

# استخراج ویژگی‌های آیرودینامیکی چتر ریونی توسط آزمون کشش خودرو

## چکیده

چترهای ریونی به عنوان کاهنده‌های سرعت و یا پایدارساز برای محموله‌های پرسرعت و هواپیماها استفاده می‌شوند. ضریب تخلخل بالا و شکل هندسی متفاوت آن‌ها به دلیل عملکرد این چترها در سرعت‌های بالا می‌باشد. در مقاله حاضر یک چتر ریونی مسطح برای بازیابی یک محموله فضایی ۳۵۰ کیلوگرمی مشخص طراحی و بارهای آیرودینامیکی وارد بر آن محاسبه می‌شود. جنس چتر طراحی شده نایلون ۶۶ بوده و قطر پرباد شده آن ۱/۲ متر می‌باشد. در ابتدا به معرفی انواع روش‌های آزمون چتر پرداخته می‌شود. پس از طراحی اولیه چتر، مدل سه‌بعدی چتر استخراج و جریان پیرامون آن شبیه‌سازی می‌شود. در نهایت برای ارزیابی طراحی چتر و شبیه‌سازی‌های بعمل آمده، آزمون کشش چتر بوسیله خودرو انجام گرفته است. مقایسه نتایج شبیه‌سازی‌ها و داده‌های تجربی حاصل از آزمون کشش خودرو مطابقت خوبی با یکدیگر دارند که نشان از کارایی آزمون کشش خودرو به عنوان یک روش کم هزینه برای اندازه‌گیری تقریبی ضریب پسا و پایداری چتر در سرعت‌های پایین دارد.

کلیدواژگان: طراحی چتر ترمزی، شبیه‌سازی چتر، بازیابی محموله فضایی، چتر ریونی، آزمون کشش خودرو

## Derivation of Aerodynamic Characteristics of a Ribbon Parachute by Truck Tow Test

### Abstract

Ribbon parachutes are used for speed reduction and stabilization of high-speed payloads and aircraft. The high porosity and their different geometrical shape are due to the performance of these parachutes at high speeds. In this paper, a ribbon parachute for recovery of a 350 kg spatial consignment has been designed, and by means of a set of tools, the aerodynamic and structural loads are calculated. The canopy is made from nylon 66; its deployed diameter is equal to 1.2 m. First, the types of parachute test methods are introduced. After the initial parachute design, the output of the design is modeled and simulated. Finally, to evaluate the design brake parachute, the vehicle's parachute traction test was used for validation. Comparing the results of simulations and experimental data obtained from the truck tow test are in acceptable agreement with each other, which shows the effectiveness of the truck tow test as a low-cost method for approximate measurement of drag coefficient and parachute stability at low speeds.

### Keywords

Brake Parachute Design, Parachute Simulation, Space Payload Recovery, Ribbon Parachute, Truck Tow Test

### ۱-مقدمه

به سلامت فرود آمدن آن به عملکرد مناسب چتر ترمزی وابسته است. از این رو طراحی و آزمون چتر ترمزی بسیار حائز اهمیت می‌باشد. نتیجه طراحی، شبیه‌سازی‌ها و ساخت چتر در آزمون‌های مرتبط با عملکرد مجموعه پیش از استفاده بر روی محموله فضایی مشخص می‌شود و در صورت نیاز اصلاح یا تغییرات انجام می‌شود.

از مهمترین نکاتی که در طراحی یک سامانه بازیابی اهمیت دارند می‌توان به مواردی چون: ضربه پایین هنگام گشایش چترها، حجم و وزن پایین، ضریب پسای بالا، پایداری مناسب و انطباق‌پذیری با محیط اشاره نمود. نحوه گشایش چتر، جانمایی

از آغاز عصر فضا تاکنون به منظور بازیابی محموله‌های فضایی اغلب از سامانه‌های بازیابی مبتنی بر چتر بهره برده شده است. در این حالت برای بازیابی یک محموله فضایی معمولاً از دو مرحله چتر استفاده می‌شود. باتوجه به سرعت اولیه بالای محموله به هنگام ورود به جو از یک مرحله چتر برای کاهش سرعت محموله و ایجاد پایداری در آن استفاده می‌شود. اصطلاحاً به چتر مرحله اول، چتر ترمزی گفته می‌شود. چترهای ترمزی معمولاً از نوع، بالوت، ریونی و رینگ اسلات می‌باشند که باتوجه به شرایط و ورودی‌های محموله انتخاب و طراحی می‌شوند. بقای محموله و

یکی از روش‌های مطالعه چترها انجام آزمایش‌های پرتابی است. در این آزمون‌ها چتر با ابعاد واقعی یا مقیاس‌شده را به وسیله راکت پرتاب و یا از یک هواگرد در آسمان رها می‌کنند. در آزمایش‌های پروازی، تمامی پارامترهای موردنیاز، مانند توزیع فشار کانوپی قابل دسترسی نیست. روش دیگر جهت تخمین ضرایب آیرودینامیکی چترها، انجام شبیه‌سازی عددی است که توسعه و افزایش دقت آنها، در جهت کاهش هزینه‌های آزمایش‌ها دارای تأثیر بسیار مثبتی است. در شبیه‌سازی‌های عددی چترها، در نظر گرفتن دقیق شرایط برهمکنش سازه-سیال در فرآیند پرباد شدن چتر، دارای پیچیدگی بسیاری است که در این زمینه، تحقیقات متعددی انجام گرفته است [۴].

هوانگ<sup>۲</sup> و همکارانش در سال ۲۰۲۰ فرآیند پربادشدن چتر از نوع دیسک-گپ-بند<sup>۳</sup> را در رژیم مافوق صوت و اتمسفر سیاره مریخ مورد مطالعه عددی قرار دادند. آنها از یک مدل اولیری جهت شبیه‌سازی اندرکنش سازه و سیال در رژیم جریان مافوق صوت با در نظر گرفتن اثرات بندهای تعلیق استفاده کردند. نتایج شبیه‌سازی‌های آنها مطابقت خوبی با داده‌های دریافت شده ناسا از مریخ‌نشین کنجکاوی<sup>۴</sup> دارد [۵]. یانگ<sup>۵</sup> و همکارانش در سال ۲۰۲۱ اثرات ضریب گذردهی پارچه روی عملکرد یک چتر در جریان مافوق صوت را بصورت عددی و تجربی مورد مطالعه قرار دادند. نتایج آنها نشان می‌دهد که با افزایش گذردهی پارچه، گستردگی ناحیه گردابه‌ای موجود در پایین دست چتر کاهش یافته و فاصله آن از چتر نیز بیشتر می‌شود. همچنین، مشاهده می‌شود که با افزایش ضریب گذردهی، دامنه نوسانات ضریب پسا نیز کاهش می‌یابد که به معنی افزایش پایداری چتر می‌باشد [۶]. جیا<sup>۶</sup> و همکارانش در سال ۲۰۲۰ جریان مافوق صوت پیرامون یک چتر رینگ-سیل<sup>۷</sup> را برای استفاده در اتمسفر سیاره مریخ مورد مطالعه عددی قرار دادند. آنها اثرات میزان تخلخل پارچه چتر و توزیع آن را روی آیرودینامیک این نوع چتر بررسی کردند. شبیه‌سازی‌های آنها در عدد ماخ ۲، همراه با محموله می‌باشد. نتایج شبیه‌سازی‌های آنها نشان می‌دهد که تخلخل بیشتر در دامن

مناسب، بررسی و تحلیل مقاومت مواد تشکیل‌دهنده چترها هنگامی که در معرض حرارت، خستگی، سایش و رطوبت قرار می‌گیرند نیز از جمله موارد مهمی هستند که در طراحی چترها بایستی مورد توجه قرار گیرند [۱].

با شروع پرواز فضاپیماهای شاتل (STS-49) در سال ۱۹۹۲ میلادی، چتر ترمزی به زیر سامانه کاهش سرعت فضاپیماهای شاتل اضافه شد. اضافه شدن این زیر سامانه به یک وسیله نقلیه فضایی نیازمند مجموعه‌ای از تجزیه و تحلیل‌های آیرودینامیکی و آزمایش‌های مرتبط با عملکرد سامانه بود [۲].

چترهای ترمزی دارای تخلخل بیشتری نسبت به چترهای یکپارچه هستند. تخلخل بیشتر علاوه بر پایداری بیشتر، نیروی بازشوندگی کمتری نسبت به چترهای یکپارچه را سبب می‌شود که یکی از نتایج آن ورود شتاب بازشوندگی کمتر به محموله است. تیلور و همکارانش سامانه فرود فضاپیما کیستلر<sup>۱</sup> را طراحی کردند که شامل چترها و کیسه‌های هوا برای فرود آمدن محموله K-1 بود. این محموله یک کار تجاری و توسعه‌ای استفاده مجدد حامل‌ها در جهان است. نوع و نحوه آزمایش چترها برای بازیابی برنامه کیسلر در مرجع [۱] ارائه شده است. میرسون و کنت برجسته‌ترین سامانه‌های هدایت محموله تا مرحله تحویل آنها روی زمین را بررسی کرده است. در مطالعه آنها الزامات عملکردی و ویژگی‌های هر ماموریت مورد بررسی قرار گرفته است [۳].

چترها از اصلی‌ترین کاهنده‌های سرعت در کاربردهای مختلف هوایی و فضایی محسوب می‌شوند. تعیین دقیق ضرایب آیرودینامیکی چترها در روند طراحی مجموعه کاهنده سرعت دارای اهمیت بسزایی است. ضریب پسای چتر در تعیین میزان سرعت فرود، شتاب و نیروهای وارد بر کانوپی چتر در فرآیند باز شدن و مشخص کردن ابعاد و اندازه چتر اهمیت دارد. ضریب پسا به عوامل مختلفی همچون نوع چتر، میزان نفوذپذیری پارچه، سرعت حرکت، جرم محموله و موارد دیگر بستگی دارد.

<sup>5</sup> Yang

<sup>6</sup> Jia

<sup>7</sup> Ring sail

<sup>1</sup> Kistler

<sup>2</sup> Huang

<sup>3</sup> disk-gap-band

<sup>4</sup> Curiosity

از دیگر تحقیقات انجام گرفته روی اثرات ناحیه دنباله بر عملکرد چترها می‌توان به تحقیق مک‌کویلینگ و پوتوین در سال ۲۰۱۲ اشاره کرد [۱۵].

دی و همکارانش در یک تحقیق تجربی، مراحل باز شدن چتر را با طراحی چتر در زمان‌های مختلف بررسی کردند و با کمک تونل باد ضریب پسا در هر حالت محاسبه شد [۱۶]. آنها در تحقیقی دیگر، یک چتر دونات شکل را بصورت عددی مورد مطالعه قرار داده و اثرات گردابه‌های پشت محموله روی نیروی‌های عرضی و ضریب پسای چتر را بررسی کردند.

جونگ دونگ و همکارانش در مطالعه‌ای برای مدل سازی دینامیکی اندرکنش سازه-سیال چتر و بندهای تعلیق از روش تعقیب جبهه مرزی<sup>۳</sup> استفاده کرده‌است. چترهای T-10 و G-11 در این پژوهش مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. بیشتر تمرکز این پژوهش روی رفتار دینامیکی چتر در فاز پربادشدگی است که در مقایسه با نتایج تجربی قابل قبول می‌باشد [۱۷].

ستین<sup>۴</sup> در پژوهشی به حل عددی و سه بعدی اندرکنش سازه-سیال چتر پرداخته است. برای قسمت دینامیک جریان از المان محدود فضا-زمان و برای قسمت سازه، از المان محدود کلاسیک استفاده کرده است. نتیجه‌گیری ستین به این صورت است که پیش‌بینی رفتار چتر، نیازمند مدل غیرخطی دقیق رفتار اندرکنش سازه-سیال (FSI) است [۱۸]. ارتگا<sup>۵</sup> به ارائه یک تکنیک برای حل آیروالاستیک چتر پرداخته است که از آیرودینامیک تجربی مبتنی بر مدل پربادشدگی<sup>۶</sup> و قانون مساحت لودکه<sup>۷</sup> کمک گرفته است [۱۹]. ستین در سال ۲۰۰۱، یک شبیه‌سازی اندرکنش سازه-سیال چتر با کمک معادلات سه بعدی ناویر استوکس برای جریان تراکم ناپذیر را بررسی کرد و همانند سایر تحقیقات در این زمینه، کوپل شدن دینامیک جریان و سازه، به واسطه سطح چتر انجام می‌شود. ستین همانند تحقیق قبلی خود در سال ۲۰۰۰، به این نتیجه رسید که برای پیش‌بینی رفتار چتر، به یک مدل‌سازی غیرخطی مرتبه بالا نیاز است.

چتر ساختار پایدارتری در مقایسه با تخلخل بیشتر در نزدیکی راس چتر ایجاد می‌کند [۷]. همچنین، با افزایش تخلخل در نزدیکی دامن چتر ضریب پسا کاهش می‌یابد اما پایداری مجموعه چتر و محموله بیشتر می‌شود. فن و همکارانش در سال ۲۰۲۲ تحقیق مشابهی روی اثرات ضریب تخلخل پارچه چتر روی عملکرد چتر دیسک-گپ-بند در جو رقیق سیاره مریخ انجام دادند. تحقیق آنها در رژیم جریان گذر صوت و مافوق صوت انجام گرفت. نتایج آنها نشان می‌دهد که با افزایش تخلخل پارچه چتر، ضریب پسا اگرچه خیلی جزئی اما کاهش می‌یابد [۸].

فن و همکارانش در سال ۲۰۲۲ جریان مافوق صوت پیرامون یک شبه-چتر را با در نظر گرفتن اثرات آشفستگی جریان مورد بررسی عددی قرار دادند. عدد ماخ جریان در تحقیق آنها برابر ۲ و آشفستگی جریان با استفاده از دو رهیافت شبیه‌سازی معادلات متوسط‌گیری شده رینولدز (RANS) و شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده (DES) مدل‌سازی شده است. نتایج آنها نشان می‌دهد که رهیافت مدل‌سازی آشفستگی اگرچه تاثیر محسوسی روی دینامیک موج شوک ندارد اما روی ساختارهای گردابه‌ای جریان بسیار تاثیرگذار می‌باشد [۸].

داوودیان و آزادی در تحقیقاتی تاثیر رینولدزهای مختلف روی آیرودینامیک چتر با و بدون حضور هواکش<sup>۱</sup> را بررسی کردند [۹]. در تحقیقی دیگری که به صورت شبیه‌سازی عددی و تجربی انجام شد، تاثیرات تخلخل روی ضرایب پسای چتر بررسی شد [۱۰]. در تحقیقی دیگر که توسط گا<sup>۲</sup> و همکارانش انجام شد، به صورت عددی و با کمک یک مدل تئوری اثرات تخلخل روی نیروی پسا بررسی و شبیه‌سازی شد [۱۱].

پراتاپ و همکارانش اثرات ناحیه دنباله محموله روی عملکرد چترها را مورد مطالعه قرار داد [۱۲]. سلیمی و همکارانش نیز اثرات ناحیه دنباله محموله روی عملکرد چترهای پارچه‌ای را بصورت عددی بررسی کردند. آنها در تحقیق دیگری نیروهای آیرودینامیکی وارد بر یک چتر ریونی و تنش‌های حاصل از اعمال این نیروها را بصورت عددی شبیه‌سازی کردند [۱۳-۱۴].

<sup>5</sup> Ortega

<sup>6</sup> Filling-time

<sup>7</sup> Ludtke's Area Law

<sup>1</sup> Vent

<sup>2</sup> Gao

<sup>3</sup> Front Tracking

<sup>4</sup> Setein

در تحقیق حاضر یک چتر ریبونی مسطح برای استفاده در یک ماموریت خاص طراحی و ساخته شده است. مدل چتر ساخته شده در نرم‌افزار کتیا ایجاد شده و بعد از تولید شبکه محاسباتی توسط نرم‌افزار پویتوایز<sup>۴</sup> در نرم‌افزار فلونت تحلیل عددی شده است. همچنین، چتر ساخته شده توسط آزمون کشش خودرو که یکی از آزمایش‌های شناخته شده در راستای بررسی عملکرد چترها می‌باشد، مورد ارزیابی قرار گرفته است. مقایسه ضریب پسی اندازه‌گیری شده در آزمون کشش خودرو با نتایج عددی، نشان از مطابقت نسبتاً مناسب نتایج دارد. این موضوع نشان از کارایی آزمون کشش خودرو با توجه به هزینه‌های بسیار کم آن در مقایسه با سایر روش‌های آزمایش چترها دارد. همچنین، لازم بذکر است که براساس جستجوهای انجام گرفته محققین پژوهش حاضر، هیچ تحقیق مشابهی در داخل و خارج از کشور با ماهیت مقایسه نتایج آزمون کشش خودرو با نتایج دینامیک سیالات محاسباتی روی چترهای ریبونی یافته نشده است.

#### روش‌های آزمایش چتر

چترها و سامانه‌های بازیابی چتر را می‌توان با روش‌های مختلفی آزمایش کرد. روش‌های آزمون را می‌توان در سه گروه اصلی: آزمون پرواز آزاد، آزمون متصل (کشش) و آزمون تونل باد دسته‌بندی کرد. برای طراحی یک آزمون مناسب، لازم است هر یک از روش‌های مختلف آزمون موجود بررسی شود. آزمون پرواز آزاد (شکل ۱) با قرار دادن کل مجموعه چتر در شرایط مشابه مأموریت صورت می‌گیرد. روش‌های آزمون پرواز آزاد عبارتند از:

- سقوط آزاد از هواپیما،
- پرتاب از بالگرد،
- پرتاب آزمایشی از بالن در ارتفاع بالا،
- پرتاب به وسیله راکت در مسیر بالستیک.

آزمون پرواز آزاد دارای مزایای زیر است:

۱. بدون محدودیت فیزیکی در عملکرد سامانه چتر،
۲. آزمون با جرم محدود و مشخص،

پروت<sup>۱</sup> به تحلیل سازه‌ای یک چتر در مأموریت فرود روی سطح مریخ، با استفاده از دو حلگر المان محدود تنش و LS-DYNA پرداخته است. نتایج به دست آمده حاکی آن است که با در نظر گرفتن خصوصیات ناهمسانگردی پارچه چتر، در مقایسه با ویژگی‌های همسانگردی، ۴۰٪ کاهش بیشترین تنش در چتر ناهمسانگرد مشاهده می‌شود. همچنین نشان داده شد که بیشترین تنش در طناب و تقویت کننده‌های شعاعی ایجاد می‌شود [۲۰]. در سال ۲۰۱۰ لئونوف<sup>۲</sup>، یک روش الاستیک گسسته را برای آنالیز شکل پربادشده چتر ارائه داد [۲۱].

ژائو لانگ در سال ۲۰۱۳ یک مطالعه عددی روی تغییر شکل سه بعدی یک چتر در آزمون پروازی با سرعت پایین انجام داده است و نتایج با یک کد المان محدود غیرخطی به کمک LS-DYNA اعتبارسنجی شده‌اند. تغییر شکل و توزیع نیروهای روی کانویی چتر به عنوان خروجی این تحقیق مد نظر بوده‌اند [۲۲].

در سال ۲۰۱۶، ژائو پربادشدگی یک چتر را به صورت کوپل سیال-سازه شبیه‌سازی کرد. در تحقیق آنها تغییر شکل سه بعدی چتر با نتایج تجربی صحنه‌سنجی شده‌اند [۲۳]. ژائو لانگ مجدداً در سال ۲۰۱۶، برای بررسی و آنالیز دینامیکی و مشخصه‌های پایداری یک چتر به عنوان یک سامانه در حال فرود (سقوط)، از ترکیب مدل‌های اندرکنش سازه-سیال و دینامیک پرواز سامانه استفاده کرد. رفتار پربادشدگی یک چتر با روش اویلر-لاگرانژ مورد بررسی قرار گرفت. بر اساس داده‌های آیرودینامیکی، یک مدل ۹ درجه آزادی از یک سامانه چتر و محموله ایجاد و به منظور شبیه‌سازی مسیر سقوط، حل شده است. نتایج آزمون سقوط نشان می‌دهد که این روش می‌تواند برای هدایت و کنترل همه سامانه‌های سقوط هوایی استفاده شود [۲۴].

یکی از موضوعات مهم در لحظه باز شدن چترهای بارریزی، نیروی بازشوندگی چترها و شتاب بازشوندگی وارد به محموله می‌باشد. جامیسون<sup>۳</sup> در تحقیقی تئوری، روشی برای محاسبه نیروهای بازشوندگی چتر نجات، سرعت سامانه و برخی دیگر از متغیرهای مهم ارائه کرده است [۲۵].

<sup>3</sup> Jamison

<sup>4</sup> Pointwise

<sup>1</sup> Pruet

<sup>2</sup> Leonov

۲. محدودیت افزایش فاصله از وسیله به علت محدودیت جانمایی طناب‌ها و غیره،
۳. ایجاد خطا در محاسبات به دلیل عواملی مانند اثرات زمین، اثرات دنباله وسیله نقلیه روی چتر، تغییر جهت وزش باد و غیره.



شکل ۲. آزمون کشش به وسیله کامیون [۲۷].

آزمون تونل باد (شکل ۳) یک شکل تخصصی از آزمایش محبوس است که در آن جسم مورد مطالعه در جریان هوای متحرک ثابت نگه داشته می‌شود. اگرچه تونل‌های باد بسیار متنوعی وجود دارد، اما همه آن‌ها دارای مزایا و معایب مشابهی هستند.

آزمون تونل باد دارای مزایای زیر می‌باشد:

۱. کنترل دقیق شرایط آزمون و تغییر سریع شرایط محیطی،
۲. اندازه‌گیری دقیق،
۳. سهولت در آشکارسازی و مطالعه جریان هوا،
۴. سهولت و سرعت در تکرار آزمون‌ها،

آزمون تونل باد دارای معایب زیر می‌باشد:

۱. محدودیت‌هایی در اندازه و عدم مقیاس‌پذیری در چترها با احتساب اثرات دیواره‌ی تونل و ماهیت پارچه،
۲. هزینه‌بر بودن انجام آزمون در ابعاد واقعی،
۳. صلب بودن اتصال (اثر جرم بی‌نهایت).

۳. بررسی رفتار جریان و تأثیر گردابه‌های جریان پشت محموله بر چتر در شرایط واقعی،
  ۴. یکسان بودن شرایط آزمایش با شرایط عملیات واقعی،
  ۵. بررسی کامل عملکرد سامانه بازیابی،
  ۶. ارزیابی و بررسی سایر ویژگی‌های عملکردی مانند پایداری سامانه، مسیر پرواز، سرعت نزول و غیره،
- آزمون پرواز آزاد دارای معایب زیر است:

- ۱- دشوار بودن کنترل شرایط آزمون و بررسی دقیق پارامترهای طراحی و
- ۲- هزینه‌بر و دشوار بودن تهیه تجهیزات آزمون.



شکل ۱. آزمون پرواز آزاد چترهای خوشه‌ای [۲۶].

آزمون کشش (شکل ۲) با حرکت مهار شده (بکسل شده) یک وسیله نقلیه آزمایشی در محیط آزاد صورت می‌گیرد. روش‌های آزمون متصل عبارتند از:

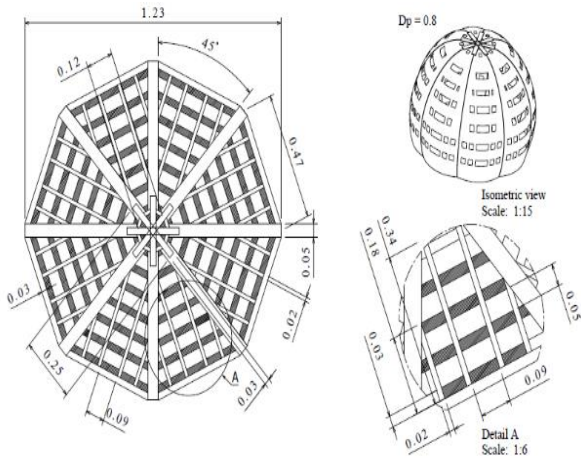
- کشش به وسیله هواپیما،
- کشش به وسیله اراپه راکتی،
- کشش به وسیله کامیون (خودرو)،
- کشش در آب.

آزمون کشش دارای مزایای زیر است:

۱. کنترل نسبتاً آسان شرایط آزمون،
۲. اندازه‌گیری دقیق عملکرد،
۳. بازیابی و استفاده مجدد وسایل نقلیه آزمایشی،
۴. سهولت در انجام آزمون به دفعات مکرر و
۵. هزینه کم و سهولت در تهیه تجهیزات مناسب.

آزمون کشش دارای معایب زیر می‌باشد:

۱. عدم امکان آزمون برای سرعت‌های بالا،



شکل ۳. آزمون تونل باد چتر برای فرود در مریخ [۲۸].

شکل ۴. نقشه چتر ریونی طراحی شده

## ۲- طراحی چتر ترمزی

در پژوهش حاضر ابعاد و نوع چتر ترمزی بر مبنای مأموریت زیر طراحی شده است.

جدول ۱. مشخصات چتر ترمزی طراحی شده

عنوان	مشخصات
نوع چتر	ریونی مسطح
تعداد گره‌های چتر	۸
قطر اسمی	۱/۲۳ متر
قطر کنوی پر شده	۰/۸۲ متر
قطر کنوی ساخته شده	۱/۲۳ متر
تعداد بندهای تعلیق	۸
تعداد بندهای رایزر	۴
طول بندهای تعلیق و رایزر	۱۷ متر
استحکام بندهای تعلیق	۳۰۰۰ پوند
سطح مؤثر پسا	۱/۱ متر مربع
نیروی بازشوندگی	۱/۳۱ تن نیرو
شتاب بازشوندگی	۳/۸ g
جرم	۳/۵ کیلوگرم

۱- وزن محموله ۳۵۰ کیلوگرم در نظر گرفته شده،

۲- ارتفاع باز شدن چتر ترمزی ۷۰۰۰ متر از سطح دریا

است، چگالی هوا در این ارتفاع در حدود ۰/۵۹ کیلوگرم بر متر مکعب می‌باشد،

۳- سرعتی که چتر ترمزی در آن باز می‌شود، ۱۲۰ متر بر ثانیه است،

۴- سرعت حالت پایای چتر ترمزی ۸۰ متر بر ثانیه می‌باشد.

بر اساس مأموریت فوق یک چتر ریونی مسطح با شرایط ارائه شده در جدول ۱ طراحی و هندسه آن با استفاده از نرم‌افزار کتیا مطابق شکل ۴ تولید شده است. اما با توجه به این موضوع که انجام آزمون کشش خودرو در این سرعت میسر نمی‌باشد، ضرایب آیرودینامیکی چتر طراحی شده در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه توسط شبیه‌سازی عددی و آزمون کشش خودرو اندازه‌گیری و مقایسه می‌شود.

## ۳- شبیه‌سازی

همانطور که در بخش قبل اشاره شد، هندسه کامل چتر توسط نرم‌افزار کتیا مطابق شکل ۴ ایجاد شده است. شبیه‌سازی‌ها شامل تحلیل دینامیک جریان و استخراج توزیع فشار روی سطوح بیرون و داخل چتر و محاسبه ضریب نیروی پسا می‌باشد.

با استفاده از نرم‌افزار تولید شبکه پوینتوایز<sup>۱</sup> شبکه اطراف چتر ترمزی مطابق شکل ۴ ایجاد شده است. ابتدا یک دامنه حل با ابعاد

<sup>1</sup> PointWise

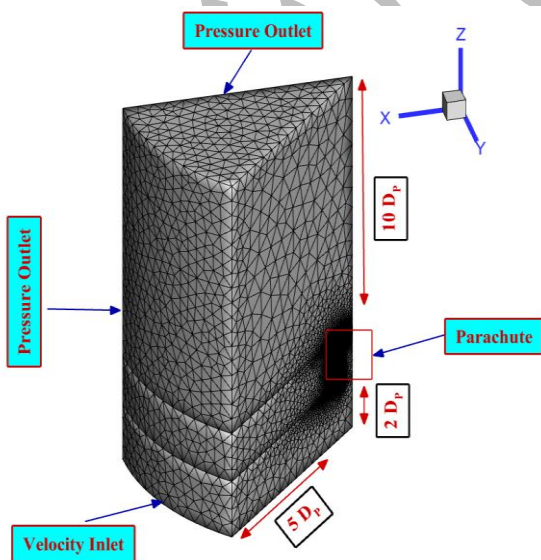
هزینه‌های محاسباتی، شبکه ۱،۸۲۲،۰۷۰ به عنوان شبکه بهینه انتخاب شده است.

با توجه به عبور جریان سیال از روی پارچه چترها و ایجاد لایه مرزی، بایستی نقاط شبکه محاسباتی در نزدیکی پارچه چترها دارای تراکم بیشتری به نسبت سایر نقاط شبکه باشد. بنابراین، از شبکه لایه مرزی در مجاورت سطح چتر استفاده شده است.

جهت کمینه کردن آثار شرایط مرزی روی متغیرهای جریان داخل و پیرامون چتر ترمزی، فاصله چتر ترمزی از مرزهای بالادست  $10D_p$ ، از مرز پایین دست  $2D_p$  و از مرزهای اطراف به اندازه  $5D_p$  در نظر گرفته می‌شود. شرایط مرزی اعمال شده در شبیه‌سازی، همانند شکل ۵ می‌باشد. همانطور که مشاهده می‌شود سطح چتر دیواره صلب در نظر گرفته شده و برای مرزهای خروجی و ورودی دامنه محاسباتی، شرایط فشار خروجی و سرعت ورودی تعریف شده است.

جدول ۲. استقلال حل از شبکه محاسباتی

ضریب پسا	ابعاد حدودی شبکه
۰/۶	۱۰۹۳۴۰۸
۰/۵۳	۱۸۲۲۰۷۰
۰/۵۱	۲۹۵۱۷۵۴



شکل ۵. شرایط مرزی دامنه محاسباتی

مناسب در اطراف چتر ایجاد شده و با مشخص کردن شرایط مرزی شبکه تولید شده برای تحلیل آماده می‌شود. در گام بعد، شبکه تولید شده در محیط نرم افزار فلوئنت وارد شده و شرایط مرزی متناسب با سرعت مشخص شده در ورودی اعمال می‌شود. برای بررسی جریان حول چتر معادلات معادلات ناویر-استوکس در شرایط آشفته و تراکم‌ناپذیر تحلیل شده است. این معادلات در سه بعد همانند معادلات (۱) الی (۴) نوشته می‌شود.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

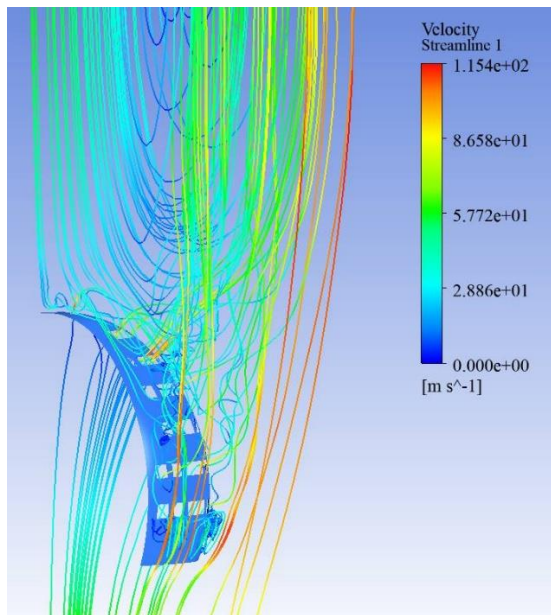
$$\frac{\partial (\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \nu \nabla^2 u + f_x \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \nu \nabla^2 v + f_y \quad (3)$$

$$\frac{\partial (\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w \vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \nu \nabla^2 w + f_z \quad (4)$$

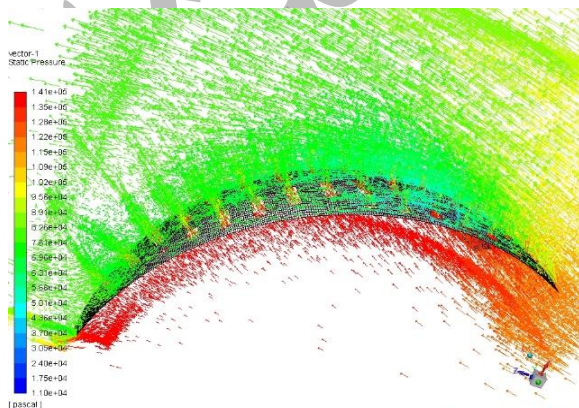
در این روابط  $f$  و  $\nu$  بیانگر نیروی خارجی و اثرات لزجت سیال (آرام و آشفته) می‌باشد. با صرف نظر از نیروی‌های خارجی، تنها جریان سیال عامل ایجاد نیرو به چترها می‌باشد. برای بررسی معادلات حاکم فرض می‌شود که سیال نیوتنی و جریان آشفته می‌باشد و عبارت پخش لزج به طور محلی با استفاده از مدل آشفته‌گی  $k - \epsilon$  اصلاح می‌شود. خروجی شبیه‌سازی‌های سیالاتی، ضریب پسا کل در حالت پر بادشدگی برای چتر ترمزی می‌باشد. جهت ارزیابی ضریب پسا، شبیه‌سازی‌ها در چندین سرعت انجام گرفته و در دو سرعت ۲۰ و ۳۰ متر بر ثانیه با داده‌های تجربی مطابقت داده می‌شود. با توجه به محدوده سرعت صوت در ارتفاع مکان انجام آزمون کشش خودرو (۳۳۶،۴) الی ۳۱۲،۲ متر بر ثانیه) رژیم حاکم بر جریان تراکم‌ناپذیر می‌باشد. در این حالت رژیم جریان با توجه به عدد بدون بعد  $Re = \rho u L / \mu$  و در نظر گرفتن قطر پریاد شده چتر به عنوان مقیاس طولی در محدوده  $1 \times 10^6$  می‌باشد. بر این اساس جریان کاملاً آشفته در نظر گرفته شده است.

برای بررسی جریان بایستی استقلال حل از شبکه محاسباتی بررسی گردد (جدول ۲). همانند جدول ۲ ضریب پسا در ۳ شبکه مختلف محاسبه و گزارش شده است. همانطور که مشاهده می‌شود اختلاف نتایج شبکه‌های ۱،۸۲۲،۰۷۰ و ۲،۹۵۱،۷۵۴ سلول قابل چشم‌پوشی می‌باشد. بر این اساس و در راستای کاهش

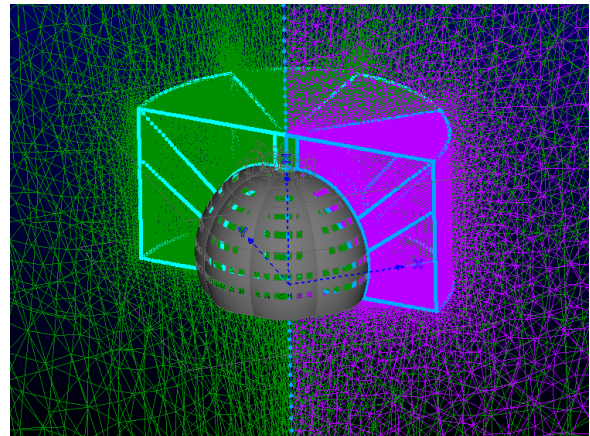


شکل ۷. خطوط جریان عبورکننده از داخل و پیرامون چتر

شکل ۸ بردارهای سرعت در مجاورت سطح چتر را در سرعت ۱۲۰ متر برثانیه نمایش می‌دهد. رنگ بردارها در این شکل بر اساس فشار تنظیم شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، فشار داخل کانوی چتر افزایش یافته و با عبور جریان از حفره‌ها فشار کاهش می‌یابد. در ناحیه دنباله نیز شاهد کمینه مقدار فشار هستیم. اگرچه وجود تخلخل در چترهای ریونی سبب می‌شود تا اختلاف فشار بین داخل و خارج چتر نسبت به چترهای یکپارچه کمتر باشد، اما همین اختلاف فشار منجر به ضریب پسای معادل  $0.53$  شده که در سرعت‌های بالا نیروی پسای قابل توجهی ایجاد می‌کند.



شکل ۸. توزیع فشار بر روی و زیر چتر ترمزی ریونی سطح  $1/2$  متری



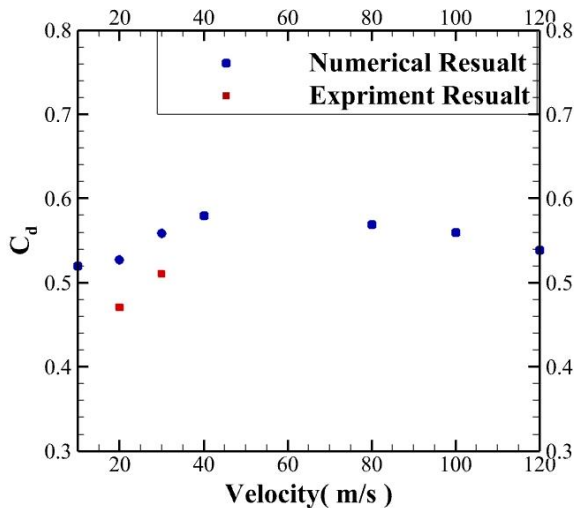
شکل ۶. نحوه تولید شبکه حول چتر ترمزی

#### ۴- نتایج و بحث

شبیه‌سازی‌ها در ۷ سرعت در محدوده ۱۰ تا ۱۲۰ متر برثانیه انجام گرفته است. اما همانطور که اشاره شد، داده‌های عددی و تجربی در دو سرعت ۲۰ و ۳۰ متر برثانیه مقایسه می‌شوند. دلیل این موضوع امکان ناپذیر بودن انجام آزمون کشش خودرو برای سرعت‌های بالاتر از ۳۰ متر برثانیه (حدود ۱۰۰ کیلومتر بر ساعت) می‌باشد. برای اجرای آزمون کشش خودرو، همانطور که پیشتر اشاره شد، نمونه واقعی چتر ساخته شده است. قطر اسمی چتر ساخته شده برابر ۱٫۲ متر بوده و تصویر آن در شکل ۱۱ نشان داده شده است.

شکل ۷ خطوط جریان عبورکننده از داخل و پیرامون یک قطاع از چتر را در سرعت ۱۲۰ متر برثانیه نمایش می‌دهد. رنگ خطوط جریان در این شکل براساس اندازه سرعت تنظیم شده است. همانطور که مشاهده می‌شود بخش قابل توجهی از جریان از داخل منافذ چتر عبور می‌کنند. جریان عبوری از این منافذ منجر به شکست گردابه‌های ناحیه دنباله چتر شده و مانع از ریزش نامتقارن گردابه در ناحیه دنباله می‌گردند. این موضوع دامنه نوسانات چتر را کاهش داده و عامل اصلی پایداری چترهای ریونی می‌باشد.





شکل ۱۰. مقایسه ضریب پسای محاسبه شده از دو روش عددی و تجربی

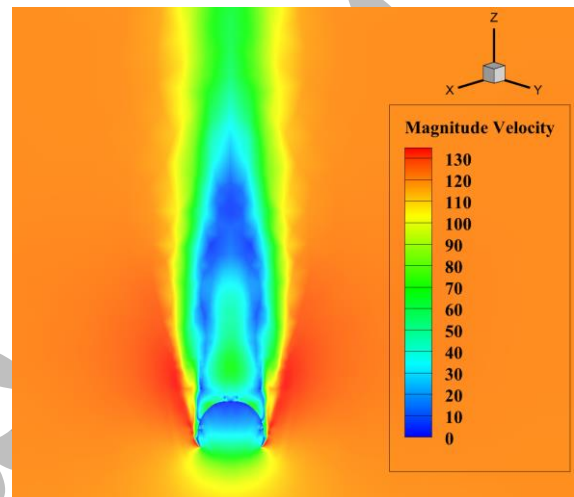
### ۵- آزمون کشش چتر

نظر به بررسی مزایا و معایب تمامی روش‌های آزمون چتر که در مقدمه بیان شد، به منظور آزمون چتر ترمزی ریونی طراحی شده، از روش کشش خودرو بهره برده شده است. در صورت عملکرد مناسب چتر در آزمون کشش خودرو، از آزمون پرواز برای بررسی عملکرد کل مجموعه بازیابی در شرایط واقعی پرواز بهره گرفته خواهد شد. به جهت افزایش ایمنی، دقت، تکرارپذیری آزمون، طول ۴/۵ کیلومتری بانده پرواز و محدودیت‌های شهری از بانده پرواز فرودگاه بین‌المللی پیام برای آزمون استفاده گردید. لوازم استفاده شده در آزمون شامل چتر ترمزی ریونی شکل ۱۲، بندهای تعلیق ۲/۵ هزار پوندی، سازه فلزی، لودسل و نمایشگر، خودرو دودفرانسیل، چندین دوربین فیلمبرداری و اتصالات می-شوند. هدف از انجام این آزمون موارد زیر می‌باشد:

- بررسی عملکرد چتر در حالت کامل پر باد شده،
- بررسی پایداری چتر،
- اندازه‌گیری نیروی وارده توسط چتر.

در دسترس بودن، کم هزینه‌تر بودن، قابلیت تغییر سریع سناریو آزمون از جمله مزایای این روش می‌باشد. اما تاثیرت ناحیه دنباله خودرو روی عملکرد چتر و سرعت کم حرکت نیز از معایب این روش محسوب می‌شوند. لازم بذکر است که در تحقیق حاضر ناحیه دنباله خودرو بطور جداگانه شبیه‌سازی شده و اثرات آن روی چتر بصورت ضریب تصحیح روی ضریب پسای اعمال شده است.

شکل ۹ میدان سرعت روی صفحه عبور کننده از مرکز چتر را در سرعت ۱۲۰ متر بر ثانیه نمایش می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود حفره ونت قوی‌ترین جت را تشکیل داده است. همچنین، مشاهده می‌شود که قدرت جت‌های خروجی از منافذ موجود در مجاورت راس چتر بیشتر از منافذ موجود در ناحیه دامن چتر می‌باشد. به عبارت دیگر سرعت جریان خروجی از منافذ، با حرکت از سمت راس به دامن چتر کاهش یافته است.



شکل ۹. توزیع سرعت چتر ترمزی ریونی مسطح ۱/۲ متری

جهت استخراج ضریب پسای در محدوده عملکرد چتر، شبیه‌سازی‌ها علاوه بر سرعت ۲۰ و ۳۰ متر بر ثانیه، در ۵ سرعت ۱۰، ۴۰، ۸۰، ۱۰۰ و ۱۲۰ متر بر ثانیه نیز تکرار و ضرایب پسای در شکل ۱۰ ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، ضریب پسای در محدوده عملکرد چتر تقریباً مقدار ثابتی دارد. این موضوع نشان از عدم تغییر در ساختارهای جریان در محدوده سرعت بررسی شده می‌باشد. لازم بذکر است که تغییرات جزئی در ضریب پسای در محدوده سرعت عملکردی چترهای ریونی از خصوصیات آنها بشمار می‌آید که با نتایج موجود مطابقت دارد [۲۹]. همانطور که مشاهده می‌شود، برای مقایسه نتایج عددی و تجربی، ضرایب پسای محاسبه شده از آزمون کشش خودرو در سرعت‌های ۲۰ و ۳۰ متر بر ثانیه در این شکل نشان داده شده است. توضیحات مربوط به چگونگی استخراج نتایج تجربی و دلایل وجود اختلاف بین نتایج عددی و تجربی در بخش بعد ارائه می‌شود.



شکل ۱۲. سازه فلزی متصل بر روی خودرو پیکاپ



شکل ۱۱. چتر ترمزی ساخته شده

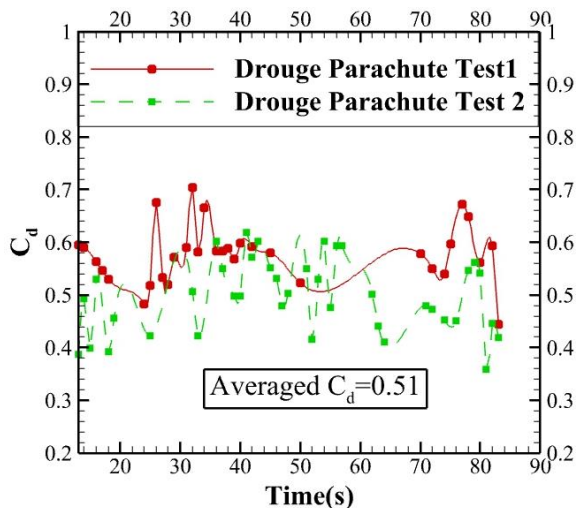
### آزمون کشش چتر ترمزی

در ابتدا برای آزمون چتر ترمزی، چتر بر روی زمین قرار گرفته و خودرو شروع به حرکت می‌کند، در این حالت به علت فراهم نشدن جریان مورد نیاز چتر از زمین بلند نشده و بر روی زمین کشیده می‌شود. برای رفع این مشکل فردی با مستقر شدن در پشت خودرو و رعایت موارد ایمنی، زمانی که وسیله به سرعت مناسب می‌رسد، اقدام به پرتاب کردن چتر ترمزی به بیرون خودرو می‌کند. چتر در کسری از ثانیه در معرض جریان قرار گرفته و باز می‌شود (شکل ۱۳). سرعت باد محلی بین ۲/۵ الی ۳/۷ متر بر ثانیه در جهت جنوب\_غربی، شمال\_شرقی می‌باشد. به منظور بدست آوردن بهترین نتیجه، آزمون به دفعات تکرار شده است. پس از بدست آوردن نیروهای کششی و ثبت آن‌ها با محاسبه فشار دینامیکی و با کمک سرعت و چگالی هوا حاکم بر باند پروازی مقدار ضریب پسا در سرعت ۲۰ متر بر ثانیه (۷۲ کیلومتر بر ساعت) مطابق شکل ۱۴ محاسبه می‌شود که با مقدار شبیه‌سازی انجام شده نزدیک می‌باشد. آزمون کشش به دفعات روی باند تکرار شده و بیشترین اختلاف بین نتایج حاصل از لود سل در قالب آزمون ۱ و ۲ ارائه شده است. لازم بذکر است که ضریب پسای محاسبه شده از آزمون کشش خودرو بعد از اصلاح اثرات دنباله خودرو در شکل ۱۴ ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود مقدار متوسط در این نمودارها معادل ۰/۴۷ می‌باشد که اختلاف آن نسبت به عدد اندازه‌گیری شده در شبیه‌سازی‌های عددی (۰/۵۳) در حدود ۱۰ درصد می‌باشد. برای رسیدن به یک ارزیابی دقیقتر اندازه‌گیری‌های ضریب پسا در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه تکرار و نتایج مربوطه در نمودارهای شکل

شکل ۱۱. چتر ترمزی ساخته شده سازه فلزی که وظیفه اتصال چتر را بعهده دارد، با ضریب اطمینان ۳ قابلیت تحمل نیروی کششی تا چند تن را به راحتی فراهم می‌سازد. همانطور که در شکل ۱۲ نشان داده شده، یک چارچوب فلزی به ارتفاعی ۱ متر ساخته شده است. دلیل این امر بالاتر بودن سازه از سقف خودرو است تا اثر جریان تولیدی خودرو روی چتر را کمتر کند.

برای جلوگیری از آسیب دیدن بدنه خودرو، تسمه پایه سازه با تسمه دیگری بدنه خودرو را دربرمی‌گیرد تا نیروی وارده به بدنه خودرو مهار شود. همچنین جهت انتقال مستقیم نیرو به شاسی خودرو، یک میلگرد آجدار سایز ۲۰ از میان شاسی عبور داده شده و از طریق یک سیم بکسل به سازه متصل شده است. لودسل مورد استفاده از نوع S شکل کششی-فشاری با ظرفیت ۳۵۰ کیلوگرم می‌باشد. خطای اندازه‌گیری لودسل کمتر از ۰/۰۱۸ درصد، جنس بکار رفته در آن استیل ضد زنگ بوده و محدوده دمای کاری آن ۳۰- تا ۸۰ درجه سانتی‌گراد می‌باشد. دو بند رایزر کوچک ۵۰ سانتی‌متری از قطعات عمودی سازه فلزی به لودسل متصل گردیده و از طرف دیگر لودسل به بند رایزر چتر متصل می‌شود. طول سیم اتصال لودسل به نمایشگر ۳ متر بوده و فردی برای ضبط اطلاعات نمایشگر داخل کابین خودرو مستقر می‌شود. نتایج ضبط شده توسط لودسل ضریب پسا را مشخص می‌کند.

۱۵ ارائه شده است. ضرایب پسای متوسط اندازه‌گیری شده در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه همانطور که در نمودار شکل ۱۵ نشان داده شده معادل ۰,۵۱ می‌باشد. فاصله این عدد با ضریب پسای عددی اندازه‌گیری شده (۰,۵۶) حدود ۱۰ درصد می‌باشد.



شکل ۱۵. ضریب پسا اندازه‌گیری شده توسط لودسل آزمون اول و دوم فاز مخاف جهت وزش باد و سرعت ۳۰ متر بر ثانیه دلایل وجود اختلاف بین نتایج عددی و تجربی را می‌توان در موارد زیر برشمرد:

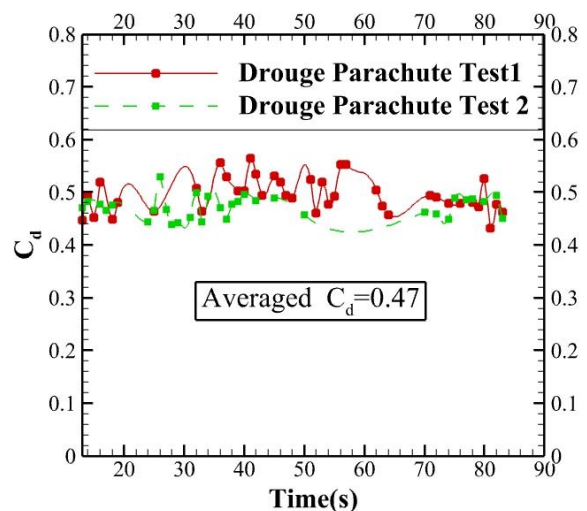
- ۱- خطاهای مرتبط با شبیه‌سازی عددی از جمله عملکرد مدل آشفتگی مورد استفاده، انجام حل در شرایط پایا و خطاهای ناشی از خطی‌سازی و گسسته‌سازی معادلات،
- ۲- خطاهای مربوط به اندازه‌گیری‌های تجربی از جمله عدم قطعیت‌های مربوط به اندازه‌گیری نیرو، سرعت و جهت وزش باد، دقت محاسبه سرعت حرکت خودرو، نوسانات حاصل از حرکت چتر و تاثیرات دنباله خودرو روی دینامیک و نیروهای وارد بر چتر از عوامل اصلی وجود اختلاف بین نتایج بشمار می‌آیند.

#### ۶- نتیجه‌گیری

در پژوهش انجام شده ضریب پسای چتر با استفاده از شبیه‌سازی عددی و تجربی محاسبه شد. در این بررسی مشاهده شد که مقدار نیروی وارد به چتر با روابط تئوری استخراج شده از مرجع [۲۹] مطابقت دارد. شبیه‌سازی‌های عددی صورت گرفته نشان داد که چگونه منافذ موجود روی چتر ریبونی از طریق شکستن گردابه‌های ناحیه دنباله مانع از ریزش منظم گردابه‌ها شده و از این طریق پایداری این نوع چتر را بهبود می‌بخشد. همچنین، اندازه‌گیری‌های تجربی نشان داد که آزمون کشش خودرو با وجود محدودیت‌هایی که در سرعت حرکت و تاثیرات خودرو روی عملکرد چتر دارد، می‌تواند برای ارزیابی تقریبی ضریب پسا موثر باشد. مشاهدات



شکل ۱۳. مراحل پریاد شدن چتر ترمزی



شکل ۱۴. ضریب پسا اندازه‌گیری شده توسط لودسل آزمون اول و دوم فاز در جهت وزش باد و سرعت ۲۰ متر بر ثانیه

- Technology Conference*, vol. 1, pp. 1–9, (1999).
- [2] Authors: Crew Systems Deployable Aerodynamic Decelerator (DAD), “Specification Guide Handbook,” *Department of Defense Joint Service Specification Guide*, (1998).
- [3] R.E. Meyerson, and W. Kent, “Space Shuttle Orbiter Drag Parachute Design,” 2001.
- [4] K. Takizawa and T. E. Tezduyar, “Computational Methods for Parachute Fluid-Structure Interactions,” *Archives of Computational Methods in Engineering*, vol. 19, no. 1, pp. 125–169, (2012), doi: 10.1007/s11831-012-9070-4.
- [5] D. Z. Huang, P. Avery, C. Farhat, J. Rabinovitch, A. Derkevorkian, and L. D. Peterson, “Modeling, Simulation and Validation of Supersonic Parachute Inflation Dynamics during Mars Landing,” in *AIAA Scitech 2020 Forum*, Orlando, FL, 01062020, (2020).
- [6] X. Yang, L. Yu, S. Nie, and S. Zhang, “Aerodynamic performance of the supersonic parachute with material permeability,” *Journal of Industrial Textiles*, vol. 50, no. 6, pp. 812–829, (2021), doi: 10.1177/1528083719844605.
- [7] L. Jiang, H. Jia, X. Xu, W. Rong, W., Jiang, Q. Wang, Q., C. Gang, and X. Xue, “Numerical Study on Aerodynamic Performance of Mars Parachute Models with Geometric Porosities,” *Space Sci Technol*, vol. 2022, (2022), doi: 34133/2022/9851982.
- [8] J. Fan, J. Hao, C.-Y. Wen, and X. Xue, “Numerical investigation of supersonic flow over a parachute-like configuration including turbulent flow effects,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 121, p. 107330, (2022), doi: 10.1016/j.ast.2022.107330.
- [9] M. Dawoodian, A. Dadvand, and A. Hassanzadeh, “A Numerical and Experimental Study of the Aerodynamics and Stability of a Horizontal Parachute,” *ISRN Aerospace Engineering*, vol. 2013, pp. 1–8, (2013), doi: 10.1155/2013/320563.

انجام شده در آزمون کشش خودرو همچنین گویای پایداری بسیار مناسب چتر ریبونی طراحی و ساخته شده داشت. موضوعی که در مطابقت کامل با ماهیت این نوع چتر می باشد.

#### فهرست علائم

$W$	وزن محموله (kg)
$q$	فشار دینامیکی ( $N/m^2$ )
$(C_d S)_0$	سطح پسای اسمی چتر ( $m^2$ )
$S_0$	مساحت چتر ( $m^2$ )
$D_0$	قطر اسمی چتر (m)
$D_c$	قطر کانویی ساخته شده (m)
$D_p$	قطر کانویی پر باد شده (m)
$(C_d S)_p$	سطح پسای پر باد شده چتر ( $m^2$ )
$X_1$	ضریب بدون بعد کاهش نیرو
$F_x$	نیروی باز شونددگی (N)
$C_x$	ضریب بدون بعد نیروی باز شونددگی در جرم بی نهایت
$a$	شتاب وارد به محموله ( $m/s^2$ )
$\epsilon$	نسبت سطح پسا ریف به سطح پسا اسمی
$D_R, L_R$	قطر و طول بند ریف (m)
$(C_{DS})_R$	سطح پسا در حالت ریف ( $m^2$ )
$F_R$	نیروی باز شونددگی در حالت ریف (N)
$(C_{DS})_{payload}$	سطح پسای محموله ( $m^2$ )
$F_{SL}$	استحکام بند تعلیق (N)
$t_c$	استحکام مورد نیاز پارچه (N/m)
$F_{VT}$	استحکام مورد نیاز برای نوارهای هواکش (N)
$N_{SL}$	تعداد بندهای تعلیق
$DF$	ضریب بدون بعد طراحی
$DS$	ضریب بدون بعد طراحی نهایی
$SF$	ضریب ایمنی بدون بعد

#### ۷- مراجع

- [1] A. Taylor, P., Sinclair, R., J., and Allamby, R., D., “Design and Testing of the Kistler Landing System Parachutes,” *15th Aerodynamic Decelerator Systems*

- Techniques,” *Journal of Aircraft*, vol. 38, no. 5, pp. 800–808, (2001).
- [19] E. Ortega, and R. Flores, “Aeroelastic Analysis of Parachute Deceleration Systems with Empirical Aerodynamics,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 234, no. 3, pp. 729–741, (2019).
- [20] M. Pruett, M. Accorsi, and M. Kandis, “Stress Analysis of the Parachute System for the Mars Science Laboratory Mission,” *AIAA Journal*, pp. 1–19, (2009).
- [21] S. V. Leonov, V. I. Morozov, and A. T. Ponomarev, “Shape Modeling and Strength Analysis of Parachutes,” *Mechanics of Solids*, vol. 46, no. 2, pp. 311–324, (2011).
- [22] G. Xing-long, Z. Qing-bin, T. Qian-gang, and Y. Tao, “Fluid-Structure Interaction Simulation of Parachute in Low Speed,” *Hong Kong: IAENG*, (2013).
- [23] X. Gao, Q. Zhang, and Q. Tang, “Fluid-Structure Interaction Analysis of Parachute Finite Mass Inflation,” *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2016, (2016).
- [24] G. Xinglong, Z. Qingbin, and T. Qiangang, “Parachute Dynamics and Perturbation Analysis of Precision Airdrop System,” *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 29, no. 3, pp. 596–607, (2016).
- [25] R. Jamison L., “A Method for Calculating Parachute Opening Forces for General Deployment Conditions,” *NASA Office of Advanced Research and Technology*, vol. 4, no. 4, pp. 498–502, (1966).
- [26] NASA, “NASA Orion Parachute Test: The Mars Generation Reports,” 2017. [Online]. Available: <https://themarsgeneration.org>.
- [27] B. Gupta, “Aerial delivery systems and technologies,” *Defence Science Journal*, vol. 60, no. 2, pp. 124–136, (2010), doi: 10.14429/dsj.60.326.
- [28] NASA, “Experimental wind tunnel test for landing on Mars Report,” [Online]. Available: <https://www.edwards.af.mil>.
- [29] TW. Knacke, “Parachute Recovery Systems: Design Manual,” *Para Pub.*, (1992).
- [10] I. Laraibi, F. R. Marz-abadi, and F. Eatemadi, “Experimental and numerical investigation of fabric permeability on drag of conventional parachute,” *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, vol. 49, no. 1, pp. 17–20, (2017). In Persian.
- [11] Z. Gao, Charles, R., D., and L. Xiaolin, “Numerical Modeling of Flow Through Porous Fabric Surface in Parachute Simulation,” *AIAA Journal*, vol. 55, no. 2, pp. 686–690, (2017).
- [12] M. Pratap, A. K. Agrawal, S. C. Sati, and V. Kumar, “Forebody Wake Effects on Parachute Performance for Re-entry Space Application,” *Defence Science Journal*, vol. 70, no. 3, pp. 223–230, (2020).
- [13] MR. Salimi, AH. Farajollahi, AH. Mohseni Kafshgar Kolahi, and M. Rostami, “Aerodynamic Analysis of Cargo Speed Reduction Parachutes using Numerical simulation,” *Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal*, vol. 10, no. 2, pp. 1–17, (2022).
- [14] MR. Salimi, AH. Farajollahi, AH. Mohsenikafshgarkolaei, M. Ebrahimi, and M. Ayoobi, “Numerical Analysis of Loads and Stresses Exerting on a Ribbon Type Parachute,” *Journal of Advanced Defense Science & Technology*, vol. 13, no. 4, pp. 271-282, (2023).
- [15] M. Mcquilling and J. Potvin, “Forebody Wake Effects on the Aerodynamics of an Annular Parachute,” *42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit.*, (2012).
- [16] B.P. Day, M.N. Field, and J.P. Gelito, “An Experimental Investigation of Aerodynamic Drag on a Round Parachute Canopy,” *Worcester Polytechnic Institute*, p. 117, (2006).
- [17] K. Joung-Dong, L. Yan, and L. Xiaolin, “Simulation of Parachute FSI Using the Front Tracking Method,” *Journal of Fluids and Structures*, vol. 37, pp. 100–119, (2013).
- [18] K.R. Stein, R.J. Benney, T.E. Tezduyar, J.W. Leonard, and M.L. Accorsi, “Fluid-Structure Interactions of a Round Parachute: Modeling and Simulation