



مطالعه تجربی کاهش ضریب پسای یک مدل خودرو توسط کنترل فعال جریان در دنباله

امیر بک خوشنویس*، وحید برزنونی

دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۵ تیر ۱۳۹۴
بازنگری: ۲ دی ۱۳۹۴
پذیرش: ۴ بهمن ۱۳۹۴
ارائه آنلاین: ۱۸ آبان ۱۳۹۵

کلمات کلیدی:

مدل احمد
کاهش پسای آیرودینامیکی
کنترل فعال جریان
جدایش جریان
تونل باد

چکیده: پسای آیرودینامیکی یکی از مهم‌ترین عوامل مصرف سوخت خودروها می‌باشد. از طرفی، پسای فشاری به‌عنوان مؤلفه اصلی پسای کل در خودروها، ناشی از جدایش لایه مرزی از سطح خودرو است. در این پژوهش، احتمال رخداد جدایش در سطح فوقانی مدل و همچنین اثر دمش به‌عنوان یک روش فعال کنترل جریان بر کاهش پسای آیرودینامیکی مدل احمد با زاویه شیب انتهایی ۳۵ درجه به‌صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته و موقعیت بهینه اعمال دمش روی سطح شیب‌دار و عمودی انتهایی مدل مشخص شد. دمش اعمال شده سبب افزایش فشار استاتیکی در ناحیه دنباله و به‌تبع آن کاهش پسا می‌گردد. علاوه بر این، توزیع فشار در سراسر سطح مدل، توزیع سرعت و شدت اغتشاش نیز در این مقاله مورد مطالعه قرار گرفته است. برای اندازه‌گیری مشخصه‌های جریان از دستگاه تونل باد و جریان‌سنج سیم داغ استفاده شده است. نتایج نشان داد، اعمال جت جریان در مناسب‌ترین موقعیت، سبب کاهش حدود ۲۱٪ در ضریب پسا می‌گردد. چنانچه جت جریان در موقعیت‌های فوقانی روی سطح شیب‌دار اعمال شود، توجیه نداشته و سبب افزایش ضریب پسا می‌شود. کلیه آزمایش‌ها در یک تونل باد مدارباز دمشی با حداکثر شدت اغتشاش‌های ۱٪/۰ و حداکثر سرعت ۳۰ متر بر ثانیه و اندازه‌گیری مؤلفه‌های سرعت نیز توسط جریان‌سنج سیم داغ صورت گرفته است.

دارد. کاهش پسا آیرودینامیکی توسط روش‌های مختلف فعال و غیرفعال به دست می‌آید. برای خودروهای نقلیه سنگین به دلیل شکل غیر آیرودینامیکی که دارند استفاده از روش‌های کنترل جریان دنباله اهمیت بیشتری دارد. مدل مورد مطالعه در این تحقیق مدل پیشنهادی احمد [۲] است که یک مدل ساده‌شده از خودروهای نقلیه زمینی می‌باشد. احمد یک مدل ساده‌شده خودرو با زوایای مختلف شیشه عقب (صفر تا ۴۵) را مورد آزمایش قرار داد و متوجه شد که در یک زاویه بحرانی ۳۰ درجه یک افت ناگهانی در میزان نیروی پسا وجود دارد. پس از وی محققین بسیاری به بررسی و مطالعه روی این مدل پرداختند. واتکین و وینو [۳] به بررسی اثرات جریان دنباله روی تغییرات ضریب پسا و برا دو مدل احمد که یکی در دنباله دیگری قرار گرفته بود، پرداختند. آنها روند تغییرات ضرایب آیرودینامیکی دو مدل را با افزایش فاصله دو مدل از یکدیگر بررسی کردند. متیو و پاتریک [۴] به تحلیل جریان در دنباله یک مدل هندسی پشت مربعی پرداختند و به بررسی اثرات گردابه‌های تشکیل شده در پشت مدل پرداختند. توماس و همکاران [۵] به بررسی کنترل فعال جریان در دنباله مدل دوبعدی احمد پرداختند. گلیرون و همکاران [۶] به آشکارسازی جریان و بررسی مکان جدایش جریان پرداخت. خلیقی و همکاران [۷] به بررسی مکانیسم کاهش پسا برای یک مدل خودرو پشت‌مربعی و یک مدل خودرو پشت‌مربعی اصلاح‌شده، پرداختند. به دلیل تغییر در هندسه انتهایی مدل و تغییر دنباله کاهش حدود ۱۰٪ در شدت اغتشاش‌های و کاهش حدود ۲۰٪ در ضریب پسا مشاهده شد. کرجنویک و

۱- مقدمه

به‌طور متوسط میزان مسافت طی شده خودروهای سنگین، سالانه حدود ۱۳۰۰۰۰ تا ۱۶۰۰۰۰ کیلومتر می‌باشد، که حدود ۵۲٪ سوخت مصرفی صرف غلبه بر نیروهای آیرودینامیکی می‌شود [۱]. بنابراین یک تغییر کوچک که سبب بهبود عملکرد آیرودینامیکی این نوع خودرو شود، سبب کاهش قابل توجهی در میزان مصرف سوخت شده و جلوگیری از آلودگی هوا را سبب خواهد شد. به‌طور معمول خودروهای سنگین با سرعت متوسط ۲۵ متر بر ثانیه حرکت می‌کنند و با توجه به اینکه کارایی آیرودینامیکی کمتری نسبت به سایر وسایل نقلیه زمینی دارند، پسای آیرودینامیکی این نوع خودروها حدود ۷۵ تا ۸۰٪ نیروهای مقاوم در برابر حرکت را شامل می‌شود؛ به همین دلیل نیروی پسا به‌عنوان نقطه تمرکز در بررسی آیرودینامیکی خودروهای سنگین به شمار می‌رود. در دهه‌های اخیر پژوهش‌های زیادی جهت کاهش ضریب پسا صورت گرفته است، اما همچنان جای کار بسیار وجود دارد [۱]. نیروهای آیرودینامیکی وسایل نقلیه جاده‌ای نتیجه برهمکنش پیچیده بین جدایش‌های جریان و رفتار دینامیکی گردابه‌های منتشرشده در دنباله است. طراحی‌های موفقیت‌آمیز مستلزم در نظر گرفتن مزایای این برهمکنش‌ها جهت ارتقای کنترل جریان می‌باشد. اثرات دمش در جریان پشت جسم سبب کاهش محدوده دنباله و کاهش نقصان فشار کلی در دنباله و افزایش فشار استاتیکی روی مدل می‌شود که نهایتاً کاهش پسا را در پی

برای اندازه‌گیری سرعت جریان هوا و شدت اغتشاش‌های آن از جریان سنج سیم داغ استفاده شده است. پراب جریان سنج سیم داغ از نوع یک‌بعدی بوده و حس‌گر آن از نوع تنگستن ۵ میکرونی می‌باشد و داده‌های اندازه‌گیری شده توسط جریان سنج سیم داغ از طریق کارت A/D به رایانه ارسال شده و توسط نرم‌افزار مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد. همچنین به‌منظور اصلاح نمودن تأثیرات دما بر روی داده‌های جریان سنج سیم داغ، دمای هوا اندازه‌گیری شده و از طریق کارت A/D به رایانه ارسال می‌شود. به‌منظور اندازه‌گیری فشار از فشارسنج الکترونی ۳۰ کاناله استفاده شده است که خروجی فشارسنج‌های فوق از طریق کارت A/D به رایانه ارسال و توسط نرم‌افزار مربوطه تجزیه و تحلیل می‌گردد. فشارسنج مورد استفاده از نوع دیفرانسیلی بوده و بازه عملکرد آن ۱۲۵۰ پاسکال و دقت اندازه‌گیری آن ۰/۲۵٪ می‌باشد. به‌منظور جابجایی پراب برای اندازه‌گیری توزیع جریان هوا از مکانیزم انتقال‌دهنده استفاده می‌شود و این مکانیزم دارای دقت ۰/۱ میلی‌متر در جهت محورهای مختصات می‌باشد [۱۵].

در طول مدت کالیبراسیون پراب، غیر از مؤلفه اصلی جریان دو مؤلفه دیگر سرعت صفر می‌باشند و ولتاژ خروجی دستگاه جریان سنج سیم داغ تابعی از اندازه بردار سرعت و زاویه جریان نسبت به پراب می‌باشد. سرعت مؤثر نیز بر اساس تابعی از اندازه سرعت و تابع حساسیت به زاویه (برخورد جریان به پراب) تعریف می‌شود. تابع حساسیت به زاویه دارای ضرایبی است که از طریق کالیبراسیون جهت مشخص می‌شود. هنگامی که جریان نسبت به پراب منحرف می‌شود، ولتاژ خروجی دستگاه جریان سنج سیم داغ که تابعی از زاویه می‌باشد تغییر می‌یابد. در نتیجه سرعت مؤثر که تابعی از زاویه برخورد است تغییر یافته و ضرایب تابع حساسیت به‌صورت تابعی از زاویه مشخص می‌شود. نهایتاً حس‌گر یک‌بعدی پس از کالیبره شدن صرفاً مقادیر مؤلفه سرعت در جهت غالب جریان را اندازه‌گیری می‌نماید [۱۶].

مدل مورد مطالعه در این تحقیق مدل پیشنهادی احمد [۲] با زاویه انتهایی ۳۵ درجه است. توجه به ضریب اندازه Blockage به‌عنوان یک پارامتر مهم، اولین نکته در ساخت مدل است. مقدار پیشنهادی برای مدل‌های آزمایشگاهی کمتر از ۰/۱ است تا بتوان از اثر جریان سیال روی دیواره‌های جانبی مقطع آزمایش بر سطح مدل چشم‌پوشی کرد. در این تحقیق مقدار انتخابی برای این ضریب با توجه به شرایط آزمایشگاهی و تونل باد، ۰/۰۹ و ضریب مقیاس مدل ۰/۱۴ می‌باشد. سایر مشخصات و ابعاد مدل در شکل ۲ نشان داده شده است. به‌منظور شبیه‌سازی اثرات زمین و همچنین جلوگیری از اثرات نامطلوب لایه مرزی شکل گرفته روی کف محفظه آزمایش، مدل بر روی صفحه‌ای نازک قرار گرفته است. همچنین به‌منظور به حداقل رساندن اثرات نامطلوب برخورد جریان با سطح مقطع صفحه زیرین در قسمت جلویی و جلوگیری از ایجاد گردابه‌های ناخواسته قسمت جلویی صفحه زیرین به شکل خط جریانی و شیب‌دار تهیه شده است. این صفحه در راستای عرض محفظه آزمایش کاملاً گسترده شده و امکان تداخل جریان زیرین با جریان فوقانی وجود ندارد. در راستای طولی نیز به‌اندازه‌ای ادامه یافته تا از اثرات

دیویدسون [۸] به بررسی دوبعدی هندسه گردابه‌های شکل گرفته در انتهای مدل احمد و در عدد رینولدز متوسط ۳۰۰۰۰ پرداختند و نشان دادند جریان خروجی از انتهای خودرو برای اعداد رینولدز زیاد از این پارامتر مستقل می‌شود. هرچند این رینولدز در مقایسه با رینولدز واقعی کوچک‌تر بود ولی تطابق قابل قبولی با نتایج کار صورت گرفته توسط رومس [۹] در رینولدز ۲۸۰۰۰۰۰ داشت. کرجنویک و همکاران [۱۰] به بررسی جریان گردابی در اعداد رینولدز پایین پرداختند و نشان دادند جریان خروجی از انتهای خودرو برای اعداد رینولدز زیاد از این پارامتر مستقل می‌شود. چارلز [۱۱] به بررسی کنترل فعال پایا و نوسانی در دنباله یک مدل پشت‌مربعی در اعداد رینولدز پایین پرداخت که نهایتاً به کاهش حدود ۳۰٪ در ضریب پسا دست یافت. هاگو و همکاران [۱۲] به شبیه‌سازی گردابه‌های شکل گرفته در دنباله یک مدل احمد در رینولدز پایین پرداختند و نشان دادند تا زمانی که جدایش در قسمت انتهایی مدل رخ دهد امکان کاهش رینولدز و به دست آوردن نتایج مطابق با رینولدزهای واقعی وجود دارد. گری و کوپر [۱۳] نشان دادند که در رینولدز کمتر از ۲۰۰۰۰ برای مدل احمد جدایش رخ می‌دهد. ریچاردسون [۱۴] به بررسی اثرات دمش و مکش‌های تناوبی در دنباله یک مدل خودرو دوبعدی پشت مربعی پرداختند.

در پژوهش حاضر، احتمال رخداد جدایش در سطح فوقانی مدل و همچنین اثر دمش به‌عنوان یک روش فعال کنترل جریان دنباله بر کاهش پسای آیرودینامیکی مدل احمد با زاویه شیب انتهایی ۳۵ درجه به‌صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفت. اثر موقعیت اعمال دمش روی ضریب پسا و همچنین بهینه‌ترین موقعیت اعمال دمش روی سطح شیب‌دار و عمودی انتهایی مدل بررسی شده است.

۲- روش آزمایش

کلیه آزمایش‌ها با استفاده از تونل باد مدارباز دمشی در دانشگاه حکیم سبزواری انجام شده است. شکل ۱ تونل باد فوق را نشان می‌دهد. این تونل باد دارای مقطع آزمون به ابعاد $40\text{ cm} \times 40\text{ cm}$ و طول ۱۸۰ سانتیمتر بوده، حداکثر شدت اغتشاش در محفظه آزمایش ۰/۱٪ و حداکثر سرعت ۳۰ متر بر ثانیه است. کنترل سرعت جریان هوا با استفاده از کنترل دور فن در بازه ۰ تا ۳۰ متر بر ثانیه قابل تنظیم است. به‌منظور به دست آوردن جریان مناسب در اتاق آرامش این تونل باد، تعداد ۴ عدد توری قرار گرفته است.

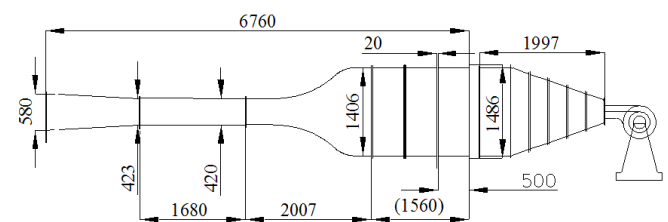


Fig. 1. Schematic view of the wind tunnel (in mm)

شکل ۱: نمای از تونل باد آزمایشگاه

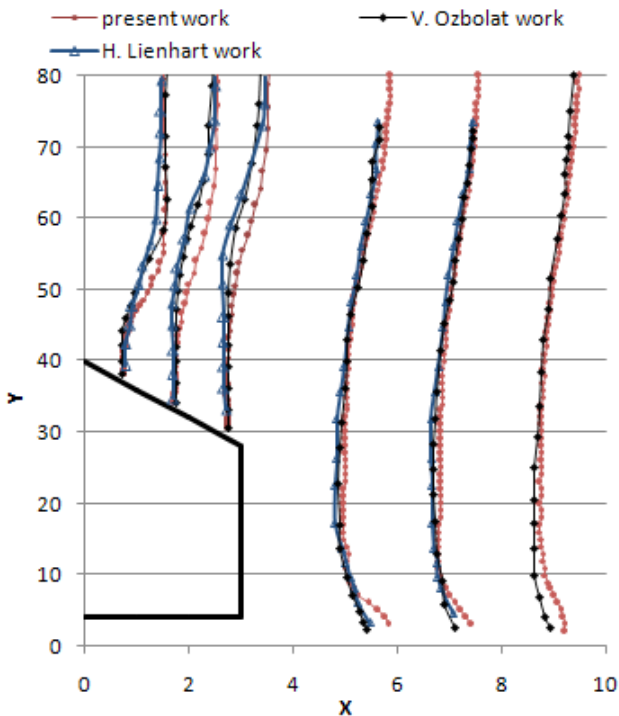


Fig. 4. Average velocity in model's wake in various positions

شکل ۴: توزیع سرعت متوسط در دنباله مدل برای موقعیت‌های مختلف

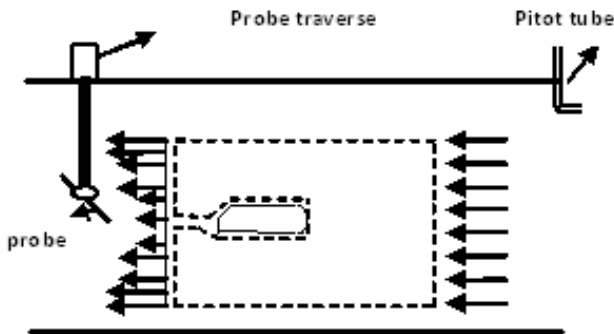


Fig. 5. Control volume

شکل ۵: حجم کنترل انتخابی

همان‌طور که مشاهده می‌شود، تطابق قابل قبولی بین نتیجه‌های حاضر با نتیجه‌های ازبلات و همکاران [۱۷] (رینولدز ۱۴۰۰۰) و همچنین لین‌هت و همکاران [۱۸] (رینولدز ۷۸۰۰۰) که حدوداً در محدوده رینولدز یکسانی صورت گرفته، مشاهده می‌شود.

۴- معادله‌های حاکم

به‌طور کلی، نیروهای اعمالی از طرف جریان هوا به مدل به مدل، به سه روش اندازه‌گیری و بررسی می‌شوند که عبارت‌اند از ۱- اندازه‌گیری مومنتوم در ناحیه دنباله جسم، ۲- اندازه‌گیری توزیع فشار بر روی سطح مدل، ۳- اندازه‌گیری مستقیم نیروها و گشتاورها با بالانس‌ها. هر کدام از روش‌های فوق دارای مزایا و معایب خاص خود می‌باشند و در موارد مختلفی می‌توانند به کار روند. در روش اندازه‌گیری مومنتوم با اندازه‌گیری

نامطلوب گردابه‌های احتمالی شکل گرفته در انتهای صفحه بر روی توزیع سرعت دنباله جلوگیری شود. به‌منظور اندازه‌گیری فشار، روی سطح مدل حفره‌هایی ایجاد شده و حس‌گرهای اندازه‌گیری فشار در آن تعبیه شده است. شکل ۴ نیز موقعیت قرارگیری مدل در محفظه آزمایش را نشان می‌دهد. جهت تأمین هوا برای اعمال جت جریان در دنباله از یک کمپرسور با قدرت ۲/۵ اسب بخار، با مخزن ۲۵ لیتری و حداکثر فشار کاری ۱۲ بار استفاده شده است. سرعت جت جریان تولیدی در دنباله مدل ۱۵ m/s می‌باشد و جهت تأمین جریان یکنواخت فشار داخل مخزن ۱۰ بار و ثابت می‌باشد. به‌منظور هدایت جریان تولیدی به حفره‌های ایجاد شده در قسمت انتهایی مدل از شیلنگ‌هایی به قطر ۲ میلیمتر استفاده شده است. دبی جریان خروجی نیز ۰/۰۰۰۱۸ مترمکعب بر ثانیه می‌باشد.

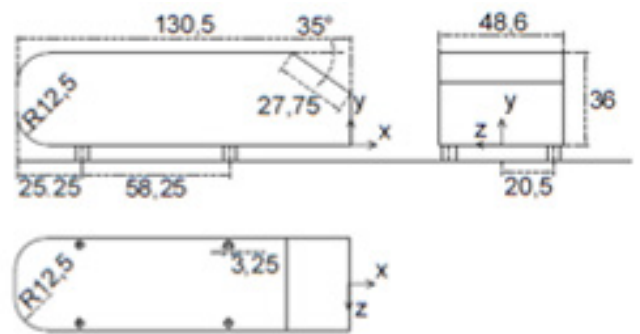


Fig. 2. model's characteristics and dimensions.

شکل ۲: مشخصات و ابعاد مدل

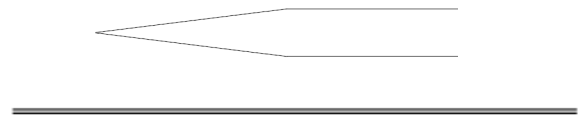


Fig. 3. Schematic view of wind tunnel interior.

شکل ۳: نمای شماتیک مدل داخل تونل باد (تصویر فوقانی نمای از لبه حمله سطح زیرین مدل)

۳- اعتبارسنجی

در ابتدا، به‌منظور بررسی صحت عملکرد دستگاه تونل باد و جریان‌سنج سیم داغ، یک نمونه داده‌برداری صورت گرفته و با کار دیگر افراد مقایسه شده است. نمودار متوسط زمانی مؤلفه سرعت در جهت غالب جریان \bar{U} برای مدل مورد مطالعه در رینولدز ۶۴۰۰۰ در موقعیت‌های مختلف در شکل ۵ نشان داده شده است.

مطابق رابطه (۵) ارائه نمود:

$$P_{s,e} = P_{s,w} + q', \quad q' = \frac{1}{2} \rho (\overline{v'^2} + \overline{w'^2} + \overline{u'^2}) \quad (4)$$

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

رابطه (۵) به معادله اصلاح شده ون دم مشهور است. با فرض شدت اغتشاش‌های همگن و یا به عبارت دیگر $u' = v' = w'$ معادله ۵ ساده شده و می‌توان با استفاده از جریان سنخ سیم داغ با پراب یک‌بعدی و فقط با اندازه‌گیری شدت اغتشاش‌ها در جهت جریان، ضریب نیروی پسا را به دست آورد.

از آنجایی که مدل مورد آزمایش دوبعدی است، به گونه‌ای که جریان فقط در امتداد محفظه آزمایش جریان دارد، بنابراین صرفاً پارامترهای متوسط زمانی u, v در دنباله مدل وجود دارند. ولی چون اغتشاش، طبیعت سه‌بعدی دارد، مؤلفه اغتشاشی در جهت عمود بر جریان را نیز خواهیم داشت که به علت دوبعدی بودن جریان، با تقریب قابل قبولی از آن صرف‌نظر می‌شود. مدل مورد آزمایش در امتداد عرض مقطع آزمایش کشیده شده است و در طرفین به‌طور کامل به سطح جانبی مقطع آزمایش چسبیده است و هیچ جریانی از قسمت جانبی مدل عبور نمی‌کند. جریان صرفاً از روی مدل مورد آزمایش عبور می‌کند. در این تحقیق از رابطه (۵) برای اندازه‌گیری ضریب نیروی پسا استفاده شده است. حجم کنترل انتخابی جهت محاسبه ضریب پسا در شکل ۵ نشان داده شده است.

۵- بحث و تحلیل نتایج

هرچند تحقیق حاضر در عدد رینولدزی کمتر از رینولدز واقعی انجام شده است، ولی با توجه به این مسئله که جریان خروجی از انتهای مدل مورد مطالعه برای اعداد رینولدز زیاد از این پارامتر مستقل می‌شود. در واقع هندسه نسبت به لزجت در موقعیت رخداد جدایش و یا اتصال و انفعال جریان مؤثرتر است [۱۰] و همچنین با توجه به نتایج ارائه شده توسط گری و کوپر [۱۳] تا زمانی که جدایش از روی سطح فوقانی مدل رخ نداده باشد و یا در صورت وجود جدایش‌های ناچیزی در لبه حمله صورت گرفته و مجدداً جریان به سطح متصل شده باشد می‌توان به مطالعه آیرودینامیک مدل مورد نظر در اعداد رینولدز پایین با دقت قابل قبول پرداخت. این مشاهده‌ها تأیید می‌کند که جریان اطراف خودروهای واقعی را می‌توان با اعداد رینولدز پایین‌تر شبیه‌سازی نمود.

۵-۱- بررسی احتمال رخداد جدایش

به همین دلیل به منظور بررسی وقوع و یا عدم وقوع جدایش جریان از

جریان هوای پایین دست مدل، می‌توان نیروی پسا را اندازه‌گیری نمود. مزیت استفاده از روش اندازه‌گیری مومنتوم، این است که در این روش، می‌توان به بررسی کمی و کیفی جریان هوا در ناحیه دنباله پشت مدل، نظیر توزیع سرعت، شدت اغتشاش‌ها و ... پرداخت که در دو روش دیگر این امکان وجود ندارد [۲۰ و ۱۹]. همچنین استفاده از روش‌های بالانس و اندازه‌گیری توزیع فشار، برای برخی از مدل‌ها و بخصوص مدل‌های با ابعاد کوچک، مشکل می‌باشد.

در رابطه با روش اختلاف مومنتوم، تحقیقات متعددی انجام شده است. ون دم [۲۱]، با اعمال معادلات پیوستگی و بقا مومنتوم خطی به حجم کنترلی که جسم را در بر گرفته است و با در نظر گرفتن مقدار تنش‌های رینولدز ضریب نیروی پسا را مطابق معادله زیر ارائه کرد:

$$c_d = \int \left(\frac{P_{s,e} - P_{s,w}}{q_\infty} \right) d \left(\frac{y}{l} \right) + 2 \int \frac{\bar{u}}{u_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{u_\infty} \right) d \left(\frac{y}{l} \right) + \frac{1}{q_\infty} \int \tau_{xx} d \left(\frac{y}{l} \right) \quad (1)$$

مقدار τ_{xx} را می‌توان به صورت مجموع تنش‌های لزجی و تنش‌های رینولدز مطابق معادله زیر بیان نمود:

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

مقدار مؤلفه تنش لزجی در جریان‌های با اعداد رینولدز بالا، بسیار کمتر از مؤلفه‌های تنش رینولدز خواهد بود. همچنین برای جریان‌های تراکم ناپذیر، نوسانات چگالی را می‌توان ناچیز در نظر گرفت. از این رو رابطه (۱) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$c_d = \int \left(\frac{P_{s,e} - P_{s,w}}{q_\infty} \right) d \left(\frac{y}{l} \right) + 2 \int \frac{\bar{u}}{u_\infty} \left(1 - \frac{\bar{u}}{u_\infty} \right) d \left(\frac{y}{l} \right) - 2 \int \frac{\overline{u'^2}}{U_\infty^2} d \left(\frac{y}{l} \right) \quad (3)$$

رابطه (۳) به معادله ون دم مشهور است. این معادله در هر نقطه در پایین دست مدل که مقادیر جریان هوا را بتوان در آنجا به‌طور دقیق اندازه‌گیری نمود، کاربرد دارد. با توجه به رابطه (۳) می‌توان آن را به سه انتگرال تقسیم نمود که انتگرال اول آن، عبارت اختلاف فشار، انتگرال دوم عبارت اختلاف مومنتوم و انتگرال سوم عبارت تنش‌های رینولدز می‌باشد. از آنجایی که اندازه‌گیری دقیق فشار استاتیکی در ناحیه دنباله جسم دشوار است، گلداشتاين [۲۲] فشار استاتیکی در ناحیه دنباله را مطابق رابطه (۴)، به صورت شدت اغتشاش‌های سه‌بعدی در نظر گرفت و ضریب نیروی پسا را

برشی به قسمت‌های فوقانی مقادیر ماکزیمم شدت اغتشاش نیز به تدریج به قسمت‌های فوقانی متمایل می‌شود.

شکل ۸ میزان اغتشاشات در لایه مرزی روی سطح مدل را نشان می‌دهد. مقدار شدت اغتشاش‌ها در لایه مرزی بیشتر از حدود ۱۰٪ بوده که نشان‌دهنده جریان مغشوش است و با خارج شدن از لایه مرزی مقدار فوق کاهش یافته و به حدود ۱٪ می‌رسد.

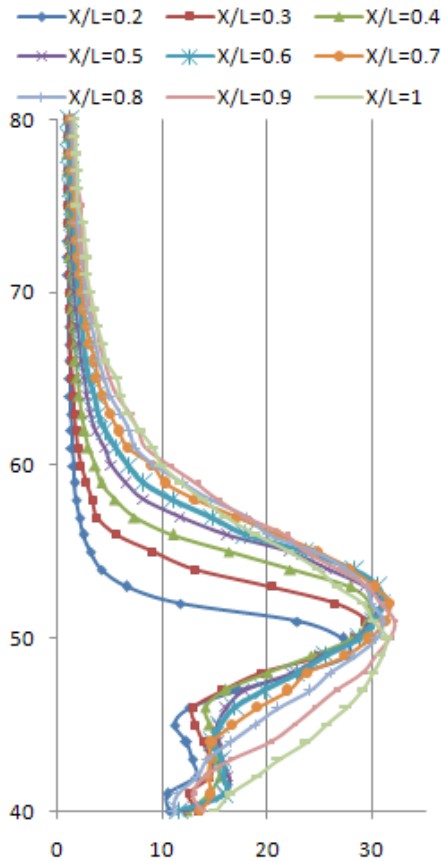


Fig. 8. Turbulence intensity profiles of the boundary layer on the surface of the model

شکل ۸: توزیع شدت اغتشاش‌های لایه مرزی روی سطح مدل

به‌طور کلی برای تعیین جدایش و محل آن روش‌های مختلفی وجود دارد. از جمله می‌توان توزیع سرعت هوا در لایه مرزی را بررسی نمود (شکل ۶). و یا آنکه با بررسی ضریب شکل لایه مرزی جدایش را مشخص نمود. پارامترهای لایه مرزی عبارت‌اند از ضخامت لایه مرزی، ضخامت مومنتوم و ضریب شکل می‌باشند که طبق روابط زیر به دست می‌آیند:

$$\delta^* = \int_0^{\infty} \left(1 - \frac{u}{U_{\infty}}\right) dy \quad (7)$$

$$\theta = \int_0^{\infty} \left(1 - \frac{u}{U_{\infty}}\right) \frac{u}{U_{\infty}} dy \quad (8)$$

$$H = \frac{\delta^*}{\theta} \quad (9)$$

روی سطح فوقانی توزیع سرعت متوسط و شدت اغتشاش‌های لایه مرزی روی سطح مدل اندازه‌گیری شد (شکل‌های ۶ و ۷).

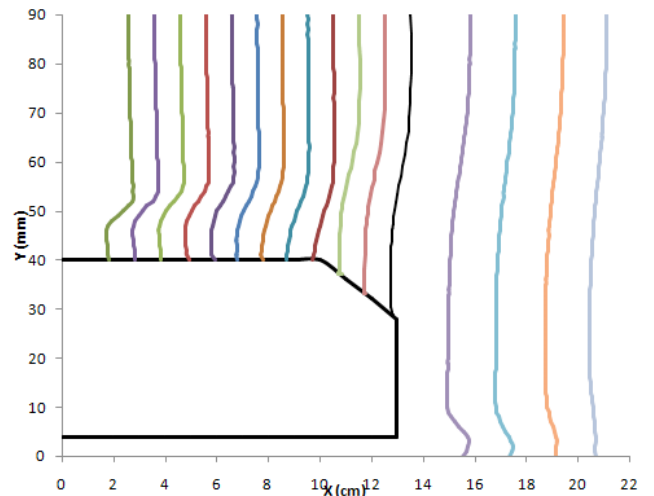


Fig. 6. Average velocity of boundary layers on the model's surface and its wake

شکل ۶: توزیع سرعت متوسط لایه مرزی روی سطح مدل و دنباله مدل

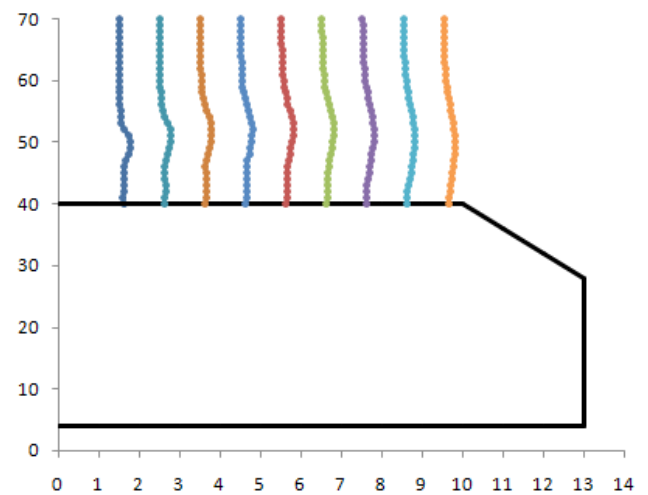


Fig. 7. Profile of boundary layers' turbulence on the surface of the model.

شکل ۷: توزیع شدت اغتشاش‌های لایه مرزی روی سطح مدل

شدت اغتشاش‌های جریان سیال طبق رابطه زیر بیان می‌شود:

$$Tu (\%) = \frac{\sqrt{u'^2}}{U} \times 100 \quad (6)$$

در رابطه فوق U سرعت متوسط جریان هوا در خارج از لایه مرزی و u' اغتشاش‌های جریان و یا درواقع تفاوت مقدار سرعت لحظه‌ای با سرعت متوسط جریان هوا می‌باشد.

شکل‌های ۶ و ۷ به ترتیب توزیع سرعت متوسط و تغییرات اغتشاش‌های جریان هوا در امتداد لایه مرزی روی سطح فوقانی را نشان می‌دهد. شکل ۶ تغییرات شدت اغتشاش‌های لایه مرزی شکل گرفته روی سطح فوقانی را نشان می‌دهد. با پیشروی روی سطح فوقانی مدل به تدریج با نفوذ اثرات لایه

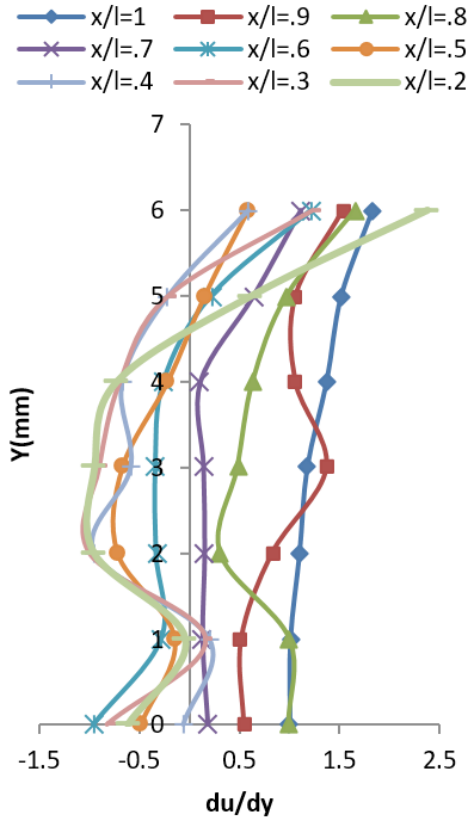


Fig. 11. Velocity gradients on the top surface

شکل ۱۱: گرادیان سرعت در راستای عمود روی سطح فوقانی

شکل ۹ تغییرات ضخامت لایه مرزی، تغییرات ضخامت مومنتوم و تغییرات ضریب شکل را در امتداد سطح فوقانی مدل نشان می‌دهند. با توجه به شکل با افزایش فاصله از قسمت جلویی مدل ضخامت لایه مرزی و ضخامت مومنتوم افزایش یافته ولی ضریب شکل کاهش می‌یابد. مطابق [۲۳ و ۲۴] برای لایه مرزی مغشوش در صورتی که ضریب شکل توزیع سرعت به مقدار ۲/۵ برسد جدایش اتفاق می‌افتد بنابراین با توجه به شکل ۹ مقدار ضریب شکل در امتداد سطح فوقانی از موقعیت x/l برابر با ۰/۶ به بعد کمتر از ۲/۵ بوده که بیانگر عدم وجود جدایش جریان روی سطح فوقانی می‌باشد.

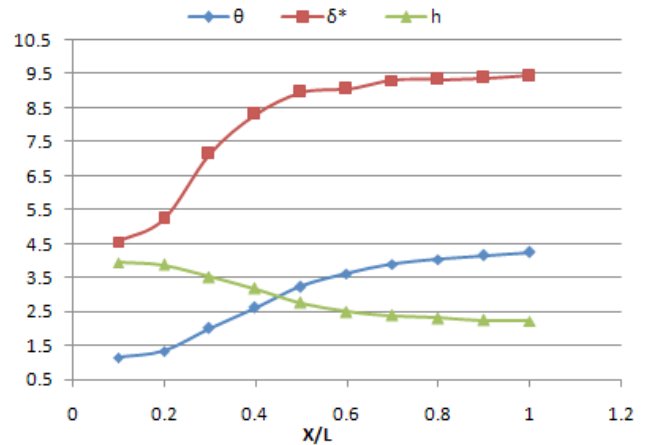


Fig. 9. Displacement thickness changes, momentum thickness and shape factor

شکل ۹: تغییرات ضخامت جابجایی، ضخامت مومنتوم و ضریب شکل

شکل ۱۰ مقادیر ضریب فشار روی سطح مدل و شکل ۱۱ گرادیان سرعت در راستای عمودی روی سطح مدل را نشان می‌دهد. از موقعیت x/l برابر با ۰/۶ به بعد گرادیان فشار نامطلوب است ولی به این دلیل که گرادیان سرعت در راستای قائم مثبت است لذا امکان رخداد جدایش وجود ندارد. جدایش‌های احتمالی در موقعیت‌های قبل از موقعیت x/l برابر با ۰/۶ رخ می‌دهد.

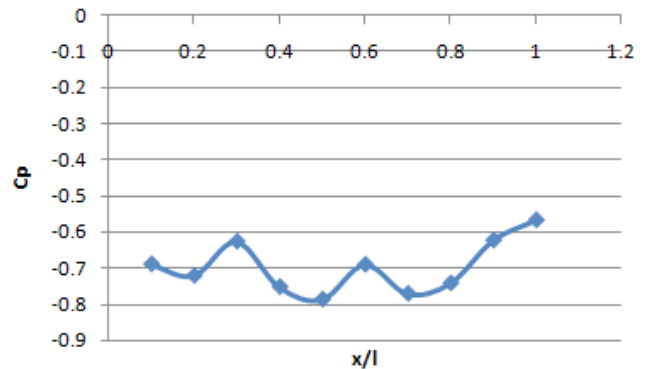


Fig. 10. Pressure coefficient on the top surface

شکل ۱۰: ضریب فشار روی سطح فوقانی

۵-۲- کنترل فعال دنباله و بررسی تغییرات ضریب پسا
گردابه‌های تولیدشده در پشت مدل سبب اعمال یک نیروی فشاری به دیواره پشتی می‌شوند که سهم مهمی در مقدار نیروی پسا دارد. این نیروی فشاری به دو عامل بستگی دارد: ۱- فاصله گردابه از دیوار ۲- دامنه و یا چرخش گردابه. لذا برای کاهش پسا دو روش عمده وجود دارد: ۱- دور کردن گردابه از دیواره‌ها ۲- تغییر دادن دامنه و یا دینامیک گردابه‌ها.
بدین منظور می‌توان با به کار بردن یک کنترل فعال و جت سیال ریزش گردابه‌ها را کنترل نمود. استفاده از جریان دمشی یا جت جریان به‌منظور دور کردن گردابه از پشت مدل و تغییر دینامیک گردابه (گردابه‌های بزرگ‌تر به گردابه‌های کوچک‌تر با دینامیک کوچک‌تر، نیروی فشاری کمتر و نهایتاً ضریب پسا کمتر) سبب کاهش پسا می‌گردد. چنانچه دو لایه برشی فوقانی و تحتانی زودتر با یکدیگر کوپل شوند کمترین میزان اتلاف انرژی در دنباله را خواهیم داشت. شکل ۱۲ نمودار سرعت در دنباله برای سه موقعیت $(p3, p5, p7)$ اعمال جت جریان را نشان می‌دهد. به دلیل تداخل زیاد نمودارها از آوردن نمودارهای مربوط به سایر موقعیت‌های اعمال جت جریان خودداری شده است. واضح است که با افزایش فاصله از مدل به تدریج عرض جت اعمالی افزایش می‌یابد. این جت جریان در هدایت گردابه‌های شکل‌گرفته به پایین دست جریان و همچنین جلوگیری از برهمکنش آنها با یکدیگر که سبب ایجاد نقصان فشار در دنباله می‌شود و بعلاوه از رشد گردابه‌ها جلوگیری نموده و سبب می‌شود لایه برشی فوقانی و تحتانی زودتر

وجود اثرات زمین سبب افزایش حدود ۱/۵٪ در مقدار ضریب پسا می‌شود. در پژوهش حاضر مقدار این ضریب بدون حضور اثرات جت جریان ۰/۳۳ به دست آمده که حدود ۱۸٪ با مقدار واقعی آن اختلاف دارد. این تفاوت ناشی از عدد رینولدز پایین و در نظر نگرفتن اثرات زمین می‌باشد. با توجه به جدول ۱ حدود ۳٪ ضریب پسای محاسبه شده مربوط به اغتشاشات دنباله و ۹۷٪ مربوط به کاهش مومنتوم و نقصان فشار در دنباله است. همان‌طور که در شکل ۱۴ و جدول ۱ مشخص شده است بهترین موقعیت اعمال جت جریان در دنباله موقعیت p6 می‌باشد که روی سطح عمودی و نزدیک به سطح شیب‌دار است. اعمال جت جریان در این موقعیت سبب کاهش حدود ۲۱٪ در ضریب پسا گردیده است. چنانچه جت جریان در موقعیت‌های فوقانی روی سطح شیب‌دار اعمال شود، توجه نداشته و سبب افزایش ضریب پسا می‌گردد. اعمال جت جریان در قسمت‌های فوقانی سطح شیب‌دار و نزدیک به سطح فوقانی مدل سبب می‌شود لایه‌های برشی جدا شده از سطح فوقانی و تحتانی دیرتر با یکدیگر کوپل شده و محدوده دنباله پشت مدل وسیع‌تر گردد. همچنین اعمال جت جریان در این موقعیت می‌تواند سبب شکل‌گیری گردابه‌های بزرگ‌تر با دامنه وسیع‌تر شده و از طرفی سبب جدایش جریان روی سطح مدل و به تبع آن افزایش ضریب پسا گردد. از طرفی اعمال جت جریان در موقعیت‌های p6 و p7 سبب افزایش مومنتوم دنباله و دور کردن گردابه‌های شکل‌گرفته در دنباله شده و همچنین سبب می‌شود لایه‌های برشی جدا شده از قسمت فوقانی و تحتانی سطح مدل زودتر با یکدیگر کوپل شده و لذا ضریب پسا نیز کاهش یابد. جت جریان در موقعیت p1 از ایجاد گردابه‌های تحتانی در دنباله مدل جلوگیری نموده و لذا سبب کاهش در مقدار ضریب پسا می‌گردد. با توجه به جدول ۱ اعمال جت جریان در موقعیت p2 و p4 سبب افزایش ترم اغتشاشی ضریب پسا نسبت به سایر موقعیت‌های اعمال جت جریان گردیده است، که احتمالاً به دلیل برهمکنش جریان برگشتی با جت جریان می‌باشد.

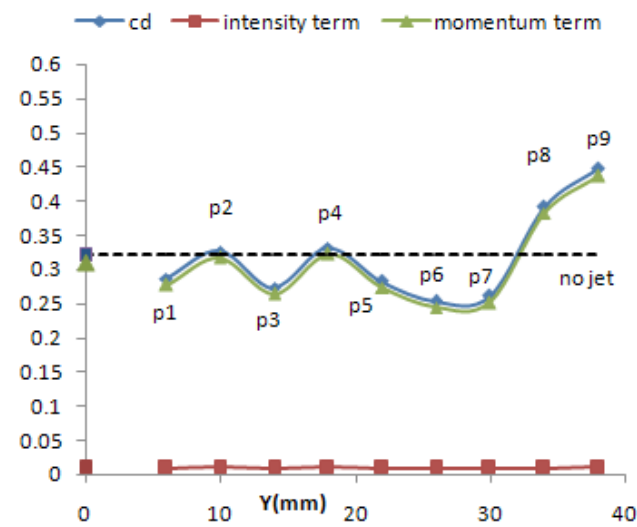


Fig. 14. Drag coefficient in different applied positions of the jet
 شکل ۱۴: مقادیر ضریب پسا برای موقعیت‌های مختلف اعمال جت جریان

با یکدیگر کوپل شده و کمترین میزان اتلاف انرژی در دنباله به وجود آید مضافاً اینکه سبب جبران نقصان مومنتوم دنباله نیز می‌شود. نکته حائز اهمیت موقعیت اعمال این جت جریان است تا بیشترین تأثیر را داشته باشد. شکل ۱۳ نمودار شدت اغتشاش‌های دنباله برای سه موقعیت اعمال جت جریان را نشان می‌دهد. مطابق نمودار مقادیر شدت اغتشاش در مرکز جت جریان بسیار کم بوده که با افزایش فاصله قائم از مرکز جت و با نزدیک شدن به محدوده لایه اختلاطی جت جریان و دنباله با افزایش برهمکنش‌ها میزان شدت اغتشاش افزایش یافته است. همچنین با دور شدن از انتهای مدل محدوده جریان اغتشاشی گسترش می‌یابد.

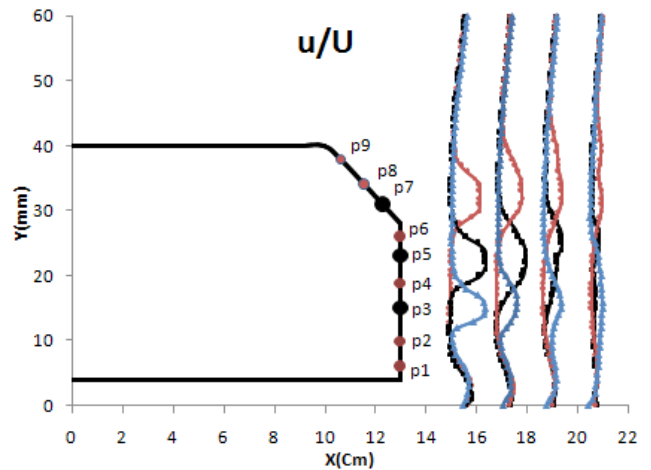


Fig. 12. Charts the average velocity of the jet flow in the wake of applied positions

شکل ۱۲: نمودار سرعت متوسط در دنباله برای موقعیت‌های مختلف اعمال جت جریان

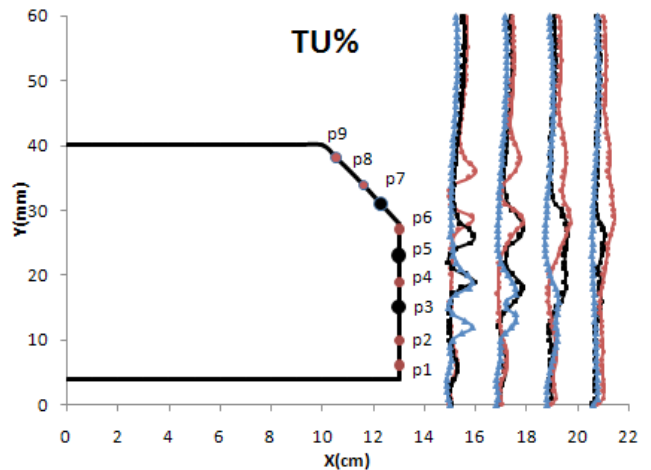


Fig. 13. Charts the turbulence intensity of the jet flow in the wake of applied positions

شکل ۱۳: نمودار شدت اغتشاشات در دنباله برای موقعیت‌های مختلف اعمال جت جریان

ضریب پسا برای مدل مورد مطالعه در مطالعه احمد [۲] و در عدد رینولدز واقعی، ۰/۲۶ گزارش شده است. چارلز [۲۵] نیز، این ضریب را در عدد رینولدز ۳۰۰۰۰ حدود ۰/۳۱۵ گزارش نموده است. آنجلینا [۲۶] نشان داد

جدول ۱: مقادیر ضریب پسا و مؤلفه‌های آن برای موقعیت‌های مختلف اعمال جت جریان

Table 1. Values of drags coefficient and its components for different positions of jet's application.

| موقعیت جت جریان | مؤلفه مومنتوم | مؤلفه اغتشاشی | ضریب پسا |
|-----------------|---------------|---------------|----------|
| بدون جت | ۰/۳۱ | ۰/۰۱ | ۰/۳۲ |
| p1 | ۰/۲۷۷ | ۰/۰۰۹۳ | ۰/۲۸۶ |
| p2 | ۰/۳۱۶۲ | ۰/۰۰۹۹ | ۰/۳۲۶ |
| p3 | ۰/۲۶۴ | ۰/۰۰۹۳ | ۰/۲۷۳ |
| p4 | ۰/۳۲۱ | ۰/۰۱ | ۰/۳۳۲ |
| p5 | ۰/۲۷۳ | ۰/۰۰۹۳ | ۰/۲۸۲ |
| p6 | ۰/۲۴۴ | ۰/۰۰۹۱ | ۰/۲۵۳ |
| p7 | ۰/۲۵۱ | ۰/۰۰۹۳ | ۰/۲۶ |
| p8 | ۰/۳۸۲ | ۰/۰۰۹۶ | ۰/۳۹۱ |
| p9 | ۰/۴۳۷ | ۰/۰۱ | ۰/۴۴۷ |

شکل ۱۵ توزیع سرعت و شدت اغتشاش در دنباله برای موقعیت‌های مختلف اعمال جت جریان را نشان می‌دهد که در موقعیت x/h برابر با ۲۲ در پشت مدل اندازه‌گیری شده است. در این موقعیت شدت اغتشاش‌های جریان کمتر از ۷٪ است.

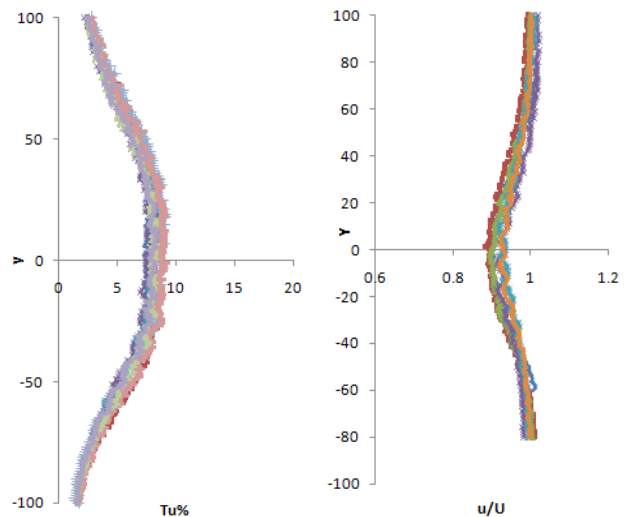


Fig. 15. Shows velocity and turbulence intensity profiles for different positions of jet flow application in sequence

شکل ۱۵: نمودار سرعت متوسط (راست) و شدت اغتشاش‌های (چپ) دنباله مدل در موقعیت x/h برابر با ۲۲ با اعمال جت جریان در موقعیت‌های مختلف

۶- عدم قطعیت

اندازه‌گیری فرایندی است که طی آن مقدار یک کمیت معین می‌شود. تمامی اندازه‌گیری‌ها با خطا همراه هستند. عدم آگاهی در مورد اندازه و

علامت خطای اندازه‌گیری، عدم قطعیت نامیده می‌شود. تخمین عدم قطعیت، توصیف و تعیین خطای اندازه‌گیری به صورت آماری است. بنابراین نتیجه یک اندازه‌گیری تنها زمانی کامل است که همراه با شرح عدم قطعیت آن ارائه شود. عدم قطعیت سرعت لحظه‌ای به عوامل مختلفی بستگی دارد که برخی از آنها عبارت‌اند از:

- عدم قطعیت جریان سنج (نویزها، تکرارپذیری، پاسخ فرکانسی و ...)
- عدم قطعیت کالیبراسیون،
- عدم قطعیت مربوط به تبدیل سیگنال آنالوگ به دیجیتال،
- عدم قطعیت مربوط به موقعیت قرارگیری پراب،
- عدم قطعیت ناشی از تغییرات دما،
- عدم قطعیت ناشی از تغییرات فشار محیط،
- عدم قطعیت ناشی از تغییرات رطوبت،

اندازه‌گیری با دستگاه جریان سنج سیم داغ مانند دستگاه‌های دیگر دارای خطا می‌باشد که باید آن را به حداقل رسانید. منشأ خطاهای جریان سنج سیم داغ را می‌توان خطاهای ناشی از دستگاه کالیبراتور، منحنی کالیبراسیون، دقت تفکیک پذیری کارت A/D و تغییرات دما دانست. کالیبراسیون جریان سنج سیم داغ با استفاده از تونل باد و لوله پیتوت در جریان با شدت اغتشاش ۰/۱٪ انجام شده است. خطای ذاتی لوله استاتیکی پیتوت کمتر از ۰/۳٪ می‌باشد. پس از کالیبره نمودن جریان سنج سیم داغ رابطه ولتاژ و سرعت را با استفاده از منحنی چند جمله‌ای درجه ۴ برازش نموده که خطای آن نیز کمتر از ۰/۵٪ خواهد بود. کارت A/D مورد استفاده ۱۲ بیتی بوده و بازه آن بین +۱۰ و -۱۰ ولت است و در صورتی که تطبیق دهنده سیگنال استفاده شود، خطای تفکیک پذیری آن نیز کمتر از ۰/۰۵٪ می‌باشد. تغییرات دما تاثیر نامطلوبی بر دقت جریان سنج سیم داغ داشته به طوری که خطا برای تغییر ۱ درجه سلسیوس دمای محیط حدود ۲٪ ایجاد می‌شود که اصلاح نمودن، آن را می‌تواند به ۰/۱ درصد کاهش دهد [۲۸ و ۲۷]. با توجه به توضیح‌های ارائه شده می‌توان خطای کلی اندازه‌گیری را حدود ۱٪ در نظر گرفت.

۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، اثر دمش به‌عنوان یک روش فعال کنترل جریان بر کاهش پسای آیرودینامیکی مدل احمد با زاویه شیب انتهایی ۳۵ درجه و همچنین احتمال رخداد جدایش روی سطح فوقانی مدل به صورت تجربی مورد مطالعه و بررسی قرار گرفت. نتایج امکان مطالعه جریان در دنباله مدل در عدد رینولدز پایین (عدد رینولدز انتخابی در این پژوهش) را نشان داد. بهترین موقعیت اعمال جت جریان به منظور کنترل فعال جریان در دنباله، روی سطح عمودی و نزدیک به سطح شیب‌دار می‌باشد؛ به گونه‌ای که اعمال جت جریان در این موقعیت سبب کاهش حدود ۲۱٪ در ضریب پسا گردیده است. حدود ۳٪ ضریب پسای محاسبه شده مربوط به اغتشاش‌های دنباله و ۹۷٪ مربوط به کاهش مومنتوم و نقصان فشار در دنباله است. اعمال جت جریان در موقعیت p2 و p4 سبب افزایش ترم اغتشاشی ضریب پسا نسبت

- [6] A. Spohn, P. Gillieron, Flow separated generated by a simplified geometry of an automotive vehicle, *Society of Automotive Engineers Technical Paper* 23(41) (2011) 89-97.
- [7] B. Khalighi, S. Zang, C. Koromilas, S. Balkanyi, L.P. Bernal, G. Iaccarino, P. Moin, Experimental and Computational Study of Unsteady Wake Flow Behind a Body with a Drag Reduction Device, *SAE Technical Paper* 14(17) (2006) 12-21.
- [8] S. Krajnovic, L. Davidson, Flow around a simplified car, part 2, *Journal of Fluids Engineering* 12(7) (2008) 919-928.
- [9] P. Roms, A. Spohn, Flow Separations Generated by a Simplified Geometry of an Automotive Vehicle, *SAE Technical Paper* 21(12) (2007) 31-44.
- [10] S. Krajnović, L. Davidson, Flow Around a Simplified Car, Part 1: Large Eddy Simulation, *ASME J. Fluids Eng* 127 (2005) 907-918.
- [11] H. Charles, A. Bruneau, B. Emmanuel, A. Delphine, c. Gilliéron, Coupling active and passive techniques to control the flow past the square back Ahmed body, *Computers & Fluids* 39 (2010) 1875-1892.
- [12] G. Hugo, B. Castroa, R. Rodrigo, A. Mario, E. Stortib, Computational study of unsteady road vehicle aerodynamics including fluid-structure interaction, *Mecánica Computacional* 12 (2013) 1409-1425.
- [13] K.P. Garry, K.R. Cooper, Comparison of quasi-static and dynamic wind tunnel measurements on simplified tractor-trailer models, *J. Wind Engineerig Ind. Aerodynamic* 22 (1986) 185-194.
- [14] S. Richardson, A. Imam, An experimental study of unsteady vehicle aerodynamics, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: *Journal of Automobile Engineering* 215 (2001) 174-179.
- [15] M.A. Ardekani, F. Farhani, Experimental study on response of hot wire and cylindrical hot film anemometers operating under varying fluid temperatures, *Flow Measurement and Instrumentation* 21 (2009) 174-179.
- [16] M.A. Ardekani, *Hot-Wire Anemometer*, K.N. Toosi University 2006.
- [17] T. Tunay, B. Sahin, V. Ozbolat, Effects of rear slant angles on the flow characteristics of Ahmed body, *Experimental Thermal and Fluid Science* 57 (2014) 165-176.
- [18] H. Lienhart, C. Stoots, S. Becker, Flow and turbulence structures in the wake of a simplified car model (Ahmed model), *Journal of Automobile Engineering* 205 (2009) 174-183.
- [19] A. Pope, K.L. Goin, *Low Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley and Sons Inc. 1984.

به سایر موقعیت‌های اعمال جت جریان گردیده است. اعمال جت جریان در قسمت‌های فوقانی سطح شیب‌دار توجیه نداشته و سبب افزایش ضریب پسا می‌گردد.

فهرست علائم

| | |
|--|--------------|
| ارتفاع مدل، m | h |
| طول خودرو، m | L |
| فشار کلی، $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$ | P_t |
| فشار استاتیکی، $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$ | P_s |
| فشار دینامیک، $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$ | \bar{q} |
| فشار دینامیک متوسط، $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$ | q |
| عدد رینولدز | Re |
| دما، K | T |
| شدت اغتشاش u'/u_∞ | Tu |
| سرعت جریان آزاد، ms^{-1} | U |
| مؤلفه‌های سرعت، ms^{-1} | u, v, w |
| مؤلفه اغتشاشی سرعت، ms^{-1} | u', v', w' |
| فاصله از انتهای خودرو، m | x |
| علائم یونانی | |
| چگالی، kgm^{-3} | ρ |
| لزجت دینامیکی، $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$ | μ |
| زیرنویس | |
| مربوط به جریان آزاد | ∞ |

منابع

- [1] M. Hazim, A. Abdulkadir, K. Iftekhar, A. Firoz, W. Simon, A study on aerodynamic drag of a semi-trailer truck Harun Chowdhury, *Procedia Engineering* 56 (2013) 201–205.
- [2] S.R. Ahmed, R. Ramm, G. Faltin, Some Salient Features of the Time Averaged Ground Vehicle Wake, *SAE Technical Paper Series* 840300 3(20) (1998) 104-115.
- [3] S. Watkins, G. Vio, The Effect of Vehicle Spacing on the Aerodynamics of Representative Car Shape, *J. of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 96(3) (2011) 1232-1239.
- [4] R. Mathieu, G. Patrick, Analysis and control of the near-wake flow over a square-back geometry, *computr& fluids* 21(38) (2009) 60-70.
- [5] S. Ghaligne, C. Thomas, Active control of the flow behind a two-dimensional bluff body in ground proximity, *comptes rendus mecanique* 2(341) (2013) 289-297.

- machinery Library Cataloguing in Publication Data*, 2005.
- [25] B. Charles-Henri, C. Emmanuel, D. Delphine, G. Patrick, M. Iraj, Coupling active and passive techniques to control the flow past the square back Ahmed body *Computers & Fluids*, 39 (2010) 1875-1892.
- [26] T. Angelina I. Heft, I. Adams, N. , Introduction of a New Realistic Generic Car Model for Aerodynamic Investigations, *SAE International* 2 (2012) 168-197.
- [27] E. Jorgensen, How to Measure Turbulence with Hot-wire Anemometers, *Dantec Dynamics* 2002.
- [28] S. Yavuzkurt, A guide to uncertainty analysis of hotwire data, *J. Fluids Engineering* 106 (1984) 181-186.
- [20] M.A. Ardakani, *Low-speed wind tunnel (design principles and application)*, K.N. Toosi University 2008.
- [21] C.P. Van Dam, Recent Experience with Different Methods of Drag Prediction, *Progress in aerospace* 35(8) (1999) 751.
- [22] S. Goldstein, A Note on the Measurement of Total Head and Static Pressure on a Turbulent Stream, *Proceedings of the Royal Society of London* 155(32) (1996) 570-575.
- [23] A.E. Von Den hoff, N. Tetervin, Determination of general relation for the behavior of turbulent boundary layer, *NACA* 1943.
- [24] S.L. Dixon, *Fluid mechanics, thermodynamics of turbo*

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

A. Bak Khoshnevis and V. Barzanooni, Experimental Study of Drag Reduction on a Model Car Using an Active Flow

Control, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 49(3) (2017) 435-444.

DOI: 10.22060/mej.2016.749

