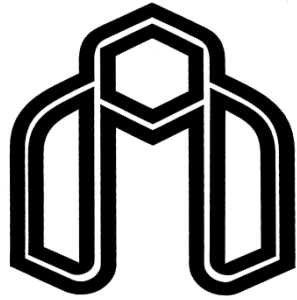


به نام

یزدان پاک



دانشگاه صنعتی شاهرود

دانشکده مهندسی مکانیک

گروه تبدیل انرژی

بررسی تجربی و عددی آیرودینامیک خودرو سمند

دانشجو:

بابک فرجاد

استاد راهنما:

دکتر علی جباری مقدم

پایان نامه جهت اخذ درجه کارشناسی ارشد

زمستان ۱۳۹۱



مدیریت تحصیلات تکمیلی
فرم شماره (۶)

بسمه تعالی

شماره :
تاریخ :
ویرایش :

فرم صور تجلسه دفاع از پایان نامه تحصیلی دوره کارشناسی ارشد

با تأییدات خداوند متعال و با استعانت از حضرت ولی عصر (عج) ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد خانم/آقای بابک فرجاد رشته مکانیک گرایش تبدیل انرژی تحت عنوان « بررسی تجربی و عددی آیرودینامیک خودرو سمند» که در تاریخ ۱۳۹۱/۱۱/۳۰ با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید به شرح ذیل اعلام می گردد:

قبول (با درجه : خوب - امتیاز ۱۷/۱) دفاع مجدد مردود

۱- عالی (۲۰ - ۱۹) ۲- بسیار خوب (۱۸/۹۹ - ۱۸)

۳- خوب (۱۷/۹۹ - ۱۶) ۴- قابل قبول (۱۵/۹۹ - ۱۴)

۵- نمره کمتر از ۱۴ غیر قابل قبول

امضاء	مرتبه علمی	نام و نام خانوادگی	عضو هیأت داوران
	استاد یار	علی جباری مقدم	۱- استاد راهنمای اول
			۱- استاد راهنمای دوم
			۲- استاد مشاور
	استاد یار	محسن نظری	۳- نماینده شورای تحصیلات تکمیلی
	استاد یار	محمود نوروزی	۴- استاد ممتحن
	استاد یار	علی سرشته داری	۵- استاد ممتحن

قناد کهنویسی - رئیس دانشکده مکانیک



تقدیم به

پدر،

مادر

و

همسر مهربانم

تشکر و قدردانی

ضمن سپاس بیکران خداوند، لازم می‌دانم از تمامی اساتیدی که در این مدت افتخار شاگردی ایشان را داشتم، به ویژه استاد محترم آقای دکتر علی جباری مقدم که با راهنمایی‌های مدبرانه، نظارت و سرپرستی این پایان‌نامه را به عهده داشتند، صمیمانه تشکر و قدردانی نمایم.

تعهد نامه

اینجانب **بابک فرجاد** دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی مکانیک- گرایش تبدیل انرژی دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه با عنوان "**بررسی تجربی و عددی آیرودینامیک خودرو سمند**" تحت راهنمایی دکتر **علی جباری** مقدم متعهد می‌شوم:

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است .
- در استفاده از نتایج پژوهش‌های محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است .
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است .
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می‌باشد و مقالات مستخرج با نام «دانشگاه صنعتی شاهرود» و یا «Shahrood University of Technology» به چاپ خواهد رسید.
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده‌اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می‌گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که از موجود زنده (یا بافتهای آنها) استفاده شده‌است، ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده‌است.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است.

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه های رایانه ای، نرم افزارها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.

چکیده

آیرودینامیک علمی است که عبور جریان هوا را از اطراف اجسام بررسی می‌کند. روش‌های تحقیق در این علم در سه شاخه تئوری، عددی و تجربی گسترش یافته است. طراحی بدنه خودرو از نظر آیرودینامیکی و بهبود مستمر آن نیز همواره مورد توجه پژوهشگران و خودروسازان بوده و در این زمینه تحقیقات گسترده‌ای انجام شده است. علت این توجه تأثیر بسزای یک طراحی آیرودینامیکی خوب در بازده و چگونگی عملکرد خودرو می‌باشد. در واقع هر موفقیتی که در طراحی آیرودینامیک بدنه خودروها صورت گیرد را می‌توان به عنوان کمکی در جهت کاهش مصرف سوخت آن خودرو در طول مدت استفاده از آن به حساب آورد. در این تحقیق آیرودینامیک خودرو سمند مورد بحث قرار گرفته و سعی شده است که ضریب درگ آن از دو روش عددی و تجربی محاسبه گردد. هریک از این روش‌ها مزایا و معایب خود را دارند و در واقع مکمل یکدیگر می‌باشند. در روش تجربی از تونل باد استفاده شد و سعی گردید با مشابه‌سازی جریان ضریب درگ خودرو محاسبه شود. مدل استفاده شده در این تحقیق از جنس پلاستیک و با مقیاس $\frac{1}{18}$ می‌باشد. این کار در رینولدزهای مختلف انجام شد تا صحت انجام کار تأیید شود. در ادامه خودرو سمند به صورت عددی (نرم‌افزار فلوئنت) مدل شده و ضریب درگ آن از این روش نیز محاسبه شده است. برای مقایسه بهترین روش حل، متدهای مختلف در فلوئنت با هم مقایسه شدند. همچنین ضریب درگ در چند رینولدز مختلف محاسبه و استقلال مش نیز مورد بررسی قرار گرفت. در ادامه به مقایسه نتایج در روش عددی و تجربی پرداخته شده و نمودارها و نتایج کامل ذکر شده است.

کلمات کلیدی: آیرودینامیک خودرو سمند، تونل باد، ضریب درگ، مدلسازی عددی، فلوئنت

فهرست مطالب

فصل ۱. مقدمه	۱
۱-۱- کاربرد آئرو دینامیک	۲
۲-۱- آیرودینامیک خودرو	۴
۳-۱- مقایسه روشهای مطالعه جریان	۵
۴-۱- تاریخچه تونل باد	۸
۵-۱- مروری بر اقدامات انجام گرفته	۱۱
۶-۱- ضرورت تحقیق حاضر	۲۰
فصل ۲. تونل باد	۲۲
۱-۲- مقدمه	۲۳
۲-۲- اجزای تونل باد	۲۳
۳-۲- تونل باد با اغتشاشات کم	۲۹
۴-۲- تونل باد دود	۲۹
۵-۲- تشابه جریان	۳۰
۵-۲- ۱ آنالیز ابعادی	۳۲
۲-۵-۲- پارامترهای مهم در جریان سیال	۳۴
۶-۲- اندازه گیری در تونل باد	۳۵
۷-۲- مبدل الکترونیکی فشار (محاسبه C_p -توزیع فشار)	۳۶
۸-۲- دستگاه جریان سنج سیم داغ	۳۹
۹-۲- اصول عملکرد دستگاه جریان سنج سیم داغ	۴۲
۱۰-۲- اجزای دستگاه جریان سنج سیم داغ	۴۴
۱۱-۲- مرئی سازی جریان هوا	۴۷
۱۲-۲- دیدگاههای توصیف حرکت سیال	۴۸
۱۳-۲- مرئی سازی	۵۰
۱۴-۲- استفاده از دود در مرئی سازی جریان	۵۲
۱۵-۲- اندازه گیری نیرو و گشتاور در تونل باد	۵۳
۱۶-۲- اندازه گیری نیرو به روش اندازه گیری توزیع فشار	۵۵
۱۷-۲- اندازه گیری نیروها و گشتاورها توسط بالانس ها	۵۵
۱-۱۷-۲- بالانس خارجی	۵۶
۲-۱۷-۲- بالانس داخلی	۵۷

۵۸	۲-۱۸- شرایط آزمایش
۵۸	۲-۱۸-۱- مشخصات تونل باد
۵۹	2-18-2- مدل آزمایش
۶۲	۲-۱۸-۳- انجام آزمایش
۶۵	فصل ۳. روش عددی
۶۶	۳-۱- مقدمه
۶۶	۳-۲- نرم افزار فلوئنت
۶۶	۳-۲-۱- فرضیات
۶۷	۳-۳- معادلات حاکم
۶۸	۳-۴- مدلسازی جریان
۶۸	۳-۴-۱- فضای فیزیکی و محاسباتی و شبکه
۶۹	۳-۵- شرایط مرزی
۷۰	۳-۵-۱- شرط مرزی سرعت ورودی
۷۱	۳-۵-۲- شرط مرزی درونی
۷۱	۳-۵-۳- شرط مرزی فشار خروجی
۷۱	۳-۵-۴- شرط مرزی دیواره
۷۲	۳-۵-۵- شرط مرزی تقارن
۷۳	۳-۶- رسیدن به حالت پایا
۷۳	۳-۷- مطالعه استقلال حل عددی از شبکه
۷۵	فصل ۴. بحث و نتیجه گیری
۷۶	۴-۱- مقدمه
۷۶	۴-۲- نتایج تجربی
۸۱	۴-۳- خطا
۸۱	۴-۳-۱- خطای تصادفی و خطای سیستماتیک
۸۳	۴-۳-۲- خطای مطلق و خطای نسبی
۸۵	4-4- ضریب درگ یا نیروی پسا
۸۶	۴-۵- نتایج عددی
۸۷	۴-۵-۱- مقایسه مدل‌های مختلف اغتشاش
۹۲	۴-۵-۲- نتایج بیشتر
۱۰۰	۴-۶- بررسی آیرودینامیک خودرو سمند با ایرفویل
۱۰۱	۴-۷- نتیجه گیری
۱۰۲	۴-۸- پیشنهادات

فهرست اشکال

- شکل (۱-۱) فرم کلی اجسام آیرودینامیکی و غیر آیرودینامیکی ۲
- شکل (۲-۱) روند طراحی بهینه وسایل آیرودینامیکی ۷
- شکل (۳-۱) تونل باد ساخت برادران رایت در سال ۱۹۰۱ ۱۰
- شکل (۴-۱) روند تاریخی آیرودینامیک خودرو (شکل از کتاب شیمز) ۱۱
- شکل (۵-۱) نمایش خطوط جریان و گردابه‌های شبه دوبعدی خودرو سمند (طرح تغییر یافته) [1] ۱۲
- شکل (۶-۱) نمایش خطوط جریان و گردابه‌های شبه دوبعدی خودرو سمند (طرح تولیدی) [1] ۱۲
- شکل (۷-۱) توزیع فشار بالا و پایین به دست آمده از یک حل دوبعدی برای بدنه خودرو سمند طرح تولیدی (۱) و طرح تغییر یافته (۲) [1] ۱۳
- شکل (۸-۱) تغییرات ضریب درگ با تغییر زاویه شیشه عقب برای دو حالت زمین ثابت و متحرک [2] ۱۴
- شکل (۹-۱) مقایسه ضریب فشار محاسبه شده توسط مدل‌های توربولانس با نتایج تجربی [2] ۱۵
- شکل (۱۰-۱) نمودار توزیع ضریب فشار بر روی سطح بالایی خودرو سمند [3] ۱۶
- شکل (۱۱-۱) تزریق هوا از بالای سپر عقب با نرخ $2 \frac{kg}{s}$ [4] ۱۷
- شکل (۱۲-۱) تزریق هوا از قوس بالایی سپر عقب [4] ۱۸
- شکل (۱۳-۱) تزریق هوا از تمام سپر عقب به بیرون [4] ۱۸
- شکل (۱۴-۱) ضریب فشار در سرعت $15 \frac{m}{s}$ [5] ۱۹
- شکل (۱۵-۱) ضریب فشار در سرعت $25 \frac{m}{s}$ [5] ۱۹
- شکل (۱-۲) تونل باد مدار باز مکنده ۲۴
- شکل (۲-۲) تونل باد مدار باز دمنده ۲۴
- شکل (۳-۲) تونل باد مدار بسته با اتاق آزمون بسته ۲۵
- شکل (۴-۲) تونل باد مدار بسته با اتاق آزمون باز ۲۵
- شکل (۵-۲) دیفیوزر تونل باد مدار بسته که در پایین دست فن قرار دارد ۲۶
- شکل (۶-۲) گوشه و پره‌های راهنما ۲۷
- شکل (۷-۲) فن تونل باد ۲۷
- شکل (۸-۲) محفظه آرامش تونل باد ۲۸
- شکل (۹-۲) نازل تونل باد ۲۹
- شکل (۱۰-۲) تونل باد دود ۳۰
- شکل (۱۱-۲) انواع مختلف ترانسدیوسرهای فشار ۳۷
- شکل (۱۲-۲) شماتیک Scanner Valve ۳۸

- شکل (۲-۱۳) اسیلوگرام سرعت لحظه ای جریان سنج سیم داغ، لیزری LDA و PIV ۴۱
- شکل (۲-۱۴) نمای کلی دستگاه جریان سنج سیم داغ ۴۳
- شکل (۲-۱۵) منحنی مشخصه پراب با سنسور سیم داغ از جنس تنگستن به قطر $5\ \mu\text{m}$ و طول $1,25\ \text{mm}$ در سرعت‌های مختلف جریان هوا ۴۵
- شکل (۲-۱۶) شماتیک دستگاه جریان سنج سیم داغ به همراه تجهیزات جانبی ۴۵
- شکل (۲-۱۷) مدار الکترونیکی دما ثابت CT ۴۶
- شکل (۲-۱۸) پراب با سنسور روکش دار و بدون روکش ۴۶
- شکل (۲-۱۹) پراب لایه مرزی ۴۶
- شکل (۲-۲۰) پراب دوبعدی X شکل روکش دار و بدون روکش ۴۷
- شکل (۲-۲۱) شکل هندسی و محور مختصات پراب سه بعدی ۴۷
- شکل (۲-۲۲) طرح های کشیده شده از رفتار سیال توسط لئوناردو داوینچی ۵۱
- شکل (۲-۲۳) ایجاد اوریفیس بر روی ایرفویل برای اندازه‌گیری توزیع فشار استاتیکی روی سطح آن ۵۵
- شکل (۲-۲۴) تونل باد مدار باز دانشگاه شاهرود ۵۹
- شکل (۲-۲۵) مدل سمند استفاده شده در آزمایش ۶۰
- شکل (۲-۱) حفره‌های ایجاد شده بر روی مدل ۶۲
- شکل (۲-۱) لوله‌های تست ۶۳
- شکل (۲-۲) آفست‌گیری انجام گرفته قبل از هر آزمایش ۶۳
- شکل (۲-۳) نمایی از مدل در اتاق آزمون تونل باد ۶۴
- شکل (۳-۱) مدل سه بعدی سمند ۶۹
- شکل (۳-۲) شبکه‌بندی مدل در نرم افزار انسیس ۷۰
- شکل (۳-۳) محدوده محاسباتی مسأله ۷۲
- شکل (۳-۴) نمودار ضریب درگ با زمان ۷۳
- شکل (۳-۵) بررسی حل با استفاده از چندین شبکه ۷۴
- شکل (۴-۱) نتایج تجربی بدست آمده برای توزیع فشار در سرعت $2\ \frac{\text{m}}{\text{s}}$ (رینولدز $9,2 \times 10^4$) ۷۷
- شکل (۴-۲) نتایج تجربی بدست آمده برای توزیع فشار در سرعت $5\ \frac{\text{m}}{\text{s}}$ (رینولدز $2,3 \times 10^5$) ۷۷
- شکل (۴-۳) نتایج تجربی بدست آمده برای توزیع فشار در سرعت $8\ \frac{\text{m}}{\text{s}}$ (رینولدز $3,6 \times 10^5$) ۷۸
- شکل (۴-۴) نتایج تجربی بدست آمده برای توزیع فشار در سرعت $10\ \frac{\text{m}}{\text{s}}$ (رینولدز $5,4 \times 10^5$) ۷۸
- شکل (۴-۵) نتایج تجربی بدست آمده برای توزیع فشار در رینولدزهای مختلف ۷۹
- شکل (۴-۶) نتایج تجربی به دست آمده برای توزیع فشار در زیر بدنه ۸۱
- شکل (۴-۷) مقایسه مدل‌های مختلف اغتشاش ۸۸
- شکل (۴-۸) نمودار توزیع فشار بر روی بدنه خودرو در سرعت $25\ \frac{\text{m}}{\text{s}}$ (رینولدز $7,7 \times 10^6$) ۹۲

- شکل (۹-۴) نمایش بردار سرعت برای سرعت $25 \frac{m}{s}$ (رینولدز $7,7 \times 10^6$) ۹۳
- شکل (۱۰-۴) کانتور فشار روی سطح خودرو سمند برای سرعت $25 \frac{m}{s}$ (رینولدز $7,7 \times 10^6$) ۹۴
- شکل (۱۱-۴) مسیر جریان در اطراف خودرو برای سرعت $25 \frac{m}{s}$ (رینولدز $7,7 \times 10^6$) ۹۴
- شکل (۱۲-۴) مسیر جریان در جلو بدنه خودرو ۹۵
- شکل (۱۳-۴) مسیر جریان در بالای بدنه خودرو ۹۵
- شکل (۱۴-۴) مسیر جریان در کنار بدنه خودرو ۹۶
- شکل (۱۵-۴) بردارهای سرعت و جدایش جریان روی شیشه عقب خودرو ۹۶
- شکل (۱۶-۴) جدایش جریان و گردابه پشت خودرو در سرعت $25 \frac{m}{s}$ (رینولدز $7,7 \times 10^6$) ۹۷
- شکل (۱۷-۴) جدایش جریان و گردابه پشت خودرو در سرعت $35 \frac{m}{s}$ (رینولدز $1,07 \times 10^7$) ۹۸
- شکل (۱۸-۴) کانتور فشار روی سطح خودرو در سرعت $35 \frac{m}{s}$ (رینولدز $1,07 \times 10^7$) ۹۹
- شکل (۱۹-۴) نمودار توزیع فشار روی سطح خودرو در سرعت $35 \frac{m}{s}$ (رینولدز $1,07 \times 10^7$) ۹۹
- شکل (۲۰-۴) مقایسه ضریب فشار محاسبه شده توسط مدل‌های توربولانس با نتایج تجربی ۱۰۰
- شکل (۲۱-۴) مدل طراحی شده خودرو با ایرفویل ۱۰۱

فهرست جداول

- جدول (۱-۱) مقایسه روشهای علم آیرودینامیک ۸
- جدول (۲-۱) مقایسه ضرایب پسای محاسبه شده توسط مدل های توربولانس و مقدار تجربی ۱۵
- جدول (۱-۴) انحراف معیار مقادیر اندازه گیری شده ۸۴
- جدول (۲-۴) خطای نسبی مقادیر اندازه گیری شده ۸۵
- جدول (۳-۴) مقایسه ضریب درگ محاسبه شده توسط مدل های مختلف توربولانس ۸۸
- جدول (۴-۴) مقایسه ضریب درگ فشاری و اصطکاکی ۸۹

فهرست علائم

ضریب فشار	C_p
ضریب درگ	C_d
سرعت صوت	C
مدول حجمی	E
عدد فرود	Fr
شتاب گرانش	G
عدد ماخ	M
عدد ناسلت	Nu
فشار	P
عدد پرانتل	Pr
عدد رینولدز	Re
سرعت جریان هوا	U

علائم یونانی

ضریب پخش حرارتی	α
ضریب انبساط حجمی	β
لزجت دینامیکی	μ
لزجت سینماتیکی	ν
نرخ اتلاف انرژی	ε
تانسور تنش	τ_{ij}

فصل ۱.

مقدمه

در این فصل مروری کوتاه بر علم آیرودینامیک و تاریخچه آن صورت می‌گیرد. ابتدا کاربردهای آن شرح داده شده و به مقایسه روش‌های مختلف در مطالعه جریان پرداخته شده است. سپس تاریخچه و همچنین دلایل پیشرفت روزافزون و سریع آن توضیح داده شده است.

۱-۱- کاربرد آیرودینامیک

آیرودینامیک علمی است که عبور جریان هوا را از اطراف اجسام بررسی می‌کند. روشهای تحقیق و پژوهش در علم آیرودینامیک در سه شاخه تئوری، عددی و تجربی گسترش یافته است. از سوی دیگر، جریان حول استوانه‌ها، از جریان‌های پایه و پر کاربرد در علوم مکانیک سیالات و هوافضا می‌باشد که در زمینه‌های مختلف علمی و صنعتی کاربردهای عینی فراوان دارد. در نتیجه پژوهش و تحقیق در این زمینه یک نیاز جدی محسوب می‌شود.

برای مثال بررسی ماهیت و رفتار جریان سیال در عبور از ساختمانهای بلند و برج‌های متوالی و غیرمتوالی، پایه‌های پل‌ها و سازه‌های هوایی و دریایی، سازه‌های استوانه‌ای شکل، مبدل‌های حرارتی و سیستم‌های خنک کننده، دکل‌ها و کابل‌ها و تیرها و خرپاها، میله‌ها و توری‌ها و دودکش‌ها و نرده‌ها و حفاظ‌ها، همچنین وسایلی چون خودروها، هواپیماها، هلیکوپترها و موشک‌ها، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. در بررسی جریان، اجسام را به دو گروه اجسام آیرودینامیکی و اجسام غیرآیرودینامیکی تقسیم می‌کنیم.



شکل (۱-۱) فرم کلی اجسام آیرودینامیکی و غیر آیرودینامیکی

اجسام آیرودینامیکی، اجسامی هستند که نیروی درگ آنها بیشتر از نوع اصطکاکی است ($D_p \ll D_f$) و اجسام غیرآیرودینامیکی، اجسامی هستند که نیروی درگ آنها بیشتر از نوع فشاری (شکل ۱-۱) است ($D_f \ll D_p$). اجسام غیرآیرودینامیک با نامهایی چون اجسام بلاف بادی یا اجسام نوک پهن نیز یاد می‌شوند. جریان حول اجسام غیرآیرودینامیکی (مثل استوانه با مقطع دایره یا مربع)، از نوع جریان شدیداً مغشوش و گردابی^۱ است و به عبارت دیگر جریان سیال حالتی ۳ بعدی و ناپایدار دارد. اجسام غیر آیرودینامیک معمولاً نوک پهن هستند و هندسه آنها به گونه‌ای است که گردیان فشار جریان $\left(\frac{\partial p}{\partial x}\right)$ قوی و شدید است. معمولاً در این اجسام موقعیت گذرا زودتر رخ می‌دهد و (x_{cr}) کوچکتر است. نکته مهم و اساسی در این اجسام بزرگ بودن درگ فشاری است که ناشی از بزرگ بودن ناحیه دنباله در پشت جسم می‌باشد. در واقع چون در این اجسام نقطه جدایش جریان زود اتفاق می‌افتد در نتیجه ناحیه گردابه‌ها بسیار بزرگ می‌شود.

از سوی دیگر می‌دانیم که روش‌های حل تئوری جریان و معادلات لایه مرزی تنها توانایی تحلیل رفتار سیال تا قبل از نقطه جدایش و شروع گردابه‌ها را دارند. همچنین با شروع جدایش و گردابه‌ها در جریان، مقدار خطای حل در روش‌های عددی (CFD) بسیار بالا می‌رود و از طرف دیگر برای تأیید داده‌های به دست آمده از روش‌های عددی همواره نیازمند مقایسه آنها با جواب‌های بدست آمده از روش تجربی می‌باشیم.

با توجه به بحث‌های بالا نتیجه می‌گیریم که بهترین روش برای مطالعه جریان در اطراف اجسام مورد نظر و تحلیل رفتار و بررسی ماهیت پدیده‌های موجود در آن، استفاده از روش‌های مطالعه تجربی می‌باشد. حال که به لزوم مطالعه تجربی جریان در این اجسام پی بردیم، باید بدانیم که بهترین و ارزان‌ترین روش در مطالعه تجربی جریان، استفاده از تونل باد می‌باشد. در تونل باد به وسیله

^۱High Turbulence

تشابه‌سازی جریان (تشابه هندسی - سینماتیکی - دینامیکی)، به مطالعه آن می‌پردازیم.

شاخه‌های اصلی پژوهش در این زمینه عبارتست از:

بررسی توزیع فشار و ضریب فشار^۱ و ... (مبدل الکترونیکی فشار)

بررسی ضرایب آیرودینامیکی C_D و C_L و C_M و ... (بالانس)

۱-۲- آیرودینامیک خودرو

طراحی بدنه خودرو از نظر آیرودینامیکی و بهبود مستمر آن همواره مورد توجه پژوهشگران و خودروسازان بوده و در این زمینه تحقیقات گسترده‌ای انجام شده است. علت این توجه تأثیر بسزای یک طراحی آیرودینامیکی خوب در بازده و چگونگی عملکرد خودرو می‌باشد. افزون بر این، موارد زیر نیز مورد توجه پژوهشگران است:

- کاهش نیروی مقاومت هوا و در نتیجه کاهش مصرف سوخت
- افزایش حداکثر سرعت
- هدایت نیروی برآ به سمت پایین و در نتیجه افزایش پایداری خودرو
- کاهش سر و صدا
- بهبود جریان عبوری از سیستم خنک‌کاری خودرو
- کنترل اثر نیروهای جانبی (باد جانبی و ...) و در نتیجه افزایش پایداری و امنیت خودرو و

موارد دیگر

افزایش بی‌رویه قیمت سوخت و محدودیت منابع سوخت‌های فسیلی در طی دوده گذشته موجب شکل گرفتن یک تلاش جهانی برای اصلاح اقتصاد سوخت خودروها و کاهش درگ بدنه خودروها گردیده که مهمترین عامل برای پیشرفتهای بدست آمده محسوب می‌شود.

¹ Cp

اتومبیل سمند یکی از تولیدات ایران خودرو در کلاس خودروهای سدان می‌باشد که در طراحی یک بدنه خط جریانی^۱ می‌توان آنرا در رده نمونه‌های موفق در طراحی بدنه خودرو بر شمرد. با توجه به اینکه هر موفقیتی که در طراحی آئرودینامیک بدنه خودروها صورت گیرد را می‌توان به عنوان کمکی در جهت کاهش مصرف سوخت آن خودرو در طول مدت استفاده از آن به حساب آورد، لذا اصلاح اقتصاد سوخت خودروها را نیز می‌توان در قالب یک طراحی موفق به وضوح مشاهده کرد. هر چند تمام هدف تکنولوژی ساخت خودرو آئرودینامیک نیست، اما سهم بسزائی از مصرف سوخت در سرعت های بالا صرف غلبه بر مقاومت آئرودینامیک می‌گردد.

۱-۳- مقایسه روش‌های مطالعه جریان

همان‌طور که ذکر شد روشهای پژوهش در علم آیرودینامیک در سه شاخه تئوری، عددی و تجربی گسترش یافته است. روش تئوری در اکثر موارد به علت پیچیدگی تحلیل جریان هوا در اطراف اجسام کارآیی لازم را ندارد، بنابراین پژوهشها بر روی مسایل آیرودینامیکی بیشتر متکی به روشهای عددی و تجربی است.

در روش عددی با شبیه‌سازی جریان سیال در اطراف مدل و استفاده از معادلات حاکم بر جریان سیال نظیر معادله‌های ناویر-استوکس و پیوستگی و با در نظر گرفتن شرایط مرزی و اولیه، با استفاده از روشهای گوناگون، جریان سیال در اطراف مدل مورد بررسی قرار می‌گیرد. اگر چه در دهه اخیر رایانه‌ها رشد بسیار بالایی کرده‌اند و کاربرد روشهای عددی بسیار رشد نموده است، اما برای تایید داده های به دست آمده از روشهای عددی نیاز به استفاده از روشهای تجربی است. همچنین با استفاده از کدهای آماده نیز می‌توان پارامترهای آیرودینامیکی را به دست آورد که هر یک ضعفهای مربوط به خود را دارا است.

^۱ Stream-Line-Body

در روش تجربی اثر جریان هوا بر روی اجسام را می‌توان به دو صورت مطالعه و بررسی نمود:

- ۱- اجسام را در هوای ساکن به حرکت در آورده و مطالعات لازم را انجام داد. (نظیر پرواز آزاد)
- ۲- اجسام و یا مدل آنها را در جریان هوا قرار داده و مشخصات آیرودینامیکی آنها را مورد مطالعه قرار داد.

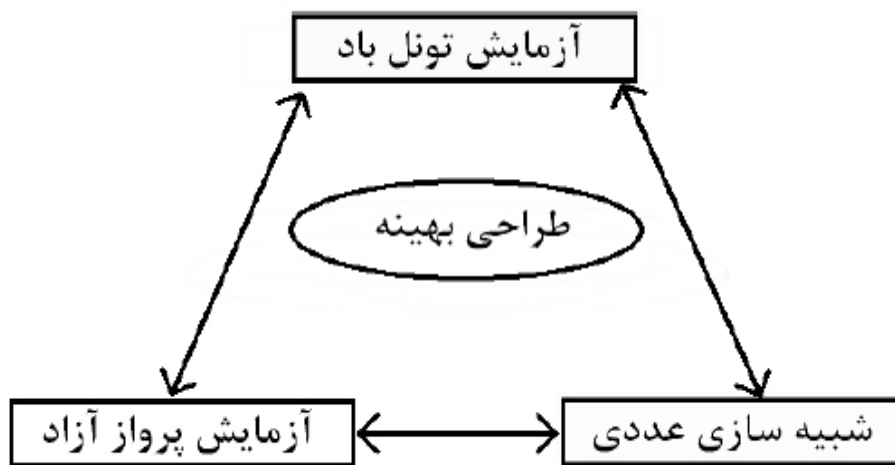
روش اول، روش مستقیم بوده که انجام آن پرهزینه و مشکل است و روش دوم روش غیرمستقیم است که نسبت به روش مستقیم کم هزینه‌تر است و در ضمن می‌توان اجزای مدل را نیز به صورت جداگانه آزمایش کرد. در روش غیرمستقیم از تونل باد به طور موفقیت آمیزی برای اندازه‌گیری نیروها و مشخصات جریان استفاده می‌شود. با توجه به اینکه علم آیرودینامیک یکی از پایه‌های طراحی وسایل پرنده و نقلیه می‌باشد و نیز از خیلی جهات یک علم آزمایشگاهی است، بنابراین تونل باد نقش مهمی در طراحی ایفا می‌کند. تونل باد، جریان هوای کنترل شده‌ای را ایجاد کرده که از اطراف مدل مورد نظر عبور می‌کند و بدین ترتیب اطلاعات لازم از چگونگی عبور جریان هوا از اطراف مدل به دست می‌آید. بنابراین استفاده از تونل باد یکی از بهترین و ارزان‌ترین روش‌های تجربی برای پژوهشها در زمینه علم آیرودینامیک است.

شکل (۱-۲) روند طراحی بهینه وسایل آیرودینامیکی را نشان می‌دهد. برای بهینه کردن روند طراحی وسایل آیرودینامیکی، بهتر است که هم از روش عددی (استفاده از کدهای رایانه‌ای) و هم از روش تجربی (آزمایش تونل باد و آزمایش پرواز آزاد) استفاده نمود که البته هر کدام مزیت‌های خاص خود را دارند.

روش عددی و روش آزمایش تونل باد مکمل یکدیگر می‌باشند. در مراحل اولیه طراحی یک وسیله پرنده، چند گزینه می‌تواند وجود داشته باشد. با استفاده از کدهای CFD می‌توان رفتار جریان هوا را بر روی مدل‌های پیشنهادی بررسی نمود و تعداد گزینه‌های طراحی را کاهش داد. سپس در مرحله دوم طراحی، نمونه‌ها باید در تونل باد آزمایش شوند که تنها چند مورد برای انجام آزمایش‌های تونل باد پذیرفته می‌شوند. از اینرو به کمک روش عددی، تعداد آزمایش‌هایی که باید در تونل باد انجام

شوند کاهش یافته و هزینه طرح کمتر می‌شود.

همچنین با مقایسه نتایج حاصل از CFD با نتایج حاصل از آزمایش‌های تونل باد، کدها و مدل‌های شبیه‌سازی عددی اصلاح می‌شوند. پس از به دست آوردن نتایج شبیه‌سازی عددی و آزمایش تونل باد، با استفاده از آزمایش پرواز آزاد می‌توان اصلاحات لازم در طراحی را ایجاد نمود و دوباره آزمایش‌های تونل باد را تکرار کرد. مراحل آزمایش و بهینه نمودن طراحی می‌تواند به همین ترتیب ادامه یابد تا به نتیجه مطلوب رسید.



شکل (۱-۲) روند طراحی بهینه وسایل آیرودینامیکی

با استفاده از تونل باد می‌توان آزمایش‌ها و پژوهش‌های وسیعی را در علوم مختلف نظیر هوا فضا، مکانیک سیالات، محیط زیست، مهندسی عمران و سازه و همچنین صنایع نظامی و غیرنظامی انجام داد.

در جدول (۱-۱) روش‌های مختلف در علم آیرودینامیک با هم مقایسه شده و مزایا و معایب هر کدام به طور خلاصه شرح داده شده است.

۱-۴- تاریخچه تونل باد

مبنای اصلی آزمایش‌های تونل باد بر اساس نظریه لئوناردو داوینچی^۱ (قرن ۱۶) و ایزاک نیوتن^۲ (قرن ۱۷) است. طبق این نظریه، رفتار جریان سیال برای جسمی که در سیال حرکت می‌کند و یا این که سیال از روی جسم ساکن عبور کند، یکسان است. بنابراین با این فرض که مدل ساکن و جریان هوا از روی آن عبور می‌کند، می‌توان رفتار جریان هوا را مورد بررسی و مطالعه قرار داد.

جدول (۱-۱) مقایسه روش‌های علم آیرودینامیک

معایب	مزایا	روش
۱. ابزار لازم است ۲. مقیاس بندی ضروری است ۳. اصلاح نتایج تونل باید انجام شود ۴. مشکلات اندازه‌گیری وجود دارد ۵. هزینه های بالای عملیات	۱. توانایی به دست آوردن نتایج واقعی	تجربی
۱. محدودیت فیزیکی و هندسه‌های ساده ۲. معمولا محدود به مسائل خطی است	۱. اطلاعات کلی و ساده‌ای که به صورت فرمول هستند	تئوری
۱. خطاهای برشی ۲. مسایل شرط مرزی ۳. هزینه‌های محاسبات و نیاز به کامپیوترهای قدرتمند و سریع	۱. عدم محدودیت خطی بودن ۲. امکان‌پذیری بررسی مسایل با فیزیک پیچیده ۳. امکان‌پذیری شبیه‌سازی جریان‌های گذرا	عددی

^۱ Leonardo Davinchi

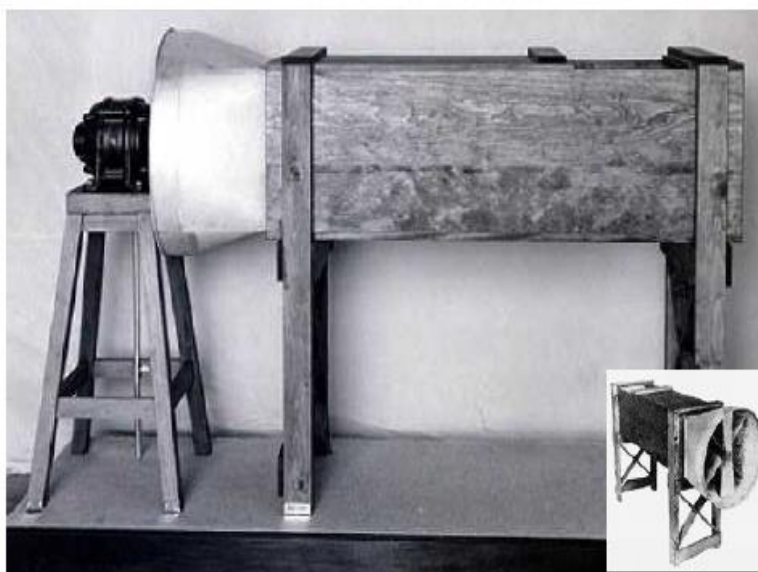
^۲ Isaak nyoton

اولین تونل بادی که به منظور شبیه‌سازی مسئله پرواز به کار گرفته شد، توسط فرانسویس^۱ در سال ۱۸۷۱ میلادی در انگلستان ساخته شد. عامل اصلی که سبب شد این وسیله به عنوان یک ابزار مهم پژوهش‌ها در علم آیرودینامیک شناخته شود، احساس نیازی بود که طراحان ساخت وسایل پرنده با آن مواجه بودند. عدم وجود روشهای تئوری مناسب برای پیش‌بینی رفتار جسم در جریان هوا، سبب شد که نیاز به آزمایش‌های تجربی احساس شود. بهترین مصداق بر این مدعی تاریخچه ساخت اولین هواپیمای ملخ‌دار یا موتوری به دست برادران رایت است. برادران رایت در سال ۱۹۰۰ میلادی با استفاده از اطلاعات آیرودینامیکی حاصل از پژوهشهای تئوریک، اولین هواپیمای گلایدر خود را طراحی نمودند. ولی این هواپیما نتوانست نیروی مورد نظر برای پرواز را ایجاد کند. در سال ۱۹۰۱ میلادی برادران رایت با افزایش سطح بال هواپیما و مقدار انحنای اتاق ایرفیل، دومین بار آزمایش پرواز را انجام دادند که با شکست روبرو شد. بنابراین در این مرحله بود که برای آنها نیاز به آزمایش‌های تونل باد آشکار شد. برادران رایت در سال ۱۹۰۱ میلادی یک تونل باد با اتاق ۴۱ سانتیمتر مربع (۱۶ اینچ مربع) ساختند که با یک ملخ دو پره‌ای و موتور بنزینی جریان هوای مورد نیاز را ایجاد می‌کرد. (شکل ۱-۳) در این تونل باد آنها انواع مختلف بال هواپیما را مورد آزمایش قرار داده و در بهار سال ۱۹۰۲ هواپیمای گلایدر خود را با موفقیت ساختند و با تجربه‌های کسب شده بر روی هواپیمای گلایدر و اطلاعات به دست آمده از تونل باد توانستند در سال ۱۹۰۳ اولین هواپیمای موتوری را در تاریخ بشر بسازند.

با توجه به تاریخچه اولین هواپیما معلوم شد که با استفاده از روشهای تئوری، نمی‌توان اطلاعات لازم برای طراحی هواپیما را به دست آورد. بدین ترتیب طراحان مجبور به استفاده از روشهای تجربی و تونل باد شدند. به منظور کسب نتایج دقیقتر در آزمایشهای تونل باد، بهتر است که شرایط آزمایش را تا حد امکان به شرایط واقعی نزدیکتر نموده و شدت اغتشاشهای جریان هوا را نیز کاهش داد. این

^۱ Fransis

امر سبب پیشرفت تونلهای باد شد. پس از تاسیس ناسا^۱ در سال ۱۹۱۵ در زمینه طراحی تونلهای باد کوششهای فراوانی انجام شد. در سال ۱۹۲۰ اولین تونل باد در مرکز ناسا واقع در مرکز پژوهشهای لانگلی^۲ ساخته شد که قطر آن ۱/۵ متر (۵ فوت) بود. در سال ۱۹۲۳ به منظور شبیه‌سازی اعداد رینولدز بالا، اولین تونل باد با چگالی متغیر که فشار آن می‌توانست تا ۲۰ اتمسفر افزایش یابد در لانگلی ساخته شد.



شکل (۱-۳) تونل باد ساخت برادران رایت در سال ۱۹۰۱

همچنین در سال ۱۹۳۱ تونل بادی با سطح اتاق ۹×۱۸ متر (۳۰×۶۰ فوت) به منظور آزمایش بر روی مدل‌های مقیاس واقعی در لانگلی ساخته شد. برای به دست آوردن اطلاعات بیشتر در زمینه روند پیشرفت تونلهای باد می‌توان به تحقیقات بیلز^۳ رجوع نمود.

^۱ NACA

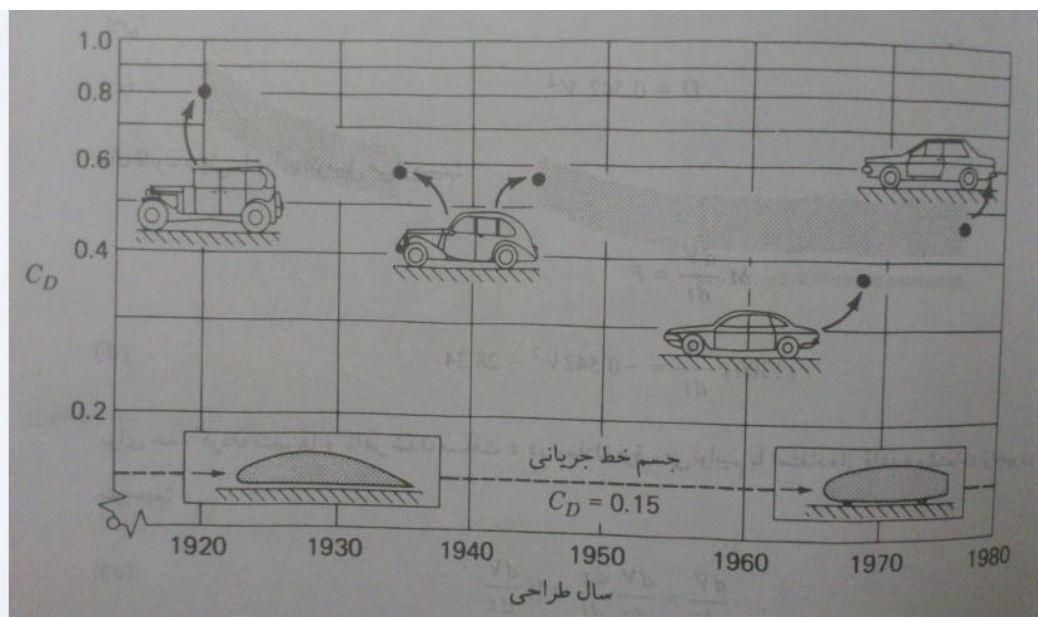
^۲ Langly Virginia

^۳Beals & Corliss (1981)

۱-۵- مروری بر اقدامات انجام گرفته

همانطور که در قبل گفته شد، طراحی بدنه خودرو و بهبود مستمر آن همواره مورد توجه پژوهشگران بوده است. در این راستا تحقیقات زیادی برای محاسبه و بهبود ضریب درگ خودرو انجام گرفته است. بررسی‌ها شامل دو روش تجربی و عددی می‌باشند که روش تجربی به علت مشکلات و هزینه‌هایی که به همراه دارد معمولاً کمتر مورد استفاده قرار گرفته و بیشتر تحقیقات بر پایه مطالعات عددی استوار بوده است. در ادامه به بررسی چند نمونه از این تحقیقات پرداخته، و مروری بر نتایج به دست آمده از آنها می‌شود.

شکل (۱-۴) روند کلی بهبود آیرودینامیک خودرو را در قرن بیستم نشان می‌دهد. همانگونه که مشاهده می‌شود با ایجاد شوک نفتی در دهه ۱۹۷۰ و نیاز روزافزون به صرفه‌جویی در مصرف سوخت این تغییرات تشدید شده است.

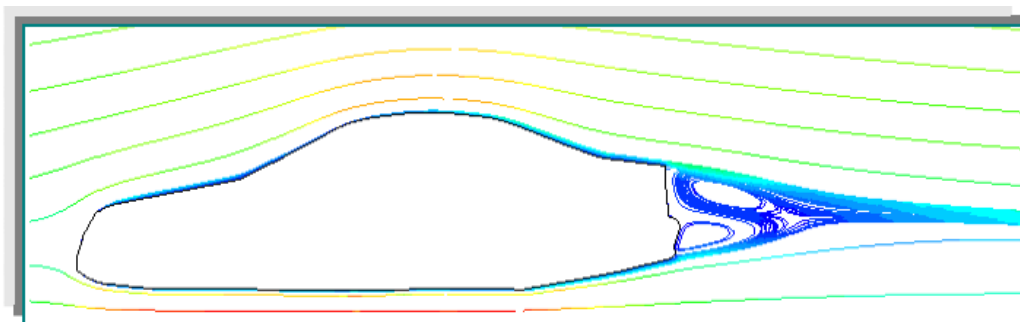


شکل (۱-۴) روند تاریخی آیرودینامیک خودرو (شکل از کتاب شیمز^۱)

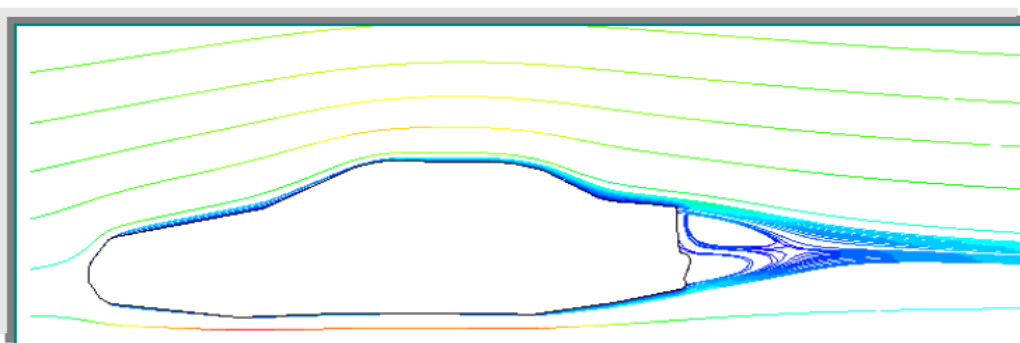
¹ Shames

بررسی نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بدنه خودرو سمند توسط پسوننده فرد و حسینی کیا [۱] به صورت عددی انجام شده است. در این بررسی تغییراتی بر بدنه خودرو سمند برای دستیابی به درگ کمتر انجام شد. در این مطالعه نشان داده شد که با طراحی دقیق سپر جلو می‌توان به کاهش درگ و لیفت و افزایش حجم هوای خنک‌کننده موتور دست یافت. طبق این بررسی اگر در طراحی شکل هندسی سپر جلو نقطه سکون از آنچه در طرح تولیدی قرار دارد پایین‌تر آورده شود درگ کاهش می‌یابد.

همانطور که در شکل‌های (۵-۱) و (۶-۱) نشان داده شده که اگر انحنا به کار رفته در سقف خودرو اندکی بیشتر گردد تبعیت کامل جریان از بدنه خودرو و نیز کوچک شدن شعاع چرخش گردابه‌های شبه دوبعدی در عقب خودرو و به تبع آن کاهش درگ بیشتری صورت می‌پذیرد.

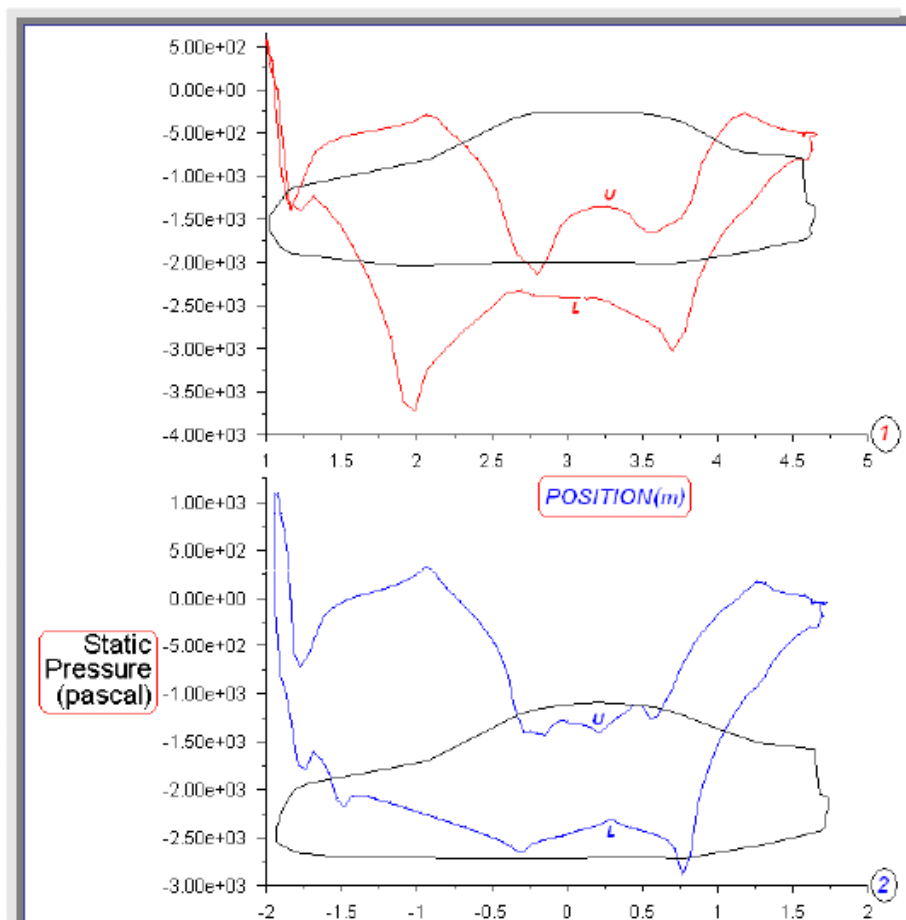


شکل (۵-۱) نمایش خطوط جریان و گردابه‌های شبه دوبعدی خودرو سمند (طرح تغییر یافته) [1]



شکل (۶-۱) نمایش خطوط جریان و گردابه‌های شبه دوبعدی خودرو سمند (طرح تولیدی) [1]

شکل (۷-۱) نشان می‌دهد که انحنا به کار رفته در سقف خودرو که در این مقاله جهت نیل به یک بدنه بلاف^۱ کامل طراحی شده نتایج خوبی به همراه داشته است. البته لازم به ذکر است که طراحی خودرو انجام شده در این پژوهش از کیفیت چندان بالایی برخوردار نیست و همچنین در این بررسی تنها به یک مدل عددی اکتفا شده و از مقایسه آن با سایر مدل‌ها غفلت شده است.



شکل (۷-۱) توزیع فشار بالا و پایین به دست آمده از یک حل دوبعدی برای بدنه خودرو سمند طرح تولیدی (۱) و

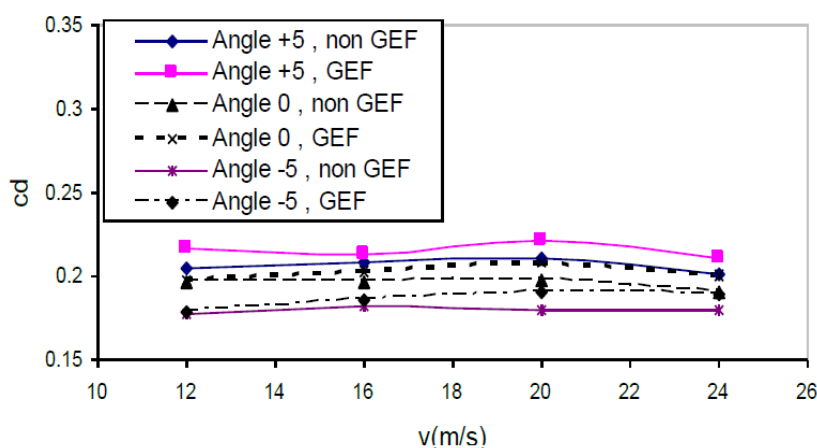
طرح تغییر یافته (۲) [1]

در تحقیق دیگری دهکردی و همکاران [۲] به بررسی عددی و تجربی نیروهای آیرودینامیکی وارد

¹ Bluff-Body

بر یک مدل پایه خودرو پرداخته‌اند. در این تحقیق جریان در اطراف یک مدل خودروی Notch Back سه بعدی هم به طور عددی وهم به طور تجربی مورد مطالعه قرار گرفته و قسمت هایی که اثرات مهمتری در نیروهای پسا و برا دارند، بررسی شده است. تغییرات زاویه شیشه عقب، تغییرات ضخامت صندوق عقب، استفاده از اسپویلر عقب، تغییر فاصله خودرو از زمین، تأثیر حرکت ثابت مدل نسبت به زمین (مدل آزمایشگاهی در تونل باد) و متحرک مدل نسبت به زمین (حرکت واقعی) در نیروهای آیرودینامیکی از جمله مواردی هستند که در این پژوهش بررسی شده‌اند. در این مطالعه نشان داده شد که با کاهش زاویه شیشه عقب ضریب پسا کاهش می‌یابد، همچنین کاهش ارتفاع صندوق عقب می‌تواند نقش مهمی در کاهش ضریب پسا داشته باشد. همچنین افزایش سرعت تغییرات قابل ملاحظه‌ای در ضریب پسا در هر حالت ندارد.

شکل (۸-۱) توزیع ضریب پسا با سرعت را برای حالت‌های بدون اثر زمین و با اثر زمین و در حالتی که شیشه عقب نسبت به محل اتصال آن به صندوق عقب از ۵ درجه مثبت تا ۵ درجه منفی (در جهت عقربه‌های ساعت) تغییر کرده است، نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با کاهش زاویه شیشه عقب ضریب پسا کاهش می‌یابد که البته برای کاهش آن دلیل فیزیکی وجود دارد.



شکل (۸-۱) تغییرات ضریب درگ با تغییر زاویه شیشه عقب برای دو حالت زمین ثابت و متحرک [2]

همچنین در این مقاله ضریب پسای محاسبه شده توسط مدل‌های مختلف توربولانس و مقدار

تجربی با هم مقایسه شده‌اند. همانطور که در شکل (۹-۱) دیده می‌شود هر دو مدل در بیشتر نقاط بدنه تطابق خوبی را نشان می‌دهند. در قسمت عقب خودرو نتایج هر دو مدل از مقادیر تجربی فاصله گرفته است.

با توجه به جدول (۲-۱) نگارنده نتیجه گرفته است که مدل توربولانسی RSM جواب‌های نزدیکتری به نتایج تجربی داده است.

جدول (۲-۱) مقایسه ضرایب پسای محاسبه شده توسط مدل های توربولانس و مقدار تجربی

Experimental	First Order k-ε	Second order k-ε	Second order RSM	مدل
۰,۲۰۵۴	۰,۲۷۸	۰,۲۱۲	۰,۲۰۹	ضریب درگ

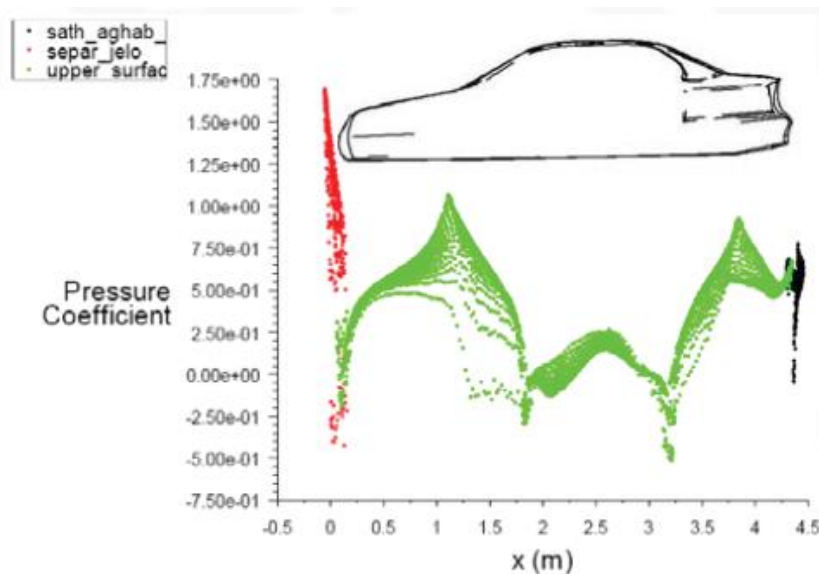
نکته‌ای که در مورد این مطالعه باید متذکر شد این است که این بررسی‌ها بر روی یک مدل کلی خودرو انجام شده و بنابراین محققین از ابعادی دلخواه در مدل‌سازی استفاده کرده‌اند.



شکل (۹-۱) مقایسه ضریب فشار محاسبه شده توسط مدل های توربولانس با نتایج تجربی [2]

در یک مطالعه دیگر جوراشکیان و همکاران [۳] تحلیل آیرودینامیکی خودرو سمند به صورت

عددی را در دستور کار قرار دادند. در این بررسی نرم افزار گمبیت^۱ به عنوان پیش پردازنده برای تولید شکل و نرم افزار فلونت^۲ جهت حل معادلات جریان مورد استفاده قرار گرفته است. در ادامه ضریب درگ محاسبه و با ضرایب درگ دو خودرو پراید و پژو ۴۰۵ مقایسه شد. در این کار پس از حل عددی ضریب درگ برای خودرو سمند مقدار ۰/۳۲ به دست آمد که البته این مقدار به نظر کمتر از مقدار واقعی می‌رسد. علت آن هم ساده‌سازی است که در طراحی بدنه خودرو انجام شده است.



شکل (۱-۱۰) نمودار توزیع ضریب فشار بر روی سطح بالایی خودرو سمند [3]

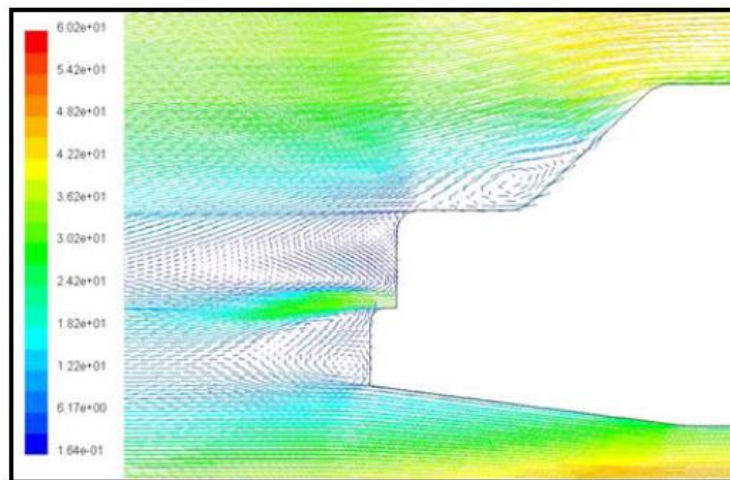
شکل (۱-۱۰) نمودار توزیع ضریب فشار را بر روی سطح بالایی خودرو نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود فشار در جلوی رادیاتور بالاست، در اطراف لبه کاپوت فشار پایین آمده و مجدداً به علت انحنای جریان در پای شیشه جلو افزایش می‌یابد. دو ناحیه کم‌فشار نیز در ابتدا و انتهای سقف به وجود می‌آید. همچنین نگارندگان به این نتیجه می‌رسند که روش Standard-k-ε با توجه به نتایج تجربی و هزینه محاسباتی، مدل مناسبتری است.

¹ gambit

² fluent

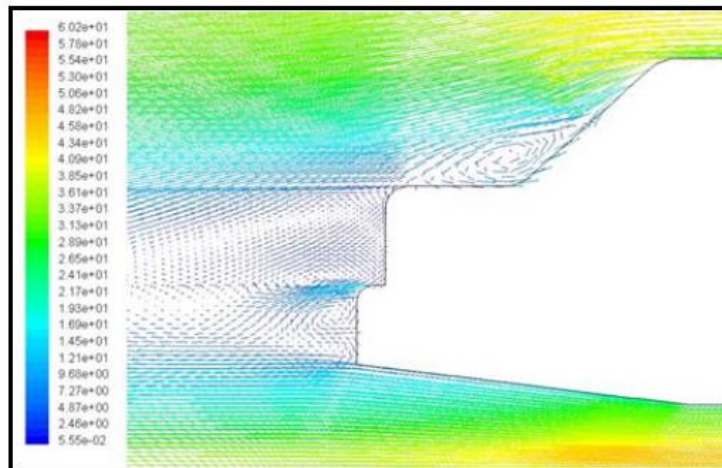
در یک بررسی دیگر بهشتی و کریمیان [۴] به تحلیل روش‌های مختلف جهت بهبود آیرودینامیک خودرو پرداختند. در مقاله مذکور نگارندگان با استفاده از روش‌های عددی، جریان سیال بر روی بدنه خودروی پراید به صورت دو و سه بعدی را مورد بررسی قرار دادند. برای انجام این کار از نرم افزار فلونت استفاده شده است. از بین ایده‌های مختلفی که برای بهبود آیرودینامیک یک خودرو بررسی شد نتایج دو مورد از آنها با عنوان استفاده از سطح صاف جهت پوشاندن اجزا کف خودرو و تزریق هوا از روی سپر عقب به سمت بیرون، به جهت داشتن نتیجه‌ی بسیار مثبت در راستای کاهش پسا شرح داده شد.

با مشاهده خطوط هم فشار در مدلی که اجزا کف خودرو در آن مدل شده‌اند و مقایسه آن با مدل پیشنهادی (مدلی که در آن تجهیزات کف خودرو با یک صفحه صاف پوشانده شده‌اند)، می‌توان متوجه تفاوت شکل جریان در ورود به بخش زیرین خودرو شد.



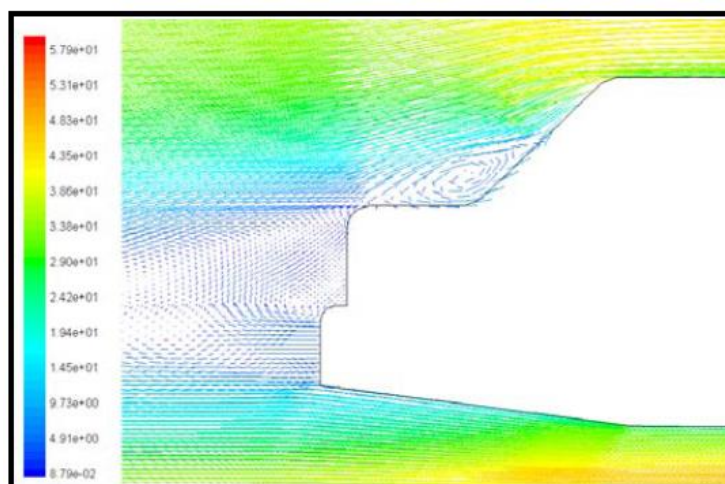
شکل (۱۱-۱) تزریق هوا از بالای سپر عقب با نرخ $2 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$ [4]

به منظور تضعیف گردابه‌های پشت خودرو، ایده تزریق هوا از سپر عقب به سمت بیرون آزمایش گردید. مدل‌های مختلفی جهت بررسی این روش در تحلیل دو بعدی جریان امتحان شد و در نهایت مدلی که نتیجه‌ی مناسب‌تری داشت به صورت سه بعدی نیز تحلیل شد.



شکل (۱-۱۲) تزریق هوا از قوس بالایی سپر عقب [4]

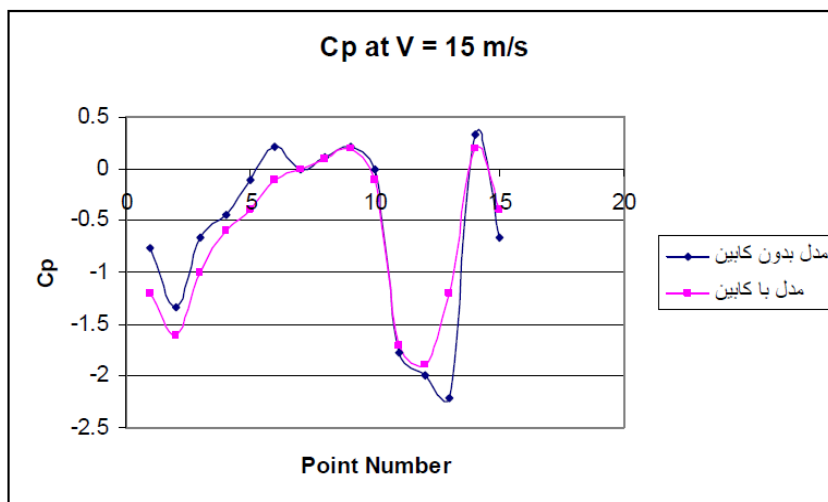
بررسی‌ها نشان داد که با تزریق هوا از سپر عقب به سمت بیرون نیروی پسا تا ۷ درصد کاهش می‌یابد و نیز صاف بودن کف خودرو در کاهش نیروی درگ تأثیر بسزایی دارد. با پوشاندن تجهیزات بخش زیرین خودروی پراید با یک سطح صاف نیروی پسا تا ۱۴ درصد کاهش یافت.



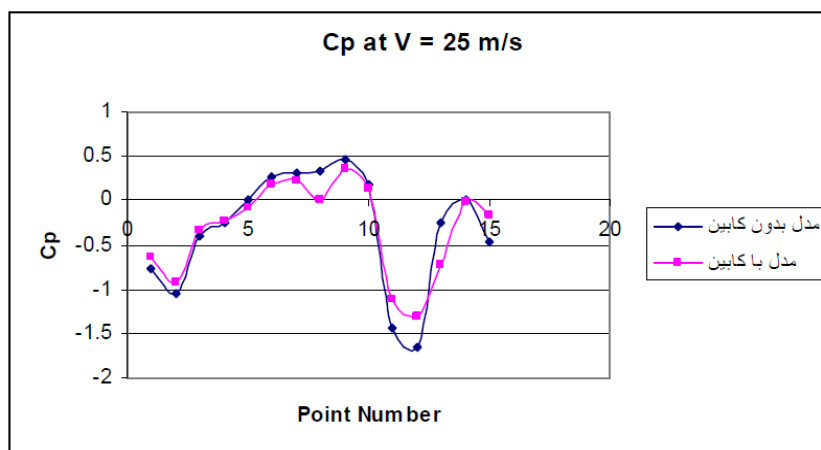
شکل (۱-۱۳) تزریق هوا از تمام سپر عقب به بیرون [4]

در یک مطالعه دیگر توکلی و مانی [۵] به بررسی تجربی آیرودینامیک خودروی وانت مزدا B2000 پرداخته‌اند. در این مقاله هدف تحلیل تجربی آیرودینامیک دو مدل خودروی وانت مزدا B2000 مخصوص حمل بار و نفر بر، و مقایسه نتایج این دو می‌باشد. برای تحلیل از مدل با مقیاس یک دهم

مدل اصلی استفاده شده است. نیروی پسا به کمک بالانس اندازه‌گیری شده است. به کمک روابط نیمه تجربی مربوط به اصلاح اثر انسداد، نتایج حاصل از تونل باد اصلاح شده است. همچنین فشار روی خط مرکزی سطح بالایی مدل اندازه‌گیری شده است. پس از بررسی نتایج حاصل جدایش جریان در جلوی رادیاتور، زوایای تند درب موتور و شیشه جلو، ارتفاع زیاد کابین نفر بر مورد بحث قرار گرفته و راهکارهای پیشنهادی جهت بهینه‌سازی ارائه شده است.



شکل (۱۴-۱) ضریب فشار در سرعت $15 \frac{m}{s}$ [5]



شکل (۱۵-۱) ضریب فشار در سرعت $25 \frac{m}{s}$ [5]

به نظر می‌رسد در صورتیکه کابین به گونه‌ای طراحی شود که ارتفاع آن نسبت به سقف بیشتر نباشد و هم سطح سقف باشد، باعث کوچک شدن ناحیه گردابه‌ای شده و ضریب درگ مدل با کابین از بدون کابین کمتر خواهد شد.

۱-۶- ضرورت تحقیق حاضر

با توجه به مطالب گفته شده و به دلیل اینکه مطالعات انجام شده در این زمینه اندک بوده است ضرورت تحقیق بیشتر در زمینه آیرودینامیک خودروها بیش از پیش احساس می‌شود. صنعت خودروسازی در کشور ما معمولاً با مونتاژ یک خودروی خاص شروع می‌شود و پس از مدتی طراحان داخلی به ایجاد تغییراتی در بدنه خودرو می‌پردازند. این امر مستلزم این است که اطلاعات جامعی از آیرودینامیک خودروها در دست باشد. به این ترتیب طراحان می‌توانند با مراجعه به ویژگی‌های خودروی مورد نظر به ایجاد تغییرات دلخواه بپردازند. نکته قابل ذکر در این تحقیق این است که برای بررسی هم از روش تجربی و هم از روش عددی استفاده شده است که این امر هم هزینه طراحی را کاهش می‌دهد و هم دقت تحقیقات را بالاتر می‌برد. ضمن اینکه در اکثر پژوهش‌های انجام شده توزیع فشار تنها در روی خودرو مورد بررسی قرار گرفته است. در بررسی حاضر توزیع فشار در زیر خودرو نیز به دست آمده و در محاسبه ضریب درگ مورد استفاده قرار گرفته است.

در ادامه مطالب این تحقیق و در فصل دوم اطلاعاتی در مورد تونل باد و انواع آن، همچنین چگونگی ساخت مدل و روش انجام آزمایش ارائه شده است. فصل سوم مربوط به روش عددی می‌باشد. چگونگی مدل کردن، مش‌بندی و شرایط مرزی به کار برده شده در مسأله در این فصل توضیح داده شده است. و بالاخره در فصل چهارم نتایج حاصل از کار آزمایشگاهی و روش عددی به همراه نمودارها و شکل‌های مربوطه ارائه شده است. همچنین در پایان، نتایج این دو روش با هم مقایسه شده‌اند و نتیجه‌گیری انجام شده از تحقیق ارائه شده است. امید است نتایج به دست آمده در این تحقیق گامی در جهت تحلیل بهتر آیرودینامیک خودرو سمنند برداشته باشد.

فصل ۲.

تونل باد

۲-۱- مقدمه

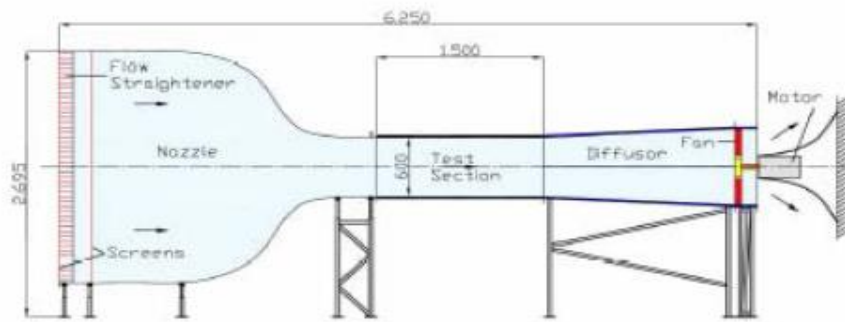
از آنجاییکه تونل باد از جمله تجهیزات اصلی به کار رفته در این آزمایش است، لذا آشنایی با آن ضروری بوده که در این فصل توضیحاتی در مورد آن ارائه می‌گردد.

تونل باد جریان هوای کنترل شده‌ای را ایجاد کرده که از اطراف مدل مورد نظر عبور می‌کند و به این ترتیب اطلاعات لازم را از چگونگی عبور جریان هوا از اطراف مدل به دست می‌دهد. با استفاده از تونل باد می‌توان پژوهش‌های وسیعی را در علوم مختلف نظیر هوا فضا، مکانیک سیالات، محیط زیست، مهندسی عمران و ... انجام داد.

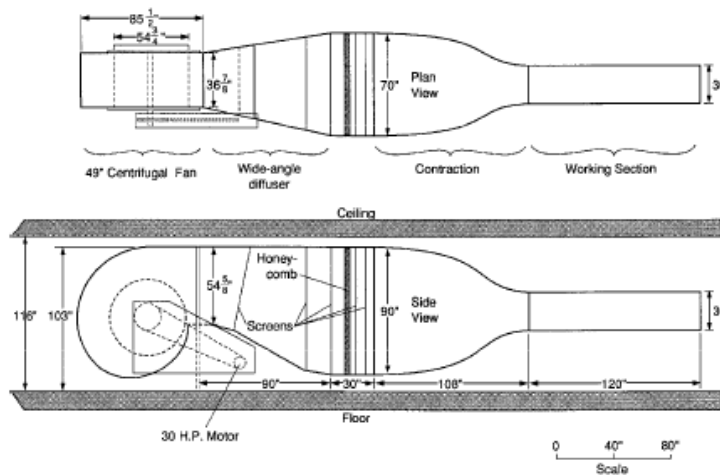
۲-۲- اجزای تونل باد

هدف اصلی در طراحی یک تونل باد و استفاده از آن، ایجاد جریان دلخواه و مناسب در اتاق آزمون است. علی‌رغم ابعاد مختلف تونل بادها با سرعت کم ($M=0-0.3$)، اصول طراحی و اجزای این نوع تونل باد یکسان بوده و تفاوت‌های آن ناشی از نوع استفاده از تونل باد و لوازم جانبی آن می‌باشد. شکل (۲-۱)، نوع ساده‌ای از تونل باد مدار باز را نشان می‌دهد که جریان هوا توسط فن از محیط اتمسفر به داخل آن مکیده می‌شود. جریان هوا در ابتدا وارد محفظه آرامش^۱ شده که شامل توری و لانه زنبوری است، سپس از طریق نازل که سطح اتاق آن بتدریج کاهش می‌یابد، وارد اتاق آزمون می‌شود. اتاق آزمون مکانی است که در آن جریان به صورت دلخواه بوده و می‌توان مدلها را در آن مورد آزمایش قرار داد. جریان هوا در پایین دست اتاق آزمون وارد دیفیوزر می‌شود. سطح اتاق دیفیوزر به آرامی بزرگ می‌شود و سرعت جریان هوا به آرامی کاهش و بازدهی فن افزایش می‌یابد. فن در انتهای دیفیوزر نصب شده و سرعت جریان هوا با کنترل سرعت دورانی (rpm) قابل تنظیم است.

¹ Settling chamber



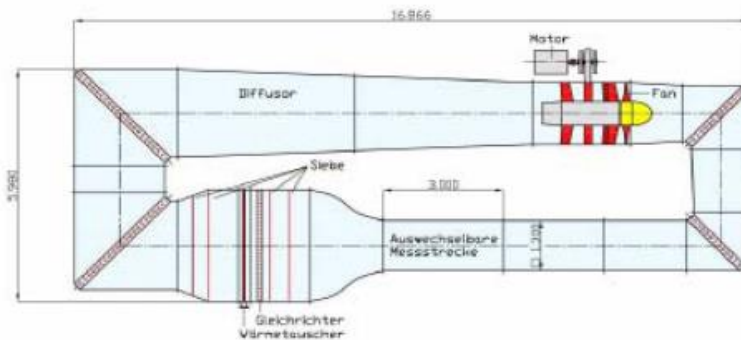
شکل (۱-۲) تونل باد مدار باز مکند



شکل (۲-۲) تونل باد مدار باز دمنده

شکل (۳-۲) نمونه‌ای از تونل باد مدار بسته با اتاق آزمون بسته را نشان می‌دهد که جریان هوا توسط فن و یا ملخ دارای انرژی شده و در یک مسیر بسته حرکت می‌کند. سرعت جریان هوا را می‌توان با تنظیم کردن سرعت چرخش فن، کنترل کرد. جریان هوا پس از عبور از فن در امتداد یک دیفیوزر حرکت کرده و سرعت آن کاهش می‌یابد سپس وارد گوشه سوم شده و توسط پره‌های موجود در آن، جریان هوا 90° چرخیده و پس از عبور از یک کانال و یا یک دیفیوزر وارد گوشه چهارم می‌شود و دوباره جریان هوا 90° می‌چرخد. پس از گوشه چهارم جریان هوا وارد محفظه آرامش می‌شود

که شامل توری و لانه زنبوری است. سپس از طریق نازل، جریان هوا وارد اتاق آزمون می‌شود. در اتاق آزمون، آزمایشهای مورد نظر انجام می‌گیرد و بعد از آن جریان هوا از طریق دیفیوزر وارد گوشه اول و پس از 90° چرخش، از طریق کانال یا دیفیوزری وارد گوشه دوم شده و سپس وارد فن می‌شود. بدین ترتیب جریان هوا توسط چهار گوشه، 360° چرخیده و یک سیکل کامل را طی می‌کند. برای کنترل دمای جریان هوا در تونل بادهای بزرگ، جریان هوا از یک مبدل حرارتی که بین گوشه سوم و چهارم و یا گوشه چهارم و محفظه آرامش قرار گرفته است، عبور می‌کند.



شکل (۲-۳) تونل باد مدار بسته با اتاق آزمون بسته



شکل (۲-۴) تونل باد مدار بسته با اتاق آزمون باز

با توجه به توضیحات فوق، تونل باد مدار بسته شامل قسمت‌های زیر می‌باشد:

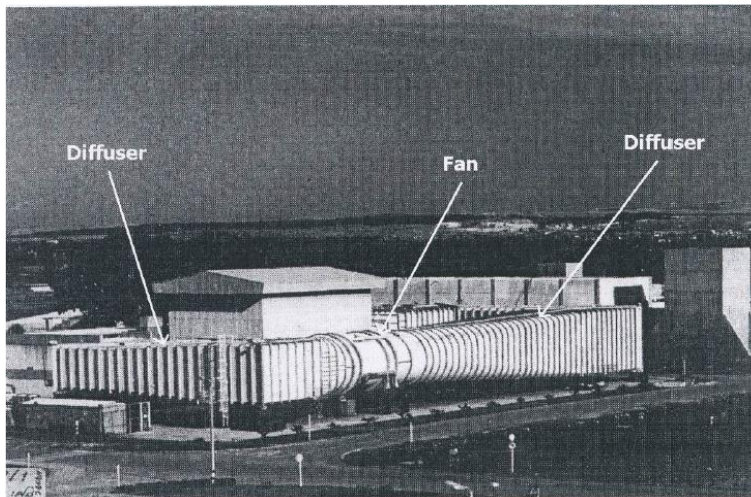
۱. اتاق آزمون

اتاق آزمون مکانی است که در آن مدل قرار گرفته و آزمایش‌های مورد نظر در آن انجام می‌شود.

۲. دیفیوزر

دیفیوزر تونل باد، کانالی است که سطح اتاق آن به تدریج افزایش یافته و انرژی جنبشی خروجی از

اتاق آزمون را به انرژی پتانسیل (فشار) تبدیل می‌کند.



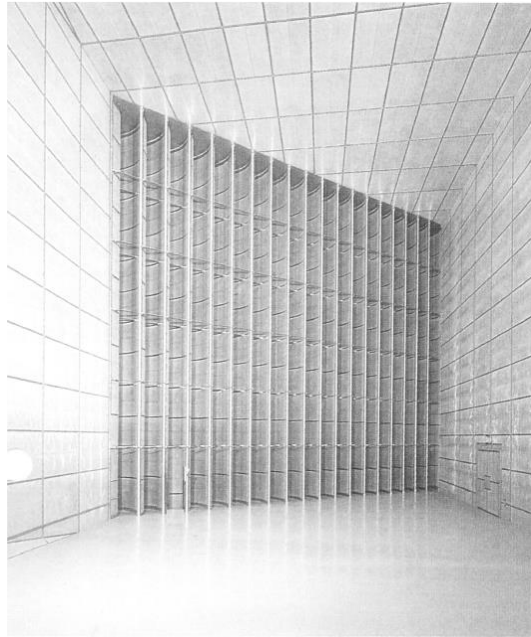
شکل (۲-۵) دیفیوزر تونل باد مدار بسته که در پایین دست فن قرار دارد

۳. گوشه‌ها^۱ به همراه پره‌های راهنما

در تونل‌های مدار بسته، جریان خروجی از اتاق آزمون، دوباره به اتاق آزمون هدایت می‌شود، به

عبارت دیگر جریان هوا ۳۶۰ درجه می‌چرخد که این عمل به کمک چهار گوشه انجام می‌گیرد.

¹ Corner

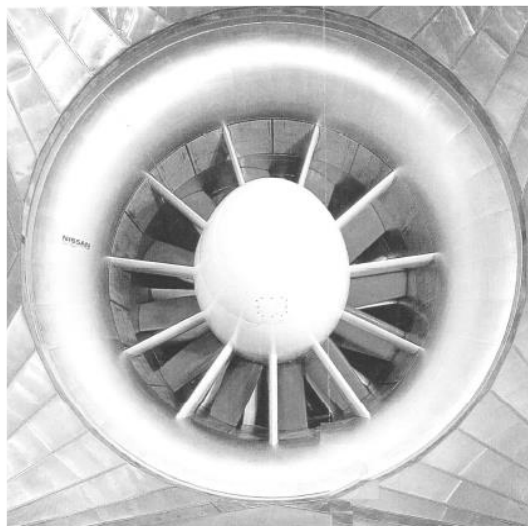


شکل (۲-۶) گوشه و پره‌های راهنما

۴. فن

برای ایجاد جریان هوا در تونل باد، باید به هوا انرژی داده شود که این کار توسط فن انجام می-

گیرد.



شکل (۲-۷) فن تونل باد

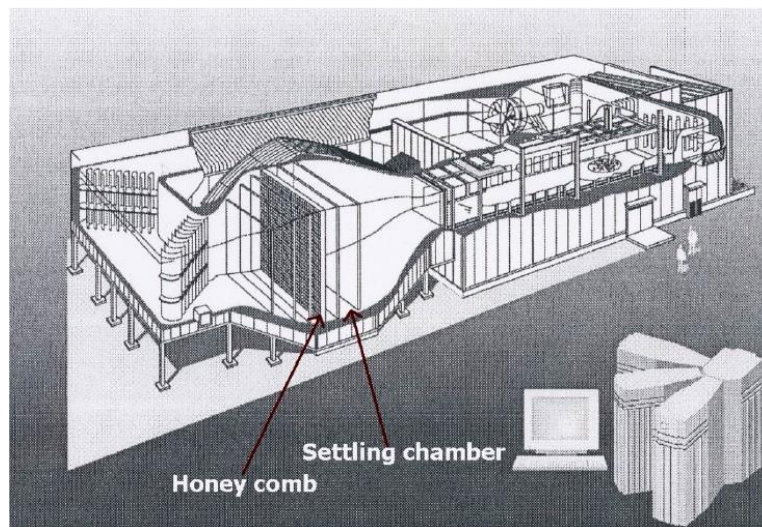
۵. مسیر برگشت

۶. مبدل حرارتی

۷. محفظه آرامش (لانه زنبوری و توری)

محفظة آرامش مكاني است كه در آن سرعت جريان هوا به حداقل رسيده و در آن با استفاده از

لانه زنبوري و توريبها انحراف و شدت اغتشاشهاي جريان هوا كاهش مي يابد.



شكل (۲-۸) محفظه آرامش تونل باد

۸. نازل ورودی

وظیفه اصلی نازل شتاب دادن به جریان با سرعت کم در محفظه آرامش، به سرعت مورد نیاز در

اتاق آزمون است.



شکل (۲-۹) نازل تونل باد

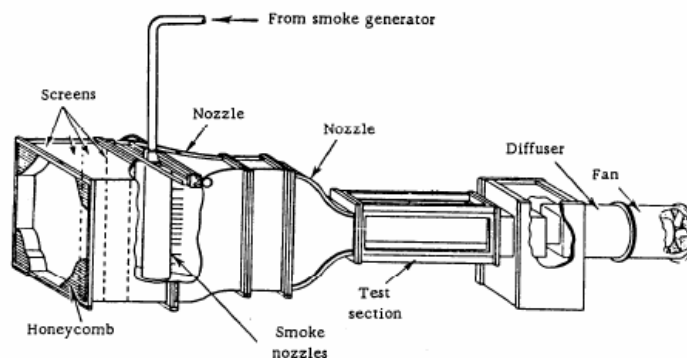
۲-۳- تونل باد با اغتشاشات کم

بررسی و پژوهش پدیده جریان در لایه مرزی گذرا و یا ایرفویل‌های جریان آرام، تونل باد با اغتشاشات کم مورد نیاز است. اندازه اغتشاشهای جریان هوا تاثیر مهمی بر روی نقطه گذرا در روی مدلها دارد. بنابراین برای آنکه آزمایشها را به حرکت واقعی (پرواز آزاد) نزدیک نمود و یا برای آزمایش ایرفویل‌های جریان آرام باید تا حد امکان اغتشاشهای جریان آزاد را کم نمود. همچنین برای بررسی پدیده‌های فیزیکی از قبیل لایه‌های مرزی آرام، گذرا، پدیده ناپایداری لایه‌های مرزی و ارتباط آن با مشخصات آیرودینامیکی جسم، نیاز به استفاده از تونل باد با اغتشاشهای کم می‌باشد. تونل باد با اغتشاشهای کم دارای نسبت سطوح مقاطع نازل بالا بوده و تعداد توربهای آن در اتاق آرامش زیاد است. به منظور کاهش تلفات در اینگونه تونل بادها باید اتاق آرامش آن بزرگ باشد، بنابراین قبل از اتاق آرامش نیاز به دیفیوزر با زاویه باز است و در طراحی آن نیز باید دقت شود که از پدیده جدایش اجتناب شود.

۲-۴- تونل باد دود

تونل باد دود برای مرئی سازی جریان اطراف مدل، در سرعت‌های کم مورد استفاده قرار می‌گیرد. اساس کار این نوع تونل باد در شکل (۲-۱۰) نشان داده شده است. تونل باد دود، از نوع مدار باز است.

اغتشاشهای جریان در این تونل، کم و دارای محفظه آرامش با تعداد توریه‌های زیاد است. همچنین نسبت سطوح مقاطع نازل آن بالا است. معمولاً برای مرئی نمودن جریان در اطراف مدل، روغن را به صورت بخار درآورده و قبل از مدل توسط تزریق کننده^۱ وارد جریان می نمایند، بنابراین سرعت جریان هوا در اطراف تزریق کننده باید کم و در حدود $10-20 \frac{m}{s}$ باشد.



شکل (۱۰-۲) تونل باد دود

۵-۲- تشابه جریان

همانطور که قبلاً بیان شد، در اکثر آزمایشهای تونل باد، نیاز به استفاده از مدل به جای نمونه کامل داریم. برای انجام آزمایش بر روی مدل و استفاده از نتایج حاصل از آن برای اندازه‌گیری نیروها، ممانها و نیروهای دینامیکی در حالت واقعی، باید بین شرایط جریان هوا در حالت مدل و در حالت واقعی، تشابه وجود داشته باشد. اولین اصل در تشابه، تشابه هندسی است. بدین معنی که مدل و نمونه واقعی باید از لحاظ هندسی مشابه باشند. برای اینکه تشابه هندسی بین مدل و نمونه واقعی برقرار شود، شکل مدل و نمونه واقعی باید یکسان باشد و نسبت تمامی ابعاد خطی مدل به ابعاد خطی متناظر در نمونه واقعی باید برابر یک ضریب مقیاس ثابت باشد. دومین اصل در تشابه، تشابه سینماتیکی است.

^۱ Injector

دو جریان سیال هنگامی تشابه سینماتیکی دارند که بردارهای سرعت در نقاط متناظر در دو جریان سیال، دارای جهت یکسانی بوده و نسبت اندازه این بردارها در دو حالت مدل به نمونه واقعی برابر یک ضریب مقیاس ثابت باشد. همچنین می‌توان گفت که دو جریان سیال هنگامی دارای تشابه سینماتیکی هستند که الگوی خطوط جریان آنها متناسب با یکدیگر باشد که ضریب تناسب آنها، یک ضریب مقیاس ثابت است. از اینرو و با توجه به اصل تشابه سینماتیکی، نیاز است که برای بدست آوردن داده‌های صحیح یک آزمایش، سطح مقطع تونل باد بی نهایت باشد تا شرایط قرارگیری مدل در میدان جریان بی نهایت فراهم شود. در عمل، این محدودیت با در نظر گرفتن ضرایب تصحیحی، اصلاح می‌شود. از طرف دیگر، تشابه سینماتیکی، نیازمند آن است که رژیم هر دو جریان در حالت مدل و نمونه واقعی، یکسان باشد. سومین اصل، تشابه دینامیکی است. شرط برقراری تشابه دینامیکی این است که دو جریان هم باید تشابه هندسی داشته باشند و هم تشابه سینماتیکی. برای برقرار ساختن شرایط تشابه دینامیکی، باید تمامی نیروهائی را که در جریان سیال مهم هستند را در نظر گرفت. شرایط آزمایش باید به گونه‌ای فراهم شود که نیروهای موجود در حالت مدل، با یک ضریب مقیاس ثابت، با نیروهای متناظر موجود در حالت نمونه واقعی متناسب باشند. در تونل بادهای سرعت پائین، تشابه دینامیکی هنگامی برقرار است که:

$$\text{عدد رینولدز نمونه واقعی} = \text{عدد رینولدز مدل}$$

برای برابری عدد رینولدز مدل با عدد رینولدز نمونه واقعی در تونل باد از سه روش می‌توان استفاده کرد:

- (۱) اندازه مدل برابر با اندازه نمونه واقعی باشد.
- (۲) از تونل باد چگالی متغیر استفاده شده و مقدار ρ را افزایش داد.
- (۳) کاهش مقدار دما و در نتیجه کاهش مقدار ν (لزجت سینماتیکی) که نتیجه آن افزایش عدد رینولدز مدل است.

با توجه به این که هر کدام از روش‌های فوق مشکلاتی نظیر افزایش هزینه ساخت تونل‌ها، ... را به همراه دارند، بنابراین در آزمایش‌های تونل باد، سعی می‌شود علاوه بر ایجاد تشابه هندسی، رژیم‌های جریان نیز شبیه‌سازی شوند. در این حالت لایه مرزی تشکیل شده بر روی مدل و نمونه واقعی مشابه یکدیگر خواهند بود. سپس اندازه‌گیری‌ها بر روی مدل انجام شده و رفتار جریان در عدد رینولدز مدل، مطالعه می‌شود. آن‌گاه این رفتار جریان هوا برای اعداد رینولدز بالاتر تا رینولدز نمونه واقعی، برونمایی می‌شود.

معادلات اساسی حرکت جریان سیال: معادلات پیوستگی و ناویر-استوکس هستند که برای

جریان سیال غیر قابل تراکم به صورت زیر است:

$$\frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y} + \frac{\partial W}{\partial z} = 0 \quad (1-2)$$

$$p \left(\frac{\partial U}{\partial t} + U \frac{\partial U}{\partial x} + V \frac{\partial U}{\partial y} + W \frac{\partial U}{\partial z} \right) = X - \frac{\partial P}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 U}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} \right) \quad (2-2)$$

$$p \left(\frac{\partial V}{\partial t} + U \frac{\partial V}{\partial x} + V \frac{\partial V}{\partial y} + W \frac{\partial V}{\partial z} \right) = Y - \frac{\partial P}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 V}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V}{\partial z^2} \right) \quad (3-2)$$

$$p \left(\frac{\partial W}{\partial t} + U \frac{\partial W}{\partial x} + V \frac{\partial W}{\partial y} + W \frac{\partial W}{\partial z} \right) = Z - \frac{\partial P}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} \right) \quad (4-2)$$

۲-۵-۱- آنالیز ابعادی

توجه به تنوع پارامترهای تأثیرگذار در رفتار سیال، استفاده از روش‌های تجربی زمان‌بر و پرهزینه بوده، بنابراین در مطالعه تجربی سیال، یکی از اهداف، به دست آوردن بیشترین اطلاعات با انجام تعداد کمتری آزمایش است. یکی از ابزارهای مهم در رسیدن به این هدف، آنالیز ابعادی و شبیه‌سازی جریان سیال است. در روش آنالیز ابعادی، پارامترهای بی بعد به دست می‌آیند که با استفاده از آنها می‌توان جریان سیالات را شبیه‌سازی نموده و نتیجه دلخواه را به دست آورد. به عنوان مثال، نیروی پسای وارد بر یک کره به شعاع d که در یک سیال تراکم ناپذیر در حال حرکت قرار دارد، به لزجت

سیال μ ، چگالی سیال ρ ، سرعت سیال U و قطر کره d بستگی دارد و آن را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$F_{Drag} = D = f(d, \nu, \rho, \mu) \quad (5-2)$$

با انجام آزمایش بر روی کره‌ای به قطر d_1 و با سرعت سیال U_1 و خواص μ_1 و ρ_1 نیروی پسای D_1 به دست می‌آید. اما اگر هر کدام از پارامترها تغییر کنند، نیروی پسا دیگر D_1 نیست. از این رو برای شرایط مختلف، تعداد بیشماری نمودار و جدول به دست می‌آید که بسیار پیچیده خواهند بود. اما با استفاده از آنالیز ابعادی، رابطه (۲-۶) به رابطه زیر تغییر می‌کند:

$$\frac{D}{\rho U^2 d^2} = f_1 \left(\frac{\rho U d}{\mu} \right) \quad (6-2)$$

که با استفاده از این رابطه، تنها نیازمند به انجام ۱۰ آزمایش هستیم. قابل ذکر است که رابطه (۲-۶) تنها برای مواردی معتبر است که تنها نیروهای اصطکاکی و اینرسی بر روی کره (یا جسم) اعمال شوند. در جریان‌های مافوق صوت و جریان‌های سطحی آزاد به ترتیب نیروهای الاستیسیته و گرانشی اهمیت دارند، از این رو دیگر رابطه بالا معتبر نمی‌باشد. در این موارد نیروی پسا تابعی از عدد ماخ M و عدد فراد Fr نیز می‌باشد.

در مواردی، برای انجام آزمایش تجربی بر روی یک نمونه واقعی، ممکن است نتوان از نمونه واقعی برای انجام آزمایش‌ها استفاده کرد و یا اینکه استفاده از نمونه واقعی بسیار پرهزینه خواهد بود (که اغلب همین گونه است). در این شرایط ساده‌ترین روش، استفاده از مدل نمونه واقعی در انجام آزمایش‌ها است. اگر می‌خواهیم با انجام آزمایش و اندازه‌گیری‌ها بر روی مدل، رفتار نمونه واقعی را در جریان سیال بررسی کنیم، به این نتیجه می‌رسیم که نمی‌توان هر آزمایشی را بر روی مدل انجام داد. در این حالت باید میان جریان عبوری از مدل و جریان نمونه واقعی تشابه برقرار باشد.

۲-۵-۲- پارامترهای مهم در جریان سیال

هنگامی که جسمی در یک سیال حرکت می‌کند، نیروهایی که از طرف سیال به جسم وارد می‌شوند، ناشی از لزجت سیال، اینرسی سیال، الاستیسیته سیال و گرانش سیال است. نیروی اینرسی متناسب با جرمی از سیال است که به شتاب مشخص در حرکت بوده و مقدار آن طبق قانون دوم نیوتن $F = ma$ است که m جرم سیال و a شتاب آن است. جرم سیال نیز برابر ρL^3 است که L^3 حجم سیال و L مشخصه بعد طول است. مقدار شتاب نیز برابر $a = \frac{DU}{Dt}$ که مشتق کامل است و برای جریان‌های پایا، داریم: $\frac{\partial U}{\partial x} \frac{dx}{dt} = U \frac{\partial U}{\partial x}$ که $\frac{\partial U}{\partial x}$ برابر مقدار تغییرات سرعت در مختصات مکانی است. از این رو شتاب برابر است با:

$$a \propto \frac{U^2}{L} \quad (۷-۲)$$

و نیروی اینرسی نیز با:

$$F = \rho L^3 \frac{U^2}{L} = \rho U^2 L^2 \quad (۸-۲)$$

متناسب است. سایر نیروها عبارتند از:

$$\tau A = \left(\mu \frac{\partial U}{\partial y} \cdot A \right) \propto \left(\mu \frac{U}{L} \cdot L^2 \right) = \mu UL \quad (۹-۲)$$

$$mg \propto g \rho L^3 \quad (۱۰-۲)$$

که A مساحت سطح و g شتاب گرانش است. مطابق تعریف، مدول حجمی یک سیال، مقدار تنشی است که برای ایجاد تغییر حجم واحد مورد نیاز است و آن را با علامت E نشان می‌دهند. از این رو داریم:

$$E L^2 \propto \text{نیروی الاستیسیته} \quad (۱۱-۲)$$

از طرف دیگر معادل معادله لاپلاس، سرعت صوت برابر با $c^2 = \frac{E}{\rho}$ است. بنابراین داریم:

$$\rho c^2 L^2 \quad \square \quad \text{نیروی الاستیسیته} \quad (12-2)$$

در مکانیک سیالات و آیرودینامیک، نیروهای اینرسی مهمترین نیروها می باشند و از این رو نسبت نیروی اینرسی به سایر نیروهایی که در بالا ذکر شده اند، گروهی از اعداد بی بعد را تشکیل می دهند که نقش مهمی را در مطالعه و بررسی جریان سیالات دارند. این اعداد بی بعد عبارتند از:

$$\text{Re} = \frac{\rho U^2 L^2}{\mu U L} = \frac{\rho U \cdot L}{\mu} = \frac{UL}{\nu} \quad \text{رینولدز} \quad (13-2)$$

$$M = \frac{U}{C} \quad \text{عدد ماخ} \quad (14-2)$$

$$Fr = \sqrt{\frac{U^2}{Lg}} \quad \text{عدد فرود} \quad (15-2)$$

عدد فرود در تونل باد کاربردی ندارد. عدد ماخ نیز برای جریان های با سرعت بالا (بیش از $\frac{m}{s}$)

(۱۰۰) کاربرد داشته و نقش تعیین کننده ای در رفتار سیال دارد. در سرعت های پایین، آثار مربوط به عدد رینولدز بسیار بیشتر از عدد ماخ است و در این بازه سرعت، عدد ماخ کاربرد چندانی ندارد.

۲-۶- اندازه گیری در تونل باد

اصولاً اندازه گیری در جریان هوا به دو بخش تقسیم می شود:

الف) اندازه گیری مشخصات فیزیکی هوا

ب) اندازه گیری مشخصات جریان هوا

اندازه گیری مشخصات فیزیکی هوا شامل اندازه گیری چگالی و لزجت می باشد. چگالی جریان هوا به خواص استاتیکی نظیر دما و فشار دارد. لذا برای اندازه گیری چگالی، نیاز به اندازه گیری دما و فشار دارد. از دیگر مشخصات فیزیکی جریان هوا، لزجت سیال می باشد. لزجت هوا با دما رابطه مستقیم دارد. با افزایش دما، لزجت هوا نیز افزایش می یابد. از آنجائیکه لزجت هوا، یکی از پارامترهای مهم در تعیین عدد رینولدز است و با توجه به اهمیت عدد رینولدز در تشابه سازی دینامیکی و مطالعه رژیم

جریان هوا، لذا اندازه‌گیری لزجت از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. اندازه‌گیری مشخصات جریان هوا شامل اندازه‌گیری سرعت، فشار و دما می‌باشد. سرعت جریان هوا یکی از پارامترهای مهم در آزمایشها می‌باشد. تراکم پذیری جریان هوا، رژیم آرام یا مغشوش، توسط سرعت هوا تعیین می‌شود. اندازه‌گیری سرعت لحظه‌ای سیال در تعیین اغتشاشات، سرعت متوسط، اصطکاک پوسته‌ای، فشار دینامیکی و ... نقش مهمی دارد.

دما نیز از دیگر مشخصات جریان هوا است که باید در آزمایشات اندازه‌گیری شود. دمای هوا در تعیین خواص فیزیکی هوا نظیر لزجت، چگالی، ظرفیت گرمایی ویژه و ... بسیار اهمیت دارد. از طرف دیگر یکی از پارامترهای در روابط انتقال حرارت، بویژه انتقال حرارت همرفت، دمای هوا می‌باشد. فشار دیگر مشخصه مهم سیال است که اندازه‌گیری آن بویژه در تعیین سرعت، اتلاف انرژی و توان مورد نیاز فن بسیار موثر است.

۲-۷- مبدل الکترونیکی فشار (محاسبه C_p - توزیع فشار)

ترانسدیوسرهای فشار دستگاههای اندازه‌گیری دیفرانسیلی هستند که فشار را به سیگنال‌های الکترونیکی تبدیل می‌کنند (همانند کرنش سنج‌ها). از آنجائیکه این سیگنالها به صورت الکترونیکی هستند، با استفاده از برد الکترونیکی A/D می‌توان این سیگنال‌ها را وارد کامپیوتر و سپس نرم‌افزار کرد. شکل (۲-۱۱)، چند نمونه از ترانسدیوسر فشار را نمایش می‌دهد.

ترانسدیوسر فشار شامل یک دیافراگم فلزی نازک است که در محفظه داخلی ترانسدیوسر قرار گرفته است و این محفظه را به دو قسمت تقسیم می‌کند. فشاری که باید اندازه‌گیری شود، به یک قسمت دیافراگم و فشار مینا، را به قسمت دیگر اعمال می‌شوند. نتیجه این اختلاف فشار، فشاری خواهد بود که سبب خم شدن دیافراگم نازک فلزی می‌شود و این تغییر مکان جزئی دیافراگم سبب تغییر مقاومت و در نتیجه تغییر جریان الکتریکی می‌گردد. ترانسدیوسر فشار از نوع وسایل اندازه

گیری دیفرانسیلی می‌باشد و مشابه کرنش سنج‌ها، نیاز به یک پل و منبع تغذیه دارد و ولتاژ خروجی آن با فشار تغییر می‌کند. ترانسدیوسرهای فشار رامیتوان از بازار خرید. دقت آنها معمولا 0.1% فشار طراحی و یا کمتر است.



شکل (۲-۱۱) انواع مختلف ترانسدیوسرهای فشار

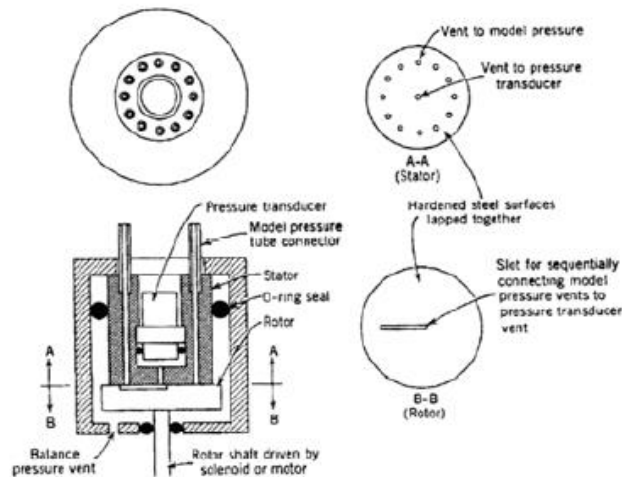
ترانسدیوسر فشار نسبت به مانومترها و دیگر فشارسنجها مزایایی دارد که عبارتند از:

۱- ترانسدیوسر فشار میتواند فشار اندازه‌گیری شده را بوسیله یک سیگنال به سیستمهای رایانه‌ای ارسال و ذخیره نماید.

۲- ترانسدیوسر فشار دارای حجم کم بوده و در نتیجه زمان پاسخ آن نسبت به فشار، سریع می‌باشد. همچنین ترانسدیوسر فشار به قدر کافی کوچک بوده، که می‌توان آن را داخل تعدادی از انواع مدل‌های تونل باد نصب نمود.

مهمترین عیب ترانسدیوسر فشار نسبت به مانومتر این است که آنها را باید با استفاده از یک مانومتر دقیق قبل از استفاده کالیبره نمود. از آنجائیکه ترانسدیوسر فشار، قدری گرانیقیمت می‌باشد، می‌توان یک سیستم طراحی نمود که یک ترانسدیوسر فشار بتواند تعداد زیاد فشار (۴۸ یا بیشتر) را اندازه‌گیری کند و به جای استفاده از چندین مبدل الکترونیکی فشار، می‌توان از یکی از این

سیستمها استفاده کرد. این وسیله Scanner valve فشار نام دارد که با استفاده از آن می‌توان فشار نقاط گوناگون را اندازه‌گیری کرد. شکل (۲-۱۲) شماتیک این دستگاه را نشان می‌دهد.



شکل (۲-۱۲) شماتیک Scanner Valve

نوع دیگر ترانسدیوسر فشار از جنس نیمه هادیها می‌باشد که کاملا کوچک است و به صورت تجاری در دسترس است. برای عملکرد و پاسخ سریع این نوع مبدل الکترونیکی فشار، نیاز است تا مدار الکترونیکی مربوطه در نزدیکی آن قرار داشته باشد. با توجه به شکل این نوع ترانسدیوسرها، می‌توان آنها را برای اندازه‌گیری فشار استاتیکی و یا فشار دینامیکی به کار برد. اینگونه ترانسدیوسر فشار، به صورت دیفرانسیلی عمل می‌کنند و معمولا یک فشار استاندارد را به صورت مرجع در نظر گرفته می‌گیرند.

این ترانسدیوسرها می‌توانند برای اندازه‌گیری اغتشاشات و نویز نیز بکار گرفته شوند. اینگونه ترانسدیوسر فشار نیز همانند سنسور پراب سیم داغ احتمال خراب شدن دارد، ولی از سنسور سیم داغ دیرتر خراب می‌گردد. سیگنال خروجی از این نوع ترانسدیوسر را می‌توان از طریق A/D، وارد رایانه و سپس نرم افزار کرد و از این داده‌ها استفاده نمود.

۲-۸- دستگاه جریان سنج سیم داغ

یکی از تجهیزات اصلی مطالعه تجربی رفتار جریان هوا در اطراف اجسام آیرودینامیکی و غیر آیرودینامیکی، تونل باد است. برای اندازه‌گیری کمی و کیفی جریان هوا در داخل تونل باد، نیاز به دستگاه‌های اندازه‌گیری جریان هوا می‌باشد. یکی از تجهیزات اصلی و مطالعه جریان هوا در تونل باد، دستگاه جریان سنج سیم داغ است. الگوی جریان در طبیعت و در انواع آزمایش‌های تونل باد، بیشتر به صورت جریان آشفته است که شدت اغتشاش‌های آن ممکن است که گونه‌ای باشد که شدت آشفستگی جریان، کم و یا بسیار زیاد باشد. دستگاه‌های اندازه‌گیری سرعت نظیر لوله استاتیکی پیتوت، قادر به اندازه‌گیری اغتشاش‌های جریان هوا نیستند. علاوه بر این، پاسخ فرکانسی این دستگاه‌ها بالا نیست، از اینرو نمی‌توانند سرعت لحظه‌ای جریان هوا به طور دقیق اندازه‌گیری نمایند. بنابراین، در آزمایش‌های تونل باد، برای اندازه‌گیری سرعت لحظه‌ای با فرکانس بالا و تعیین تغییرات بسیار سریع سرعت، از دستگاه جریان سنج سیم داغ و یا دستگاه جریان سنج لیزری استفاده می‌شود.

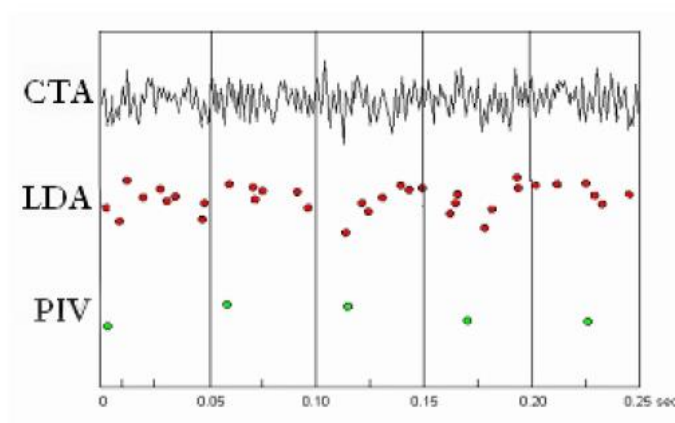
مزیت دستگاه جریان سنج سیم داغ بر دستگاه جریان سنج لیزری بالا بودن فرکانس آن برای اندازه‌گیری سرعت لحظه‌ای است. با استفاده از داده‌های مربوط به سرعت لحظه‌ای اندازه‌گیری شده توسط دستگاه جریان سنج سیم داغ می‌توان مقادیر سرعت متوسط، اغتشاش‌های جریان هوا، تنش‌های رینولدز، زاویه جریان (در صورت استفاده از پراب‌های دو و سه بعدی) دمای جریان، جهت حرکت جریان (بویژه در جریان‌های معکوس) و ... را اندازه‌گیری نمود. قابلیت دیگر دستگاه جریان سنج سیم داغ، توانایی آن در اندازه‌گیری دقیق سرعت‌های کم، $U < 5 \frac{m}{s}$ است، در حالی که در این بازه سرعت، حساسیت روش‌های دیگر به تغییر شرایط جریان، کم می‌شود، ولی حساسیت دستگاه جریان سنج سیم داغ با کاهش سرعت، افزایش می‌یابد و از اینرو برای مطالعه جریان هوا در سرعت‌های پایین، توصیه می‌شود که از دستگاه جریان سنج سیم داغ استفاده شود. سایر ویژگی‌های دستگاه جریان سنج سیم داغ عبارتست از:

- (۱) استفاده از دستگاه آسان بوده و کالیبراسیون دستگاه جریان سنج سیم داغ، جمع آوری داده ها و تجزیه و تحلیل آنها به سادگی انجام می پذیرد.
- (۲) دستگاه جریان سنج سیم داغ دارای قابلیت اندازه گیری سرعت جریان سیال در محدوده وسیعی است. به عنوان مثال برای اندازه گیری سرعت جریان هوا در محدوده $\frac{m}{s}$ الی $5 \frac{m}{s}$ الی 100 با استفاده از لوله استاتیکی پیتوت، اندازه گیری فشار دینامیکی در بازه 15 Pa الی 6000 Pa نیاز است. اندازه گیری فشار دینامیکی با دقت مناسب در این بازه پیچیده و سخت است.
- (۳) دقت دستگاه جریان سنج سیم داغ در شرایط مناسب حدود $0.2\% - 0.1\%$ است.
- (۴) پاسخ فرکانسی دستگاه جریان سنج سیم داغ حدود 50 KHz می باشد که می توان پاسخ فرکانسی را تا چند صد کیلوهرتز افزایش داد.
- (۵) شکل (۲-۱۳) اسیلوگرام سرعت لحظه ای جریان سنج سیم داغ و جریان سنج لیزری LDA و PIV را نشان می دهد که دستگاه جریان سنج سیم داغ، قادر به اندازه گیری سرعت لحظه ای با فرکانس بالاتر است.
- (۶) در دستگاه جریان سنج سیم داغ نسبت سیگنال به نویز کم می باشد.
- (۷) خروجی دستگاه جریان سنج سیم داغ به صورت یک ولتاژ آنالوگ پیوسته است و تجزیه و تحلیل آن به سادگی انجام می پذیرد.
- (۸) با استفاده از دو یا تعداد بیشتری پراب دستگاه جریان سنج سیم داغ و قرار دادن آنها در جریان آشفته، علاوه بر محاسبه سرعت لحظه ای، می توان تغییرات سرعت لحظه ای نسبت به مکانهای مختلف را نیز بررسی نمود.
- (۹) با کاهش سرعت، دقت دستگاههای اندازه گیری سرعت جریان سیال به شدت پایین می آید. به عنوان مثال در سرعت $1 \frac{m}{s}$ فشار دینامیکی 0.6 Pa بوده و اندازه گیری آن عاری از خطا

نمی‌باشد. این در حالی است که دقت دستگاه جریان سنج سیم داغ با کاهش سرعت افزایش می‌یابد.

۱۰) سنسورهای سیم داغ متداول با قطر $5\mu\text{m}$ و طول 1.25mm فضای کمی را اشغال می‌کنند. اگرچه سنسورهای کوچکتر با قطر $0.25\mu\text{m}$ و طول 1mm نیز موجود می‌باشند ولی سنسور دستگاه‌های اندازه‌گیری دیگر دارای حجم بیشتری می‌باشند.

۱۱) جریان سنج سیم داغ، را می‌توان در سیالات دو فازی همانند مایع/گاز به کار برد. در این حالت با توجه به تفاوت مقدار ضریب انتقال حرارت گاز و مایع می‌توان دو فاز جریان را تشخیص داد.



شکل (۲-۱۳) اسیلوگرام سرعت لحظه‌ای جریان سنج سیم داغ، لیزری LDA و PIV

هنگام استفاده از دستگاه جریان سنج سیم داغ ممکن است با مشکلاتی مواجه شویم که روش‌های رفع آنها در زیر ارائه شده است:

- آلودگی‌های موجود در جریان روی سنسور اثر گذاشته در نتیجه انتقال حرارت تغییر می‌کند و مشخصه‌های کالیبراسیون را تغییر می‌دهد. در این حالت باید پراب را تمیز نموده و دوباره کالیبراسیون را انجام داد.
- سنسور جریان سنج سیم داغ بسیار ظریف است و به سادگی از بین می‌رود، اما در صورتی که

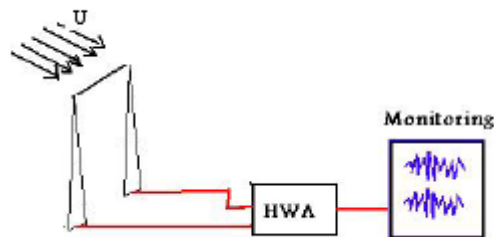
با دقت از آن استفاده شود، مدت زمان طولانی قابل استفاده خواهد بود. در مطالعات جریان هوا با سرعت کم، مهمترین عاملی که سبب از بین رفتن سنسور می شود بی تجربگی کاربر است.

- در جریانهای با سرعت بالا، ممکن است سنسور سیم داغ در اثر برخورد ذرات ریز موجود در جریان سیال پاره شود، که این مشکل را می توان با قرار دادن فیلتر در مسیر جریان رفع نمود. بالا رفتن دمای سنسور از حد مجاز نیز باعث سوختن آن می شود.
- پراب سیم داغ هنگامی که در جریان قرار می گیرد، اغتشاشهایی در جریان سیال ایجاد می کند که با طراحی مناسب پراب می توان خطاهای آن را به حداقل رساند.
- در مواقعی که محدودیت مکانی دراستفاه از دستگاه جریان سنج سیم داغ وجود دارد، همانند اندازه گیری سیال در مجاورت ملخها، فنها و یا توربوماشینها از جریان سنج لیزری استفاده می شود.

۹-۲- اصول عملکرد دستگاه جریان سنج سیم داغ

اساس اندازه گیری در دستگاه جریان سنج سیم داغ، انتقال حرارت از یک سیم گرم با قطر بسیار پایین (در حدود چند میکرومتر) به جریان سیال است. مطابق شکل (۲-۱۴) این سیم داغ بر روی دو پایه نصب شده و در مسیر جریان سیال قرار می گیرد. هر تغییری که در شرایط جریان سیال ایجاد شود و بر روی نرخ انتقال حرارت از سیم اثر بگذارد، به وسیله این سیستم سریعاً مشخص می شود. همانطور که بیان شد چگونگی اندازه گیری سرعت و دمای سیال، از طریق انتقال حرارت جابجایی در هنگام قرار گرفتن سنسور سیم داغ در جریان سیال است. این انتقال حرارت جابجایی، از سیم داغ که در دمای T_w است به هوا که در دمای T_a است، صورت می گیرد که رابطه آن به صورت $Q = hA(T_w - T_a)$ است. در این جا Q نرخ انتقال حرارت در واحد سطح و h نیز ضریب انتقال

حرارت جابه جایی هوا می باشد. نرخ انتقال حرارت از سنسور به جریان سیال به پارامترهای مختلفی نظیر خواص سیال از جمله لزجت سینماتیکی μ ، چگالی ρ ، ضریب پخش حرارتی α و سرعت سیال U و همچنین مشخصه‌های سنسور مانند جنس، شکل و ابعاد سنسور بستگی دارد که این پارامترها در اعداد بی بعد Re و Pr و Nu خلاصه می‌شوند.



شکل (۲-۱۴) نمای کلی دستگاه جریان سنج سیم داغ

سنسور دستگاه جریان سنج سیم داغ از جنس تنگستن^۱، پلاتین^۲ و یا آلیاژهای آن است که با استفاده از جریان الکتریکی آن را گرم نموده و با توجه به مقدار انتقال حرارت جابجایی اجباری، سرعت سیال اندازه‌گیری می‌شود. ابتدا مشخصه‌های سنسور و عملکرد آن در برابر تغییرات جریان الکتریکی و سرعت جریان سیال مورد بررسی قرار می‌گیرند.

شکل (۲-۱۵) تغییرات مقاومت الکتریکی سنسور سیم داغ را بر حسب جریان الکتریکی نشان می‌دهد که با افزایش جریان الکتریکی، مقاومت الکتریکی سنسور نیز افزایش می‌یابد. رابطه فوق خطی نبوده و می‌توان آن را با منحنی درجه ۲ تقریب نمود. با افزایش سرعت جریان سیال، منحنی مشخصه‌ی عملکرد سنسور سیم داغ تغییر می‌کند. در حالت $U=0 \frac{m}{s}$ ، مکانیزم انتقال حرارت از سنسور به صورت جابجایی آزاد بوده و با افزایش سرعت، انتقال حرارت جابجایی آزاد نسبت به انتقال

¹ Tungsten

² Platinum

حرارت جابجایی اجباری ناچیز می شود. برای اندازه‌گیری سرعت سیال دو روش اصلی وجود دارد:

۱- در روش اول مقدار مقاومت سنسور سیم داغ RW ثابت فرض می شود، در این حالت با تغییر سرعت جریان سیال، مقدار جریان الکتریکی عبور کننده از سنسور تغییر می کند. در این حالت تغییرات جریان الکتریکی و سرعت جریان سیال مطابق خط افقی در شکل (۲-۱۶) است. مدارهای الکترونیکی که به این روش کار می کنند، جریان سنج دما ثابت^۱ نامیده می شوند. در حال حاضر اکثر جریان‌سنج‌های سیم داغ در این وضعیت کار می کنند و با استفاده از این روش سرعت لحظه‌ای جریان سیال اندازه‌گیری می شود.

۲- در روش دوم مقدار جریان الکتریکی عبور کننده از سنسور ثابت فرض می شود و با تغییر سرعت جریان سیال، مقاومت الکتریکی سنسور تغییر می کند. این تغییرات به صورت خط عمودی در شکل (۲-۱۵) نشان داده شده است. با افزایش سرعت جریان سیال، مقاومت الکتریکی سنسور کاهش یافته و با اندازه‌گیری آن می توان سرعت جریان سیال را تشخیص داد. مدارهای الکترونیکی که با این روش کار می کنند، جریان‌سنج جریان ثابت^۲ نامیده می شوند. در حال حاضر با استفاده از این روش تنها تغییرات دما را اندازه‌گیری می کنند.

۲-۱۰- اجزای دستگاه جریان‌سنج سیم داغ

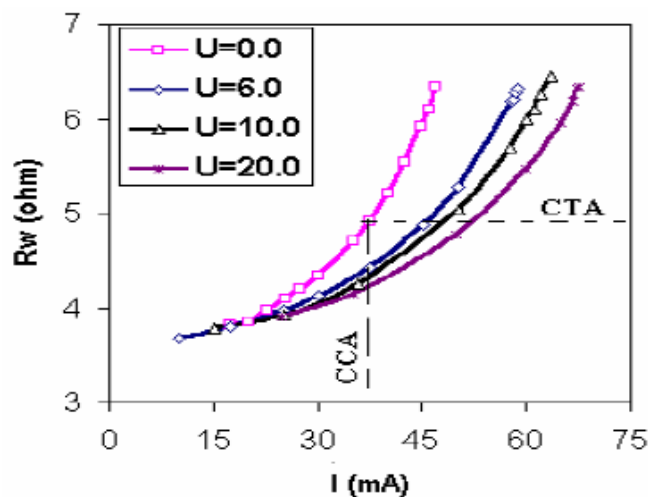
شکل (۲-۱۶) شماتیک سیستم دستگاه جریان‌سنج سیم داغ به همراه تجهیزات جانبی آن را نشان می‌دهد. اجزای اصلی دستگاه جریان‌سنج سیم داغ شامل پراب، مدار الکترونیکی دما ثابت CT^۳، مدار الکترونیکی تطبیق دهنده سیگنال^۴، برد DAQ^۱ و نرم افزار مربوطه می‌باشند. به منظور اصلاح

^۱ Temperature Anemometer Constant

^۲ Constant Current Anemometer

^۳ Constant Temperature

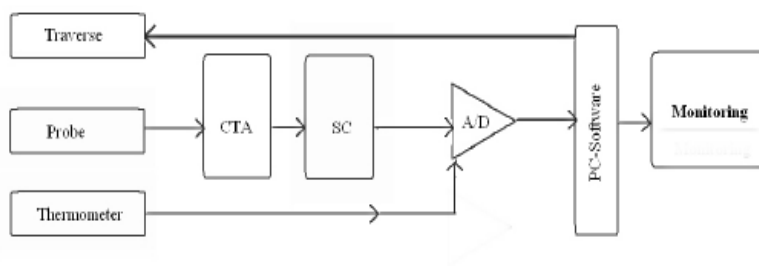
^۴ SC SignalConditioner



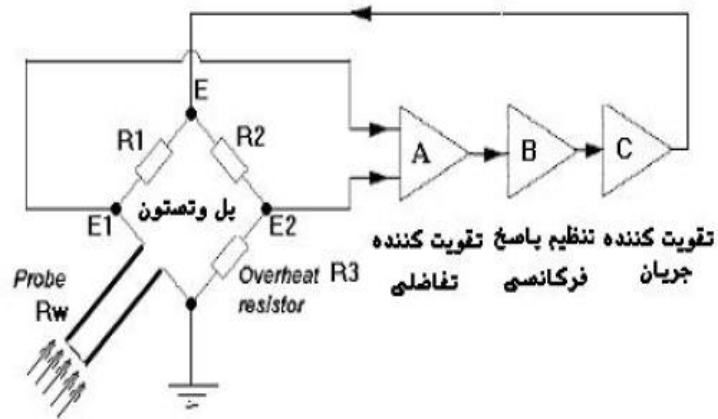
شکل (۲-۱۵) منحنی مشخصه پراب با سنسور سیم داغ از جنس تنگستن به قطر $5 \mu\text{m}$ و طول

1.25 mm در سرعت‌های مختلف جریان هوا

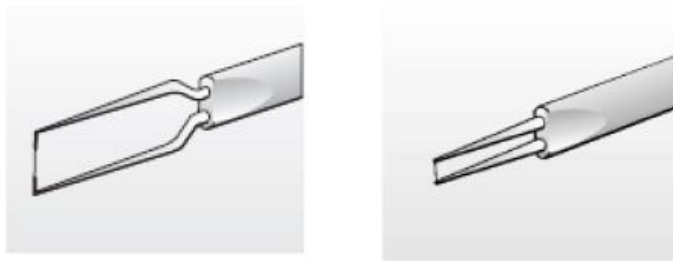
تأثیر دما بر اندازه‌گیری دستگاه جریان سنج سیم داغ، نیاز به استفاده از دماسنج برای اندازه‌گیری دما است. همچنین به منظور اندازه‌گیری توزیع و تغییرات محلی سرعت جریان سیال نیاز به مکانیزم انتقال دهنده پراب و برای کالیبره نمودن دستگاه جریان سنج سیم داغ نیاز به تونل باد و یا دستگاه کالیبراتور است.



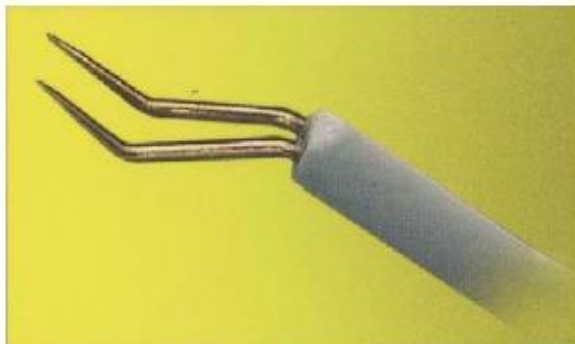
شکل (۲-۱۶) شماتیک دستگاه جریان سنج سیم داغ به همراه تجهیزات جانبی



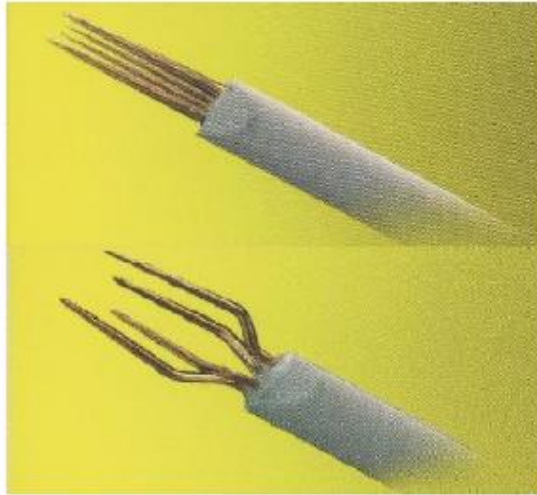
شکل (۲-۱۷) مدار الکترونیکی دما ثابت CT



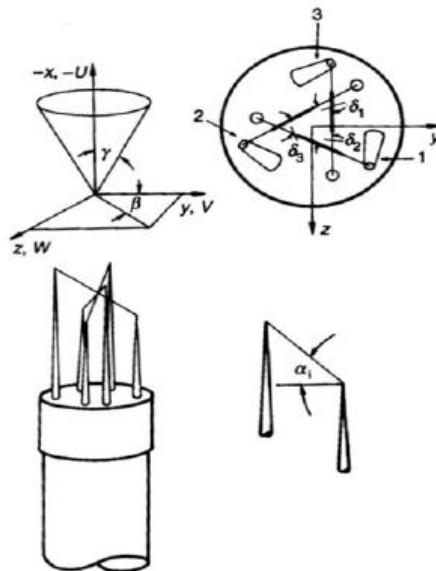
شکل (۲-۱۸) پراب با سنسور روکش دار و بدون روکش



شکل (۲-۱۹) پراب لایه مرزی



شکل (۲-۲۰) پراب دوبعدی X شکل روکش دار و بدون روکش



شکل (۲-۲۱) شکل هندسی و محور مختصات پراب سه بعدی

۲-۱۱- مرئی سازی جریان هوا

بررسی و مطالعه پدیده‌های جریان هوا به دو صورت عددی و تجربی صورت می‌گیرد. در روش عددی،

¹ Visualization

با انجام محاسبه‌های عددی (CFD) بر روی معادله‌های حاکم بر جریان سیال نظیر معادله‌های ناویراستوکس، ویژگی‌ها و خصوصیات جریان، به دست می‌آید. اما روش تجربی یکی از روش‌های معمول و مطمئن برای اندازه‌گیری پدیده‌های جریان سیال می‌باشد. همچنین با کمک روش‌های تجربی می‌توان با فرضیه‌های دقیق و ساده‌سازی های واقع بینانه‌تر، خصوصیات جریان هوا را با استفاده از روش‌های عددی به دست آورد.

هدف استفاده از تونل باد، آزمایش بر روی مدل‌های سیستم‌های مکانیک سیالات و آیرودینامیک است تا از طریق آن بتوان به طراحی بهینه سیستم‌های سیالاتی رسید. مطالعه تجربی جریان هوا در تونل باد به دو صورت اندازه‌گیری جریان سیال و مرئی سازی جریان سیال صورت می‌گیرد. در مرئی سازی جریان، هدف قابل مشاهده ساختن پدیده‌های مختلف در میدان جریان سیال نظیر جدایش جریان، تشکیل گردابه‌ها، نوع لایه مرزی (آرام یا آشفته)، ناحیه دنباله و ... است. همچنین مرئی سازی جریان سیال به پژوهشگر این امکان را می‌دهد تا با مشاهده پدیده‌های مختلف جریان در روی مدل و یا در اطراف آن، درک خود را از شرایط آزمایش افزایش داده و آزمایش‌های خود را با کیفیت مطلوب‌تری انجام دهد. قابل ذکر است که مرئی سازی جریان سیال، معمولاً اطلاعات کیفی در مورد میدان جریان سیال را در اختیار پژوهشگر قرار می‌دهد و برای به دست آوردن اطلاعات کمی، باید به اندازه‌گیری دقیق میدان جریان پرداخت.

۲-۱۲- دیدگاه‌های توصیف حرکت سیال

هنگام بررسی حرکت یک ذره صلب و یا یک جسم صلب، حرکت هر ذره را می‌توان به صورت جداگانه و مجزا توصیف کرد. اما در یک سیستم تغییر شکل پذیر همانند یک سیال، تعداد بیشماری از ذره‌ها وجود دارند که حرکت هایشان را باید توصیف نمود، از اینرو مطالعه هر ذره به صورت مجزا غیرممکن می‌باشد. در این حالت از مختصات فضایی استفاده می‌شود تا به شناسایی حرکت ذره‌های داخل یک جریان کمک کند. سرعت تمام ذره‌های داخل یک جریان را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$U = f(x, y, z, t) \quad (۱۶-۲)$$

$$V = g(x, y, z, t) \quad (۱۷-۲)$$

$$W = h(x, y, z, t) \quad (۱۸-۲)$$

همچنین دیگر مشخصه های سیال نظیر فشار و دما را نیز می توان به این روش بیان کرد:

$$P = P(x, y, z, t) \quad (۱۹-۲)$$

$$T = T(x, y, z, t) \quad (۲۰-۲)$$

این روش توصیف را روش میدان می گویند. میدان حرکت ذرات سیال تشکیل دهنده جریان را

می توان از دو دیدگاه مورد بررسی قرار داد:

در دیدگاه نخست، یک نقطه از فضا نظیر (x_1, y_1, z_1) را مشخص نموده و با گذشتن زمان،

مشخصه های ذرات سیال را که در هر لحظه از این نقطه عبور می کنند را مورد بررسی قرار می دهیم.

به صورت ریاضی، این دیدگاه را می توان به صورت زیر بیان کرد:

$$V = U(x_1, y_1, z_1, t) \hat{i} + V(x_1, y_1, z_1, t) \hat{j} + W(x_1, y_1, z_1, t) \hat{k} \quad (۲۱-۲)$$

$$P = P(x_1, y_1, z_1, t) \quad (۲۲-۲)$$

$$T = T(x_1, y_1, z_1, t) \quad (۲۳-۲)$$

از اینرو در یک مکان ثابت در فضا، سرعت رشته پیوسته ای از ذرات را که در این مکان (مختصات)

حرکت می کنند را به کمک این روش می توان بیان کرد. این دیدگاه را دیدگاه اویلری می گویند. (هات

وایر در ۱ نقطه ثابت اندازه گیری بکند - مشتق موضعی)

از طرف دیگر، برای مطالعه هر ذره داخل جریان، می توان یک ذره را تعقیب نمود. این بدین معنی

است که x, y, z مقادیر ثابتی نبوده و باید به طور پیوسته به گونه ای تغییر کنند که همیشه مکان ذره

در حال حرکت را نشان دهند. از اینرو برای هر ذره خاص، $x(t), y(t), z(t)$ تابع های زمانی خاصی

می شوند که متفاوت از تابع های زمانی سایر ذره های داخل جریان می باشند. به علاوه، تابع های

برای یک ذره خاص باید در $t=0$ مقادیر خاص $x^{(0)}, y^{(0)}, z^{(0)}$ مربوط به آن ذره را دارا باشد. این روش را دیدگاه لاگرانژی می گویند. در دیدگاه لاگرانژی، مشخصه‌های سیال به صورت زیر تعریف می‌شوند: (مرئی سازی و PIV-مشتق کامل)

$$U = U[x(t), y(t), z(t), t] \quad (24-2)$$

$$V = V[x(t), y(t), z(t), t] \quad (25-2)$$

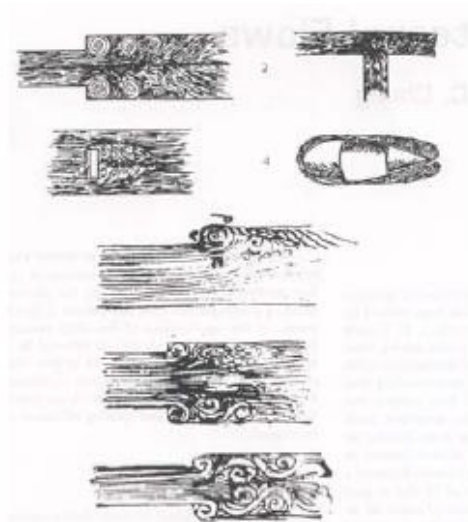
$$W = W[x(t), y(t), z(t), t] \quad (26-2)$$

$$P = P[x(t), y(t), z(t), t] \quad (27-2)$$

$$T = T[x(t), y(t), z(t), t] \quad (28-2)$$

۲-۱۳- مرئی سازی

استفاده از روش‌های گوناگون برای مشاهده پدیده‌های آیرودینامیکی و سیالاتی جریان هوا در تونل باد را مرئی سازی می‌نامند. مرئی سازی به پژوهشگران این امکان را می‌دهد که با مشاهده عینی پدیده‌های جریان هوا در اطراف مدل و خارج از محدوده مدل، بتوانند در اندازه‌گیری‌های خود فرض‌های جدیدی را وارد نموده و یا این که آزمایش‌ها و پژوهش‌های خود را با اندازه‌گیری‌های دقیق‌تر، افزایش دهند. همچنین مرئی سازی جریان هوا، به گرفتن دید صحیح برای کشف پدیده‌های جریان کمک نموده و بر ساده‌سازی مدل‌های ریاضی تاثیرگذار است. از اینرو، می‌توان این گونه بیان کرد که مرئی سازی می‌تواند سبب ارتقای پژوهش‌ها در زمینه‌های مختلف شود. در واقع مرئی سازی روش مناسبی برای تشخیص جریان و درک پدیده‌های آن است ولی معمولاً نمی‌تواند پدیده‌های جریان را با دقت بررسی کند و تنها شمای کلی از جریان را نشان می‌دهد.



شکل (۲-۲۲) طرح های کشیده شده از رفتار سیال توسط لئوناردو داوینچی

آغاز داشتن دید بصری از حرکت سیال را شاید بتوان از طرح های کشیده شده توسط لئوناردو داوینچی دانست. شکل (۲-۲۲) نقاشی های وی را در مورد حرکت سیال در شرایط متفاوت نشان می دهد. اما به صورت عملی برای اولین بار مرئی سازی جریان در تونل باد، با کار لودوینگ ماخ^۱ در سال ۱۸۹۳ آغاز شد. وی اولین مرئی سازی خود را در یک تونل باد با مقطع اتاق آزمون $18 \times 25 \text{ cm}^2$ و در سرعت $10 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ انجام داد. وی از دود سیگار و مواد ابریشمی برای مشاهده جریان استفاده کرد. ماخ، در این آزمایش، از جریان دود عکس برداری نمود که به علت غلظت کم دود، عکس های واضحی به دست نیامد.

اما این شروع کار بود. پس از ماخ، دانشمندان دیگری همچون ماری^۲ در سال ۱۸۹۹، پرانتل^۳ در سال ۱۹۲۳، سیمون^۴، دی وی^۵ و تانر^۱ در سال ۱۹۳۰، روش های مختلفی را برای مرئی سازی جریان

¹ Ludwing Mach

² Marey

³ Prandtle

⁴ L.F.C.Simmon

⁵ N.S.Deway

ابداع نمودند. امروزه انواع روش‌های پیشرفته برای مرئی‌سازی جریان هوا مورد استفاده قرار می‌گیرد. با توجه به نوع سیال، شرایط جریان نظیر سرعت و رژیم جریان و تراکم‌پذیری یا تراکم ناپذیری آن، روش‌های مختلفی برای مرئی‌سازی جریان سیال وجود دارد.

با توجه به وسعت مرئی‌سازی جریان سیال، تنها به تشریح روش‌های مرئی‌سازی مناسب جهت تونل بادهای سرعت پایین می‌پردازیم. در تونل بادهای سرعت پایین، روش‌های مرئی‌سازی به دو گروه طبقه‌بندی می‌شوند:

۱- مرئی‌سازی بر روی سطح مدل

۲- مرئی‌سازی در اطراف مدل

در مرئی‌سازی بر روی سطح مدل، شرایط جریان هوا روی سطح مدل نظیر لایه مرزی آرام، گذرا و آشفته و جدایش جریان هوا در لایه مرزی قابل مشاهده است. در این روش از تافت، روغن، خاک چینی برای مرئی‌سازی جریان روی مدل استفاده می‌شود. در روش مرئی‌سازی در اطراف مدل، میدان جریان هوا در اطراف مدل را قابل مشاهده نموده و به کمک آن پدیده‌هایی همچون جدایش جریان هوا و ناحیه دنباله، گردابه حاصل از مدل و ... را مشاهده کرد. در این روش می‌توان از انواع تافت‌ها و دود برای مرئی‌سازی جریان استفاده کرد.

۲-۱۴- استفاده از دود در مرئی‌سازی جریان

یکی از روش‌های مرئی‌سازی جریان در خارج از سطح مدل، مرئی‌سازی به وسیله دود است. در این روش، می‌توان یک شمای کلی از رفتار جریان‌های پیچیده را به دست آورد. در جریان‌های یکنواخت رگه‌های دود بیان‌کننده خطوط جریان بوده و با مقایسه این خطوط با آنچه از روابط تئوری به دست می‌آید می‌توان به درستی یا نادرستی آن روابط پی برد.

¹ T.Tanner

تجهیزات مورد نیاز برای به کارگیری روش مرئی‌سازی به وسیله دود شامل: تونل باد با شدت اغتشاش‌های کم، دستگاه تولید کننده دود، دستگاه‌های تزریق، دود و لوازم عکسبرداری می‌باشد. با توجه به اینکه بیشتر انواع دود سمی هستند (با درجه‌های مختلف) از اینرو برای مرئی‌سازی به وسیله دود باید از یک سیستم تهویه مناسب نیز استفاده نمود، بهترین موقعیت برای لوله‌های تزریق دود، بالادست ورودی اتاق آزمون می‌باشد. برای این که جریان دود پخش نشود، باید طول نازل کوتاه باشد. همچنین شدت اغتشاش‌های این گونه تونل‌ها باید کمتر از ۰,۱٪ باشد. به هم بین منظور، نازل دارای نسبت و رودی به خروجی بسیار بالایی مثل ۱:۲۴ می‌باشد و از توری‌های متعددی نیز برای کاهش شدت اغتشاش‌ها استفاده شده است.

۲-۱۵- اندازه‌گیری نیرو و گشتاور در تونل باد

هدف از کاربرد تونل باد در تحقیقات و پژوهش‌ها، شبیه‌سازی حرکت اجسام پرنده در هوا و بررسی و مطالعه مشخصه‌های جریان هوا اطراف مدل و در نهایت استفاده از نتایج آن در بهینه‌سازی طراحی اجسام و عملکرد آنهاست. یکی از مشخصه‌های کمی جریان هوا بر روی اجسام، نیروها و گشتاورهای اعمالی از طرف جریان هوا بر روی جسم است که اندازه‌گیری و تعیین آنها در طراحی و سیستم‌های مکانیک سیالات بویژه در اجسام پرنده اهمیت بسیاری دارد. از اینرو این نیروها در تونل باد و تجزیه و تحلیل آنها مهم است.

به طور کلی، در تونل باد، نیروها اعمالی از سوی جریان باد به مدل، به سه روش ذیل اندازه‌گیری و بررسی می‌شوند:

۱. اندازه‌گیری نیروهای با اندازه‌گیری ممنتوم در ناحیه دنباله جسم^۱

۲. اندازه‌گیری نیروها با توزیع فشار بر روی مدل

^۱ wake-survey method

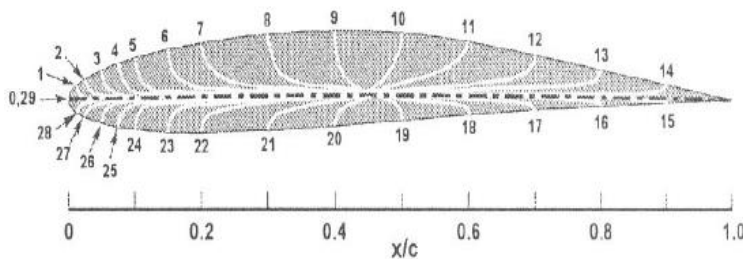
۳. اندازه‌گیری مستقیم نیروها و گشتاورها با استفاده از دستگاه‌های اندازه‌گیری نیرو یا بالانس‌ها در روش اندازه‌گیری ممنتوم، با اندازه‌گیری ممنتوم در بالادست مدل و در ناحیه دنباله جسم در پائین دست آن و تعیین اختلاف ممنتوم در بالادست و پائین‌دست مدل، نیروی پسا اندازه‌گیری می‌شود. در روش دوم، با ایجاد تعداد زیادی اریفیس بر روی مدل و در امتداد حرکت جریان هوا، و یا استفاده از مبدل الکترونیکی فشار، توزیع فشار استاتیکی بر روی مدل اندازه‌گیری شده و با انتگرالگیری از این توزیع فشار نیروهای برا و پسا اعمال شده به مدل بدست می‌آید. در روش سوم، از دستگاه‌های اندازه‌گیری نیرو که بالانس نام دارند، مقادیر نیرو و گشتاورهای اعمال شده به مدل از طرف جریان هوا، به صورت مستقیم اندازه‌گیری می‌شود.

هر یک از روش‌های فوق برای اندازه‌گیری نیروها و گشتاورها، دارای ویژگی‌های مختلفی بوده و در موارد مختلفی می‌توانند به کار روند. به طور کلی در اندازه‌گیری ممنتوم در ناحیه دنباله جسم، این مزیت را دارد که بوسیله آن می‌توان اطلاعات مفیدی در مورد مشخصات جریان هوا در اطراف جسم بدست آورد. این اطلاعات می‌تواند شامل وسعت محدوده دنباله جسم، تعیین مولفه‌های نیروی پسا نظیر پسا القائی چگونگی تغییر ناحیه دنباله جسم با تغییر زاویه حمله و نیز توزیع نیروی پسا در امتداد پهنای بال باشد که این اطلاعات می‌تواند در طراحی بالها و هواپیماها و نیز معتبرسازی کدهای CFD مفید واقع شود. از روش اندازه‌گیری ممنتوم می‌توان برای تعیین در حالت دو بعدی و سه بعدی استفاده نمود که در حالت سه بعدی، انجام اندازه‌گیریها به علت زیاد بودن نقاط اندازه‌گیری تا حدودی دشوار می‌باشد. در روش اندازه‌گیری توزیع فشار بر روی سطح مدل نیز می‌توان اطلاعات مفیدی از چگونگی توزیع فشار استاتیکی بر روی سطح مدل، تعیین نقطه فشار حداکثر، تعیین مرکز فشار و ... می‌باشد. این روش نیز معمولاً برای انجام آزمایش‌های دو بعدی مورد استفاده قرار می‌گیرد. با توجه به زیاد بودن نقاط اندازه‌گیری فشار بر روی سطح و در نتیجه افزایش تعداد اریفیسها و نیز افزایش تعداد شلنگ‌های اتصال به مانومتر، کاربرد این روش در حالت سه بعدی مشکلاتی را به همراه دارد. بالانس

ها نیز تجهیزاتی هستند که بسته به نوع آنها در داخل مدل قرار گرفته و یا اینکه خود مدل بر روی آنها نصب می‌شود و مقادیر نیرو و گشتاورهای اعمالی به مدل اندازه‌گیری می‌شود. قابل ذکر است که بالانسها تنها یک عدد را به عنوان مقدار نیرو نشان می‌دهند و اطلاعاتی را در مورد مشخصات جریان در اختیار نمی‌گذارند.

۲-۱۶- اندازه‌گیری نیرو به روش اندازه‌گیری توزیع فشار

یکی دیگر از روش‌های اندازه‌گیری نیروهای برا و پسا، اندازه‌گیری توزیع فشار استاتیکی بر روی سطح مدل و انتگرال‌گیری از آن است. در این روش مطابق شکل (۲-۲۳) اوریفیس‌های زیادی بر روی سطح مدل ایجاد می‌شوند و هر کدام از این اوریفیس‌ها توسط لوله‌های نازکی به دستگاه‌های اندازه‌گیری فشار متصل می‌شوند.



شکل (۲-۲۳) ایجاد اوریفیس بر روی ایرفویل برای اندازه‌گیری توزیع فشار استاتیکی روی سطح آن

اگر توزیع فشار در تمامی نقاط در طول سطح یک ایرفویل مشخص باشد، با استفاده از انتگرال‌گیری می‌توان نیروی فشاری کل بر روی بدنه ایرفویل را مشخص نمود.

۲-۱۷- اندازه‌گیری نیروها و گشتاورها توسط بالانسها

همان‌طور که در بخش‌های قبل بیان شد، یکی از روش‌های اندازه‌گیری نیروهای اعمالی از طرف جریان هوا بر روی مدل، استفاده از بالانس است. بالانسها دستگاه‌هایی برای اندازه‌گیری نیروها و

گشتاورها می‌باشند که برحسب نوع آنها (خارجی و داخلی) به مدل متصل شده و نیروهای وارد بر مدل را اندازه‌گیری می‌نمایند.

بالانس‌ها برحسب تعداد کمیت‌های اندازه‌گیری، به دو نوع بالانس‌های ۳ مؤلفه‌ای و بالانس‌های ۶ مؤلفه‌ای طبقه‌بندی می‌شوند. بالانس ۳ مؤلفه‌ای، توانایی اندازه‌گیری ۳ مؤلفه نیرو را دارد، اما بالانس ۶ مؤلفه‌ای علاوه بر ۳ مؤلفه نیرو، ۳ مؤلفه گشتاور چرخشی، گردشی و پیچشی را نیز طور همزمان اندازه‌گیری می‌نماید.

نکته مهم در انتخاب بالانس‌ها برای یک آزمایش، تغییر مقادیر نیرو و گشتاور به همراه تغییرات سرعت است. به طوری که مقادیر این نیروها و گشتاورها در بازه گسترده‌ای از سرعت حداقل تا سرعت حداکثر تغییر می‌کنند و از اینرو انتخاب بازه اندازه‌گیری بسیار مهم است.

۲-۱۷-۱- بالانس خارجی

بالانس خارجی، مکانیزم پیچیده و گاهی حجیم (در تونل بادهای بزرگ) است که در زیر اتاق آزمون نصب می‌شود. مکانیزم این نوع بالانس، به گونه‌ای است که نیروها و بارهای وارد بر مدل، قبل از آنکه اندازه‌گیری شوند به خارج از مدل منتقل می‌شوند. نوع دیگر بالانس، بالانس داخلی است که در مدل یا بر روی آن نصب می‌شود و اطلاعات مربوط به نیروها را به صورت سیگنال‌های الکتریکی به خارج از تونل باد می‌فرستد هر کدام از این دو نوع بالانس ویژگی‌های خاص خود را دارند. بالانس خارجی در صنعت هواپیمائی یک بالانس اساسی محسوب می‌شود. مزیت این نوع بالانس قدرت تجزیه و تحلیل بالای آن و نیز عدم نیاز به کالیبراسیون مداوم است. بالانس‌های خارجی، تجهیزاتی با اندازه‌ای بزرگتر از مدل هستند که برای اندازه‌گیری ۶ مؤلفه بارگذاری (سه مؤلفه نیرو، سه مؤلفه گشتاور) مورد استفاده قرار می‌گیرند. به طور معمول، ۴ نوع بالانس خارجی مورد استفاده قرار می‌گیرد که عبارتند از: بالانس سیمی، بالانس پلات فرم، بالانس یوک و بالانس هرمی. نحوه نامگذاری این بالانس‌ها بر حسب عضوی است که بارگذاری مورد نظر را تحمل می‌کند.

مزایا و معایب بالانس خارجی: دو مزیت بالانس خارجی عبارتند از:

۱. قدرت تجزیه و تحلیل بالائی دارد

۲. توانائی نگهداری کالیبراسیون در یک بازه زمانی طولانی

از معایب این نوع بالانس نیز می توان به اندازه بزرگ آن بالا بودن قیمت اولیه آن و زمان مورد نیاز برای کاهش اثرات متقابل ۶ مولفه بر روی یکدیگر تنظیم آنها را می توان نام برد.

۲-۱۷-۲ - بالانس داخلی

از بالانس داخلی به طور گسترده‌ای در آزمایشهای مدل کامل و یا اندازه‌گیری بارگذاری‌های مربوط به قسمتی از مدل استفاده می‌شود. اگر چه یک بالانس داخلی نمی‌تواند همانند بالانس خارجی محدوده وسیعی از بارگذاریها را اندازه‌گیری کند، اما از آنجائیکه ویژگیهای بالانس داخلی می‌تواند نیازمندیهای مربوط به انجام آزمایش را برآورده سازد، باعث شده است که این نوع بالانس کاربرد زیادی داشته باشد.

دو نوع بالانس داخلی که از نوع ترانسدیوسر هستند، کرنش‌سنج‌ها^۱ و المانهای پیزوالکتریک^۲ می‌باشند. معمولاً کرنش‌سنج‌ها کاربرد بیشتری از المانهای پیزوالکتریک دارند. علت آن این است که اگر چه المانهای پیزوالکتریک پاسخ فرکانسی بالائی دارند، اما نمی‌توانند بارگذاریهای پایدار^۳ را به خوبی اندازه‌گیری نمایند. در عمل، گاهی اوقات منظور از بالانس داخلی همان کرنش‌سنج است. در کرنش‌سنج‌ها رابطه ذیل برقرار است:

$$\frac{\Delta R}{R} = k \cdot \varepsilon \quad (2-29)$$

¹ strain gage

² piezoelectric elements

³ Steady Liads

که R ، مقاومت اولیه کرنش سنج ΔR مقدار تغییر مقاومت به علت ایجاد کرنش، K ، ضریب ثابت و ϵ مقدار کرنش است. برای اینکه کرنش سنج بتواند میزان نیرو را نشان دهد، آنرا در داخل مدار پل وتسون قرار می‌دهند.

معایب و مزایای بالانس داخلی: مزیت بالانس داخلی، قیمت اولیه پائین آن است و همچنین اینکه بالانس داخلی ممکن است در چندین تونل باد به کار رود. یکی از معایب بالانس داخلی نیز این است که بارگذاری روی مدل ممکن است به طور تصادفی از ظرفیت بالانس تجاوز کند که این باعث خرابی بالانس می‌شود.

۲-۱۸- شرایط آزمایش

برای اینکه یک آزمایش نتایج مناسبی به همراه داشته باشد شرایط خاصی لازم است. از جمله وسایل اندازه‌گیری مناسب که از دقت خوبی برخوردار باشند تا آزمایش با حداقل خطا انجام شود؛ فراهم آوردن محیط مناسب برای آزمایش تا تشابه‌سازی با جریان اصلی به خوبی انجام شود؛ انتخاب مدل مناسب که دارای تشابه هندسی، سینماتیکی و دینامیکی با نمونه واقعی باشد؛ حصول اطمینان از دقت در وسایل اندازه‌گیری در هر مرحله با انجام آزمایش‌های مربوطه، که در ادامه این موارد مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۲-۱۸-۱- مشخصات تونل باد

تمامی آزمایش‌ها در تونل باد دانشگاه صنعتی شاهرود که ساخت شرکت فراسنجش صبا است انجام شده است. این تونل باد از نوع مدار باز دمنده و به طول تقریبی ۱۸ متر است. ابعاد اتاق آزمایش برابر با عرض ۸۰، ارتفاع ۸۰ و طول ۲۰۰ سانتیمتر و از جنس پلکسی گلاس می‌باشد. همچنین تونل باد مجهز به فن سانتریفیوژ و موتور سه فاز ۴۵ کیلووات می‌باشد.



شکل (۲-۲۴) تونل باد مدار باز دانشگاه شاهرود

حداکثر سرعت این تونل باد ۳۵ متر بر ثانیه است. شدت اغتشاشات جریان آزاد در ماکزیمم سرعت تونل باد برابر ۰.۲٪ بوده که این مقدار با کاهش سرعت تونل باد افزایش پیدا کرده و در مینیمم سرعت تونل باد به مقدار ۰.۲٪ می‌رسد.

در این آزمایشات توزیع فشار بر روی مدل اندازه‌گیری شد. سیستم اندازه‌گیری فشار متشکل از انتقال دهنده فشار، تبدیل کننده آنالوگ به دیجیتال، تطبیق دهنده سیگنال، مولتی‌متر، تابلوی کانال، کامپیوتر و غیره بود.

۲-۱۸-۲- مدل آزمایش

برای انجام آزمایش از مدل پلاستیکی سمند و با مقیاس $\frac{1}{18}$ استفاده شده است. نمایی از این مدل در شکل (۲-۲۵) نشان داده شده است.



شکل (۲-۲۵) مدل سمند استفاده شده در آزمایش

ابعاد سمند واقعی به صورت زیر است:

طول: ۴/۵ متر عرض: ۱/۸ متر ارتفاع: ۱/۴۶ متر

همچنین ابعاد مدل به کار رفته در آزمایش :

طول: ۲۵ سانتیمتر عرض: ۱۰/۵ سانتیمتر ارتفاع: ۸ سانتیمتر

همانطور که در بخش (۲-۵) بیان شد، برای اینکه بین شرایط آزمایشگاهی و حالت واقعی تشابه

وجود داشته باشد، باید سه اصل تشابه هندسی، تشابه سینماتیکی و تشابه دینامیکی برقرار باشد.

با توجه به اینکه مدل مورد استفاده دارای شکل یکسانی با خودرو واقعی است و همچنین نسبت

تمامی ابعاد خطی آن نسبت به نمونه واقعی دارای مقیاس $\frac{1}{18}$ می باشد، بنابراین اولین اصل که تشابه

هندسی است برقرار است.

دو جریان هنگامی دارای تشابه سینماتیکی هستند که الگوی خطوط جریان آنها متناسب با

یکدیگر باشد. ضریب مقیاس ثابت است. از اینرو و با توجه به اصل تشابه سینماتیکی، نیاز است که

برای بدست آوردن داده‌های صحیح یک آزمایش، سطح مقطع تونل باد بی نهایت باشد تا شرایط

قرارگیری مدل در میدان جریان بی نهایت فراهم شود. در عمل، این محدودیت با در نظر گرفتن

ضرایب تصحیحی، اصلاح می شود. از طرف دیگر، تشابه سینماتیکی، نیازمند آن است که رژیم هر دو

جریان در حالت مدل و نمونه واقعی، یکسان باشد.

در آزمایش حاضر برای اینکه تشابه سینماتیکی برقرار باشد، سعی شد رژیم جریان در کار آزمایشگاهی با واقعیت تطابق داشته باشد. آزمایش در سرعت‌های ۲، ۵، ۸، ۱۰ و ۱۲ متر بر ثانیه در تونل باد انجام شد؛ و با توجه به اینکه از پارامتر طول خودرو برای محاسبه عدد رینولدز ($Re = \frac{\rho U^2 L^2}{\mu UL} = \frac{\rho U \cdot L}{\mu} = \frac{UL}{\nu}$) استفاده شده است، رینولدز جریان بین ۳۵۰۰۰ تا ۲۱۰۰۰۰ تغییر کرد. از آنجا که عدد رینولدز در جریان واقعی بسیار بزرگتر از این مقادیر است (حدود 10^7 برای سرعت ۲۵ متر بر ثانیه)، با استفاده از برونمایی تا رینولدز واقعی، برای رسیدن به تشابه جریان تلاش شد.

در تونل بادهای سرعت پایین شرط برابری عدد رینولدز برای تشابه جریان کفایت. عدد فرود ($Fr = \sqrt{\frac{U^2}{Lg}}$) در تونل باد کاربردی ندارد، ولی عدد ماخ ($M = \frac{U}{C}$) در صورتیکه سرعت بالاتر از ۱۰۰ متر بر ثانیه باشد، نقش تعیین کننده‌ای در رفتار سیال دارد. در سرعت‌های پایین، آثار مربوط به عدد رینولدز بسیار بیشتر از عدد ماخ است و در این بازه سرعت، عدد ماخ کاربرد چندانی ندارد. در جریان‌های مافوق صوت و جریان‌های سطحی آزاد به ترتیب نیروهای الاستیسیته و گرانشی اهمیت دارند. در این موارد نیروی درگ تابعی از عدد فرود و عدد ماخ نیز می‌باشد. در این تحقیق نیز به علت پایین بودن سرعت (۲۵-۳۵ متر بر ثانیه)، عدد ماخ تأثیری در رفتار جریان ندارد.

سومین اصل، تشابه دینامیکی است. شرط برقراری تشابه دینامیکی این است که دو جریان هم باید تشابه هندسی داشته باشند و هم تشابه سینماتیکی. برای برقرار ساختن شرایط تشابه دینامیکی، باید تمامی نیروهائی را که در جریان سیال مهم هستند را در نظر گرفت. شرایط آزمایش باید به گونه‌ای فراهم شود که نیروهای موجود در حالت مدل، با یک ضریب مقیاس ثابت، با نیروهای متناظر موجود در حالت نمونه واقعی متناسب باشند. در تونل بادهای سرعت پائین، تشابه دینامیکی هنگامی برقرار است که عدد رینولدز مدل با عدد رینولدز نمونه واقعی برابر باشد. برای برابری عدد رینولدز مدل با

عدد رینولدز نمونه واقعی در تونل باد از سه روش می‌توان استفاده کرد:

(۱) اندازه مدل برابر با اندازه نمونه واقعی باشد.

(۲) از تونل باد چگالی متغیر استفاده شده و مقدار ρ را افزایش داد.

(۳) کاهش مقدار دما و در نتیجه کاهش مقدار ν (لزجت سینماتیکی) که نتیجه آن افزایش عدد رینولدز مدل است.

با توجه به این که هر کدام از روش‌های فوق مشکلاتی نظیر افزایش هزینه ساخت تونل‌ها، ... را به همراه دارند، بنابراین در این آزمایش سعی شد علاوه بر ایجاد تشابه هندسی، رژیم‌های جریان نیز شبیه‌سازی شوند. در این حالت لایه مرزی تشکیل شده بر روی مدل و نمونه واقعی مشابه یکدیگر خواهند بود. سپس اندازه‌گیری‌ها بر روی مدل انجام شده و رفتار جریان در عدد رینولدز مدل، مطالعه شد. آن‌گاه این رفتار جریان هوا برای اعداد رینولدز بالاتر تا رینولدز نمونه واقعی، برونمایی شد. به این ترتیب بین مدل در شرایط آزمایشگاهی و نمونه اصلی مشابه‌سازی جریان انجام پذیرفت.

جهت اندازه‌گیری توزیع فشار، ۲۴ حفره بر روی سقف ایجاد گردید که به هر کدام از آنها شیلنگ‌هایی به قطر ۲,۵ میلی‌متر متصل شد. سمت دیگر این شیلنگ‌ها به دستگاه اندازه‌گیری فشار وصل شد. تمام اندازه‌گیری‌ها در سیستم ذخیره‌سازی داده در کامپیوتر ذخیره شدند.



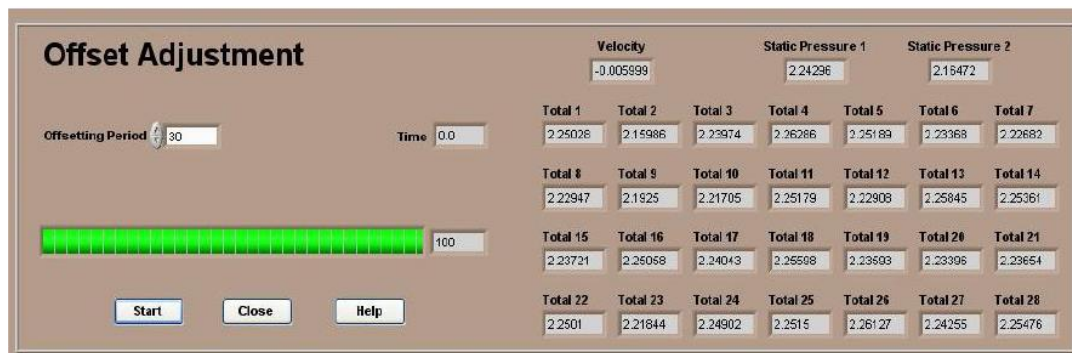
شکل (۱-۲) حفره‌های ایجاد شده بر روی مدل

۲-۱۸-۳ - انجام آزمایش

پس از قرار دادن مدل درون اتاق تونل باد و اتصال لوله‌های آن به فشارسنج، آفست‌گیری^۱ اولیه انجام می‌گردد. این عمل باید قبل از انجام هر آزمایش انجام پذیرد تا از عدم وجود خطای آفست اطمینان حاصل گردد. به منظور کاهش درصد خطا مدت زمان ۳۰ ثانیه برای آفست‌گیری انتخاب گردید.



شکل (۱-۲) لوله‌های تست



شکل (۲-۲) آفست‌گیری انجام گرفته قبل از هر آزمایش

¹ offset



شکل (۲-۳) نمایی از مدل در اتاق آزمون تونل باد

فصل ۳.

روش عددی

۳-۱- مقدمه

در این تحقیق برای محاسبه ضریب درگ خودرو سمند به صورت عددی از نرم افزار انسیس-فلوئنت^۱ استفاده شده است. برای ساخت مدل مورد نیاز از نرم افزارهای اتوکد^۲ و سالیدورک^۳ استفاده شد و برای مش زدن سطوح از انسیس و بالاخره از فلوئنت برای شبیه سازی جریان استفاده گردید.

۳-۲- نرم افزار فلوئنت

نرم افزار فلوئنت یکی از نرم افزارهای صنعتی مشهور می باشد که دارای قابلیت های فراوانی است. این نرم افزار قابلیت مدلسازی جریانهای دو و سه بعدی را داراست. نرم افزار فلوئنت بر پایه روش حجم محدود که یک روش بسیار قوی و مناسب در روش های دینامیک سیالات محاسباتی می باشد، بنا شده است. قابلیت های فراوانی نظیر مدلسازی جریانهای دائم و غیر دائم، جریان لزج و غیرلزج، احتراق، جریان مغشوش، حرکت ذرات جامد و قطرات مایع در یک فاز پیوسته و ده ها قابلیت دیگر فلوئنت را تبدیل به یک نرم افزار بسیار قوی و مشهور نموده است.

۳-۲-۱- فرضیات

برای حل معادلات با استفاده از نرم افزار فلوئنت فرضیات زیر انجام گرفته است:

- (۱) مدل جریان سه بعدی می باشد.
- (۲) بدلیل وجود جابجایی طبیعی می توان از فرض Boussinesq و یا گاز ایده آل غیر قابل تراکم استفاده کرد، که در اینجا از فرض گاز ایده آل غیر قابل تراکم استفاده شده است.
- (۳) بدلیل عدم وجود جریان چرخشی بالا از مدل توربولانس $k - \varepsilon$ استفاده شده است.

¹ Ansys-Fluent

² AutoCad

³ Solid Works

(۴) پروفیل سرعت باد در مرز ورودی به صورت یکنواخت در نظر گرفته شده است.

(۵) از تغییرات لحظه‌ای سرعت باد صرف نظر شده است.

۳-۳- معادلات حاکم

معادله پیوستگی در حالت کلی به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = s_m \quad (۱-۳)$$

معادله فوق شکل کلی معادله پیوستگی برای جریان‌های قابل تراکم و غیر قابل تراکم می‌باشد. که

در آن s_m جرم اضافه شده به فاز پیوسته، از فاز دوم منتشر شده می‌باشد.

معادلات بقای مومنتوم در جهت i به صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i + F_i \quad (۲-۳)$$

که در آن P فشار استاتیک، ρg_i و F_i نیروهای گرانشی و خارجی در جهت i و τ_{ij} تانسور

تنش می‌باشد که عبارت است از:

$$\tau_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \quad (۳-۳)$$

که در آن μ لزجت مولکولی و عبارت دوم در سمت راست معادله تأثیرپذیری ناشی از انبساط

حجمی می‌باشد.

معادلات انتقال برای مدل $k - \varepsilon$ استاندارد به صورت زیر است:

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \quad (۴-۳)$$

$$\rho \frac{D\varepsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (۵-۳)$$

که در این معادلات G_k نشان دهنده تولید انرژی جنبشی مغشوش با توجه به گرادیان‌های سرعت

متوسط می‌باشد. G_b مربوط به اثرات شناوری و Y_M مربوط به اثرات تراکم‌پذیری بوده که در جریان‌های با رینولدز بالا موثر می‌باشد. $C_{1\varepsilon}$ ، $C_{2\varepsilon}$ و $C_{3\varepsilon}$ مقادیر ثابتند و G_k و σ_ε اعداد پیرانتل و اشمیت مغشوش هستند.

۳-۴- مدلسازی جریان

از روش حجم محدود برای گسسته‌سازی معادلات و از روش ضمنی برای حل معادلات گسسته شده استفاده شده است. از الگوریتم simple و coupled برای کوپله کردن فشار و میدان جریان استفاده شده است. تمام موارد سه بعدی بوده و فلوئنت در حالت ddp3 (سه بعدی با حل گر دقت مضاعف) اجرا شده است. میدان محاسباتی در اجرای اول دارای ۱۹۲۵۱۸۸ مش بی‌سازمان (unstructured) از نوع مثلثی بوده و برای دقیق‌تر بودن جواب اندازه‌المان‌ها در جاهایی که گرادیان دما و سرعت زیاد بود بعد از چند تکرار بهبود می‌یافت. برای گسسته‌سازی فشار از روش Standard و روش upwind مرتبه دو برای گسسته‌سازی سایر معادلات حاکم به کار برده شده است.

برای مدل کردن جریان‌های جابجایی طبیعی از فرض بوزینسک و یا فرض گاز ایده‌آل استفاده می‌شود، که در اینجا از فرض گاز ایده‌آل استفاده شده است.

۳-۴-۱- فضای فیزیکی و محاسباتی و شبکه

مدل استفاده شده در شبیه‌سازی دارای ابعاد واقعی خودرو سمنند می‌باشد که عبارت است از:

طول خودرو: ۴,۵ متر

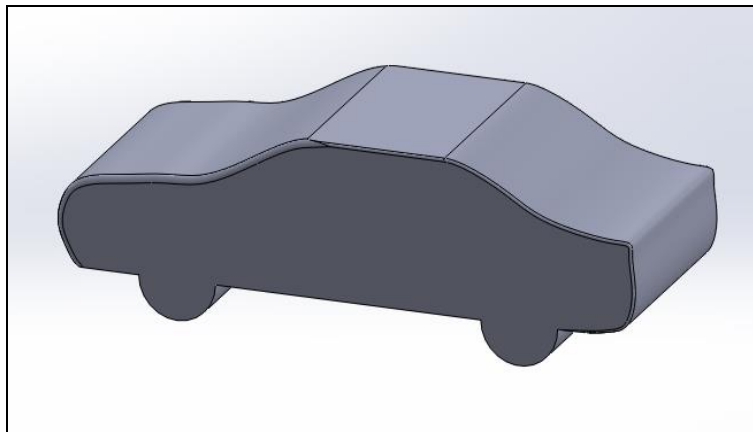
عرض خودرو: ۱,۹ متر

ارتفاع خودرو: ۱,۴۶ متر

برای طراحی سه بعدی مدل مورد نظر از نرم افزارهای سالیید ورک و اتوکد استفاده شد. سعی شد که مدل نظر از لحاظ ابعاد و زاویه انحنای شیشه‌های جلو و عقب و همچنین سایر پارامترها همخوانی

خوبی با خودرو سمند داشته باشد.

شکل (۱-۳) نمایی از مدل طراحی شده را نشان می‌دهد. بعد از طراحی بدنه خودرو جهت مش-بندی مدل از نرم‌افزار انسیس استفاده شد. لازم به یادآوری است که در طراحی خودرو سمند از برخی جزئیات بدنه مانند آینه‌های بغل، دستگیره‌ها و یا آگزوز و برجستگی‌های زیر اتوموبیل صرف نظر شد.



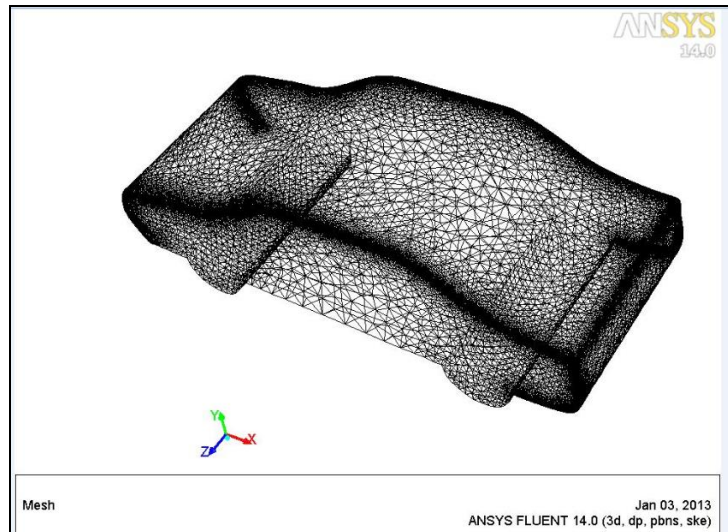
شکل (۱-۳) مدل سه بعدی سمند

شبکه مش‌های به کار برده شده در شبیه‌سازی خودرو سمند در شکل (۲-۳) نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود سعی شده که در نقاط حساس بدنه و مکان‌هایی که گرادیان سرعت بزرگتر است و یا نزدیک محل‌های تشکیل لایه مرزی مش‌بندی از تراکم بیشتری برخوردار باشد تا محاسبات با دقت بهتری انجام شود.

۳-۵- شرایط مرزی^۱

شرایط مرزی به کار برده شده که نمایشگر دامنه استفاده شده در این تحقیق است، در زیر توضیح

^۱ Boundary Conditions



شکل (۳-۲) شبکه‌بندی مدل در نرم‌افزار انسیس

داده می‌شود. لازم به یادآوری است که پارامترهایی مثل دما، فشار و ویسکوزیته هوا ثابت فرض شدند. همچنین جریان پایدار در نظر گرفته شد.

۳-۵-۱- شرط مرزی سرعت ورودی^۱

از شرط مرزی سرعت ورودی برای تعیین سرعت و پارامترهای اسکالر جریان در مرز ورود استفاده می‌شود. در شرط مرزی سرعت ورودی، خواص سکون سیال ثابت نبوده بلکه بسته به مقدار و توزیع سرعت در ورودی تغییر می‌کند. مؤلفه سرعت در جهت x برابر با سرعت باد در نظر گرفته شده است و در جهت y و z صفر در نظر گرفته شده است.

$$u = u_{wind} \quad v = 0 \quad w = 0 \quad P = P_{\infty}$$

که P_{∞} همان فشار محیط است. دمای هوا برابر درجه حرارت طراحی یعنی 300k منظور شده

¹ Velocity inlet

است. برای تعیین پارامترهای اغتشاش از مدل شدت اغتشاش Turbulent و Turbulent Intensity و Viscosity Ratio استفاده شده است.

۳-۵-۲- شرط مرزی درونی^۱

استفاده از شرط مرزی درونی بدین معناست که سطح انتخاب شده هیچ گونه مانعی در جریان سیال نداشته و به واقع سطح انتخاب شده جزء مرز نمی‌باشد.

۳-۵-۳- شرط مرزی فشار خروجی^۲

برای تعیین فشار استاتیک و سایر متغیرهای اسکالر جریان در مرز خروجی استفاده می‌شود. استفاده از این شرط مرزی به جای شرط مرزی جریان خروجی، اغلب موجب بهتر شدن نرخ همگرایی در زمانیکه جریان برگشتی در طول مراحل تکرار اتفاق می‌افتد، می‌گردد. در مرز خروجی جریان، فشار برابر فشار اتمسفری در نظر گرفته شده است.

۳-۵-۴- شرط مرزی دیواره^۳

از شرط مرزی دیواره در مرزهایی که سیال توسط یک جامد، محصور می‌گردد، استفاده می‌شود. در جریان‌های لزج، شرط غیر لغزشی بودن جریان چسبیده به دیواره، در پیش‌فرض نرم‌افزار فلوئنت منظور شده است.

¹ Interior

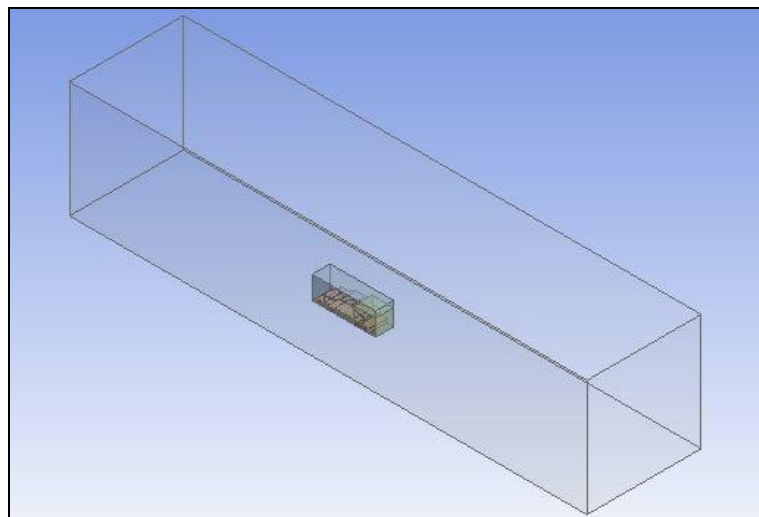
² Pressure Outlet

³ Wall

۳-۵-۵- شرط مرزی تقارن^۱

در شبیه‌سازی جریان در هندسه‌های متقارن می‌توان، جریان در نصف مدل هندسی را شبیه‌سازی نموده و نتایج به دست آمده را برای کل مدل تعمیم داد. در شرط مرزی تقارن هیچگونه پارامتر دیگری تعریف نمی‌شود.

همچنین برای دقت بیشتر مدل مورد نظر باید با مرزهای اطراف فاصله کافی داشته باشد تا تحت تأثیر جریان آنها قرار نگیرد. طبق تحقیقات [29] این مقدار در پشت مدل باید حداقل ۵ برابر و در بالای مدل حداقل ۲ برابر ابعاد مدل باشد. بنابراین محدوده محاسباتی نباید خیلی کوچک باشد. از طرفی بزرگ بودن محدوده بیشتر شدن محاسبات و زمان را به همراه دارد. در تحقیق حاصل طول محدوده ۳۵ متر، عرض ۶۳ متر و ارتفاع ۱۲/۶ متر در نظر گرفته شده است. فضای محاسباتی در شکل (۳-۲) نشان داده شده است. همچنین کیفیت مش‌بندی نقش تعیین کننده‌ای در روند محاسبات دارد.



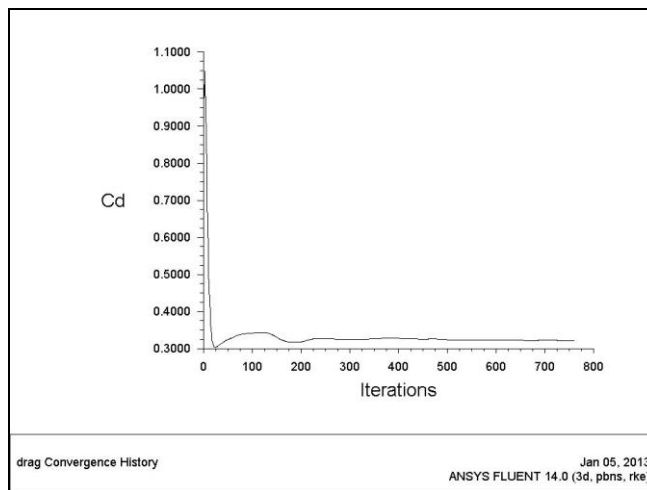
شکل (۳-۲) محدوده محاسباتی مسأله

¹ Symmetry

۳-۶- رسیدن به حالت پایا^۱

برای اینکه مسأله به حالت پایا برسد، باید حل تا زمان مناسبی ادامه پیدا کند و مقادیر باقیمانده خطا از مقدار مشخصی کمتر شود.

شکل (۳-۴) روند ثابت شدن ضریب درگ را همراه با گذر زمان نشان می‌دهد که البته این زمان برای مدل‌های حل مختلف متفاوت بود.



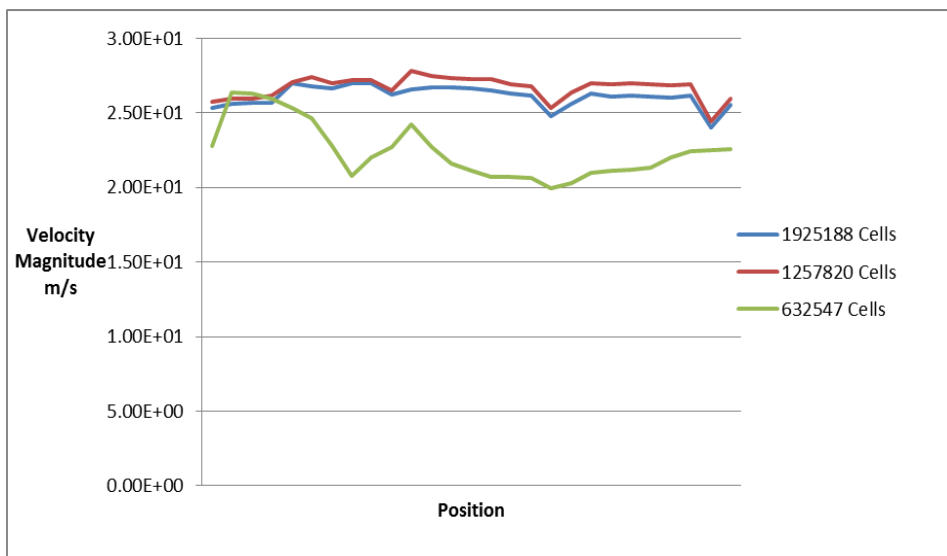
شکل (۳-۴) نمودار ضریب درگ با زمان

۳-۷- مطالعه استقلال حل عددی از شبکه

در جهت استفاده بهینه از امکانات رایانه‌ای موجود و افزایش دقت حل در نواحی نزدیک بدنه خودرو که تغییرات شدیدی ممکن است روی دهد، از المانهای بسیار ریز بر روی بدنه خودرو استفاده شده است. با دور شدن از سطح بدنه خودرو المانها نیز درشت‌تر می‌شوند. برای نشان دادن استقلال نتایج حل از اندازه‌های شبکه، حل بر روی خودرو سمند با چند شبکه با تعداد المان متفاوت انجام شده است. روند افزایش المانها به گونه‌ای بوده است که هم دانسیته المانها بر روی سطح خودرو افزایش یافته و هم تعداد المانهای موجود در فضای محاسباتی افزایش یابد. با بررسی نتایج مشاهده می‌شود

¹ steady

که تحلیل مسأله با تعداد المان ۶۳۲۵۴۷، نتایج خوبی حاصل نمی‌شود. هر چه تعداد المان‌ها زیادتر شود، جواب‌ها به همدیگر نزدیک می‌شوند و دقت حل بالا می‌رود. در نمودار (۳-۵) سرعت بر روی خطی که از روبروی شیشه جلو خودرو عبور می‌کند، نشان داده شده است. همانطور که مشخص است تحلیل مسأله با تعداد المان کم با خطای زیادی همراه است.



شکل (۳-۵) بررسی حل با استفاده از چندین شبکه

فصل ۴.

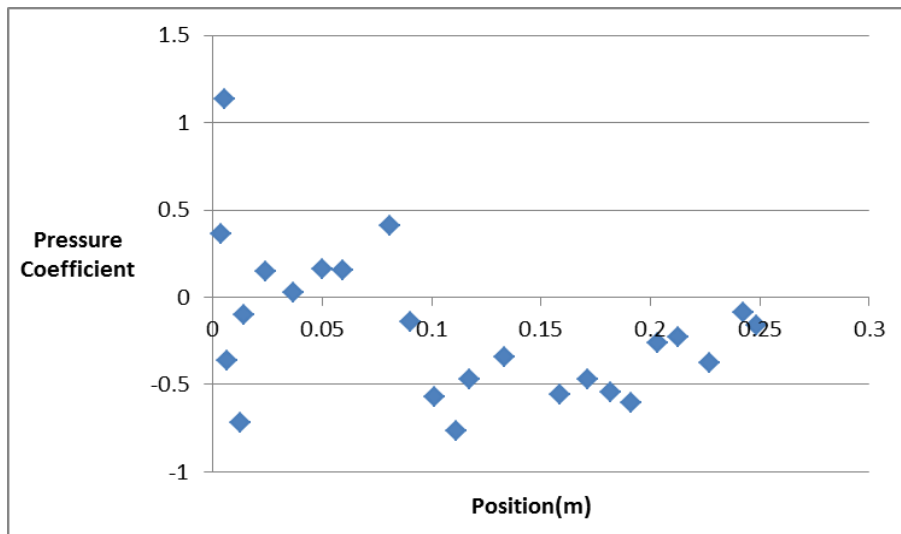
بحث و نتیجه گیری

۴-۱- مقدمه

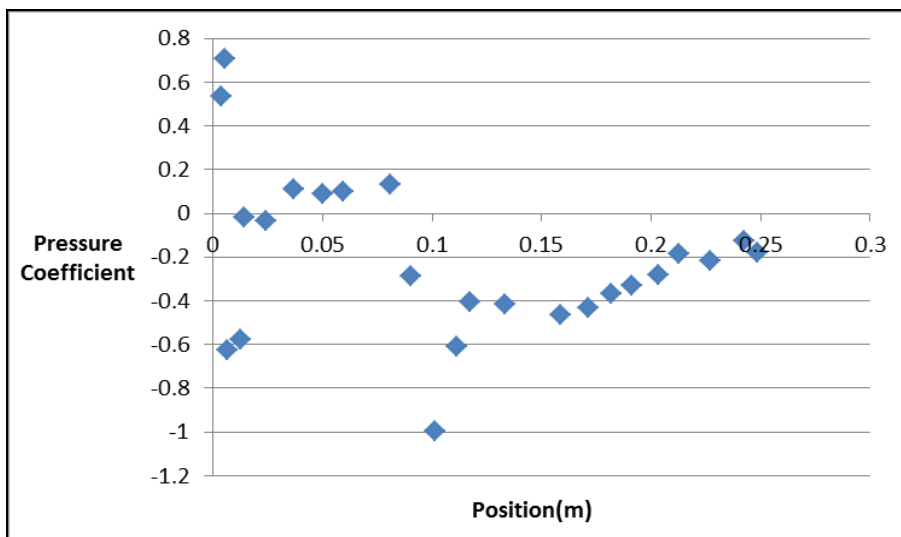
در این فصل نتایج حاصل از کار تجربی و حل عددی برای به دست آوردن ضریب درگ خودرو سمند ارائه شده است. همانطور که در فصل دوم به آن اشاره شد، تحقیقات اندکی بوده که به صورت تجربی به بررسی این موضوع پرداخته‌اند، که اغلب هم از دقت کمی برخوردار بوده و در بررسی‌های عددی هم معمولاً مدلسازی خوبی از خودرو صورت نگرفته و یا تحلیل‌های انجام شده متمرکز بر یک مدل خاص بوده‌اند. همچنین مقایسه بین روش تجربی و تحلیل عددی اقدام نشده است. در این فصل علاوه بر حل عددی با مدل‌های مختلف به مقایسه آنها با نتایج تجربی نیز پرداخته شده است.

۴-۲- نتایج تجربی

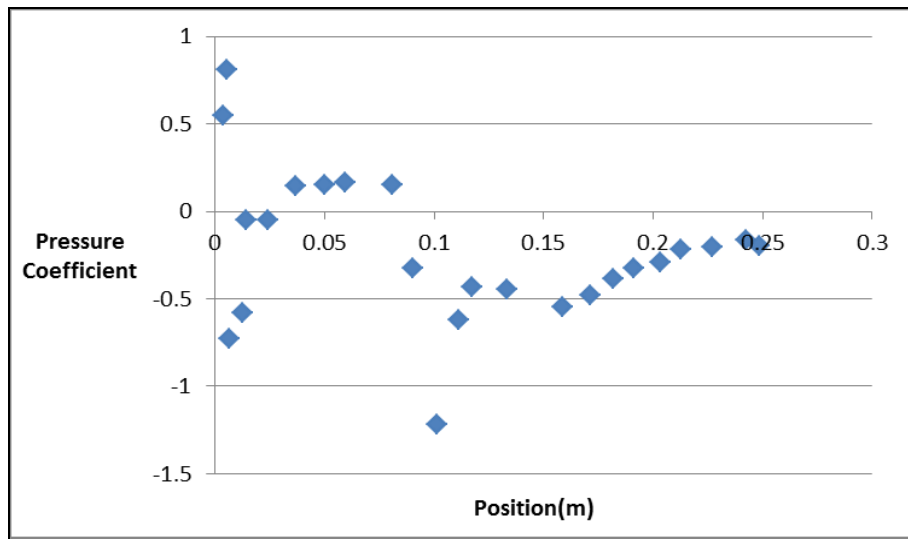
در این تحقیق با توجه به امکانات آزمایشگاهی موجود تغییرات توزیع فشار بر روی بدنه خودرو سمند در سرعت‌های مختلف و برای رینولدزهای متفاوت به دست آمد که در شکل‌های زیر این نتایج نمایش داده شده‌اند. با توجه به امکانات آزمایشگاهی موجود تغییرات ضریب درگ در سرعت‌های $۲ \frac{m}{s}$ ، $۵ \frac{m}{s}$ ، $۸ \frac{m}{s}$ و $۱۰ \frac{m}{s}$ بررسی شده است. با علم به اینکه شدت اغتشاشات جریان آزاد با کاهش سرعت تونل باد افزایش می‌یابد، نتایج در مینیمم سرعت ($۲ \frac{m}{s}$) از دقت خوبی برخوردار نیست که در شکل (۴-۱) قابل مشاهده است. با افزایش سرعت و کاهش شدت اغتشاشات جریان آزاد، نتایج به دست آمده از دقت بهتری برخوردار شدند. لازم به یادآوری است که برای محاسبه عدد رینولدز از پارامتر طول مدل استفاده شده است.



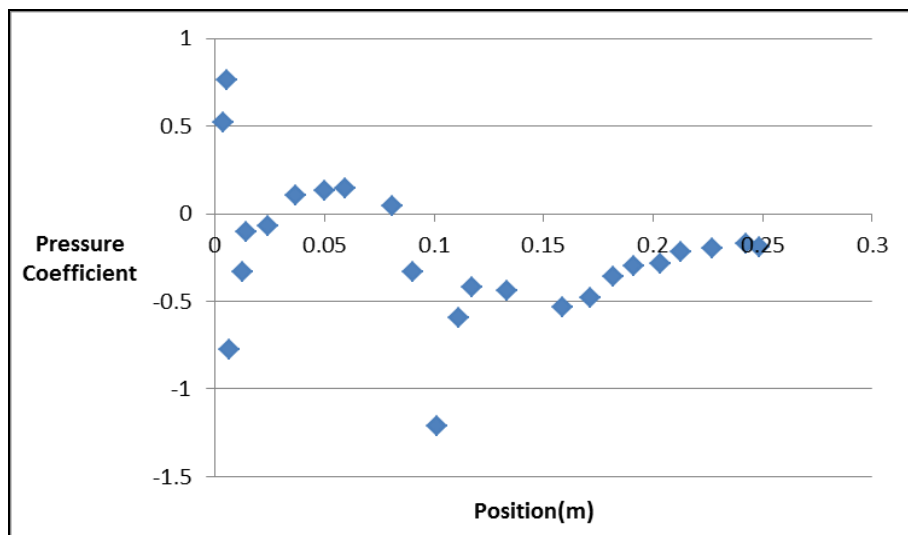
شکل (۱-۴) نتایج تجربی بدست آمده برای توزیع فشار در سرعت $2 \frac{m}{s}$ (رینولدز 3.5×10^4)



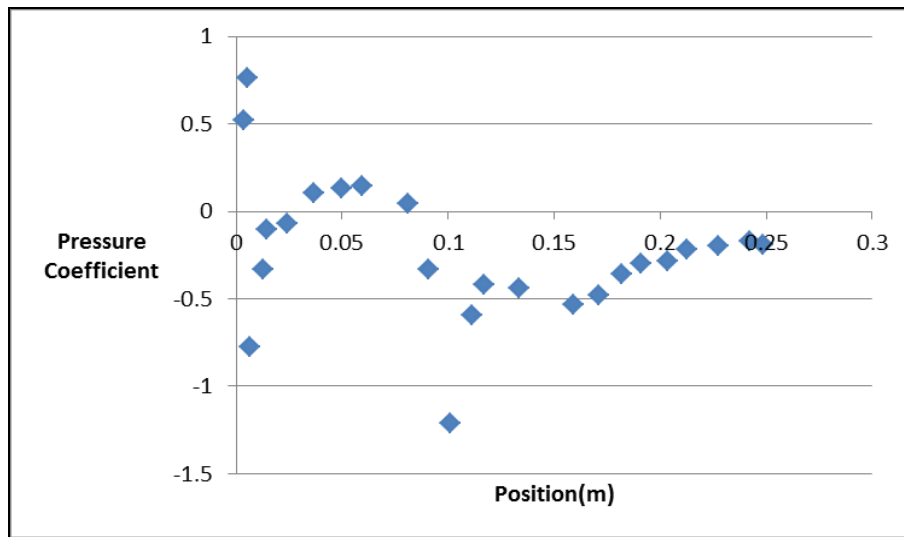
شکل (۲-۴) نتایج تجربی بدست آمده برای توزیع فشار در سرعت $5 \frac{m}{s}$ (رینولدز 8.7×10^4)



شکل (۳-۴) نتایج تجربی بدست آمده برای توزیع فشار در سرعت $8 \frac{m}{s}$ (رینولدز $1.0^5 \times 1/4$)

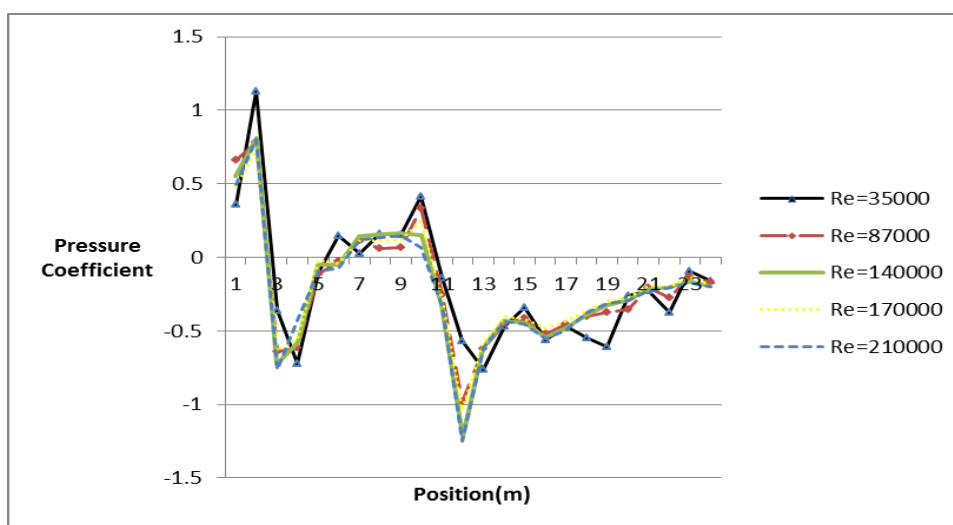


شکل (۴-۴) نتایج تجربی بدست آمده برای توزیع فشار در سرعت $10 \frac{m}{s}$ (رینولدز $1.0^5 \times 1/7$)



شکل (۵-۴) نتایج تجربی بدست آمده برای توزیع فشار در سرعت $12 \frac{m}{s}$ (رینولدز $1.0^5 \times 10^5$)

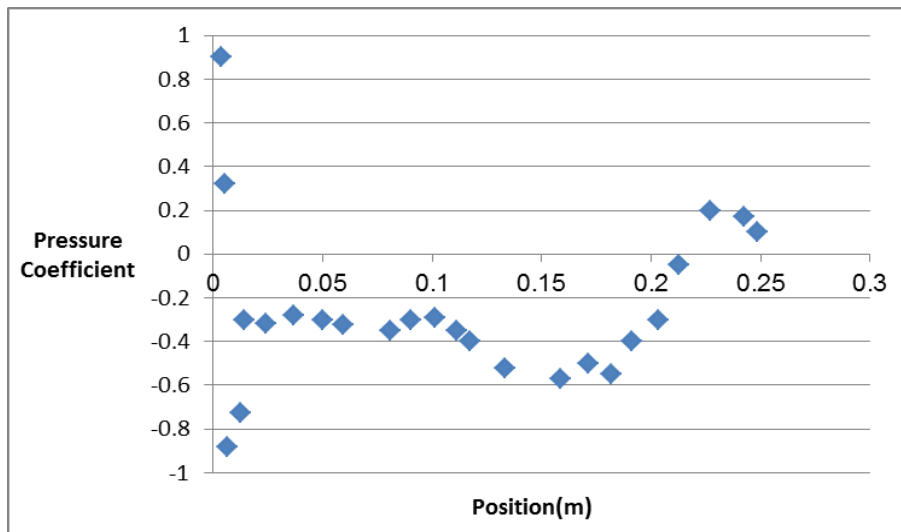
همانطور که در شکل‌های (۲-۴)، (۳-۴)، (۴-۴) و (۵-۴) مشخص است، فشار در جلوی رادیاتور بالاست، در اطراف لبه کاپوت فشار پایین آمده و مجدداً به علت انحنای جریان در پای شیشه جلو افزایش می‌یابد. دو ناحیه کم فشار نیز در ابتدا و انتهای سقف به وجود می‌آید که هماهنگی خوبی با تئوری کلی خودروها دارد.



شکل (۶-۴) نتایج تجربی بدست آمده برای توزیع فشار در رینولدزهای مختلف

در شکل (۴-۵) مقایسه‌ای بین نتایج در رینولدزهای مختلف انجام شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، تغییر زیادی در نتایج به دست آمده به وجود نیامده است. در واقع برای سرعت‌های متفاوت نتایج تقریباً یکسانی به دست آمد. در نمودارهای فوق دو پیک برای مقدار منفی ضریب فشار دیده می‌شود که کمترین آن مربوط به نقطه ۱۲ روی سقف، درست لبه تماس سقف با شیشه جلو است؛ که این تغییر ناگهانی فشار ناشی از ناحیه جدایش جریان است. بیشترین فشار مربوط به نقطه‌ای است که جریان می‌خواهد از روی کاپوت تغییر جهت داده و به سمت سقف حرکت کند، یعنی منطقه انتهایی کاپوت و ابتدای شیشه جلو، که این منطقه به علت سرعت پایین جریان هوا و زیاد بودن فشار هوا بهترین گزینه برای قرار دادن دریچه‌های ورودی هواست. در نقطه ۲۴ نیز کاهش فشار دیده می‌شود و این نشان می‌دهد که جریان در ادامه مسیر جدا شده است، که مربوط به جدایش جریان در پشت خودرو می‌باشد. بیشترین فشار مربوط به نقطه ۹ که روی شیشه جلو واقع شده است می‌باشد. در مجموع به نظر می‌رسد که در جلوی دماغه، روی سقف، بعد از شیشه جلو و در پشت خودرو ناحیه جریان گردشی به وجود آمده است که باعث افزایش نیروی درگ خواهد شد.

شکل (۴-۶) توزیع فشار در زیر بدنه خودرو سمند را نشان می‌دهد. با توجه به اینکه برای محاسبه ضریب درگ از روش اندازه‌گیری فشار استفاده می‌شود، به مقادیر فشار در زیر بدنه نیز نیاز بود که با اندازه‌گیری آن و تعیین اختلاف آن با فشار روی بدنه مقادیر نیرو به دست بیاید.



شکل (۴-۷) نتایج تجربی به دست آمده برای توزیع فشار در زیر بدنه خودرو

۴-۳- خطا

هر اندازه‌گیری و کار تجربی همراه با مقادیری خطا می‌باشد. این خطاها در برخی موارد قابل جلوگیری هستند و در برخی موارد اجتناب ناپذیرند. در این قسمت به بررسی اجمالی خطاهای محتمل در کار تجربی و نحوه محاسبه آنها پرداخته می‌شود.

۴-۳-۱- خطای تصادفی^۱ و خطای سیستماتیک^۲:

خطای تصادفی مربوط به تغییرات غیر قابل پیش‌بینی در روند آزمایش است. ممکن است مقدار اندازه‌گیری شده را هم بیشتر و هم کمتر از مقدار واقعی نشان دهد. در واقع این خطا باعث می‌شود که در هر بار اندازه‌گیری یک مقدار جدید به دست بیاید. این خطا اجتناب ناپذیر است و در واقع

¹ Random error

² Systematic error

بخشی از پروسه اندازه‌گیری است. این خطا قابل پیش بینی و درجه خطا قابل محاسبه کردن است. خطای سیستماتیک مربوط به وسایل اندازه‌گیری است و به علت چگونگی استفاده از تجهیزات و چگونگی کنترل و نحوه انجام آزمایش پیش می‌آید. این خطا همیشه مقدار اندازه‌گیری شده را کمتر یا بیشتر از مقدار واقعی نشان می‌دهد ولی هم کمتر و هم بیشتر نشان نمی‌دهد. یک آزمایش ممکن است شامل بیش از یک خطای سیستماتیک باشد که این خطاها ممکن است همدیگر را خنثی کنند اما هر کدام مقدار واقعی را به نحوی تغییر می‌دهند. (روی مقدار واقعی تأثیر می‌گذارند). اگر آزمایش دقیق و معتبر باشد مقدار خطای سیستماتیک خیلی کوچک خواهد بود. ارزیابی و محاسبه میزان این خطا دشوار است مگر اینکه مقدار واقعی پارامتر مورد نظر را از کتابهای مرجع بدانیم.

انواع خطاهای سیستماتیک و چگونگی حذف آنها:

۱. خطاهای فردی: این خطاها ناشی از بی دقتی و غفلت انجام دهنده آزمایش است. اگر آزمایش کننده دقت کافی به خرج دهد و با روند آزمایش آشنایی داشته باشد این خطا به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد.
۲. خطای وسیله: این خطا ناشی از نقص در وسیله است. برای مثال در تجهیزات اندازه‌گیری حجم تفاوت در درجه‌بندی وسایل باعث بروز این خطا می‌شود. استاندارد کالیبراسیون به میزان زیادی این نوع خطا را از بین می‌برد.
۳. خطای روش: این روش معمولاً وقتی رخ می‌دهد که نتوان یک آزمایش را کنترل کرد. در حالت ایده‌آل در هر آزمایش باید یک متغیر مستقل داشته باشیم. اما در بیشتر موارد این امر بسیار دشوار است. هر چه بیشتر متغیرها کنترل شوند این خطا کمتر می‌شود.

۴-۳-۲ - خطای مطلق^۱ و خطای نسبی^۲:

اگر مقدار معتبری از یک کمیت موجود باشد، خطای نسبی آن را از رابطه زیر محاسبه می کنند:

$$\text{Relative error} = \left| \frac{\text{Experimental value} - \text{Accepted value}}{\text{Accepted value}} \right| \times 100\%$$

اگر مقدار تئوری یک کمیت قابل محاسبه باشد، مقدار خطای نسبی از رابطه زیر بدست می آید:

$$\text{Relative error} = \left| \frac{\text{Experimental value} - \text{Theoretical value}}{\text{Theoretical value}} \right| \times 100\%$$

اگر مقدار معتبری از یک کمیت در دست نباشد، اما اندازه گیری تجربی چند بار و در شرایط

یکسان انجام شود، برای تخمین خطای اندازه گیری می توان از مقدار یکی از آنها استفاده کرد.

مقدار میانگین^۳ و انحراف معیار^۴:

مقدار متوسط یا میانگین از طریق فرمول زیر قابل محاسبه است:

$$x_{AV} = \frac{1}{n} (x_1 + x_2 + \dots + x_n) \quad (1-4)$$

که در آن n تعداد پارامترهای اندازه گیری شده است.

میزان انحراف از مقدار میانگین برای محاسبه خطای تجربی مورد استفاده قرار می گیرد. کمیتی که

برای تخمین این مقدار انحراف به کار برده می شود، به عنوان انحراف معیار شناخته می شود و از رابطه

زیر قابل محاسبه است:

$$s_x = \sqrt{\frac{1}{n-1} [(x_1 - x_{AV})^2 + (x_2 - x_{AV})^2 + \dots + (x_n - x_{AV})^2]} \quad (2-4)$$

زیرنویس S معرف کمیتی است که انحراف معیار آن محاسبه می شود. برای مثال s_v انحراف

¹ Absolute error

² Relative error

³ Average value

⁴ Standard deviation

معیار برای اندازه‌گیریهای سرعت را نشان می‌دهد. باید توجه شود که انحراف معیار در واقع میزان خطای اندازه‌گیری را نشان می‌دهد. انحراف معیار خطای تصادفی را نشان می‌دهد.

فرمت عمومی برای نشان دادن نتایج تجربی همراه با خطای آن به صورت زیر است:

“final result” = “average value” + “standard deviation”

$$X = X_{Av} \pm S_x \quad (3-4)$$

که مشخصاً مقدار متوسط و انحراف معیار باید دارای واحد یکسانی باشند.

در تحقیق حاضر برای مقادیر فشار که در تونل باد به دست آمد، مقادیر انحراف معیار محاسبه شده در جدول (۱-۴) به نمایش در آمده است. منظور از شماره مجرا در جدول سوراخ‌هایی است که روی مدل برای اندازه‌گیری فشار ایجاد شده است. داده‌هایی که در تونل باد به دست آمده به طور کامل در پیوست ذکر شده‌اند.

جدول (۱-۴) انحراف معیار مقادیر اندازه‌گیری شده

۱۲	۱۱	۱۰	۹	۸	۷	۶	۵	۴	۳	۲	۱	شماره مجرا
۰,۱	۰,۰۹	۰,۱۴	۰,۰۷	۰,۱	۰,۰۹	۰,۰۷	۰,۰۹	۰,۰۶	۰,۰۵	۰,۰۴	۰,۰۴	انحراف معیار
۲۴	۲۳	۲۲	۲۱	۲۰	۱۹	۱۸	۱۷	۱۶	۱۵	۱۴	۱۳	شماره مجرا
۰,۲۴	۰,۱۵	۰,۱۳	۰,۰۹	۰,۰۷	۰,۰۶	۰,۰۷	۰,۰۴	۰,۰۳	۰,۱	۰,۱	۰,۱	انحراف معیار

برای اینکه از صحت داده‌ها اطمینان حاصل شود، برای هر مورد حداقل سه بار آزمایش تکرار شد. مقادیر انحراف معیار برای این آزمایش‌های تکراری به دست آمده که در جدول بالا قابل مشاهده است. مقدار خطای نسبی نیز با مقایسه مقادیر تجربی و مقادیری که از حل عددی به دست آمده‌اند محاسبه شد. مقادیر این خطا در جدول (۲-۴) قابل مشاهده است.

جدول (۴-۲) خطای نسبی مقادیر اندازه گیری شده

شماره مجرا	۱	۲	۳	۴	۵	۶	۷	۸	۹	۱۰	۱۱	۱۲
خطای نسبی	%۲	%۱	%۳	%۴	%۵	%۴	%۵	%۶	%۷	%۶	%۳	%۵
شماره مجرا	۱۳	۱۴	۱۵	۱۶	۱۷	۱۸	۱۹	۲۰	۲۱	۲۲	۲۳	۲۴
خطای نسبی	%۳	%۴	%۴	%۶	%۵	%۸	%۷	%۸	%۱۱	%۱۰	%۱۵	%۱۳

همانطور که مشاهده می شود، مقادیر خطای نسبی در نقاط آخر بدنه بیشتر است. که طبق توضیحات قبلی این امر به دلیل وجود جدایش جریان در این منطقه است. در سایر نقاط خطای نسبی مقادیر قابل قبولی دارد.

۴-۴- ضریب درگ یا نیروی پسا

درگ یا پسا نیرویی است که در اثر عبور جریان سیال بر جسم وارد می شود. این نیرو ناشی از تنش های مماسی و عمودی می باشد. با توجه به قانون سوم نیوتن نیروی اعمال شده بر خودرو مساوی و در خلاف جهت نیروی اعمال شده بر سیال است. نیرویی که سیال روی جسم اعمال می کند، حاصل انتگرال تمامی مؤلفه های نیروی عمودی (فشار) و مماسی (اصطکاک) القا شده روی سطحی از جسم

است که در معرض جریان سیال قرار گرفته است. به عبارت دیگر: $D=D_p+D_f$

نیروی پسای ناشی از حرکت سیال را می توان با استفاده از معادله اندازه حرکت بر روی حجم کنترل بزرگی که شامل وسیله نقلیه نیز می گردد، تعیین نمود.

ضریب درگ به صورت زیر محاسبه می شود:

$$C D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho v^2 A} \quad (4-4)$$

ضریب درگ بر مبنای فشار دینامیکی جریان آزاد $\frac{1}{2}\rho v^2 A$ و بزرگترین سطح مقطع جسم A (تصویر جسم در صفحه عمود بر جریان آزاد) تعریف می‌شود. در مورد خودروها قسمت عمده درگ ناشی از درگ فشاری می‌باشد.

همانطور که پیش‌تر ذکر شد برای اینکه بین شرایط آزمایش در تونل باد و شرایط واقعی تشابه برقرار باشد، باید عدد رینولدز مدل با نمونه واقعی برابر باشد. یکی از روش‌های عملی این است که علاوه بر تشابه هندسی، رژیم جریان نیز شبیه‌سازی شود. در این حالت لایه مرزی تشکیل شده بر روی مدل و نمونه واقعی مشابه یکدیگر خواهند بود. بعد از اینکه اندازه‌گیری بر روی مدل انجام شد، رفتار جریان در عدد رینولدز مدل بررسی می‌شود. آن گاه این رفتار جریان هوا برای اعداد رینولدز بالاتر تا رینولدز نمونه واقعی، برونابی می‌شود. در این تحقیق نیز از همین روش برای تشابه‌سازی جریان استفاده شد.

در ادامه با توجه به اینکه فشار بر روی بدنه و زیر بدنه اندازه‌گیری شده برای محاسبه ضریب درگ فشاری از اختلاف این دو استفاده شد. برای این کار با محاسبه مساحت خودرو بین دو مقطع اندازه‌گیری شده و تقسیم فشار مربوطه بر آن، مقدار نیرو به دست آمد. در هر مقطع با توجه به زوایای بدنه و شیشه‌های جلو و عقب خودرو ابتدا زاویه محاسبه، سپس در سطح (تصویر جسم در صفحه عمود بر جریان آزاد) ضرب شد. در نهایت برای ضریب درگ فشاری با توجه به تمامی این مسائل و نیز تشابه‌سازی جریان مقدار 0.306 به دست آمد. در ادامه به محاسبه عددی ضریب درگ پرداخته می‌شود و تعیین می‌گردد که کدام روش بهترین نتیجه را به همراه دارد.

۴-۵- نتایج عددی

در این قسمت به بررسی نتایج به دست آمده از روش عددی (نرم افزار فلونت) پرداخته می‌شود. مدل‌های مختلف اغتشاش با هم مقایسه شدند و در ادامه نمودارهای مربوط به توزیع فشار و سرعت، کانتور

فشار روی خودرو، بردارهای سرعت و شکل‌های مربوط به مسیر خط جریان در سرعت‌های مختلف با توضیحات مربوطه ارائه شده است.

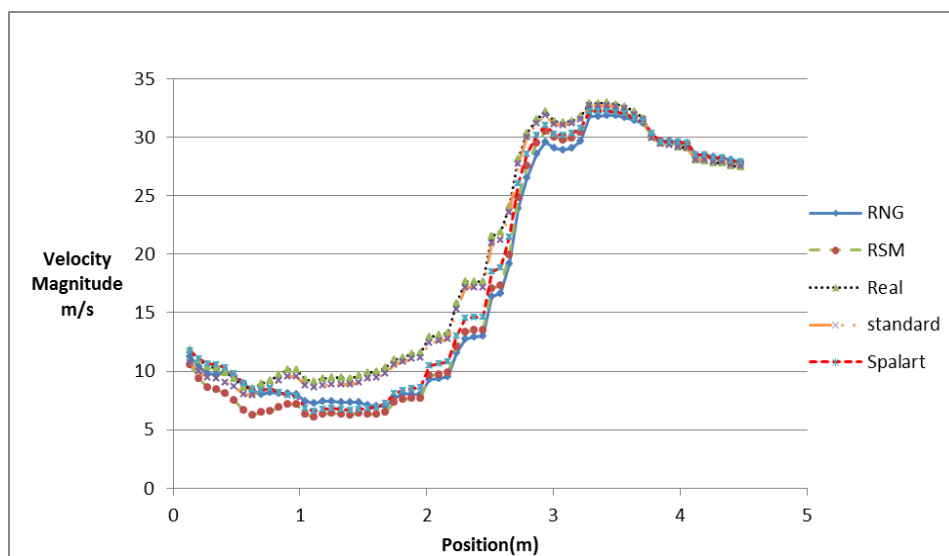
۴-۵-۱- مقایسه مدل‌های مختلف اغتشاش

در این قسمت به بررسی تأثیر مدل‌های مختلف اغتشاش در پیش‌بینی میدان جریان و همچنین اثر آنها بر هزینه محاسبات پرداخته می‌شود.

در این بررسی پنج مدل $RNG-k-\epsilon$ ، RSM ، $Spalart-Almaras$ و $Standard k-\epsilon$ و $Realizable k-\epsilon$ مورد استفاده قرار گرفت. نتایج حاصل از محاسبات نشان می‌دهد که از دید هزینه محاسباتی مدل $Spalart-Almaras$ کم هزینه‌ترین مدل اغتشاش می‌باشد، زیرا فقط یک معادله اغتشاش را حل می‌کند. مدل $Standard k-\epsilon$ با توجه به حل یک معادله انتقال اضافی نیاز به محاسبات بیشتری دارد.

مدل $Realizable k-\epsilon$ هزینه محاسباتی بالایی دارد ولی به علت اینکه از دقت بهتری نسبت به سایر مدل‌ها برخوردار است، در این بررسی به عنوان مدل مرجع انتخاب شده است. لازم به ذکر است که نتایج با در نظر گرفتن ساده‌سازی‌هایی که در بدنه خودرو انجام شده به دست آمده‌اند. که از آن جمله می‌توان صرف نظر کردن از آینه‌ها، آگزوز و یا برجستگی‌های خیلی ریز بر روی بدنه خودرو نام برد.

در شکل زیر سرعت بر روی خطی که از روبروی شیشه جلو خودرو عبور می‌کند، نشان داده شده است. از نتایج به دست آمده مشاهده می‌گردد که اختلاف چشمگیری از نظر نتایج بین مدل‌های مختلف اغتشاش وجود ندارد. در مجموع مدل $Realizable-k-\epsilon$ به علت نزدیکی بیشتر به نتایج تجربی مدل مناسبتری به نظر میرسد، هرچند از هزینه محاسباتی بالایی برخوردار است.



شکل (۴-۸) مقایسه مدل‌های مختلف اغتشاش

جدول (۴-۳) مقادیر ضریب درگ به دست آمده از روش‌های مختلف عددی را در مقایسه با نتیجه

تجربی نشان می‌دهد.

جدول (۴-۳) مقایسه ضریب درگ محاسبه شده توسط مدل‌های مختلف توربولانس

Spalart-Almaras	Realizable k-ε	Standard k-ε	RNG k-ε	RSM	مدل
0.341	0.33	0.346	0.344	0.339	ضریب درگ

همانطور که در جدول (۴-۴) مشاهده می‌شود عمده سهم درگ مربوط به درگ فشاری می‌باشد

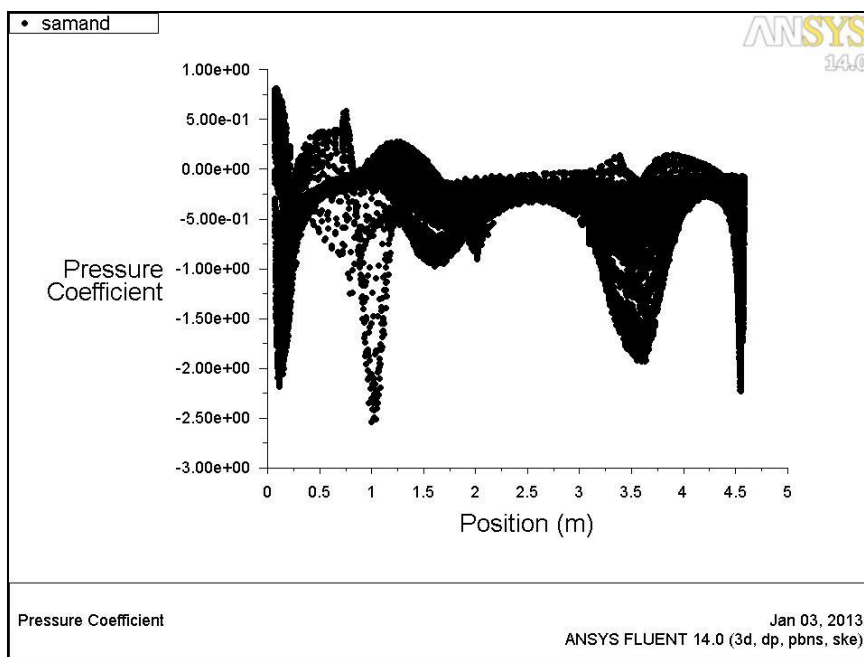
(بیش از ۹۰ درصد) و درگ اصطکاکی سهم اندکی دارد که این امر با توجه به آیرودینامیک خودروها

طبیعی است.

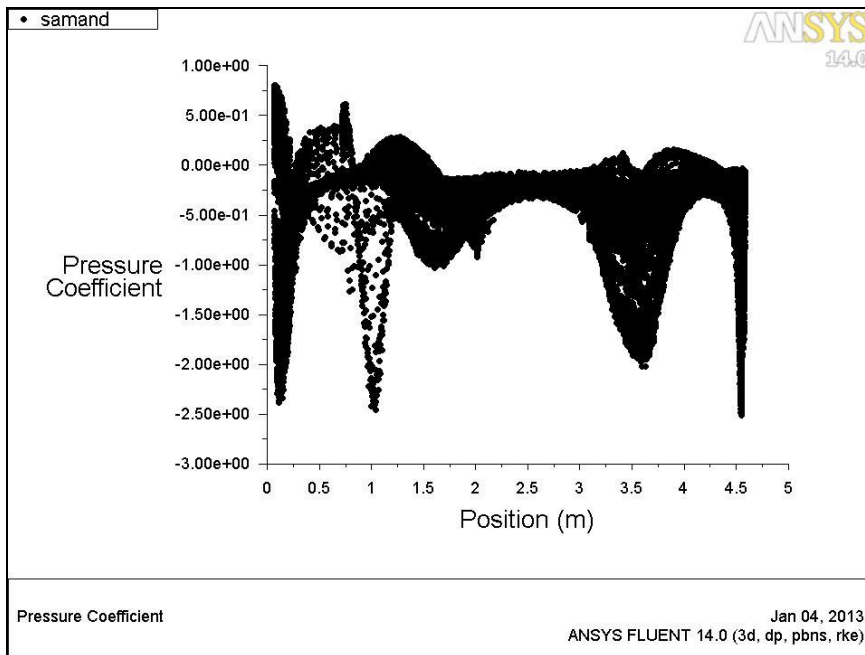
جدول (۴-۴) مقایسه ضریب درگ فشاری و اصطکاکی

Experimental	Realizable k-ε	Standard k-ε	RNG k-ε	RSM	Spalart- Almaras	مدل
0.306	0.31	0.327	0.327	0.32	0.32	درگ فشاری
	0.0197	0.0197	0.017	0.0189	0.02	درگ اصطکاکی

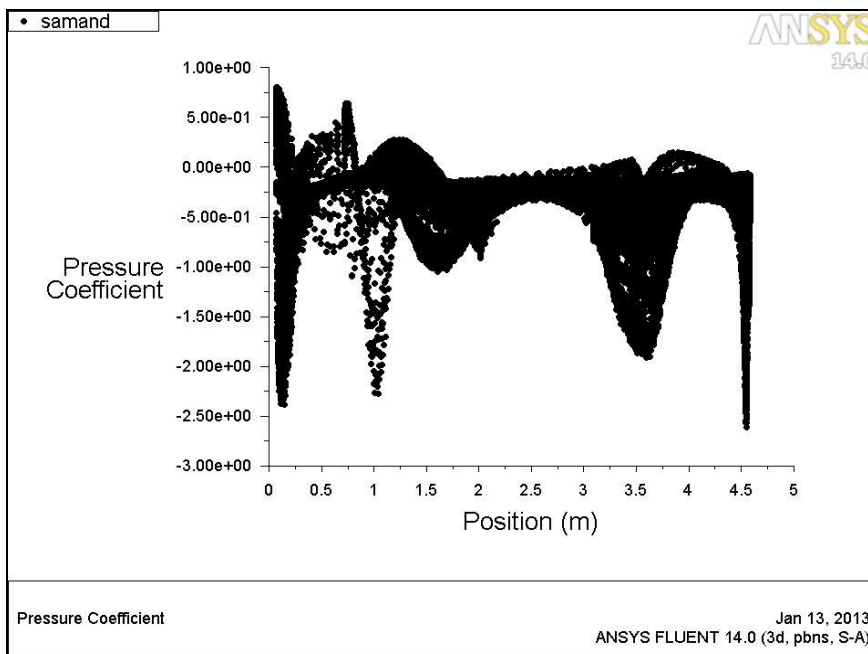
در این قسمت نمودارهای توزیع فشار برای مدل‌های مختلف توربولانسی رسم شده‌اند. این نمودارها برای کل سطح مقطع خودرو به دست آمده‌اند. (در طول خودرو برای همه ارتفاعها) در ادامه توزیع فشار در بالا و پایین بدنه که مورد نظر ماست مورد بررسی قرار گرفته است.



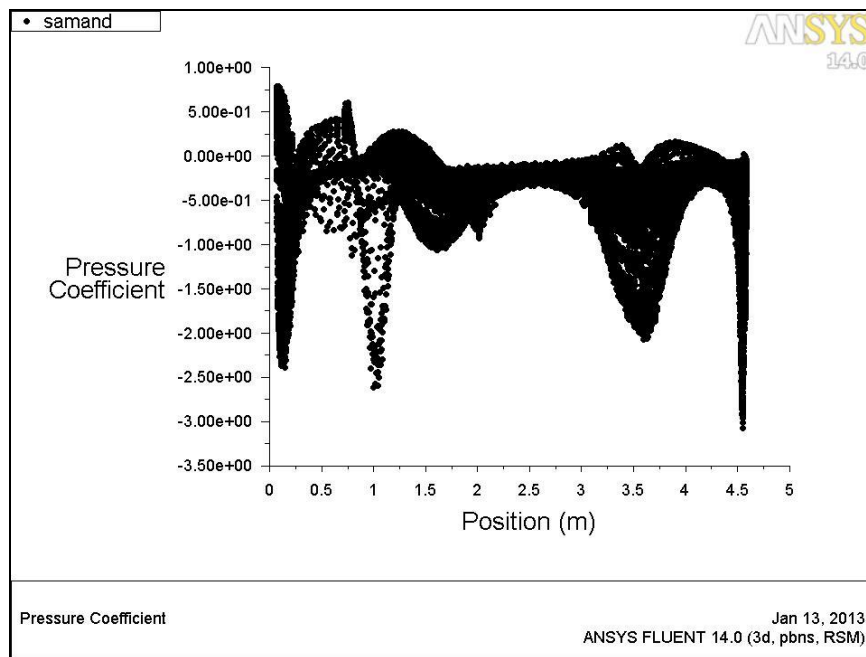
شکل (۴-۹) توزیع فشار در تمام بدنه خودرو (مدل Standard k-ε)



شکل (۴-۱۰) توزیع فشار در تمام بدنه خودرو (مدل $k-\epsilon$ - Realizable)

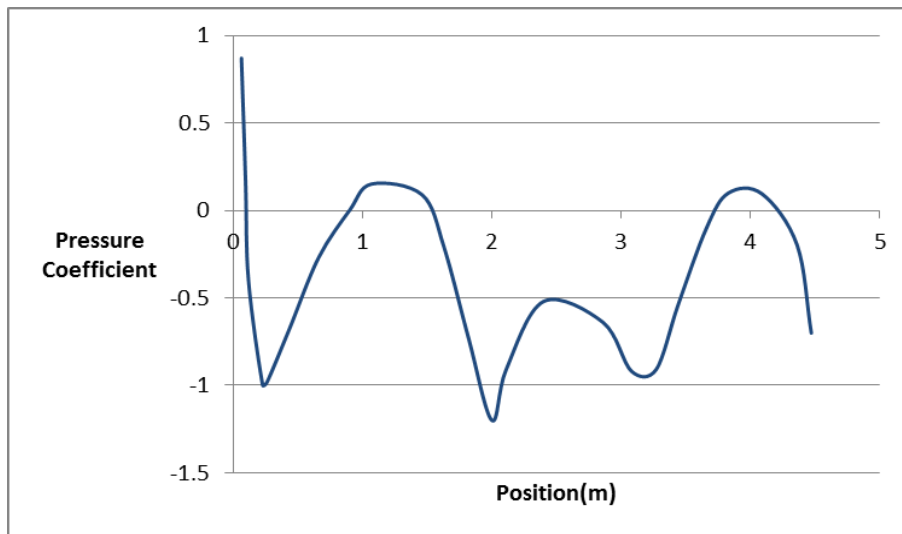


شکل (۴-۱۱) توزیع فشار در تمام بدنه خودرو مدل (Spalart-almaras)



شکل (۴-۱۲) توزیع فشار در تمام بدنه خودرو (مدل RSM)

شکل (۴-۱۳) نمودار توزیع فشار بر روی بدنه خودرو را نشان می‌دهد. این نتیجه برای مدل Realizable-k-ε و برای سرعت $25 \frac{m}{s}$ به دست آمده است. همانطور که ملاحظه می‌شود، نتایج عددی هماهنگی خوبی با نتایج تجربی نشان می‌دهد. لازم به یادآوری است که برای محاسبه عدد رینولدز از پارامتر طول خودرو استفاده شده است.



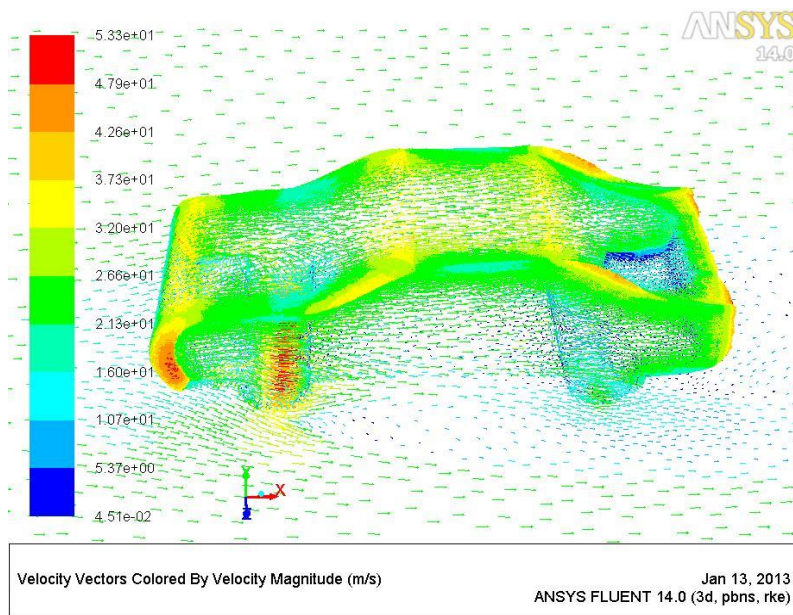
شکل (۴-۱۳) نمودار توزیع فشار بر روی بدنه خودرو در سرعت $25 \frac{m}{s}$ (رینولدز 7.7×10^6)

۴-۵-۲- نتایج بیشتر

در این قسمت چند نمونه از نتایج به دست آمده به صورت شکل نمایش داده می‌شود. این نتایج برای یک رینولدز خاص به دست آمده‌اند.

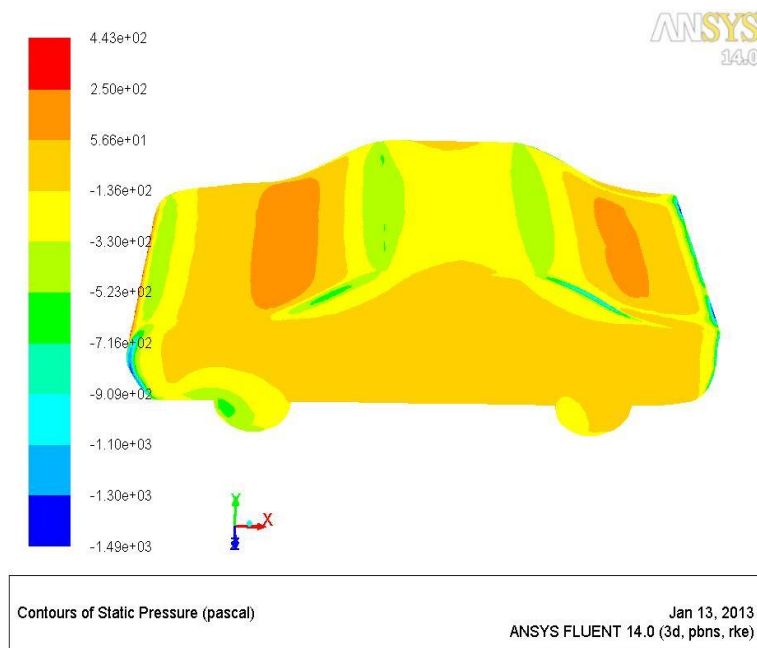
شکل (۴-۱۴) بردارهای اندازه سرعت در اطراف خودرو سمند را برای مدل Realizable-k- ϵ و در

سرعت $25 \frac{m}{s}$ نشان می‌دهد.

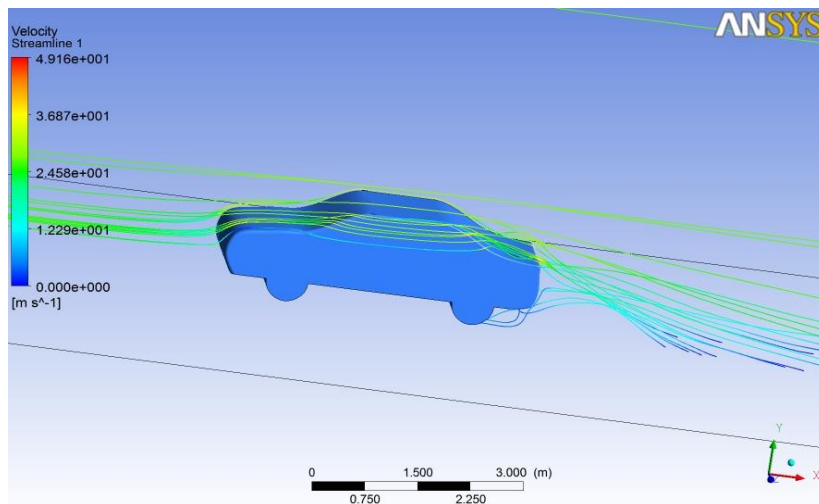


شکل (۴-۱۴) نمایش بردار سرعت برای سرعت $25 \frac{m}{s}$ (رینولدز 7.7×10^6)

در شکل (۴-۱۵) توزیع فشار بر روی بدنه خودرو در سرعت $25 \frac{m}{s}$ نشان داده شده است. همانطور که در کانتورهای فشار دیده می‌شود، فشارهای مثبت در نواحی جلوی خودرو و خصوصاً در جلوی رادیاتور و پای شیشه جلو دیده می‌شود که می‌توان از توزیع فشار به دست آمده در جهت انتخاب مناسب محل‌های خنک‌کاری و تهویه مطبوع خودرو استفاده کرد. به عنوان مثال قرار دادن دریچه‌های ورودی هوای بخاری و سیستم تهویه مطبوع در پای شیشه جلو و محل قرار گرفتن رادیاتور به همین علت است.



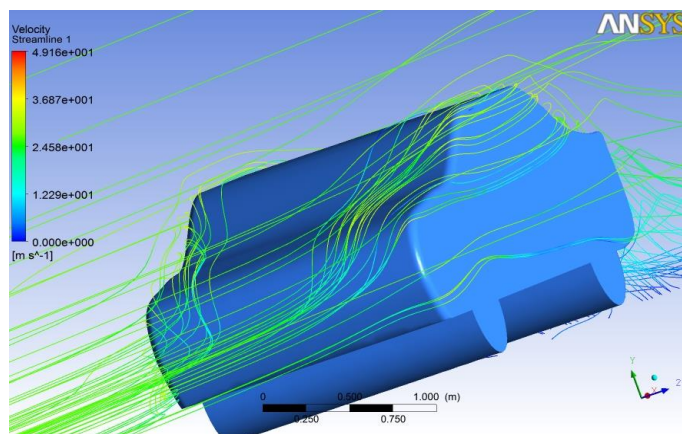
شکل (۴-۱۵) کانتور فشار روی سطح خودرو سمند برای سرعت $25 \frac{m}{s}$ (رینولدز 7.7×10^6)



شکل (۴-۱۶) مسیر جریان در اطراف خودرو برای سرعت $25 \frac{m}{s}$ (رینولدز 7.7×10^6)

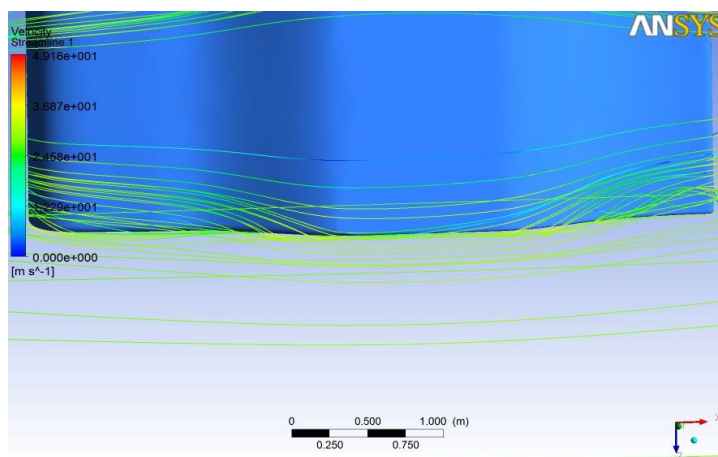
شکل (۴-۱۶) نتایج عددی مسیر جریان در اطراف بدنه را نشان می‌دهد. جریان هوا پس از رسیدن به جلوی خودرو بر روی آن حرکت کرده و در نقاط جلوی بدنه، محل اتصال کاپوت و شیشه جلو و بالای شیشه، جدایش جریانی دیده نمی‌شود ولی در دو طرف شیشه جلو جدایش‌های سه بعدی

خفیفی وجود دارد که باعث به وجود آمدن گردابه‌ای در کنار بدنه می‌شود. این جریان به علت شیب شیشه جلو به سمت بالا و سقف خودرو کشیده می‌شود. (شکل ۴-۱۷)

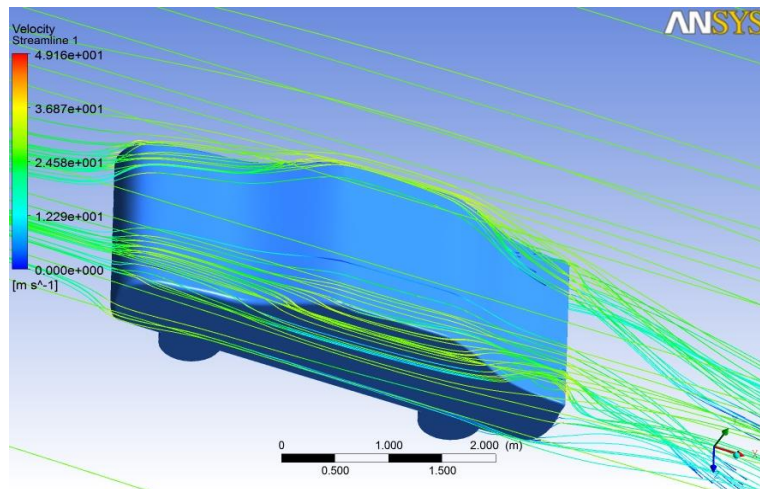


شکل (۴-۱۷) مسیر جریان در جلو بدنه خودرو

همچنین به علت انحنای دیواره جانبی بدنه، جریان رسیده به جلوی خودرو در یک مسیر منحنی بدنه را دور زده و به سمت عقب بدنه کشیده می‌شود. (شکل‌های ۴-۱۸ و ۴-۱۹)

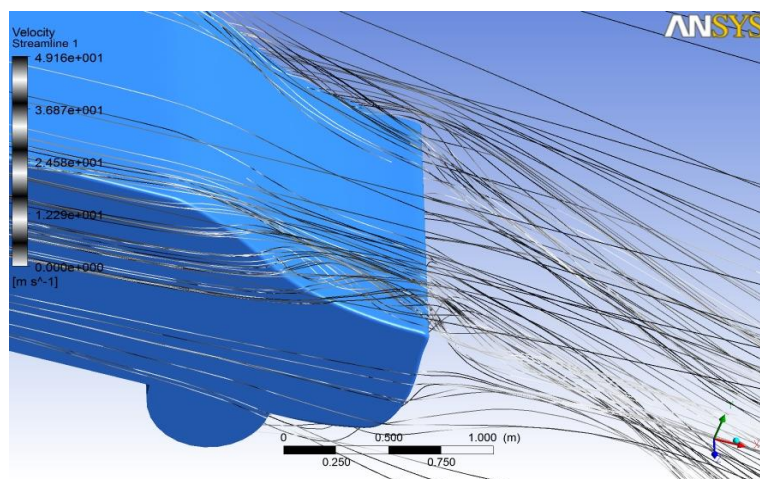


شکل (۴-۱۸) مسیر جریان در بالای بدنه خودرو



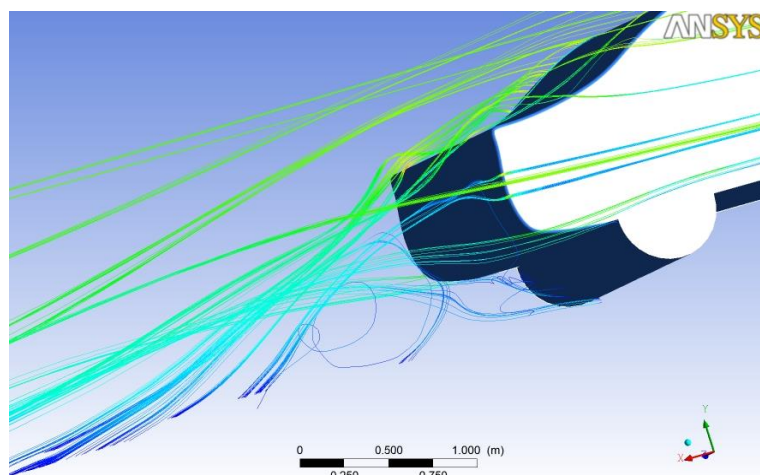
شکل (۴-۱۹) مسیر جریان در کنار بدنه خودرو

با رسیدن جریان به عقب خودرو هر دو نوع جدایش‌های دو بعدی و سه بعدی مشاهده می‌شود. در کناره‌های شیشه عقب، جدایش‌های سه بعدی باعث به وجود آمدن گردابه‌های مخروطی شکل می‌شوند و جریان روی شیشه عقب و دنباله خودرو را تحت تأثیر قرار می‌دهند. در روی شیشه عقب و نیمه پایین آن نیز جدایش جریان خفیفی مشاهده می‌شود که در محل اتصال شیشه به صندوق عقب مقداری آشفتگی ایجاد می‌کند. بردارهای سرعت در شکل و و مسیر حرکت جریان در شکل (۴-۲۰) این جدایش را نشان می‌دهند.



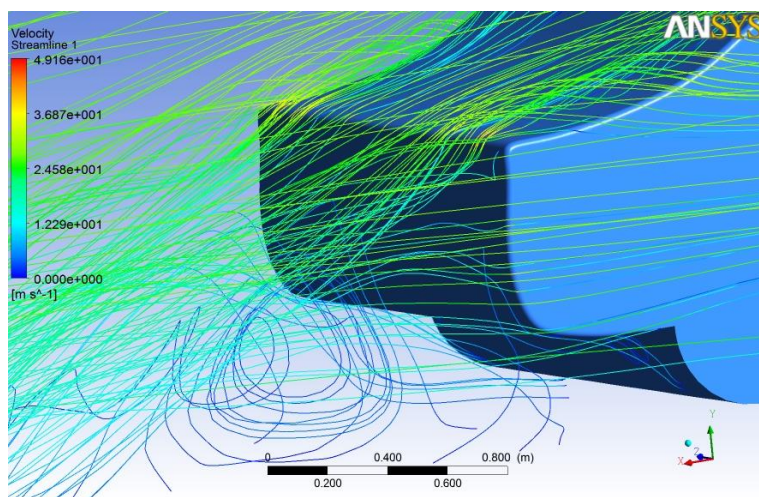
شکل (۴-۲۰) بردارهای سرعت و جدایش جریان روی شیشه عقب خودرو

با رسیدن جریان به انتهای صندوق عقب یک جدایش کلی در این ناحیه اتفاق افتاده و گردابه پشت خودرو را شکل می‌دهد. وجود این جدایش به تنهایی شکلی دوبعدی خواهد داشت ولی به علت برخورد با جریان و گردابه‌های جانبی دنباله جریان شکل پیچیده‌ای به خود می‌گیرد. (شکل ۴-۲۱)



شکل (۴-۲۱) جدایش جریان و گردابه پشت خودرو در سرعت $25 \frac{m}{s}$ (رینولدز 7.7×10^4)

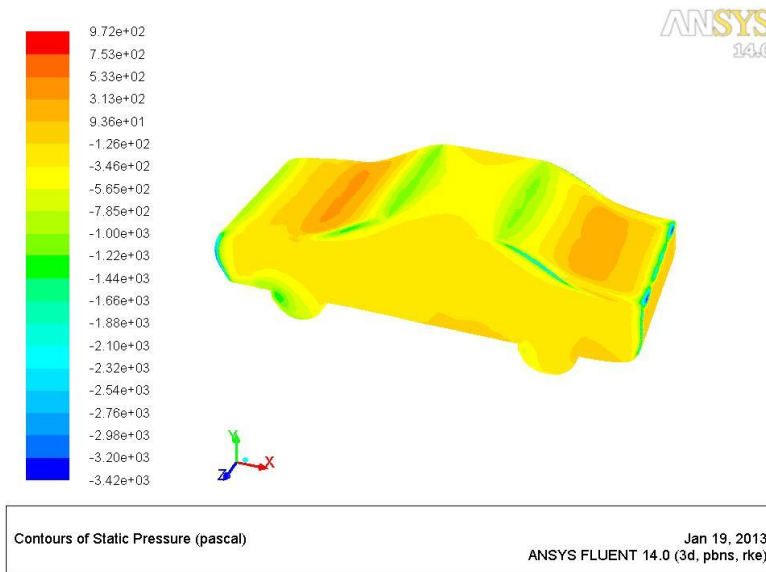
در ادامه بعضی نتایج که برای یک رینولدز متفاوت به دست آمده‌اند به تصویر در می‌آیند. شکل (۴-۲۲) جدایش جریان در انتهای صندوق عقب خودرو را نشان می‌دهد. در مقایسه با شکل (۴-۲۱) مشاهده می‌شود که به علت اینکه سرعت بالاتر است گردابه‌های تشکیل شده در پشت خودرو مغشوش‌تر هستند.



شکل (۴-۲۲) جدایش جریان و گردابه پشت خودرو در سرعت $35 \frac{m}{s}$ (رینولدز 1.07×10^7)

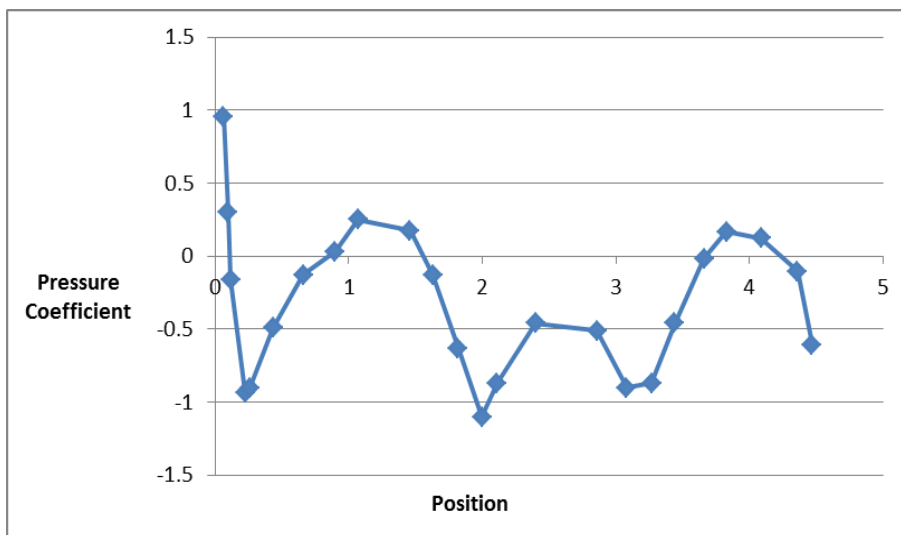
در مجموع همان طور که در شکل‌ها مشاهده می‌شود، جریان در جلوی مدل جدا شده و پس از برخورد به کاپوت مسیری مشابه آن را طی می‌کند تا در اواسط کاپوت به علت وجود زاویه تند بین شیشه جلو و درب موتور جریان جدا می‌شود. در پشت مدل به علت وجود محفظه بار و تغییر ناگهانی زاویه، محدوده گردابه‌ای وسیعی را داریم. همچنین خط جدایش جریان به علت وجود ستون‌های جلو و ستون وسط روی شیشه‌های جانبی مشاهده می‌شود. بر روی چرخ‌ها به علت وجود شکل هندسی نامنظم و زوایای تند جریان گردابه‌ای مشاهده می‌شود. در جلوی مدل قبل از برخورد جریان به پنجره، جریان جدا شده و بخش عمده‌ای از آن وارد محفظه موتور نمی‌شود. در سطوح جانبی به علت وجود فشار پایین جریان به دو طرف مدل فرار می‌کند و عامل ایجاد ناحیه گرابه‌ای اطراف مدل می‌شود.

در شکل (۴-۲۳) کانتور فشار بر روی بدنه خودرو در سرعت $35 \frac{m}{s}$ نشان داده شده است.



شکل (۴-۲۳) کانتور فشار روی سطح خودرو در سرعت $35 \frac{m}{s}$ (رینولدز 1.07×10^7)

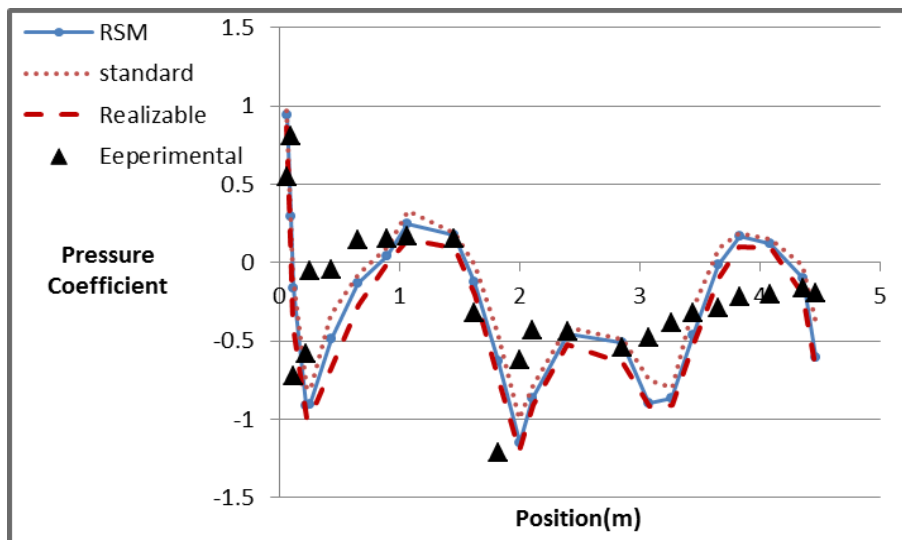
شکل (۴-۲۲) نمودار توزیع فشار بر روی بدنه خودرو در سرعت $35 \frac{m}{s}$ را نشان می دهد.



شکل (۴-۲۴) نمودار توزیع فشار روی سطح خودرو در سرعت $35 \frac{m}{s}$ (رینولدز 1.07×10^7)

شکل (۴-۲۵) مقایسه بین نتایج تونل باد و تحلیل عددی با مدل های مختلف را نشان می دهد.

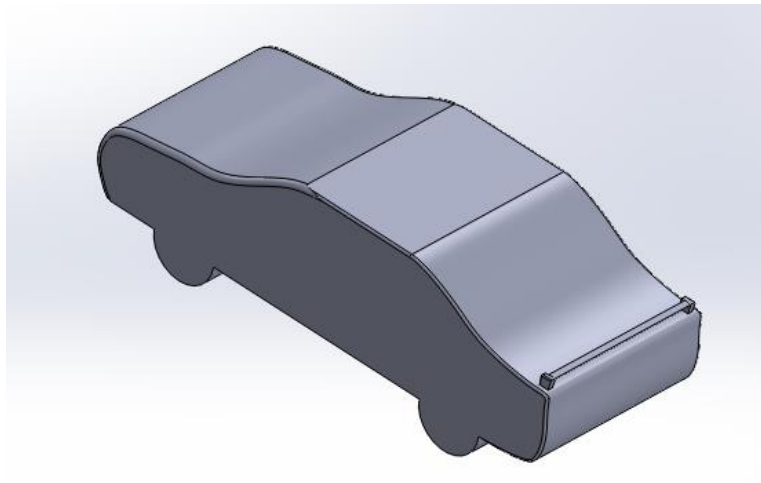
همانطور که دیده می‌شود در بیشتر نقاط خودرو همخوانی خوبی بین روش‌های عددی و نتایج تونل باد وجود دارد، به جز در انتهای بدنه که به علت ایجاد جدایش در جریان نتایج کمی با هم اختلاف دارند. همچنین با دقت در نمودار می‌توان به این نتیجه رسید که در بین مدل‌های اغتشاش، مدل Realizable k-e نزدیکی بیشتری به نتایج تجربی دارد.



شکل (۴-۲۵) مقایسه ضریب فشار محاسبه شده توسط مدل‌های توربولانس با نتایج تجربی

۴-۶- بررسی آیرودینامیک خودرو سمند با ایرفویل

در این قسمت با اضافه کردن یک ایرفویل بر روی صندوق عقب خودروی سمند به تأثیراتی که بر روی آیرودینامیک خودرو دارد پرداخته می‌شود.



شکل (۴-۲۶) مدل طراحی شده خودرو با ایرفویل

اگر ضریب درگ خودرو با ایرفویل مورد بررسی قرار گیرد، مشاهده می‌شود که این ضریب افزایش پیدا کرده است، (ضریب درگ ۰/۳۵ به دست آمد). همچنین در نیروی لیفت خودرو تأثیر گذار می‌باشد، بدین صورت که نیروی لیفت به سمت پایین بیشتر می‌شود و مرکز فشار خودرو به سمت عقب خودرو حرکت می‌کند و این باعث می‌شود در سرعت‌های زیاد که قسمت جلوی خودرو به سمت پایین کشیده می‌شود، قسمت عقب خودرو نیز به سمت پایین هدایت شده و از واژگون شدن خودرو تا حدی جلوگیری شود.

می‌توان با تغییر زاویه ایرفویل عقب ماشین تأثیر تغییر زاویه را بر روی ضرایب درگ و نیروی لیفت و دیگر خصوصیات آیرودینامیکی خودرو بررسی کرد.

۴-۷- نتیجه گیری

۱. مدل‌های توربولانس استفاده شده در نواحی بدون جدایش روی بدنه خودرو جواب‌های خوبی ارائه می‌دهند ولی در قسمت عقب و محل جدایش از دقت آنها کاسته می‌شود. از میان مدل‌های استفاده شده مدل Realizable-k-ε جواب‌های نزدیکتری به نتایج تجربی دارد.

۲. با توجه به اینکه سهم درگ فشاری بسیار بیش از درگ اصطکاکی می‌باشد و از طرفی درگ فشاری ناشی از اختلاف فشار بین نقاط مختلف بدنه خودرو می‌باشد، این اختلاف فشار ناشی از وجود نقاط پرفشار و کم فشار جریان هوا بوده و از این رو، برای دستیابی به یک بدنه با آیرودینامیک مناسب توجه به نقاط سکون، نقاط جدایش و محل تشکیل گردابه‌ها و نوع گردابه‌ها بسیار مهم می‌باشد.
۳. ضریب درگ به دست آمده در آزمایش تجربی مستقل از سرعت می‌باشد، لذا نتایج در محدوده حرکت خودروی واقعی معقول می‌باشند.
۴. با تلفیق روش عددی با تجربی می‌توان هزینه طراحی را به حداقل رساند و نقاط ضعف و قوت خودرو را بهتر شناخت، در بهینه‌سازی از آنها استفاده نمود و طرح‌های جدید را بررسی کرد.
۵. خودروی سمند در مقایسه با سایر تولیدات داخلی دارای خصوصیات آیرودینامیکی نسبتاً خوبی می‌باشد.

۴-۸- پیشنهادات

همانطور که در بخش بررسی آیرودینامیک خودرو با ایرفویل عنوان شد، هرچند اضافه کردن ایرفویل باعث بیشتر شدن ضریب درگ می‌شود، ولی در سرعت‌های بالا باعث پایداری بیشتر خودرو می‌شود. از همین خاصیت می‌توان برای ایجاد تغییرات و بهبود در بدنه خودرو استفاده کرد. می‌توان از ایرفویل‌هایی با اشکال مختلف و با زوایای متفاوت استفاده کرد و تأثیر آنها بر ضریب درگ و آیرودینامیک خودرو را بررسی نمود. همچنین در بحث جداگانه‌ای می‌توان تأثیرات تغییر زاویه شیشه عقب بر ضریب درگ خودرو را بررسی نمود.

پیوست

در این قسمت داده‌هایی که در آزمایشات تونل باد به دست آمده و در نمودارها ذکر شده‌اند به صورت جدول آورده شده‌اند. برای هر سرعت حداقل دو بار آزمایش انجام شد تا مقادیر خطا و انحراف معیار محاسبه شود. ستون سمت چپ جداول شماره حفره‌هایی است که در مدل خودرو ایجاد شده است و ستون سمت راست مقادیر فشار در نقطه متناظر را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که طول مدل ۲۵ سانتیمتر می‌باشد.

پ ۱- داده‌های به دست آمده برای توزیع فشار در تونل باد در سرعت $2 \frac{m}{s}$ و رینولدز ۳۵۰۰۰ در روی بدنه خودرو

Vel. 1	0/519463	Vel. 1	0/536567
Vel. 2	0/765525	Vel. 2	0/705053
Vel. 3	-0/77606	Vel. 3	-0/62372
Vel. 4	-0/33486	Vel. 4	-0/57932
Vel. 5	-0/10574	Vel. 5	-0/02016
Vel. 6	-0/07097	Vel. 6	-0/03646
Vel. 7	0/10656	Vel. 7	0/10882
Vel. 8	0/132459	Vel. 8	0/088302
Vel. 9	0/142658	Vel. 9	0/098415
Vel. 10	0/0419	Vel. 10	0/130155
Vel. 11	-0/33097	Vel. 11	-0/28927
Vel. 12	-1/21	Vel. 12	-0/99511
Vel. 13	-0/59685	Vel. 13	-0/60737
Vel. 14	-0/42032	Vel. 14	-0/40326
Vel. 15	-0/43705	Vel. 15	-0/41548
Vel. 16	-0/53655	Vel. 16	-0/46634
Vel. 17	-0/48083	Vel. 17	-0/4336
Vel. 18	-0/36146	Vel. 18	-0/36695
Vel. 19	-0/30038	Vel. 19	-0/32868
Vel. 20	-0/28635	Vel. 20	-0/28401
Vel. 21	-0/21915	Vel. 21	-0/18683
Vel. 22	-0/19617	Vel. 22	-0/21748
Vel. 23	-0/16962	Vel. 23	-0/12494
Vel. 24	-0/19058	Vel. 24	-0/1813

پ۲- داده‌های به دست آمده برای توزیع فشار در تونل باد در سرعت $5 \frac{m}{s}$ و رینولدز 87500 در روی بدنه

Vel. 1	0,536567
Vel. 2	0,705053
Vel. 3	-0,62372
Vel. 4	-0,57932
Vel. 5	-0,02016
Vel. 6	-0,03646
Vel. 7	0,10882
Vel. 8	0,088302
Vel. 9	0,098415
Vel. 10	0,130155
Vel. 11	-0,28927
Vel. 12	-0,99511
Vel. 13	-0,60737
Vel. 14	-0,40326
Vel. 15	-0,41548
Vel. 16	-0,46634
Vel. 17	-0,4336
Vel. 18	-0,36695
Vel. 19	-0,32868
Vel. 20	-0,28401
Vel. 21	-0,18683
Vel. 22	-0,21748
Vel. 23	-0,12494
Vel. 24	-0,1813

Vel. 1	0,481608
Vel. 2	0,735807
Vel. 3	-0,63397
Vel. 4	-0,55602
Vel. 5	-0,01987
Vel. 6	-0,04229
Vel. 7	0,115549
Vel. 8	0,113326
Vel. 9	0,121192
Vel. 10	0,249708
Vel. 11	-0,28318
Vel. 12	-1,03459
Vel. 13	-0,58141
Vel. 14	-0,40281
Vel. 15	-0,42085
Vel. 16	-0,48053
Vel. 17	-0,43579
Vel. 18	-0,35886
Vel. 19	-0,30363
Vel. 20	-0,27391
Vel. 21	-0,19343
Vel. 22	-0,19738
Vel. 23	-0,13351
Vel. 24	-0,18429

پ۳- داده‌های به دست آمده برای توزیع فشار در تونل باد در سرعت $8 \frac{m}{s}$ و رینولدز 140000 در روی بدنه

Vel. 1	0,485697	1	0,494322
Vel. 2	0,777161	2	0,803023
Vel. 3	-0,76394	3	-0,76155
Vel. 4	-0,36463	4	-0,42589
Vel. 5	-0,10498	5	-0,093
Vel. 6	-0,06843	6	-0,07174
Vel. 7	0,116626	7	0,123371
Vel. 8	0,135966	8	0,135961
Vel. 9	0,145688	9	0,146053
Vel. 10	0,047825	10	0,067129
Vel. 11	-0,32722	11	-0,33144
Vel. 12	-1,22469	12	-1,25185
Vel. 13	-0,59488	13	-0,61196
Vel. 14	-0,42622	14	-0,433
Vel. 15	-0,44279	15	-0,45094
Vel. 16	-0,54024	16	-0,55225
Vel. 17	-0,48808	17	-0,49531
Vel. 18	-0,36268	18	-0,37597
Vel. 19	-0,30043	19	-0,31483
Vel. 20	-0,28488	20	-0,29393
Vel. 21	-0,21383	21	-0,2236
Vel. 22	-0,19077	22	-0,20409
Vel. 23	-0,16802	23	-0,17672
Vel. 24	-0,19097	24	-0,1994

پ4- داده‌های به دست آمده برای توزیع فشار در تونل باد در سرعت $12 \frac{m}{s}$ و رینولدز 210000 در روی بدنه

Vel. 1	0,548883	Vel. 1	0,481608
Vel. 2	0,81016	Vel. 2	0,735807
Vel. 3	-0,72627	Vel. 3	-0,63397
Vel. 4	-0,58063	Vel. 4	-0,55602
Vel. 5	-0,05092	Vel. 5	-0,01987
Vel. 6	-0,04737	Vel. 6	-0,04229
Vel. 7	0,144165	Vel. 7	0,115549
Vel. 8	0,15465	Vel. 8	0,113326
Vel. 9	0,164233	Vel. 9	0,121192
Vel. 10	0,149747	Vel. 10	0,249708
Vel. 11	-0,32543	Vel. 11	-0,28318
Vel. 12	-1,21637	Vel. 12	-1,03459
Vel. 13	-0,61987	Vel. 13	-0,58141
Vel. 14	-0,43128	Vel. 14	-0,40281
Vel. 15	-0,44329	Vel. 15	-0,42085
Vel. 16	-0,54423	Vel. 16	-0,48053
Vel. 17	-0,47895	Vel. 17	-0,43579
Vel. 18	-0,38763	Vel. 18	-0,35886
Vel. 19	-0,32226	Vel. 19	-0,30363
Vel. 20	-0,29085	Vel. 20	-0,27391
Vel. 21	-0,21955	Vel. 21	-0,19343
Vel. 22	-0,20231	Vel. 22	-0,19738
Vel. 23	-0,16105	Vel. 23	-0,13351
Vel. 24	-0,19905	Vel. 24	-0,18429

پ5- داده‌های به دست آمده برای توزیع فشار در تونل باد در سرعت $8 \frac{m}{s}$ و رینولدز 140000 در زیر بدنه

Vel. 1	0,9
Vel. 2	0,32
Vel. 3	-0,88
Vel. 4	-0,725
Vel. 5	-0,3
Vel. 6	-0,32
Vel. 7	-0,28
Vel. 8	-0,3
Vel. 9	-0,325
Vel. 10	-0,35
Vel. 11	-0,3
Vel. 12	-0,291
Vel. 13	-0,35
Vel. 14	-0,4
Vel. 15	-0,52
Vel. 16	-0,57
Vel. 17	-0,5
Vel. 18	-0,55
Vel. 19	-0,4
Vel. 20	-0,3
Vel. 21	-0,05
Vel. 22	0,2
Vel. 23	0,17
Vel. 24	0,1

مراجع

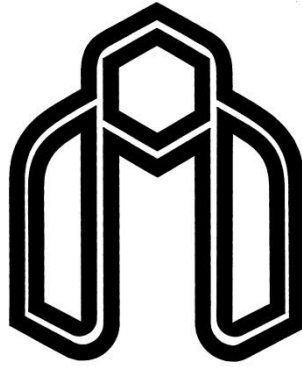
- [۱] محمود پسندیده فرد، سید محمد حسینی کیا، "بررسی نیروهای آئرو دینامیک وارد بر بدنه خودرو سمند"، دانشگاه فردوسی مشهد، ۱۳۸۴.
- [۲] کمال قانی دهکردی، علیرضا شاطری نجف آبادی، میلاد مراد بازفتی، "تحلیل آئرو دینامیکی خودرو سمند"، دانشگاه شهرکرد، ۱۳۸۶.
- [۳] محمد حسن جوراشکیان، رضا شایسته صدفیان، آیرم آذرخویش، "بررسی عددی و تجربی نیروهای آیرودینامیکی وارد بر یک مدل پایه خودرو"، نشریه دانشکده مهندسی، ۱۳۸۵.
- [۴] بهناز بهشتی برومند، محمدحسین کریمیان، "تحلیل روش‌هایی مختلف جهت بهبود آیرودینامیک خودرو"، کنفرانس دینامیک شاره‌ها، ۱۳۸۳.
- [۵] اردکانی، محمدعلی، تونل باد سرعت پایین، چاپ اول، تهران، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۸۶.
- [6] H.Goets, "The influence of wind tunnel tests on body design, ventilation, and surface deposits of sedans and sport cars", SAE Paper No. 710212, 1971.
- [7] F.M.White, "Mechanics of Fluids, Second Edition, McGraw-Hill Book Company, 1982.
- [8] Hanaoka, Yuji and Kiyohira Aoki, "Vehicle Aerodynamic Development using PAMFLOW", 1995.
- [9] Minoru Suzuki, Kastuji Tanemoto, Tatsuo Maeda. () "Aerodynamic characteristics of train/vehicles under cross wind", J.wind Engineering and ind.Aerodynamics. 91, 209-218, 2003.
- [10] K.Gosse, P.Paranthoen, B.Roland "Dispersion in the near wake of idealized car model", J.Heat & mass transfer. 49,1747-1752, 2006.
- [11] E.Guilmineau, "Computational study of around a simplified car body".J.wind Engineering and ind.Aerodynamics.96, 1207-1217, 2009.
- [12] Morelli, A., "General Layout Characteristics and Performance of a new Wind Tunnel for Aerodynamics", SAE Paper No. 710214, Society of Automotive Engineers, Warrendale, Pa., 1971.
- [13] Gillieron, P. and Spohn, A., "Flow Separations Generated by a Simplified Geometry of an Automotive Vehicle", 2002.
- [14] Ahmed, S.R., Ramm, R. and Falin, G., "Some salient features of the timeaveraged ground vehicle wake," SAE technical Paper Series 840300, Detroit, 1984.
- [15] Gillieron, P. and Chometon F., "Modelling of Stationary Three-Dimensional Separated Air Flows around an Ahmed Reference Model", Third International Workshop on Vortex, ESAIM Proceedings, Vol 7, 1999.
- [16] Lienhart, H. and Stoochs, C., Flow and Turbulence Structures in the Wake of a Simplified Car Model (Ahmed Model), DGLR Fach Symp. der AG STAB, Stuttgart University, 15-17 Nov, 2000.
- [17] Daly, B.J. and Harlow, F.H, "Transport Equations in Turbulence, Physics and Fluid", Vol. 13, pp.26-34, 1970.
- [18] Gibson, M.M., and Launder, B.E., "Ground Effects on Pressure Fluctuations in the Atmospheric Boundary Layer", J. Fluid Mech, Vol. 86, pp. 491-511, 1978.
- [19] Fluent User's Manual, Chapter 9, Turbulence Models.
- [20] Fluent User's Manual, Chapter 17, Using The Solver.Wolf-Heinrich Hucho, Aerodynamics of Road Vehicles, 4th Edition, SAE, Society of Automotive Engineers Inc Warrendale, Pa, 1998.

- [21] Basara, B., Computation of the Automotive Flows, Using the Second moment Closure. European Congress on Computational Methods in Applied Science and Engineering, Eccomas Rate Dependent, Barcelona,11-14 September ,2000.
- [22] Shames, Irving Herman, "Mechanics of fluids",1923.
- [23] Xingjun Hu, R.Zhang, Jian.Ye, "Influence of Different Diffuser Angle on sedan's aerodynamic characteristics", physics procedia 22 239-245, 2011.
- [24] Z.Mohamed, A.filippone, "Fuel saving on a heavy vehicle via aerodynamic drag rduction",the university of Manchester, 2010.
- [25] Qi.Xiao, Liu Yong, "Exprimental and numerical studies of aerodynamic performance or trucks" journal of aerodynamics, 23(6),752-758, 2011.
- [26] Yao Yan, Lu chuan, Si ting, "Experimental investigation on the drag reduction characteristics of traveling wavy wall at high Reynolds number in wind tunnel" journal of hydrodynamics, 22(5), 719-724, 2010.
- [27] HUANG Yuan-dong, GAO Wei and KIM Chang-Nyung."A numerical study of the train-induced unsteady airflowin a subway tunnel with natural ventilation ducts usingthe dynamic layering method". Journal of Hydrodynamics, , 22(2):164-172, 2010.
- [28] Bevington, Philip R., and D. Keith Robinson Data Reduction and Error Analysis for the Physical Sciences, 3rd edition, McGraw-Hill, New York, 2003.
- [29] T.Kobayashi,K.Kitoh, "A Review of CFD Method and their application to Automobile Aerodynamics ",SAE paper 920338, 1992.
- [30] A. Keleber, "Simulation of Air Flow Around an OPEL ASTRA Vehicle with FLUENT", International Technical Development Center Adam Opel AG, 2001.
- [31] Bevington, Philip R., and D.Keith Robinson "Data Reduction and Error Analysis for the Phisical Sciences", third edition, McGrow-Hill, New York, 2003.
- [32] Barford, N.C., "Experimental Measurements Precision, Error and Truth", Additison-wesley Publishing Company, Inc Reading, Massachusetts,

Abstract

Aerodynamics is a science that studies the flow of air around the objects. The research method of this science has spread in three branches of theoretical, numerical and experimental. The aerodynamic design of the car body and its continuous improvement always been of interest to researchers and the manufacturers and extensive research has been carried out in this field. The reason of this attention is greatest impact on the design of a good aerodynamic on efficiency of the vehicle. In fact, every success in the aerodynamic design of the car body can be used as help to reducing fuel consumption. Aerodynamics of samand have been discussed in this research which is trying its drag coefficient is calculated from the experimental and numerical methods. Each of these methods has its own advantages and disadvantages and in fact are complementary. in experimental method. the wind tunnel was used and tried by matching the car's drag coefficient is calculated. The model used in this study made of plastic and the scale is 1/18. This work was done in several Reynolds to verify the accuracy of the work. The drag coefficient of the Samand is calculated in numerical model also. For comparison, the best solution, various methods were compared in Fluent. Drag coefficient calculated at several different Reynolds and mesh independence are also studied. The comparison of experimental results and numerical methods are discussed and diagrams and the complete results are listed.

Keywords: Aerodynamic, Samand, Wind Tunel, Drag Coefficient, Fluent



Shahrood University of Technology
Faculty of Mechanical Engineering

**The experimental and numerical investigation aerodynamic of
samand**

Thesis
Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of
Master of Science (M.Sc)

Babak Farjad

Supervisor

Dr. A.Jabari moghadam

January 2013