

بررسی تجربی اثرات سیم اغتشاش ساز بر روی مشخصه های دنباله یک ایرفویل متقارن

امیر بک خوشنویس دانشیار گروه مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه حکیم سبزواری

مسعود پدram دانشجوی کارشناسی ارشد مکانیک-تبدیل انرژی، دانشگاه حکیم سبزواری

چکیده

اثر نصب سیم اغتشاش ساز بر روی پارامترهای جریان‌ی دنباله یک ایرفویل اعم از سرعت متوسط و شدت اغتشاشات، در عدد رینولدز ۳۷۸۰ به صورت تجربی بررسی شده است. سیم در ضخامت بیشینه ایرفویل NACA0012 نصب گردیده، و قطر آن برای بدست آوردن جریان های اغتشاشی مختلف تغییر کرده است. این مطالعه نشان می‌دهد عرض و کمینه پرو فیل های سرعت، با افزایش قطر سیم افزایش یافته است. همچنین با افزایش x/c و قطر سیم، نصف دهانه در نصف عمق ($b_{1/2}$) افزایش یافته است. جریان خارج از ناحیه دنباله، برای تمامی موارد تقریباً یکسان می باشد. این تحقیق همچنین نشان می دهد ضریب پسا با افزایش قطر سیم افزایش یافته است.

کلمات کلیدی: جریان سنج سیم داغ، دنباله، ایرفویل NACA0012، سیم اغتشاش ساز

Experimental Study of Wake Characteristics on an Asymmetric Airfoil Using Tripping Wires

A.B. Khoshnevis Associate Professor, Mechanical Engineering Department, Technology and Engineering Faculty, Hakim Sabzevari University

M. Pedram M.Sc Student, Mechanical Engineering Department, Hakim Sabzevari University

Abstract

The effect of installation of turbulence promoter wire on the wake flow characteristics such as average velocity and turbulence intensity about an airfoil is investigated experimentally at a Reynolds number of 3780. The wire is installed at the maximum thickness of NACA0012 airfoil and its diameter is changed to obtain different turbulente flows. This study shows that the width and minimum of velocity profile in the wake is increased by increasing the wire diameter. Also by increasing x/c and the wire diameter, the half width at half depth ($b_{1/2}$) is increased. The velocity outside of wake region is approximately equal for all cases. This investigation also shows that the drag coefficient is increased by increasing the wire diameter.

Keywords: Hot Wire, Wake, NACA 0012 Airfoil, Turbulence Promoter

۱- مقدمه

جزئی باعث افزایش بیشینه ضریب برآ نسبت به ایرفویل صاف می‌شود. همچنین باعث کاهش $(C_l/C_d)_{max}$ می‌گردد. Fukudome و همکاران [۷] با استفاده از سیم اغتشاش ساز به بررسی کارایی ایرفویل متقارن NACA0018 پرداختند. آنها با نصب سیم مورد نظر در دماغه ایرفویل، نشان دادند که استفاده از سیم اغتشاش ساز، ضریب برآ را در زوایای حمله بزرگتر، افزایش می‌دهد، همچنین نشان دادند سیم مورد نظر، بدون افزایش ضریب پسا عامل بهبود زاویه استال در ایرفویل می‌باشد. از طرف دیگر در زوایای حمله بزرگتر برای ایرفویل بدون سیم، شاهد جدایش جریان بزرگتری هستیم که استفاده از سیم این فرآیند را محدود می‌سازد، و باعث افزایش نیروی برآ و کارایی ایرفویل می‌گردد.

Huber و Mueller [8] نیز در آزمایشات خود نشان دادند که اثرات سیم اغتشاش ساز در موقعیت ضخامت بیشینه ایرفویل Wortmann FX 63-137، تأثیرات مضر برای بیشینه لیفت را محدود می‌کند. آنها نشان دادند قرار گرفتن سیم در این موقعیت می‌تواند منجر به کاهش ضریب پسای کمینه شود. همچنین در سال ۲۰۰۳، خوشنویس [۹] به بررسی دنباله یک ایرفویل متقارن درون یک کانال/دیفیوزر مستقیم و کانال/دیفیوزر خمیده پرداخت. ایرفویل مجهز به سیم اغتشاش ساز بود و نتیجه تحقیق نشان داد گرادیان فشار معکوس، شدت استهلاک تفاضل سرعت در دنباله را کاهش می‌دهد.

یکی دیگر از زمینه‌هایی که سیم اغتشاش ساز در آن به کار می‌رود سیلندر ها می‌باشند، به گونه‌ای که در این موضوع، مطالعه اساسی توسط Wrsap و Fage [۱۰] انجام شده است. آنها دو سیم اغتشاش ساز در موقعیت زاویه ای ۶۵ درجه را به صورت متقارن بر روی سطح سیلندر قرار دادند و اثرات اغتشاش ساز را بر روی کاهش نیروی پسا در بازه انتقال رینولدز بررسی کردند. آنها اثرات تغییر زاویه را بر روی کاهش نیروی پسا بررسی نکردند.

James و Truong [11] و همچنین Igarashi [۱۲] تحقیق آزمایشگاهی را بر روی اثرات قطره‌های مختلف و موقعیت‌های مختلف سیم اغتشاش ساز برای جریان عبوری از روی سیلندر در بازه رینولدز، 10^4-10^5 با قطر سیم اغتشاش ساز $6.3\%D$ - $d=0.6\%D$ بررسی کردند. آنها مشاهده نمودند که استفاده از سیم اغتشاش ساز با قطر نسبی بزرگتر، گذار را در رینولدز های پایین تر محقق می‌سازد و همچنین با افزایش قطر سیم محل بهینه نصب سیم اغتشاش ساز با هدف کاهش نیروی پسا به طرف نقطه سکون حرکت می‌کند.

مطالعه جریان دارای اصطکاک و تراکم ناپذیر حل ایرفویل از مسائل کلاسیک و مهم مکانیک سیالات بشمار می‌آید. از آنجایی که روشهای نظری و محاسبات هنوز با طراحی عملی مهندسی فاصله دارد از روش تجربی استفاده می‌شود که یکی از این روشها تونل باد است که اغلب تنها روشی است که برای تعیین درست پارامترهای جریان بویژه ضریب پسای مدلهها به کار می‌رود [۱]. عوامل متعددی بر مشخصه های دنباله تأثیر گذار هستند که از آن جمله می‌توان عدد رینولدز [۲] نسبت انسداد [۳] زبری سطح [۴] و ... را نام برد که در این تحقیق دنباله ایرفویل متقارن با توجه به نصب سیم اغتشاش ساز بررسی شده و نتایج بدست آمده با یکدیگر مقایسه شده‌اند. از نتایج بررسی این تحقیق می‌توان در طراحی آیرودینامیک هواپیما استفاده نمود. بررسی جریان حول ایرفویل و تأثیر عوامل موثر بر روی آن از سالها قبل مورد توجه محققان بوده است. Zhang و [۴] Ligrani اثرات زبری و اغتشاشات ورودی را بر روی دنباله ایرفویل در سرعتهای مادون صوت به صورت تجربی مطالعه نمودند، و از این مطالعه نتیجه گرفتند زمانی که زبری سطح افزایش می‌یابد تمامی نمودارهای دنباله اعم از سرعت متوسط و شدت اغتشاشات بطور قابل ملاحظه‌ای گسترش می‌یابند و فرکانس گردابه‌ای بدون بعد کاهش می‌یابد و همچنین اغتشاشات ورودی جریان اثرات کمتری در سرعت دنباله دارد. آنها در ادامه نشان دادند نمودار دنباله وابستگی قابل ملاحظه‌ای نسبت به زبری سطح داشته در صورتیکه نسبت به شدت اغتشاشات ورودی حساسیت کمتری دارد. Rooij و Timmer [5] در سال ۲۰۰۳ در تونل باد، به بررسی تجربی اثرات سیم اغتشاش ساز نصب شده روی دماغه ایرفویل DU 93-W-210 پرداختند. قطر سیمها 1.2mm و 2mm و عدد رینولدز در تحقیق آنها 2×10^6 انتخاب شده بود. آنها سیم ها را در موقعیت $0\%c, 0.25\%c, 0.5\%c, 1\%c$ سطح فشار ایرفویل نصب کردند. نتایج تحقیق آنها نشان می‌دهد استفاده از سیم به قطر 2mm که در $0.25\%c$ نصب شده بود، تأثیر بسزایی در افزایش ظرفیت ماکزیمم لیفت ایرفویل دارد. در صورتی که سیم نازکتر در موقعیت مذکور تأثیر چندانی از خود نشان نمی‌دهد، و سطح بازدارندگی عریضی را از خود به جا می‌گذارد.

Freudenreich و همکاران [۶] توسط تونل باد و روشهای عددی به بررسی اثرات رینولدز در محدوده $10^6-10 \times 10^6$ و زبری، روی ایرفویل DU97-300 که کاربرد در توربین های بادی دارد، پرداختند. آنها در بحث استفاده از زبر کننده ها، که شامل سیم اغتشاش ساز و نوار زیگزال بود، مشاهده کردند که سیم اغتشاش ساز نصب شده در $x/c=0.3$ از دماغه ایرفویل به صورت

سیلندر ارتباط تنگاتنگی دارد. همچنین در سال ۲۰۱۰ Mahbub Alam و همکاران [۲۰] با نصب سیم اغتشاش ساز در بازه‌ی زاویه‌ای مشخص به صورت متقارن بر روی سیلندر به بررسی پارامترهای جریان پرداختند. آنها در این تحقیق شاهد ۵ رژیم جریانی عبوری از روی سیلندر با تغییر موقعیت زاویه‌ای سیم اغتشاش ساز بودند، که هر یک از پارامترهای جریان با روند خاص خود تغییر می‌کردند. همچنین در این جریان با تغییر عدد رینولدز جریان عبوری از روی سیلندر محل بهینه نصب سیم اغتشاش ساز برای کاهش ضریب پسا نیز تغییر می‌کرد.

هدف این تحقیق بررسی اثرات نصب سیم اغتشاش ساز و همچنین قطر آن بر روی مشخصه‌های دنباله ایرفویل متقارن می‌باشد، به گونه‌ای که روند تغییر پروفیل‌های سرعت، اغتشاشات و ضریب پسا بررسی شده و در نهایت با ایرفویل صاف مقایسه می‌گردد. این تحقیق اطلاعات جدیدی را در مورد تأثیر سیم اغتشاش ساز بر روی دنباله ایرفویل NACA0012 جمع‌آوری می‌کند. همچنین معادلات دنباله ایرفویل مطرح شده و ضرایب این معادلات بررسی می‌گردد.

۲- تجهیزات آزمایشگاهی:

تمام آزمایشهای این تحقیق در آزمایشگاه تونل باد انجام شده است. تونل باد مورد استفاده در این آزمایش از نوع مدار باز و دمشی بوده که دارای اتاقک آزمایشی از جنس پلکسی گلاس با طول ۱۶۸ سانتی متر - عرض ۴۰ cm و ارتفاع ۴۰ cm می‌باشد. شکل ۱ نمای تونل باد دمشی را نشان می‌دهد. سرعت تونل باد را با کنترل دور فن تعبیه شده در آن می‌توان از ۰-۳۰ متر بر ثانیه تغییر داد. در این تحقیق توان تولیدی برای هر کدام از آزمایشات یکسان انتخاب شده است. با توجه به مشخصات تونل باد حداکثر اغتشاشات اسمی جریان آزاد برای این دستگاه ۰/۱ درصد است که از این حیث دستگاه تونل باد دارای دقت بالایی است. برای اندازه گیری پارامترهای جریان از سیم داغ دما ثابت استفاده شده است که توانایی اندازه گیری سرعت متوسط - اغتشاشات و فرکانس و گردابه‌های خارج شونده از ایرفویل را دارد. تونل باد و دستگاه جریان سنج سیم داغ هر دو ساخت شرکت فراسنجش صبا می‌باشد. با توجه به ابعاد محفظه آزمایش تونل باد و ابعاد ایرفویل که در زاویه حمله صفر داده برداری صورت می‌گیرد، نسبت انسداد ۰/۷۵ محاسبه می‌شود. پروپ یک بعدی استفاده شده در این آزمایشها دارای سنسوری به طول ۱/۲۵ میلی متر و قطر ۵ میکرومتر می‌باشد. برای حرکت پروپ در نقاط مختلف از یک مکانیزم با دقت ۰/۰۱ میلی متر و با سه درجه آزادی استفاده شده است این مکانیزم به کمک نرم افزار کنترل شده و اطلاعات موقعیت لحظه‌ای پروپ قابل ثبت می‌-

Batill و Nebraska [۱۳] تحقیقاتی را بر روی سیلندر مجهز به سیم اغتشاش ساز انجام دادند و اثرات نصب سیم در زاویه 0-180 سیلندر را بر روی مشخصه‌های جریان و ضریب پسا و برآ و همچنین عدد استروهال، بررسی کردند. آنها نشان دادند ضرایب و مشخصه‌های جریان در بازه‌های زاویه ای معین مربوط به نصب سیم روی سیلندر تغییرات خاصی می‌کند. به گونه ای که در این بازه‌های مشخص عدد استروهال و ضریب پسا روند معکوس هم را دنبال می‌کنند. همچنین Pearcey و همکاران [۱۴] نشان دادند برای تبدیل جریان رینولدز پایین به جریان بحرانی باید قطر سیمها کاملاً بزرگ باشد.

تحقیقاتی نیز روی اثرات سیم اغتشاش ساز بر روی نیروهای سیالی نوسانی انجام شده است. Hover و همکاران [۱۵] یک سری مطالعاتی را بر روی اثرات برآمدگی و اتصالات روی سیلندر تحت عنوان سیم اغتشاش ساز، متصل شده بر سیلندر صاف را در یک جریان پایا بررسی نمودند. در این تحقیق در رینولدز حدود 46000 تأثیر سیمها بر مشخصات دنباله، بارهای ناشی از گردابه‌ها و همچنین ارتعاشات بررسی شده است. آنها دریافتند که برای یک سیلندر ثابت اثرات سیم اغتشاش ساز باعث کاهش چشمگیر نیروی برآ و نیروی پسا می‌گردد.

در سال ۱۹۸۸ Romberg و Popp [۱۶] اثرات سیم اغتشاش ساز بر روی رفتار ناپایدار یک سیلندر انعطاف‌پذیر نصب شده در یک مجموعه ۱۸ الی ۲۰ تایی را بررسی کردند. Alam و همکاران [۱۷] یک تحقیق تجربی را بر روی اثرات استفاده از سیم اغتشاش ساز بر روی نیروهای سیال پایا و نوسانی بر روی سیلندر تنها و چندین سیلندر را بررسی نمودند. عدد رینولدز مورد استفاده برابر 55000 می‌باشد. آنها در این تحقیق از سه سری سیم که موقعیت زاویه‌ای‌شان تغییر می‌کرد استفاده کردند. نتایج تحقیق آشکار می‌سازد زمانی که موقعیت زاویه ای سیم (α) تغییر می‌کند سه رژیم جریانی برای سیلندر مجهز به سیم اغتشاش ساز به وجود می‌آید. همچنین در سال ۲۰۰۷ Zhou و همکاران [۱۸] یک تحقیق عددی در این زمینه انجام دادند. آنها مطالعه عددی خود را برای دو سری عدد رینولدز انجام دادند. آنها در مقایسه اثرات رینولدز مشاهده کردند با افزایش رینولدز زاویه بهینه نصب سیم برای کاهش ضریب پسا به طرف نقطه سکون جریان حول سیلندر حرکت می‌کند. در تحقیق دیگر که Aiba و همکاران [۱۹] انجام دادند، اثرات سیم اغتشاش ساز را بر روی انتقال حرارت یک سیلندر بررسی نمودند. سیم به صورت ثابت بر روی سیلندر نصب شده بود و جریان سیال با رینولدزهای مختلف از روی سیلندر عبور می‌کرد. آنها نتیجه گرفتند انتقال حرارت از سیلندر با عرض دنباله

سپس در مرحله دوم، دو سیم به قطر 0.5 mm و طول 300mm را در ضخامت بیشینه ایرفویل به گونه‌ای که یکی در سطح بالایی و دیگری در سطح پایینی باشد نصب کرده، سپس ایرفویل را در محفظه تونل قرار می‌دهیم و ایستگاه‌های مورد نظر را اندازه گیری می‌کنیم. نمودارهای مورد نظر برای ایرفویل مجهز به سیم اغتشاش ساز شامل نمودارهای مربوط به سرعت متوسط و اغتشاشات خواهد بود. در این مرحله نیز سرعت جریان آزاد برابر 20m/s (Re=3780) خواهد بود. در مرحله سوم نیز سیم به قطر 1mm را در همان موقعیت قبلی برای ایرفویل نصب می‌کنیم و اندازه‌گیری‌ها را در تونل باد برای سرعت 20 m/s انجام می‌دهیم. در مرحله چهارم نیز همین روند را برای سیم 1.5 mm و ایرفویل متقارن NACA0012 انجام می‌دهیم.

در شکل ۴ مشاهده می‌گردد در امتداد x/c ، صرف نظر از قطر سیمها، دهانه دنباله و همچنین قله نمودارها (کمینه سرعت در دنباله) به ترتیب افزایش و کاهش می‌یابد و همچنین در یک ایستگاه خاص هر چه قطر سیمها بیشتر گردد دهانه دنباله افزایش می‌یابد و یا به عبارتی باعث نفوذ برش در طبقات بالایی سیال عامل می‌گردد. همچنین با افزایش قطر سیمها، قله دنباله در یک ایستگاه خاص به صورت جزئی افزایش پیدا می‌کند. از طرف دیگر با پیشروی در امتداد x/c دنباله همچنان متقارن باقی مانده و تأثیرات در محدوده دنباله می‌باشد. سرعت بدون بعد شده در خارج از دامنه y دنباله برای هر چهار مرحله یکی می‌باشد (شکل ۴). همانطور که در شکل ۵ مشاهده می‌کنیم در نمودار شدت اغتشاشات با افزایش قطر سیمها پروفیل نمودار شدت اغتشاشی پهن تر می‌گردد و می‌توان گفت با افزایش قطر سیمها مقدار قله اغتشاشات بصورت جزئی افزایش می‌یابد. نکته دیگر اینکه در هر ۴ حالت مزبور شکل کلی نمودار حفظ شده و اینکه نمودار رفته رفته عریض تر می‌گردد، به گونه‌ای که اگر بخواهیم ایستگاه‌های $x/c=1$ و $x/d=0$ با هم مقایسه کنیم مشاهده می‌شود که شدت اغتشاشات موقعیت $x/c=1$ نسبت به $x/d=0$ کاهش یافته است، همچنین مشاهده می‌کنیم که استفاده از سیم اغتشاش ساز تغییرات چشم گیری در مقدار قله نمودار شدت اغتشاشات ایجاد نمی‌کند و تا حدودی باعث افزایش قله اغتشاشات در داخل دنباله شده و باعث افزایش پهنای اغتشاشات با افزایش قطر سیمها می‌شود. در تحلیل اینکه چرا با فاصله گرفتن از پشت ایرفویل، دنباله ایرفویل از بین می‌رود می‌توان گفت لایه برشی موجود تحت تأثیر جریان آزاد قرار می‌گیرد و در نتیجه جریان آزاد سعی بر مستهلک ساختن لایه برشی تحت نام دنباله می‌کند [۱]. همچنین در نمودار کاهش سرعت (نمودار شکل ۶) شاهد اختلاف مقداری بین مقادیر ایرفویل مجهز به سیم اغتشاش ساز با ایرفویل بدون سیم می-

باشد. مکانیزم فوق بر روی قابهای جداگانه ای مستقل از پایه‌های تونل باد نصب شده‌اند تا ارتعاشات احتمالی بدنه تونل به مکانیزم جابجاکننده پروب منتقل نگردد و کیفیت داده برداری افزایش یابد. ایرفویل مورد آزمایش NACA0012 انتخاب شده است و آزمایش‌ها در زاویه حمله صفر صورت گرفته است. ضخامت بیشینه ایرفویل و طول ایرفویل به ترتیب 30mm و 300 mm می‌باشد. برای ایجاد توربولانسهای مختلف در آزمایشات صورت گرفته در تونل باد دمشی از سه اندازه سیم در قطر های 0.5mm، 1mm، 1.5mm که در ضخامت بیشینه ایرفویل نصب می‌شود، استفاده می‌گردد.



شکل ۱- نمای تونل باد مورد نظر

۳- تحلیل نتایج:

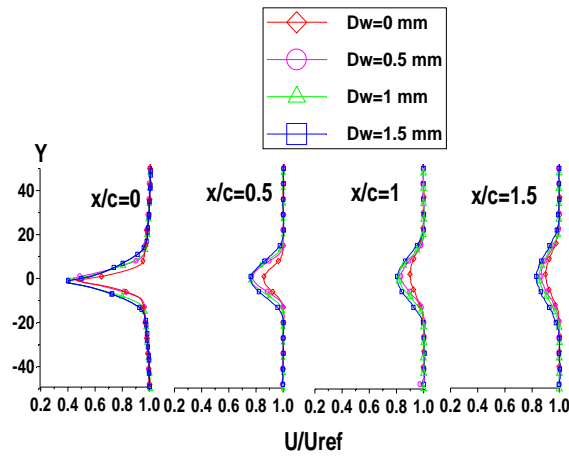
این تحقیق اثر سیم اغتشاش ساز بر روی پارامترهای دنباله و اغتشاشات ایرفویل را بررسی می‌کند و در ادامه ضریب پسای ایرفویل محاسبه می‌شود. داده برداری در ایستگاه های $x/c=0, 0.5, 1, 1.5, 2$ انجام شده است که x فاصله موقعیت از لبه فرار ایرفویل و c هم وتر ایرفویل می‌باشد (شکل ۲). پارامتر کاهش سرعت (W_0 velocity defect) و نصف دنباله در نصف عرض $b_{1/2}$ در شکل ۳ نشان داده شده است. پارامتر کاهش سرعت و شدت اغتشاشات از روابط زیر بدست می‌آیند:

$$w_0 = \text{velocity defect} = \frac{U_\infty - U_{\min}}{U_\infty} \quad (1)$$

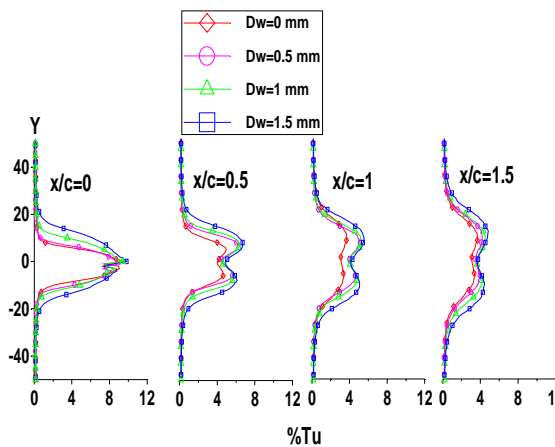
$$\% T u = \frac{\sqrt{u'^2}}{U_\infty} \times 100 \quad (2)$$

این آزمایشات در چهار مرحله انجام شده است که بدین صورت است:

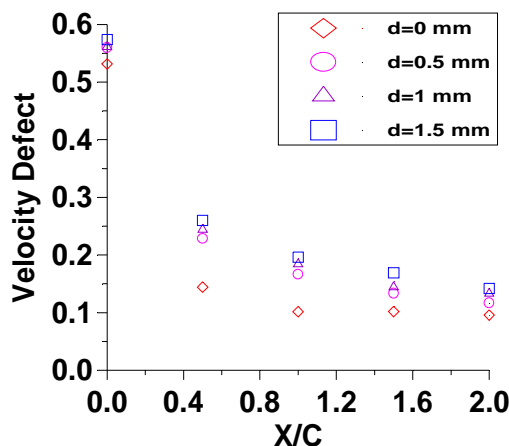
مرحله ی اول نصب ایرفویل بدون سیم اغتشاش ساز است که سرعت جریان آزاد در آن ۲۰ متر بر ثانیه و شدت اغتشاشی ۰/۱ درصد اندازه گیری شده است. که با توجه به شکل ۴ می‌توان فهمید به علت تقارن ایرفویل سرعت در خارج از دنباله متقارن و ایرفویل بطور صحیح در تونل باد نصب شده است.



شکل ۴- نمودار سرعت بدون بعد برای ایرفویل بدون سیم اغتشاش ساز و ایرفویل با سیم اغتشاش ساز در قطر های 0.5, 1, 1.5 mm در سرعت 20 متر بر ثانیه

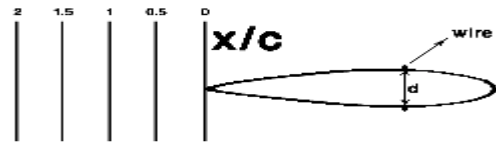


شکل ۵- نمودار شدت اغتشاشات برای ایرفویل بدون سیم اغتشاش ساز و ایرفویل با سیم اغتشاش ساز در قطر های 0.5, 1, 1.5 mm در سرعت 20 متر بر ثانیه

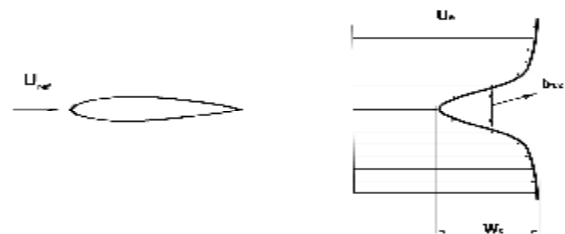


شکل ۶- نمودار تغییر سرعت (W_0) در ایستگاههای مختلف

باشیم. این مطلب خود را در موقعیت $x/c=0.5$ نشان می‌دهد. ولی مقادیر مربوط به ایرفویل با سیم اغتشاش ساز، تفاوت چشمگیری ندارند، و می‌توان از روی نمودار فهمید که شیب نمودارها تقریباً با هم برابر می‌باشد، یا به عبارتی دیگر می‌توان گفت آهنگ کاهش سرعت مربوط به ۴ حالت با هم برابر می‌باشد و تفاوت آنها فقط در جابجایی نمودارشان می‌باشد. همچنین از ظاهر نمودارها مشاهده می‌گردد که با پیشروی به ایستگاههای جلوتر شیب نمودارهای مربوط کاهش می‌یابد. در طرف دیگر، نمودار نصف دهانه دنباله در نصف عمق قرار دارد که پارامتری برای نشان دادن مقدار باز شدگی دهانه دنباله می‌باشد. با توجه به شکل ۷ در مقایسه مقادیر مربوط به سیمها دیده می‌شود این پارامتر با افزایش قطر سیمها افزایش می‌یابد ولی در کل می‌توان گفت آهنگ این تغییر برای هر ۴ نمودار تقریباً یکی می‌باشد. همچنین نمودار کاهش ماکزیمم اغتشاشات در دنباله نیز فرآیندی عکس نمودار شکل ۷ را طی می‌کند. به گونه ای که با پیشروی در ایستگاه های جلوتر از مقدار بیشینه اغتشاشات در دنباله کاسته شده و قله نمودار کاهش پیدا می‌کند (شکل ۸). البته شایان ذکر است مقادیر مربوط به سه حالت سیم اغتشاش ساز دارای هم پوشانی خاصی است به گونه‌ای که حتی آهنگ تقلیل این مقادیر نیز شبیه همدیگر می‌باشد.



شکل ۲- مدل و ایستگاه های مختلف برای اندازه گیری سرعت و اغتشاشات



شکل ۳- پارامتر کاهش سرعت (W_0) velocity defect و نصف دهانه دنباله در نصف عرض $b_{\frac{1}{2}}$

$$U_{\infty} \frac{db}{dx} \propto \frac{l}{b} u_1 = \beta u_1 \quad (4)$$

که در آن $u_1 = U_{\infty} - u$ می باشد.

اگر فرض کنیم دنباله حاصل از نتیجه قرار گرفتن ایرفویل در مسیر جریان باشد و h, d به ترتیب ارتفاع و ضخامت بیشینه ایرفویل باشد، در این صورت نیروی کشش (D) و مومنتوم (J) برابر است با:

$$D = \frac{1}{2} C_D U_{\infty}^2 h d, J \propto \rho U_{\infty} u_1 h b \quad (5)$$

با معادل قرار دادن معادلات کشش و مومنتوم خواهیم داشت:

$$\frac{u_1}{U_{\infty}} \propto \frac{C_D d}{2b} \quad (6)$$

در نهایت با جایگذاری معادله (۴) در معادله (۶) خواهیم داشت:

$$2b \frac{db}{dx} \propto \beta C_D d \quad (7)$$

همچنین برای دنباله دو بعدی داریم:

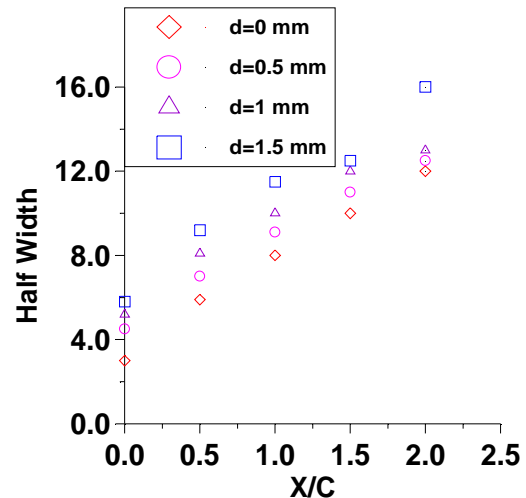
$$b \propto (\beta x C_D d)^{\frac{1}{2}} \quad (8)$$

اگر معادله (۸) را در معادله (۷) جایگزین نماییم در می یابیم که میزان کاهش تقعر در منحنی سرعت در پایین دست جریان برای دنباله دو بعدی برابر است با:

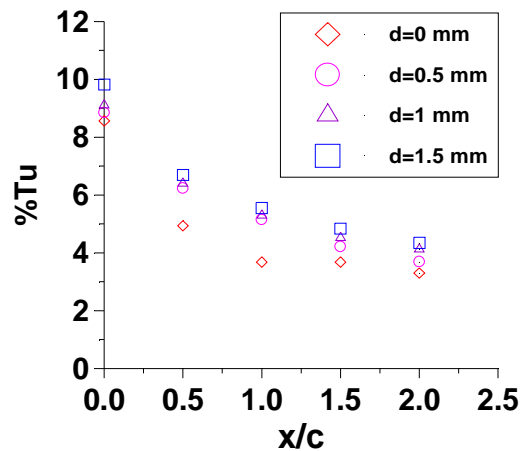
$$\frac{u_1}{U_{\infty}} \propto \left(\frac{C_D d}{\beta x} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$

به عبارت دیگر عرض دنباله دو بعدی متناسب با \sqrt{x} افزایش می یابد و سرعت متناسب با $\frac{1}{\sqrt{x}}$ کاهش می یابد. در نتیجه

برای معادله (۷)، C وجود دارد که معادله را از حالت تناسب خارج کرده و آن را به تساوی تبدیل کند. با ترسیم نصف عرض دنباله (b) (شکل ۹) و محاسبه C برای هر چهار حالت به نتایج جدول خواهیم رسید که نشان می دهد C برای هر چهار حالت تقریباً یکسان می باشد. همچنین همین روند را برای پروفیل سرعت معادله (۸) انجام می دهیم که نتایج در جدول ۱ آورده شده است. نتایج نشان می دهد ضریب a مفروض برای هر ۴ حالت ممکن تقریباً یکسان می باشد.



شکل ۷- نمودار تغییرات نصف دنباله در نصف عمق ($b_{1/2}$) در ایستگاههای مختلف



شکل ۸- نمودار تغییر بیشینه اغتشاشات در دنباله

۴- بر آورد افزایش عرض و کاهش سرعت

وقتی یک جسم جامد در داخل سیال ساکن کشیده می شود در پشت آن دنباله تشکیل می شود. سرعتها در دنباله کوچکتر از جریان اصلی هستند و افت سرعت دنباله به افت مومنتوم منجر می شود که ناشی از کشش روی جسم است. به موازات زیاد شدن فاصله از جسم پهنای دنباله زیاد می شود و اختلاف بین سرعت در دنباله و سرعت در خارج از آن کوچک تر می گردد [۲۲]. در مورد مسایل مربوط به جت ها و دنباله های متلاطم معمولاً فرض می کنیم طول اختلاط l متناسب با عرض جت می باشد.

$$\frac{l}{b} = \beta = const \quad (3)$$

با در نظر گرفتن معادلات تنش برشی اغتشاشی و جایگذاری پارامترهای مربوطه در معادلات مزبور داریم:

ضریب پسای سیلندر با استفاده از روش حجم کنترل پرداختند. کل معادله به صورت زیر بیان می شود:

$$C_d = \int \left(\frac{P_{s,e} - P_{s,w}}{q_\infty} \right) d\left(\frac{y}{l}\right) + 2 \int \frac{\bar{u}}{U_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{U_\infty} \right) d\left(\frac{y}{l}\right) - 2 \int \frac{\bar{u}^2}{U_\infty} d\left(\frac{y}{l}\right) \quad (10)$$

همانطور که می بینیم، این معادله از سه بخش:

$$\int \left(\frac{P_{s,e} - P_{s,w}}{q_\infty} \right) d\left(\frac{y}{l}\right) \quad \text{۱- فشاری:}$$

$$2 \int \frac{\bar{u}}{U_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{U_\infty} \right) d\left(\frac{y}{l}\right) \quad \text{۲- مومنتوم:}$$

$$2 \int \frac{\bar{u}^2}{U_\infty} d\left(\frac{y}{l}\right) \quad \text{۳- تنش رینولدزی:}$$

تشکیل شده است.

اما بر طبق تحلیل گلدستون [۲۸]:

$$P_{s,e} = P_{s,w} + \bar{q}' \quad (11)$$

$$\bar{q}' = \frac{1}{2} \rho (\bar{u}^2 + \bar{v}^2 + \bar{w}^2) \quad (12)$$

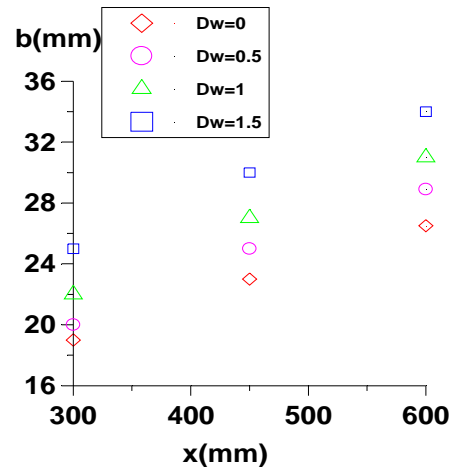
با جایگذاری پارامتر حاضر در معادله کلی خواهیم داشت

$$C_d = 2 \int \sqrt{\frac{\bar{q}}{q_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{\bar{q}}{q_\infty}} \right) d\left(\frac{y}{l}\right) + \frac{1}{3} \int \frac{(\bar{u}^2 + \bar{v}^2 + \bar{w}^2)}{U_\infty^2} d\left(\frac{y}{l}\right) \quad (13)$$

و در صورتی که فرض کنیم $u' = v' = w'$ ، به معادله زیر می رسیم:

$$C_d = 2 \int \sqrt{\frac{\bar{q}}{q_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{\bar{q}}{q_\infty}} \right) d\left(\frac{y}{l}\right) + \frac{1}{3} \int \frac{\bar{q}'}{q_\infty} d\left(\frac{y}{l}\right) \quad (14)$$

از این معادلات می توان برای محاسبه ضریب پسای کلی مدل استفاده نمود که مقادیر مربوطه، در شکل ۱۰ مطرح شده است. با توجه به نمودار ۱۰ نتیجه می گیریم که استفاده از سیم اغتشاش ساز ضریب پسای نمونه را افزایش می دهد و همچنین با افزایش قطر سیمها فرآیند افزایش ضریب پسای مدل نیز ادامه می یابد. در ادامه نیز نتایج کار Doenhoff و Abbott [۲۹] برای ایرفویل صاف در نمودار ۱۰ آورده شده است که تطابق بسیار



شکل ۹- نمودار تغییرات نصف عرض دنباله b برای هر چهار حالت

جدول ۱- تغییر ضریب مربوط به معادله نصف عرض دنباله برای چهار حالت (c) و تغییر ضریب مربوط به معادله پروفیل سرعت

برای چهار حالت (a)

coefficient	D _w =0	D _w =0.5	D _w =1	D _w =1.5
a	0.148	0.1485	0.1484	0.1486
c	3.96	3.99	3.99	4

۵- محاسبه ضریب پسای با استفاده از اندازه گیری مومنتوم

در تونل باد، نیروهای اعمالی از طرف جریان باد به مدل، با استفاده از سه روش اندازه گیری مومنتوم در ناحیه دنباله جسم، اندازه گیری نیروها با اندازه گیری توزیع فشار بر روی سطح مدل و اندازه گیری مستقیم نیروها و گشتاورها با استفاده از دستگاههای اندازه گیری نیرو یا بالانسها، صورت می پذیرد. در پژوهش حاضر از روش اندازه گیری مومنتوم که دارای مزایایی همچون بررسی کمی و کیفی جریان هوای پشت مدل و مطالعه مشخصه های ناحیه دنباله پشت مدل نظیر توزیع فشار دینامیکی، پهنا و وسعت ناحیه دنباله جسم، و همچنین نحوه تغییر دنباله جسم با زاویه حمله و... را دارا می باشد و در دو روش دیگر این امکان وجود ندارد، استفاده شده است [۱]. چائو، راجا- کوپالان، آنتونیا، و وندام تحقیقات بسیاری برای بررسی اثرات شدت اغتشاشات جریان در اندازه گیری نیروی پسای انجام داده اند ([۲۳] [۲۴], [۲۵], [۲۶]).

وندام، معادله ای برای محاسبه ضریب نیروی پسای بدست آورد که در آن جملات تنشهای رینولدزی و شدت اغتشاشات جریان وجود داشتند اما از تغییرات چگالی جریان و جمله لزج $\mu \frac{\partial u}{\partial x}$ صرف نظر شده بود. در سال ۲۰۰۲ بایولو و همکاران [۲۷] به بررسی دنباله یک سیلندر برای تعیین اثرات اغتشاش بر روی

پارامتر W_0 برای چهار حالت مذکور کاهش پیدا می‌کند. نکته دیگر اینکه شیب نمودارها تقریباً با یکدیگر برابر می‌باشد. ضرایب مربوط به معادلات پروفیل سرعت و نصف دنباله هر ۴ حالت ممکن تقریباً برابر می‌باشد. استفاده از سیم اغتشاش ساز، ضریب پسای نمونه را افزایش می‌دهد و همچنین با افزایش قطر سیمها فرآیند افزایش ضریب پسای مدل نیز ادامه می‌یابد در نتیجه استفاده از سیم اغتشاش- ساز در ضخامت بیشینه ایرفویل و در عدد رینولدز $Re=3780$ باعث افزایش ضریب پسا می‌گردد.

نمادها

ضریب پسا	C_d
فشار کلی	p_t
فشار استاتیک	p_s
فشار دینامیک	q
فشار دینامیک متوسط	\bar{q}
عدد رینولدز	Re
شدت اغتشاشات جریان سیال	$\%Tu$
طول وتر ایرفویل	c
فاصله از لبه فرار ایرفویل	x
مولفه های سرعت	u, v, w
مولفه های اغتشاشی سرعت	u', v', w'
سرعت جریان آزاد	U_∞, U_{ref}
نسبت سرعت متوسط به	$\frac{U}{U_{ref}}$
سرعت جریان آزاد	U_{ref}
قطر سیمها (به میلیمتر)	D_w

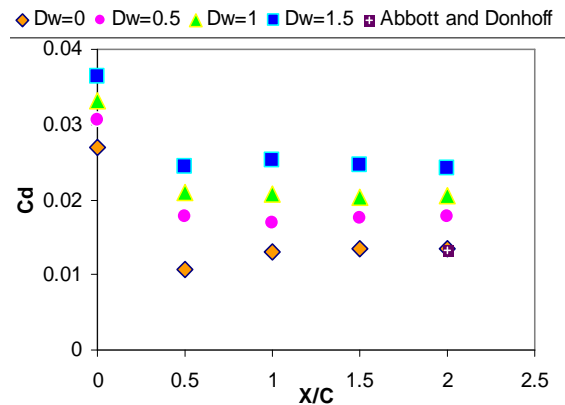
زیر نویس ها

مقدار در لبه دنباله	e
مقدار در دنباله	w
مقدار در جریان آزاد	∞

مراجع

[۱] دکتر محمدعلی اردکانی، "جریان سنج سیم داغ"، انتشارات دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، چاپ اول، ۱۳۸۵.
 [2] Norberg C., "Effect of Reynolds Number and a Low Intensity Freestream Turbulence on the Flow Around Circular Cylinder", Publication No. 87/2, Thermodynamics and Fluid Mechanics, Chalmers University of Technology, Sweden, 1987.
 [3] Utsunomiya. H, Nagao F., Ueno Y., Noda M., "Basic Study of Blockage Effects on Bluff bodies", Journal of Wind Engineering and Industrial

خوبی را با نتایج آزمایشات نشان می‌دهد. همانطور که از روی شکل ملاحظه می‌گردد مقدار C_d برابر 0.13 است ($x/c=2$)، که این مقدار با نتایج تجربی انجام شده برای حالت ایرفویل بدون سیم در شکل (۱۰)، که همان مقدار 0.13 می‌باشد، تطابق بسیار خوبی داشته و مؤید نتایج داده در حالت‌های دیگر می‌باشد.



شکل ۱۰- نمودار ضریب پسا ی محاسبه شده از روش اندازه-گیری ممنوم و تطابق بسیار خوب کار حاضر و کار Abbott و Doenhoff ($x/c=2$)

۶- نتیجه گیری

با توجه به مباحث عنوان شده می‌توان نتایج زیر را از آزمایشهای انجام شده گرفت:
 - نمودار سرعت متوسط و اغتشاشات به موقعیت داده برداری نسبت به ایرفویل وابسته است.
 - پروفیل های سرعت متوسط به علت تقارن ایرفویل متقارن می‌باشند.
 - در امتداد X/C بالاتر، نصف دهانه دنباله در نصف عمق $b_{1/2}$ افزایش می‌یابد و با افزایش قطر سیم های نصب شده روی ضخامت بیشینه ایرفویل در یک ایستگاه خاص دهانه دنباله و همچنین قله نمودارهای پروفیل سرعت (کمینه سرعت دنباله) افزایش پیدا می‌کند.
 - با ادامه جریان درامتداد X/C دنباله همچنان متقارن باقی مانده و تأثیرات در محدوده دنباله می‌باشد و سرعت در خارج از دامنه دنباله برای هر چهار مرحله یکی می‌باشد.
 - افزایش قطر سیمها در موقعیتهای پشت ایرفویل باعث افزایش اغتشاشات در داخل دنباله می‌گردد و در یک ایستگاه خاص با افزایش نسبی در قله نمودار باعث افزایش عرض نمودار می‌گردد.
 - با افزایش قطر سیم های نصب شده روی ضخامت بیشینه ایرفویل، پارامتر کاهش سرعت (W_0) در یک ایستگاه خاص افزایش پیدا می‌کند. همچنین با پیشروی به ایستگاه های جلوتر

- [17] Alam M. M., Sakamoto H. and Moriya M., "Reduction of Fluid Forces Acting on a Single Circular Cylinder and Two Circular Cylinders by using Tripping Rods," *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 18, pp. 347–366, 2003.
- [18] Zhou C. Y., Wang L., Huang W., "Numerical Study of Fluid Force Reduction on a Circular Cylinder", *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 21, pp. 1425-1434, 2007.
- [19] Aiba S., Ota T., and Tsuchida H., "Heat Transfer and Flow Around a Circular Cylinder with Tripping-Wires", *Warme-und stoffubertragung-12*, 1979.
- [20] Alam M. M., Zhou Y., Zhao J.M., Flamand O., Boujard O., "Classification of the Tripped Cylinder Wake and Bi-stable Phenomenon", *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 31 , pp. 545–560, 2010.
- [21] Fox R. W. and McDonald A. T., "Introduction to Fluid Mechanics", John Wiley & Sons, Inc., Fifth Edition, 1998.
- [22] Schlichting H., "Boundary-Layer Theory, Chapter Free Turbulent Flows; jets and Wakes", pp. 378, McGraw-Hill, 1960.
- [23] LU B., and Bragg M. B., "Experimental Investigation of the Wake-Survey Method for a Bluff Body with Highly Turbulent Wake", AIAA, 0306, 2002.
- [24] LU B., and Bragg M. B., "Experimental Investigation of Airfoil Drag Measurements with Simulated Leading-edge Ice Using the Wake-Survey Method", AIAA- 3919, 2000.
- [25] LU B., and Bragg M. B., "Airfoil Drag Measurement with Simulated Leading edge Ice Using the Wake-Survey Method", AIAA-1094, 2003.
- [26] Van Dam C. P., "Recent Experience with Different Methods of Drag Prediction", *Progress in Aerospace Science* 35, pp.751-798, 1999.
- [27] Lu B. and Bragg M. B., "Experimental Investigation of the Wake-Survey Method for a Bluff Body with a Highly Turbulent Wake", AIAA-3060, 2002.
- [28] Goldstein, S., "A Note on the Measurement of Total Head and Static Pressure on a Turbulent stream", *Proceedings of the Royal Society of London, Series A*, Vol. 155, pp. 570-575, 1936.
- [29] Abbott, I. H. A. and Von Doenhoff, A. E., "Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data", Dover, New York, 1959.
- Aerodynamics Vol. 49, Issues 1–3 , pp 247–256, December 1993.
- [4] Zhang Q., Ligrani P. M., "Wake Turbulence Structure Downstream of a Cambered Airfoil in Transonic Flow: Effects of Surface Roughness and Freestream Turbulence Intensity", Hindawi Publishing Corporation, *International Journal of Rotating Machinery*, Vol. 2006 , Article ID 60234, Pages 1–12, 2006.
- [5] Timmer W. A. and R.P.J.O.M. van Rooij, "Summary of The Delft University Wind Turbine Dedicated Airfoils", AIAA- 0352, 2003.
- [6] Freudenreich K., Kaiser K., Schaffarczyk A.P., Winkler H. and Stahl B., "Reynolds Number and Roughness Effect on Thick Airfoil for Wind Turbines", *Wind Engineering*, Vol. 28, No. 5, 2004.
- [7] Fukudome K., Watanabe M., Iida A. and Mizuno A., "Separation Control of High Angle of Attack Airfoil for Vertical Axis Wind Turbines", AIAA, Vol. 39, No. 9, 2001.
- [8] Huber A. F. and Mueller T. J., "The Effect of Trip Wire Roughness of the Wortmann FX 63-137 Airfoil at Low Reynolds Numbers", *Experiments in Fluids*, Vol. 5, pp. 263-272, 1987.
- [9] Khoshnevis A.B., "Experimental Study of Wake of an Airfoil Subjected to Curvature and Adverse Pressure Gradient", 11 Annual Conferences (International) of Mechanical Engineering, Mashhad, Iran, May 13-15, 2003.
- [10] Fage, A. and Warsap, J. H., "The Effects Turbulence and Surface Roughness on the Drag of a Circular Cylinder," *Aeronautical Research Council Reports and Memoranda No. 1283*, pp 1-14, 1929.
- [11] James, D. F. and Truong, Q. T., "Wind Load on a Cylinder with a Span Wise Protrusion", *Journal of the Engineering Mechanics Division. Proceedings of the American Society of Civil Engineers*, Vol. 98, pp. 1573-1589, 1972.
- [12] Igarashi, T., "Effect of Tripping Wires on the Flow Around a Circular Cylinder Normal to an Airstream", *Bulletin of the Japan Society of Mechanical Engineers*, Vol. 29, pp. 2917-2924, 1986.
- [13] Nebres, J. and Batill, S., "Flow About a Circular Cylinder with a Single Large-Scale Surface Perturbation," *Experiments in Fluids*, Vol. 15, pp. 369-379, 1993.
- [14] Pearcey, H. H., Cash, R. F. and Salter, I. J., "Flow Past Circular Cylinders: Simulation of Full-Scale Flows at Model Scale", *National Maritime Institute, NMI Report*, Vol. 131, pp. 1-54, 1982.
- [15] Hover, F.S., Tvedt, H. and Triantafyllou, M. S., "Vortex- Induced Vibrations of a Cylinder with Tripping Wires", *Journal of Fluid Publication, Mechanics*, Vol. 448, pp. 175-195, 2001.
- [16] Romberg, O. and Popp, K., "The Influence of Trip-wires on the Fluid-Damping-Controlled Instability of a Flexible Tube in a Bundle", *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 12, pp. 17-32, 1998.