولگی^۱ و صافی^۲

چولگی همان ممان مرکزی سوم^۳ سرعت اغتشاشی است که بیانگر عدم تقارن در منحنی سرعت لحظه‌ای جریان سیال است. با محاسبه میزان چولگی از سرعت‌های لحظه‌ای اندازه‌گیری شده، می‌توان چگالی داده‌های موجود را نسبت به سرعت متوسط تشخیص داد. ضریب چولگی به صورت زیر تعریف می‌شود:

1- Skewness
2- Flatness
3- Third Central Moment

حسگر سیم داغ میزان نوسانات جریان سیال در تونل باد را به صورت نوسان در زمان یا به عبارتی در حوزه زمان دریافت می کند و با استفاده از تبدیل سریع فوری، آن را به حوزه فرکانس برده در نمایشگر به صورت دامنه نوسان برحسب فرکانس نوسان نشان می دهد. در آزمایشات انجام شده، فرکانس داده برداری ۵ کیلوهرتز انتخاب شده است (شکل ۱۴).



شکل (۱۴): نوسانات جریان در حوزه فرکانس (تبدیل سریع فوری).

در حوزه فرکانس، می توانیم دامنه تمامی نوسانات جریان (با فرکانس های مختلف) که توسط حسگر اندازه گیری می شود را مشاهده کنیم. به عبارتی دیگر دستگاه جریان سنج سیم داغ، دامنه نوسان فرکانس های مختلف جریان را به ما می دهد. بنابراین فرکانس مربوط به بیشترین دامنه در واقع همان مقدار فرکانس گردابه کارمن است.

در شکل ۱۵ مقادیر فرکانس جریان در بیشینه دامنه نشان داده شده است. از بین تمامی نوسانات جریان پشت مدل، مسلم است که نوسانات گردابه های کارمن دارای بیشترین دامنه می باشند.

عدد استروهل (St) عددی بی بعد است که فرکانس نوسانات گردابه های کارمن تشکیل شده پشت مدل را به صورت بی بعد بیان می کند و به صورت زیر تعریف می شود:

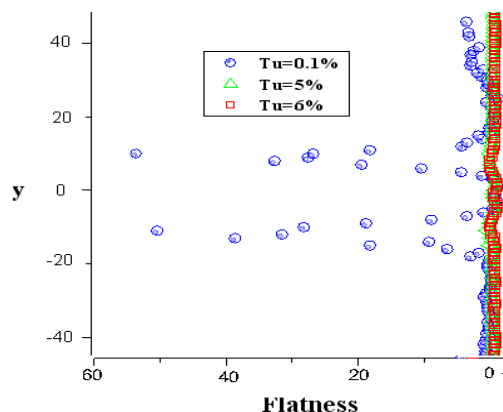
$$St = f \times t / U, \quad (۵)$$

که در آن، f فرکانس گردابه پشت مدل، t ضخامت بیشینه ایرفویل و U سرعت جریان آزاد سیال می باشد. فرکانس گردابه های تشکیل شده پشت مدل را نیز می توان به وسیله حسگر جریان سنج سیم داغ در تونل باد به دست آورد. پس از تعیین فرکانس گردابه در شدت اغتشاشات مختلف، می توان

میزان پیک ناگهانی نمودار توزیع احتمال نسبت به توزیع نرمال، توسط میزان صافی بیان می شود. در این صورت صافی مثبت یا منفی به ترتیب بیانگر منحنی چگال کشیده تر یا پخ تر نسبت به توزیع چگالی گوس است. ضریب صافی به صورت زیر تعریف می شود:

$$F = - \frac{\overline{\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i}\right)^4}}{\left[\overline{\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i}\right)^2}\right]^2}. \quad (۴)$$

در حالتی که میزان صافی مثبت باشد، دنباله های توزیع داده ها طولانی بوده و تغییرات دامنه داده ها نسبت به زمان بیشتر است. در نتیجه، سرعت لحظه ای در این حالت در بسیاری از موارد از سرعت متوسط فاصله زیادی گرفته و پرش و اغتشاشات سرعت لحظه ای جریان زیاد است. برای صافی مثبت، سرعت لحظه ای نسبت به حالت توزیع چگالی گوس، دارای سرعت متوسط کمتری بوده ولی دنباله های توزیع چگالی حجیم تر می باشند [۱۱]. از شکل ۱۳ نیز می توان مشاهده کرد که با بیشتر شدن اغتشاشات جریان ورودی، مقادیر صافی به شدت کاهش یافته و نمودار صافی به سمت تبدیل شدن به یک خط صاف پیش می رود.



شکل (۱۳): پروفیل بدون بعد ممان صافی در $x/d=1$.

۴-۶- پاسخ فرکانسی^۱ و عدد استروهل^۲

به منظور بررسی انرژی اغتشاشات سرعت جریان سیال، رشد و نمو و تجزیه و تحلیل آنها نیاز است که این اغتشاشات در حوزه فرکانس بررسی شود. تجزیه و تحلیل اغتشاشات سرعت جریان سیال در حوزه فرکانس، توزیع انرژی اغتشاشات سرعت جریان سیال را در ارتباط با فرکانس آنها بیان می کند.

1- Frequency Response
2- Strouhal Number

آبشار انرژی^۱ می‌گویند [۱۵]. در شدت اغتشاشات ۶٪، مقادیر عدد استروهمال ثابت است. برای توجیه این پدیده می‌توان گفت که با توجه به اصطلاح طول انتشار گردابه جهت توزیع تغییرات مشاهده شده در عدد استروهمال طول انتشار گردابه (که در واقع بیان کننده اندازه پهنای لایه‌های برشی جدا شده می‌باشد) با افزایش طول تشکیل گردابه (L_F) زیاد شده و تعادل بین این مقیاس‌ها بیانگر ثبات نسبی عدد استروهمال می‌باشد.

۵- نتیجه‌گیری

در این تحقیق به بررسی اثرات اغتشاشات جریان ورودی بر روی پارامترهای دنباله جریان در پشت ایرفویل NACA0012 در عدد رینولدز ۳۸,۷۰۰ پرداخته شده است. به منظور دستیابی به شدت اغتشاشات مختلف در ورودی جریان، از شبکه اغتشاش ساز با ابعاد $۳۹ \times ۳۹ \text{cm}^2$ ، که از میله‌هایی به قطر ۱ سانتی‌متر ساخته شده‌اند، استفاده شده که با تغییر فاصله میله‌ها از هم (۳ و ۶ سانتی‌متر) به ترتیب شدت اغتشاشات ۵٪ و ۶٪ حاصل شده است. با توجه به مباحث مطرح شده می‌توان نتایج زیر را بیان کرد:

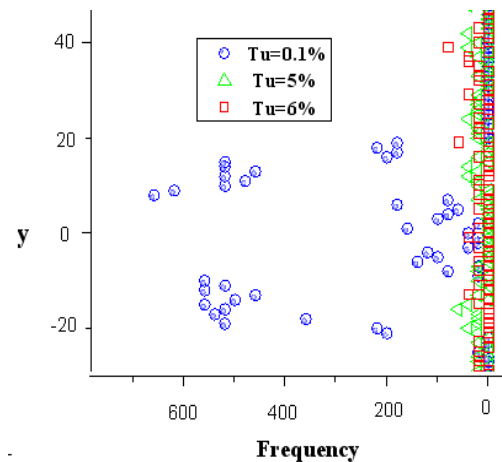
با توجه به آزمایشات و مقادیر اندازه‌گیری شده می‌توان گفت که حداقل مقدار سرعت در دنباله، با افزایش اغتشاشات ورودی به جز ایستگاه اول افزایش یافته و در ایستگاه اول کمترین مقدار مربوط به شدت اغتشاشات ورودی ۱٪ و بیشترین مقدار مربوط به شدت اغتشاشات ورودی ۵٪ است. در هر سه حالت اغتشاشی، با افزایش x/d و شدت

اغتشاشات، نصف دهانه دنباله ($b_{1/2}$) افزایش یافته است.

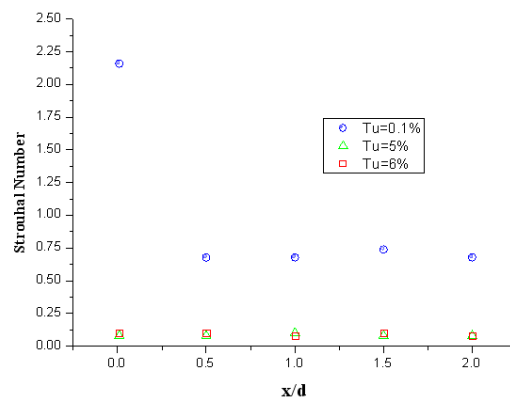
افزایش نسبت فاصله (x/d)، طول دنباله شدت اغتشاشات را افزایش و عرض دنباله را کاهش داده است. به طور کلی، با دور شدن از لبه فرار ایرفویل، بیشینه شدت اغتشاشات کاهش یافته و در حالت بدون شبکه، کاهش بیشینه اغتشاشات سریع‌تر از حالت‌های دیگر بوده است. ایجاد اغتشاشات در ورودی جریان، مقادیر چولگی را منظرکرده و تفاوت بین مقدار بیشینه و کمینه این پارامتر را کاهش داده است. با بیشتر شدن اغتشاشات جریان ورودی، مقادیر صافی نیز به شدت کاهش یافته است.

در تمامی حالت‌ها با افزایش شدت اغتشاشات و نسبت فاصله، عدد استروهمال کاهش یافته، به جز در نسبت فاصله $x/d=1/5$ که در این فاصله مقدار عدد استروهمال به طور ناگهانی افزایش یافته و سپس دوباره کاهش می‌یابد. همچنین در شدت اغتشاشات ۶٪، مقادیر عدد استروهمال ثابت مانده است.

عدد استروهمال را محاسبه کرد. در شکل ۱۶ مقادیر عدد استروهمال در نسبت فواصل مختلف نشان داده شده است.



شکل (۱۵): فرکانس جریان در نسبت فاصله $x/d=1$.



شکل (۱۶): مقادیر عدد استروهمال محاسبه شده.

با توجه به شکل ۱۶ می‌توان گفت با افزایش شدت اغتشاشات، عدد استروهمال به شدت کاهش می‌یابد، همچنین هرچه فاصله از پشت ایرفویل بیشتر می‌شود، عدد استروهمال نیز کاهش می‌یابد.

در نسبت فاصله $x/d=1/5$ ، مقدار عدد استروهمال به طور ناگهانی افزایش یافته و سپس دوباره کاهش می‌یابد. در این فاصله و در خط مرکزی پشت ایرفویل، ناگهان گردابه دو برابر شده و دوباره به حالت اول خود باز می‌گردد و دلیل آن این است که در خط مرکزی دنباله، گردابه‌های کارمن بالا و پایین به هم می‌رسند و حسگر جریان سنسج سیم داغ فرکانس را دو برابر نشان می‌دهد و با دور شدن از ایرفویل به تدریج فرکانس کارمن شروع به اضمحلال کرده و به ادی‌های کوچک‌تر تبدیل شده و به تدریج این ادی‌ها پخش می‌شوند که این پدیده را

۶- مراجع

1. Zhang, Q. and Ligrani, P.M. "Wake Turbulence Structure Downstream of a Cambered Airfoil in Transonic: Effect of Surface Roughness and Freestream Turbulence Intensity", *Int. J. Rotating Machinery*, Vol. 2006, Article ID 60234, pp. 1-12, 2006.
2. Tutar, M., Celik, I., and Yavuz, I. "Modeling of Effect of Inflow Turbulence on Large Eddy Simulation of Bluff Body Flows", *Mathematical and Computational Application*, Vol. 11, No. 3, pp. 225-234, 2006.
3. Lasse, G. and Niles, N.S. "Large Eddy Simulation of an Airfoil in Turbulent Inflow", *The 4th PhD Seminar on Wind Energy in Europe: Book of Abstracts*, No. 4, The European Academy of Wind Energy, Germany, 2009.
4. Devinant, P.H., Laverne, T., and Hureau, J. "Experimental Study of Wind Turbine Airfoil Aerodynamics in High Turbulence", *J. Wind Eng. and Industrial Aerodynamics*, Vol. 90, No. 6, pp. 689-707, 2002.
5. Swalwell, S.K., Sheridan, J., and Melbourne, W.H. "The Effect of Turbulence Intensity on Stall of the NACA0021 Airfoil", *The 14th Australasian Fluid Mechanics Conference*, Adelaide Univ., Adelaide, Australia, 2001.
6. Swalwell, S.K., Sheridan, J., and Melbourne, W.H. "The Effect of Turbulence Intensity on Performance of NACA4421 Airfoil Section", *The 42nd AIAA Aerospace Sci. Meeting and Exhibit*, 2004.
7. Watkins, S., Ravi, S., and Loxton, B. "The Effect of Turbulence on the Aerodynamics of Low Reynolds Number Wings", *Advanced Online Publication, Eng. Letters*. Vol. 18, No. 3, 2010.
8. Khoshnevis, A. and Barzanooni, V. "Experimental Investigation of the Trailer Wake Effects on the Aerodynamics of a Car Model", *Fluid Mech. and Aerodynamics J.*, Vol. 1, No. 1, pp. 13-27, 2012 (In Persian).
9. Gorji, M.E., Khoshnevis, A.B., Gholiepour Asrami, E., and Vahidi, M. "Experimental Investigation of Air Flow Velocity Profiles Effects on the Wires and Cables of Power Transmission Lines and Supporting Devices", *J. Solid and Fluid Mech.*, Vol. 2, No. 1, pp 83-97, 2012 (In Persian).
10. Khoshnevis, A.B., Foroozesh, F., Pedram, M., and Vahidi, M. "Experimental Investigation on Drag Coefficient Reduction Due to Tripping Wire on a Cylinder", *J. Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 2, No. 2, pp. 81-90, 2012 (In Persian).
11. Ardakani, M.A. "Hotwire Anemometer", K.N. Toosi Univ. of Tech., Tehran, 2006 (In Persian).
12. Schlichting, H. "Boundary-Layer Theory", McGraw-Hill, New York, 1960.
13. Norberg, C. "Effect of Reynolds Number and a Low Intensity Freestream Turbulence on the Flow around Circular Cylinder", *Chalmers Univ. of Tech.*, Sweden, 1987.
14. Roshko, A. and Fiszdon, W. "On the Persistence of Transition in the Near-Wake", *Problems of Hydrodynamics and Continuum Mech.*, Society for Industrial and Applied Mathematics, New York 1969.
15. Sanieinejad, M. "Fundamentals of Turbulent Flows and Turbulence Modeling", Daneshnegar, Tehran, 2009 (In Persian).