

علمی- پژوهشی

تجزیه و تحلیل آیرودینامیکی سامانه‌های کاهش سرعت محموله به

کمک چترها با استفاده از شبیه‌سازی سه‌بعدی

محسن رستمی^۴

امیرحسین محسنی

امیرحمزه فرج الهی^۲محمدرضا سلیمی^{*۱}کفشگر کلائی^۳دانشکده مهندسی پرواز،
دانشگاه امام علی (ع)، تهران، ایراندانشگاه صنعتی شریف، تهران،
ایراندانشکده مکانیک و هوافضا،
دانشگاه امام علی (ع)، تهران، ایرانپژوهشگاه هوافضا (وزارت علوم،
تحقیقات و فناوری)، تهران، ایران

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۲/۱۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۱۸)

چکیده

استفاده از چتر برای بارریزی در مناطق صعب‌العبور در صنایع نظامی و غیر نظامی بسیار حائز اهمیت است. برای این کار، سرعت فرود مطلوب و پایداری مناسب مجموعه چتر و بار از اهمیت بالایی برخوردار است. یک از ساختارهای پر کاربرد، استفاده از یک چتر پایدارساز کوچک در کنار چتر اصلی است. با وجود پرکاربرد بودن این ترکیب، تحقیقات اندکی روی عملکرد آن صورت پذیرفته است. در تحقیق حاضر اثرات فاصله بار از مجموعه چترها به‌عنوان یک پارامتر بر اهمیت در طراحی سامانه بازبایی در سه بعد و به‌صورت عددی بررسی می‌شود. در این راستا، ابتدا ابعاد چتر اصلی بر مبنای شرایط وزنی و سرعت فرود محموله مشخص می‌شود. در ادامه اثرات فاصله محموله از چترها برای یک طرح پیشنهادی چتر اصلی و پایدارساز مورد مطالعه قرار می‌گیرد. پنج فاصله ۱، ۲، ۴، ۶ و ۸ برابر قطر چتر اصلی، بین محموله و مجموعه چترها بررسی و مقادیر ضرایب پسا و نیروهای جانبی برای چتر اصلی و پایدارساز گزارش می‌شوند.

واژه‌های کلیدی: چترهای بارریزی، چتر پایدارساز، فاصله چتر از محموله، شبیه‌سازی عددی

Aerodynamic Analysis of Cargo Speed Reduction Systems using Parachutes and Three-Dimensional Simulation

Salimi, M. R.

Farajollahi, A. H.

Mohseni Kafshgarkolaei
A. H.

Rostami, M.

Aerospace Research
Institute, Tehran, IranFaculty of Mechanics
and Space, Imam Ali
University, Tehran, IranSharif University of
Technology, Tehran, IranFaculty of Flight
Engineering, Imam Ali
University, Tehran, Iran

(Received: 30/April/2021; Accepted: 08/January/2022)

ABSTRACT

Cargo parachutes are commonly used to deliver heavy instruments to areas with difficult access. Perceived, good stability and low descent rate are two essential parameters for a recovery system. According to the above factors, one of the popular cargo chute configurations is a combination of a large chute as the main chute and a smaller one as a stabilizer chute. Since there is few scientific research that has studied on aerodynamic characteristics of this cargo chute configuration, a three-dimensional numerical simulation was performed here to investigate this kind of parachute system. To this end, main chute dimensions were computed based on mission definition (weight and descent rate). In the following, the effects of cargo distance from parachutes are studied for an optimal design of the main and stabilizing parachute. At five intervals of 1, 2, 4, 6, and 8 times the diameter of the main parachute, between the cargo and the main parachute distance, the values of drag coefficients and lateral forces for the main and stabilizing parachute are reported.

Keywords: Cargo parachutes, Stabilizer Parachute, Forebode Distance, Numerical Simulation.

۱- استادیار (نویسنده مسئول): mohammadsalimi@ari.ac.ir

۲- استادیار: a.farajollahi@sharif.edu

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد: mohsenikafshgarkolaei.amirhosein@ae.sharif.edu

۴- استادیار: mohseni.rostami@aut.ac.ir

فهرست علائم

وزن محموله (kg)	W
فشار دینامیکی (N/m^2)	q
سطح پسای اسمی چتر (m^2)	$(C_{dS})_0$
مساحت چتر (m^2)	S_0
قطر اسمی چتر (m)	D_0
قطر کانویی ساخته شده (m)	D_C
قطر کانویی پرباد شده (m)	D_P
سطح پسای پرباد شده چتر (m^2)	$(C_{dS})_P$
ضریب بدون بعد کاهش نیرو	X_1
نیروی باز شونگی (N)	F_x
ضریب بدون بعد نیروی باز شونگی در جرم بی‌نهایت	C_x
شتاب وارد به محموله (m/s^2)	a
نسبت سطح پسا ریف به سطح پسا اسمی	ϵ
قطر و طول بند ریف (m)	D_R, L_R
سطح پسا در حالت ریف (m^2)	$(C_{DS})_R$
نیروی باز شونگی در حالت ریف (N)	F_R
سطح پسای محموله (m^2)	$(C_{DS})_{payload}$
استحکام بند تعلیق (N)	F_{SL}
استحکام مورد نیاز پارچه (N/m)	t_c
استحکام مورد نیاز برای نوارهای ونت (N)	F_{VT}
تعداد بندهای تعلیق	N_{SL}
ضریب بدون بعد طراحی	DF
ضریب بدون بعد طراحی نهایی	DS
ضریب ایمنی بدون بعد	SF

۱- مقدمه

مزایای ترکیب شبیه‌سازی عددی و توسعه روابط تئوری به کمک کدهای کامپیوتری، می‌تواند به کاهش هزینه و زمان چرخه طراحی و ساخت، امکان تحلیل طرح‌های مشابه متعدد پس از ایجاد مدل اولیه و بهبود طراحی محصولات اشاره کرد. با استفاده از روش‌های عددی می‌توان تعداد آزمایش‌های تونل باد را کاهش داد. همچنین، در مواردی که به دلیل تأمین سلامت و ایمنی امکان انجام آزمایش نیست، شبیه‌سازی عددی به‌خوبی جوابگو است. امروزه شبیه‌سازی‌های مختلفی در عرصه‌های مختلف علمی و تحقیقاتی انجام می‌گیرد که جایگزین مناسبی برای تست‌های واقعی و هزینه‌بر شده است. مهم‌ترین پارامترهایی که در طراحی مجموعه چتر بارریزی باید در نظر گرفته شود، می‌تواند به مواردی چون قابلیت اطمینان، پایداری، نیروی پسای بالا، نحوه گشایش، ضربه پایین هنگام گشایش چترها، حجم و وزن پایین، انطباق‌پذیری با محیط و غیره اشاره نمود. نحوه گشایش چتر، جانمایی مناسب، بررسی و تحلیل مقاومت مواد تشکیل‌دهنده چترها هنگامی که در معرض حرارت، خستگی، سایش و رطوبت قرار می‌گیرند، موارد مهمی هستند که در طراحی چترها بایستی مورد توجه قرار گیرند [۱]. در آزمایش‌های پروازی، تمامی پارامترهای مورد نیاز، مانند توزیع فشار کانویی قابل دسترسی نیست. روش دیگر جهت تخمین ضرایب آیرودینامیکی چترها، انجام شبیه‌سازی عددی است که توسعه و افزایش دقت آن، در جهت کاهش هزینه زمانی آزمایش‌ها دارای تأثیرات قابل توجهی 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 [۲]. از جمله مزیت‌های وجود چترهای بارریزی، می‌توان به بی‌سروصدا عمل کردن آن، کاهش مشکلات مربوط به فرود در مناطق ناهموار و باند فرود کوتاه اشاره کرد. لذا با توجه به اهمیت موضوع، باید با روش‌های بنیادی طراحی چترها و مزیت‌ها و معایب انواع چترها آشنا شد. اولین چترهای مورد استفاده چترهای ترمزی ریبونی بودند. چترهای ترمزی در باندهای مرطوب یا یخی و برای فرودهای اضطراری با سرعت بالا مؤثر هستند. چتر ترمزی که در ابتدا قرار بود از آن به‌عنوان یک وسیله اضطراری استفاده شود، اکنون برای صرفه‌جویی در تایرها و ترمزهای هواپیماها مورد استفاده قرار می‌گیرد.

بررسی‌های آیرودینامیکی به‌منظور طراحی یک مجموعه چتر بارریزی و یا بهینه‌سازی یک نمونه موجود، معمولاً به‌وسیله یکی از روش‌های تجربی، تئوری و یا شبیه‌سازی‌های عددی و یا ترکیبی از آن‌ها انجام می‌گیرد. از

آن‌ها بر روی زمین را بررسی کرده است. در این مطالعه الزامات عملکردی و ویژگی‌های هر مأموریت مورد بحث قرار گرفته است. اولین استفاده از سامانه‌های کاهش سرعت محموله بارریزی در سال ۱۹۶۴ میلادی توسط ارتش آمریکا و شرکت کوارتمستر^۲ انجام شد. در سامانه مورد نظر که اصطلاحاً آن را LAPES^۳ می‌نامند، بدون نیاز به نیروی انسانی زیاد و هزینه اضافی، ابزار و تجهیزات مورد نیاز از یک ارتفاع پایین به محل مورد نظر ارسال می‌شد. از این روش برای انجام امور پشتیبانی در منطقه کوه سن به علت افت فشار هوا و نامساعد بودن محیط جغرافیایی برای ارسال تجهیزات در جنگ ویتنام استفاده شد. سامانه بازیابی به شیوه LAPES شاید برای بازیابی محموله‌های سنگین مفید باشد ولی ممکن است به خاطر انجام عملیات در ارتفاع پایین برای خود هواپیما و سرنشینان آن خطر آفرین شود. برای کاهش خطرات حاصل از سامانه LAPES برای ارسال تجهیزات و ادوات نظامی از ارسال هوایی استفاده شد. در این روش در ارتفاع بالاتر از ۱ کیلومتر از سطح دریا با استفاده از یک چتر ترمزی محموله از هواپیمای باربری به بیرون کشیده می‌شود و پس رسیدن به سرعت مناسب، چترهای اصلی باز می‌شود و با رسیدن به سرعت فرود مناسب محموله بر روی زمین فرود می‌آید. این سامانه هواپرد^۴ را اصطلاحاً HARRS^۵ می‌نامند. آزمایش‌های پرواز و تجربه‌های عملیاتی از بارریزی ادوات و تجهیزات نظامی در تاریخچه همه‌ی جنگ‌ها مشهود و قابل تأمل است [۴].

در تحقیقی که توسط پراتپ^۶ و همکارانش انجام گرفت، به کمک تونل باد و با ایجاد نیروهای آیرودینامیکی بر روی چتر، تأثیرات حرکت جریان بر روی ضریب پسا بررسی شد [۵]. داوودیان و آزادی در تحقیقاتی تأثیر رینولدزهای مختلف بر روی چترها با حضور و بدون حضور ونت را بررسی کردند. با توجه به جریان پایدار و آشفته اطراف چترها میزان تأثیرپذیری

در پژوهشی اوربیتور و همکاران بیان کردند که با شروع پرواز فضاپیماهای شاتل با پرواز STS-49 در سال ۱۹۹۲ میلادی، چتر ترمزی به زیرسامانه کاهش سرعت فضاپیماهای شاتل اضافه شد. اضافه شدن این زیرسامانه به یک وسیله نقلیه فضایی نیازمند یک مجموعه جداگانه از آزمایش‌ها، تجزیه و تحلیل‌های آیرودینامیکی و آزمایش‌های مرتبط با عملکرد سامانه بود. در این پژوهش که حاصل تلاش سه صنعت هوانوردی و فضایی بزرگ ایالات متحده آمریکا بود، با آزمایش تونل باد میزان نیروی وارد به فضاپیما بررسی و یک رابطه تجربی برای محاسبه آن استخراج شد [۳].

در حال حاضر بیشتر تحقیقات در حوزه فناوری‌های تحویل هوایی در استفاده از چترهایی است که دارای تخلخل بیشتری نسبت به چترهای یکپارچه هستند. علت این امر در آن است که این چترها به واسطه تخلخل موجود بر روی کانوپی علاوه بر پایداری بیشتر، دارای نیروی بازشوندگی کم‌تری نسبت به چترهای دیگر هستند و در نتیجه شتاب بازشوندگی کمتری به محموله وارد می‌کنند. تیلور و همکارانش در پژوهشی سامانه فرود کیسلر^۱ را طراحی کردند که شامل چترها و کیسه‌های ضربه‌گیر برای فرود آمدن محموله K-1 بوده است، این محموله یک کار تجاری و توسعه‌ای استفاده مجدد حامل‌ها در جهان است. در این مقاله نوع و نحوه آزمایش چترها برای بازیابی برنامه کیسلر ارائه شده است [۱]. در یک تحقیق تجربی هریستون و همکارانش یک مکان را به‌عنوان هدف تعیین‌شده‌ای در نظر گرفتند و در این آزمایش محموله را از وسیله نقلیه هوایی از محل تعیین‌شده‌ای رها کردند. محموله به‌صورت آیرودینامیکی و با استفاده از یک ساختار کنترلی، به همراه چترهای کمکی هدایت می‌شود و در طول حرکت، مسیر محموله محاسبه شده و از نقطه جدایش تا ارتفاع آزادسازی بار، در نزدیکی محل تعیین‌شده محموله به کمک چترها پرواز می‌کند. چترهای بارریزی نظامی این امکان را فراهم می‌کنند که تعداد زیادی از سربازان و تجهیزات نظامی از طریق هوا به میدان نبرد منتقل شوند. تاوان در مقاله‌ای برجسته‌ترین سامانه‌های هدایت محموله تا مرحله تحویل

^۲ Quartermaster Company (Air Drop)

^۳ Low Altitude Parachute Extraction System

^۴ Air Drop

^۵ High Altitude Airdrop Resupply System

^۶ Pratap

^۱ Kistler

و تجربی با بررسی نیروی بازشوندگی و تغییرات ضریب پسا به بررسی پایداری چتر پرداختند. در این تحقیق جریان عبوری از یک چتر نجات با در نظر گرفتن یک ونت برای چتر مورد نظر به صورت تجربی مطالعه شده است. اثرات عدد رینولدز و نسبت اندازه ونت و همچنین ضریب پسا بر روی پایداری چتر در یک شبیه‌سازی عددی، بررسی شد [۱۳].

در سال ۲۰۱۰ لئونوف، یک روش الاستیک گسسته را برای آنالیز نحوه پربادشدگی چتر تعمیم داد [۱۴]. در سال ۲۰۱۶، ژائو پربادشدگی یک چتر را به صورت کوپل FSI و رفتار مکانیک سیالاتی مبتنی بر جرم محدود شبیه‌سازی کرد و تغییر شکل سه‌بعدی چتر را با نتایج تجربی صحت‌سنجی کرد [۱۵].

۲- معادلات حاکم

در تحقیق حاضر ابعاد و نوع چتر اصلی بر مبنای مأموریت زیر طراحی و در ادامه اثرات فاصله محموله از چتر روی ضرایب آیرودینامیکی مجموعه چترها به صورت عددی تحلیل می‌شود.

- ۱- وزن محموله ۳۵۰ کیلوگرم در نظر گرفته شده،
- ۲- محموله به صورت مربع با ضلع ۲ متر در نظر گرفته شده،
- ۳- ارتفاع نقطه فرود ۱۰۰۰ متر از سطح دریا است،
- ۴- ارتفاع باز شدن چتر اصلی ۴۹۰۰ متر از سطح دریا است، چگالی هوا در این ارتفاع در حدود ۰/۷ کیلوگرم بر متر مکعب است،
- ۵- سرعتی که چتر در آن باز می‌شود، ۸۰ متر بر ثانیه است.
- ۶- سرعت فرود مطلوب ۵/۸± متر بر ثانیه است.

با در نظر گرفتن مواردی مانند ضریب پسا، ضریب نیروی باز شدن چتر و پایداری که بر اساس نوع چتر مشخص می‌شوند، مطابق داده‌های شکل (۱) که شامل یک سری اطلاعات جامع در رابطه با طراحی چترهای بارریزی است، از چترهای دامن‌گسترده ۱۴/۳ درصد کامل به‌عنوان چتر اصلی استفاده شده است [۱۶].

ضریب پسای چتر بررسی شد. در این تحقیق نشان داده شد که با بالا رفتن عدد رینولدز و ایجاد گردابه‌هایی در پشت چتر، ضریب پسا دچار تغییراتی می‌شود [۶]. در تحقیقی که به صورت شبیه‌سازی عددی و تجربی انجام شد، تأثیرات تخلخل بر روی ضرایب پسای چتر بررسی شد. در این تحقیق بیان شد که معیار اصلی طراحی چتر، مقدار نیروی پسا تولیدی است [۷]. در تحقیقی دیگر که توسط گاو^۱ همکارانش انجام شد، به صورت عددی و با کمک یک مدل تئوری اثرات تخلخل بر روی نیروی پسا بررسی و شبیه‌سازی شد [۸]. لیبی در تحقیقی که به صورت تئوری و تجربی انجام شد، استفاده از قضیه پی باکینگهام در آنالیز ابعادی عنوان می‌کند که نیروی پسا آیرودینامیک بر روی چترهای نجات تابع درجه دو سرعت است، اما نمی‌تواند ضریب پسا را تعیین کند، زیرا آن‌ها باید به صورت تجربی تعیین شوند و در تحقیق مورد نظر روشی را برای محاسبه ضریب پسای چتر ارائه داد [۹]. در یک شبیه‌سازی تجربی دی و همکارش مراحل باز شدن چتر را با طراحی چتر در زمان‌های مختلف بررسی کردند. در این تحقیق برای چند تغییر شکل چتر در هنگام باز شدن آن یک مدلی از چتر طراحی شد و با کمک تونل باد ضریب پسا در هر حالت محاسبه شد [۱۰]. در تحقیقی دیگر در یک شبیه‌سازی عددی یک چتر دونات شکل را مورد بررسی قرار دادند و در این تحقیق اثراتی که گردابه‌های پشت محموله بر روی نیروی‌های عرضی و ضریب پسا می‌گذارد را بررسی کردند [۱۱].

یکی از موضوعات مهم در لحظه باز شدن چترهای بارریزی نیروی بازشوندگی چترها و شتاب بازشوندگی وارد به محموله است. جامیسون^۲ در تحقیقی تئوری روشی برای محاسبه نیروهای بازشوندگی چتر نجات، سرعت سامانه و برخی دیگر از متغیرهای مهم پرداخته است [۱۲]. داودیان و همکارانش با کمک برخی روابط تئوری و شبیه‌سازی عددی

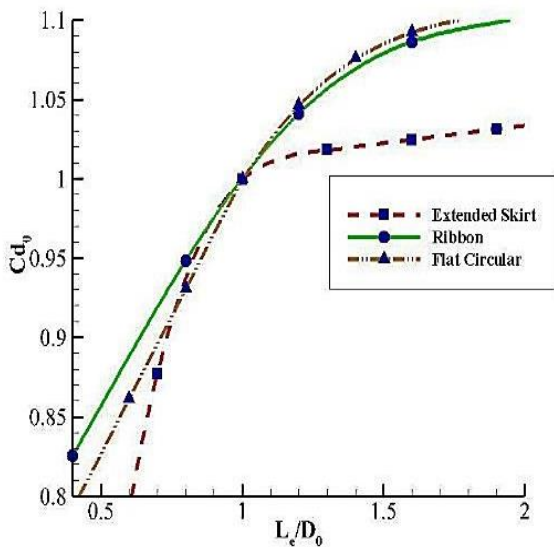
¹ Gao

² Jamison

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		INFLATED SHAPE		DRAG COEF C_{D_0} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE	$\frac{D_c}{D_o}$	$\frac{D_p}{D_o}$				
FLAT CIRCULAR			1.00	0.67 TO 0.70	0.75 TO 0.80	-1.7	±10 TO ±40	DESCENT, OBSOLETE
CONICAL			0.93 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.90	-1.8	±10 TO ±30	DESCENT, M < 0.5
BICONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.92	-1.8	±10 TO ±30	DESCENT, M < 0.5
TRICONICAL POLYCONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.80 TO 0.96	-1.8	±10 TO ±20	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 10% FLAT			0.86	0.66 TO 0.70	0.78 TO 0.87	-1.4	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 14.3% FULL			0.81 TO 0.85	0.66 TO 0.70	0.75 TO 0.90	-1.4	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5

شکل (۱): مشخصات چترهای یکپارچه [۱۶].

روابط حاکم بر منحنی‌های برازش شده در جدول (۱) و منحنی‌های حاصل در شکل (۳) ارائه شده است. ضریب پسا در طراحی چتر یکی از عوامل مهم طراحی است. در حالت ایده‌آل افزایش ضریب پسا در طراحی چترهای بارریزی مطلوب است ولی عواملی این ضریب را کاهش می‌دهد. شکل (۴) مقدار کاهش این ضریب به دلیل گردابه‌هایی که در پشت محموله به وجود می‌آید را نشان داده است.



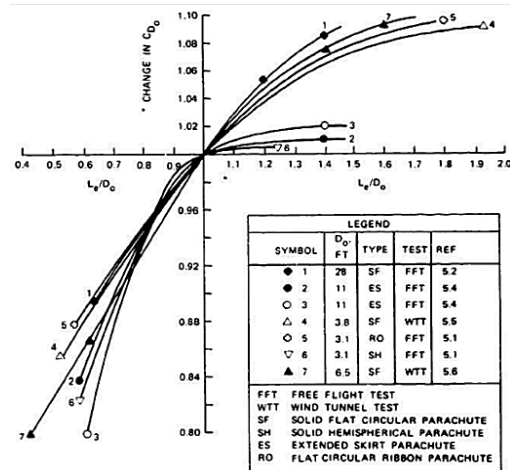
شکل (۳): برازش تأثیر طول بند تعلیق بر روی ضریب پسا برای سه چتر منتخب.

مقدار فشار دینامیکی در زمان باز شدن چتر و فشار دینامیکی در زمان فرود از رابطه (۱) و (۲) به دست می‌آید.

$$P_o = q = \frac{1}{2} \rho_o v^2 = 2269.87 \frac{N}{m^2} \quad (1)$$

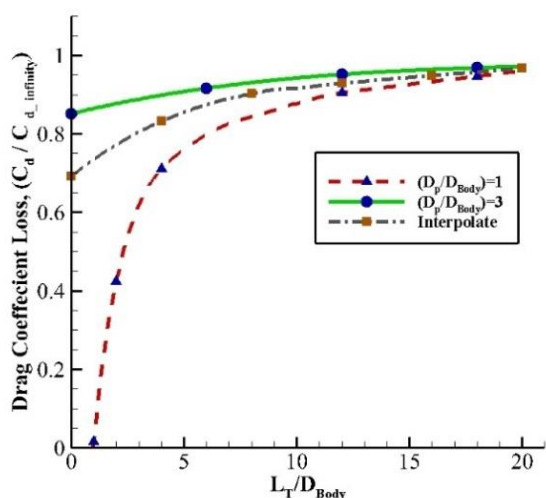
$$P_L = q = \frac{1}{2} \rho_L v^2 = 35.57 \frac{N}{m^2} \quad (2)$$

برای تخمین ضریب بدون بعد پسا با کمک شکل ۱ مقدار اولیه ۰/۹ انتخاب می‌شود. این مقدار با افزایش طول بندهای تعلیق افزایش می‌یابد و به دلیل گردابه‌های پشت محموله کاهش می‌یابد. برای تخمین این مقدار افزایشی و کاهش از شکل ۲ بهره گرفته می‌شود. از آنجاکه برای طراحی چترها یک برنامه کامپیوتری توسعه داده شده، لازم است تا معادله حاکم بر منحنی‌های شکل (۲) برازش شوند.



شکل (۲): تأثیر طول بند تعلیق بر روی ضریب پسا [۴].

کانوپی پرباد شده در حال نوسان است و در طی پرواز تغییر می‌کند. این مقدار کاهش پسا را با افزایش بندهای تعلیق می‌توان جبران کرد. بایستی توجه شود که افزایش کاهش طول بندهای تعلیق یک مقدار بهینه دارد. با افزایش طول بندهای تعلیق علاوه بر وزن چترها به حجم آن‌ها نیز افزوده می‌شود و برای جانمایی آن در محفظه تعبیه شده دچار مشکلات جانمایی می‌گردد. بنابراین، انتخاب بهینه این اندازه بسیار حائز اهمیت است.



شکل (۵): برازش مقدار کاسته شده از ضریب پسا به علت گردابه‌های پشت بدنه.

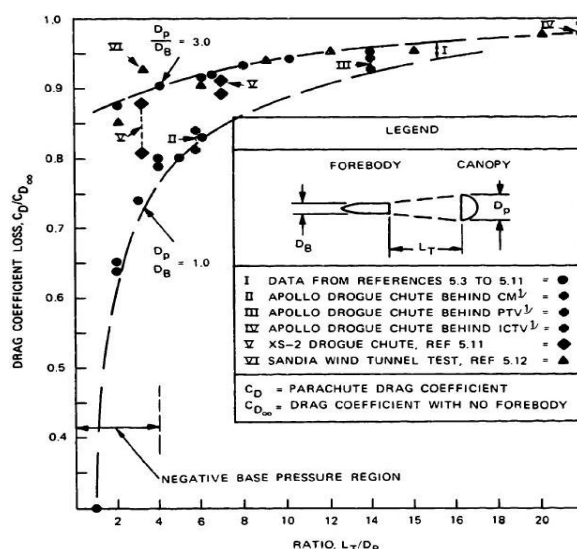
جدول (۲): معادلات شکل ۵.

کاهش ضریب پسا
$F(x \geq 10) = ((0.8219 + 0.006961x) + (0.8516 + 0.01394x - 0.0005713(x^2) + 8.81e - 006(x^3)))/2$
$F(x < 10) = (0.692 + 0.04597x - 0.003027(x^2) + 7.136e - 005(x^2))$

مقدار ضریب بی‌بعد پسا چتر اصلی با انتخاب $L_T/D_B = 9$ و $L_e/D_0 = 1.4$ از مقدار اولیه 0.9 به 0.854 کاهش می‌یابد.

جدول (۱): معادلات شکل ۳.

افزایش ضریب پسا
1) <i>Extended Skirt</i> :
$F(x \geq 1.2) = 0.9889 + 0.02232x$
$F(x < 1.2) = -0.4835 + 3.519x - 2.751(x^2)$
2) <i>Ribbon</i>
$F(x) = 0.7225 + 0.1676x + 0.3203(x^2) - 0.2657(x^3) + 0.05553(x^4)$



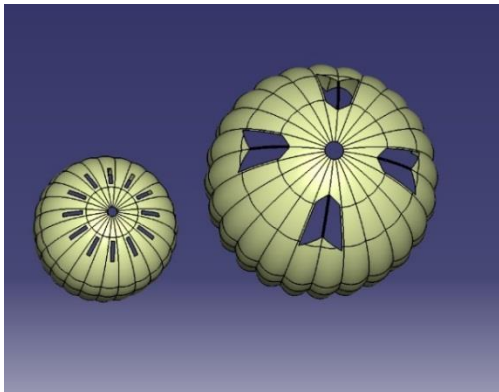
شکل (۴): تأثیر پسا پشت بدنه هایی به شکل استاندارد بر روی ضریب پسا [۴].

در شکل (۴)، دو منحنی برای دو وضعیت $D_p/D_B = 1$ و $D_p/D_B = 3$ روی داده‌های تجربی موجود (نقاط در شکل) برازش شده‌اند. مجدداً جهت استفاده از منحنی‌های فوق در برنامه کامپیوتری لازم است تا معادله حاکم بر منحنی‌ها استخراج شود. معادله حاکم و منحنی‌های حاصل از آن‌ها به ترتیب در شکل (۵) و جدول (۲) ارائه شده است. لازم به ذکر است که برای مقادیر D_p/D_B غیر از منحنی‌های اصلی از میانمایی استفاده شده است. همان‌طور که در شکل (۴) مشاهده می‌شود، مقدار کاهش ضریب پسا وابسته به نسبت اندازه کانوپی پرباد شده به پهنای محموله است و به‌طور تقریبی و تجربی در محدوده 0.7 الی 0.95 قرار دارد. این مقدار با توجه به نسبت قطر بدنه به قطر

۲-۲- مجموعه چتر پیشنهادی

چترهای بارریزی به دلیل این که در هنگام فرود با سرعت کروز هواپیما رها می‌شوند، به دلیل فشار دینامیکی بالا بایستی در ابتدا با استفاده از یک چتر پایدارساز متعادل گردند و تا شرایط برای باز شدن چتر اصلی فراهم گردد. فشار دینامیکی انتخابی برای چتر اصلی بایستی به گونه‌ای انتخاب شود که شتاب باز شونده چتر اصلی موجب آسیب رسیدن به محموله نگردد. بنابراین، مجموعه‌ای چتر پیشنهادی برای فرود ایمن محموله از هواپیما یک چتر پایدارساز همراه با چتر اصلی است. چتر پایدارساز کوچک‌تر از چتر اصلی است و وظیفه اصلی آن پایداری محموله و کاهش سرعت آن است.

با توجه به توضیحات فوق و مدل‌های موجود در کنار ملاحظات مربوط به نیروی بازشوندگی و استحکام سازه‌ای ترکیب چترها مطابق شکل (۶) و شکل (۷) پیشنهاد می‌شوند.



شکل (۶): چتر اصلی و پایدارساز.

چتر اصلی مطابق محاسبات بخش قبل دارای قطر پربادشده $D_p = 5.6 \text{ m}$ است. نحوه قرارگیری چتر پایدارساز به گونه‌ای است که بعد از پربادشدگی به صورت مماس بر بندهای تعلیق باشد و دامن چتر پایدارساز عمود بر این بندها است. اندازه چتر پایدارساز ۴ برابر چتر اصلی $D_{P_{Stabilizer}} = D_p/4$ است.

در شکل (۷) نمای از شبکه محاسباتی تولیدشده برای دو چتر اصلی و پایدارساز از نمای بالا با تخلخل‌های تعبیه شده ترسیم گردیده است. میزان فاصله چتر اصلی و چتر پایدارساز مطابق با گردابه‌های پشت محموله تعیین می‌گردد. برای شبیه‌سازی محموله از یک مکعبی به ضلع ۲

سطح پسای اسمی مورد نیاز برای یک چتر $(C_d S)_0$ است و سطح پسای یک چتر در حالت پربادشدگی $(C_d S)_p$ است که اندیس P در این گزارش معرف سطح پسای پربادشده چتر است. عوامل تأثیرگذار در محاسبه $(C_d S)_0$ چتر، W وزن محموله به همراه سامانه بازیابی آن و q فشار دینامیکی در زمان فرود است. برای محاسبه سطح پسای اسمی چتر از رابطه (۳) استفاده می‌شود.

$$(C_d S)_0 = \frac{W}{q} \quad (3)$$

با داشتن مقدار سطح پسای اسمی چتر S_0 را به کمک رابطه (۴) و قطر اسمی چتر D_0 را به کمک رابطه (۵) محاسبه کرد. مقدار D_p و D_c به ترتیب بیانگر قطر کانوی پرباد شده و کانوی ساخته شده می‌باشند که با استفاده از ضرایب شکل ۱ می‌توان آن‌ها را به دست آورد.

$$S_0 = \frac{(C_d S)_0}{C_{d_0}=0.854} \quad (4)$$

$$D_0 = \sqrt{\frac{4S_0}{\pi}} \quad (5)$$

$$D_p = D_0 \times D_p/D_0 = 5.6 \text{ m} \quad (6)$$

بنابراین، قطر نامی (D_0) چتر اصلی برای مأموریت حاضر معادل ۷/۶ متر و قطر نامی (D_p) معادل ۵/۶ متر محاسبه می‌شود.

۲-۱- استفاده از چتر پایدارساز

در این طراحی از یک چتر اصلی که مسئولیت فرود آرام محموله را بر عهده دارد در کنار یک چتر پایدارساز استفاده شده است. چتر پایدارساز با توجه به ابعاد کوچک‌تر آن قبل از چتر اصلی باز شده و تا حدی از ضربه اولیه وارد بر چتر اصلی می‌کاهد. علاوه بر آن، ترکیب گردابه‌های این چتر با گردابه‌های ناحیه دنباله چتر اصلی مانع از رفتار هارمونیک گردابه‌های چتر اصلی شده و مجموعه دو چتر نوسانات کمتری را تجربه کرده و در نتیجه پایدارتر است.

اصلی و پایدارساز است. شبیه‌سازی‌ها در نرم‌افزار انسیس فلونت انجام شده‌اند. از خروجی شبیه‌سازی‌ها ضریب پسا کل در حالت پربادشدگی برای هر چتر به دست می‌آید. با داشتن ضریب پسا کل حاصل از شبیه‌سازی جریان حول چترها، می‌توان مقدار C_d اولیه در طراحی مفهومی را اصلاح و روند طراحی را بهینه کرد. بعد از محاسبه ضریب پسا واقعی توسط شبیه‌سازی عددی می‌توان پروفیل پروازی برای پیش‌بینی مسیر پروازی مجموعه چترها و محموله را شبیه‌سازی کرد.

جهت ارزیابی ضریب پسا، محاسبات در سه سرعت ۸۰، ۴۰ و ۱۰ متر بر ثانیه انجام می‌شود. با توجه به اینکه محدوده سرعت صوت در محدوده ارتفاع این مأموریت در حدود ۳۳۶،۴ الی ۳۱۲،۲ متر بر ثانیه است. مقدار عدد ماخ به صورت زیر محاسبه می‌گردد.

$$Ma = \frac{V}{a} = \frac{80}{336.4} = 0.24 \quad (11)$$

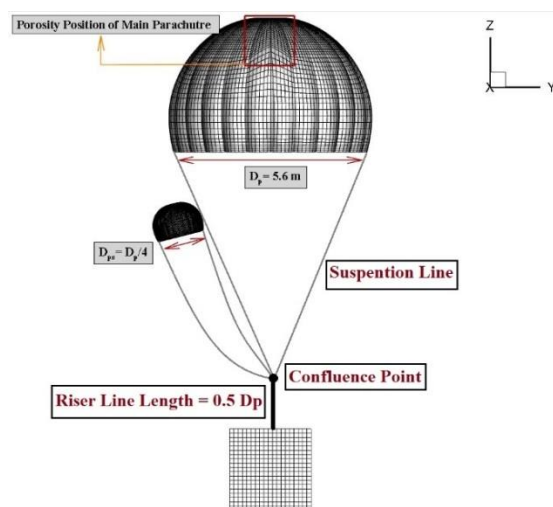
$$Ma = \frac{V}{a} = \frac{40}{312.3} = 0.12 \quad (12)$$

$$Ma = \frac{V}{a} = \frac{10}{312.3} = 0.03 \quad (13)$$

بنابراین، رژیم جریان حاکم در لحظه گشایش چتر پایدارساز و اصلی با توجه به عددهای ماخ، مادون صوت و جریان حاکم، تراکم ناپذیر است. برای شروع شبیه‌سازی ابتدا بایستی حول هر چتر شبکه محاسباتی ایجاد گردد. با ترسیم چترها در نرم‌افزار کتیا، به کمک نرم‌افزار پوینت‌وایز شبکه محاسباتی حول چترها ایجاد می‌گردد. شبیه‌سازی‌های مربوطه در حالت سه‌بعدی انجام می‌شود. برای تولید شبکه محاسباتی بایستی توجه شود که وجود شبکه‌های با سازمان در مکان‌هایی که اثرات لایه مرزی اهمیت پیدا می‌کند، الزامی است و با استفاده از شبکه‌های بدون سازمان در ناحیه محاسباتی دور از چتر و داخل چتر که نیاز به ریز بودن شبکه نیست، از هزینه محاسباتی کاسته می‌شود. وجود تخلخل بر روی چتر پایدارساز و اصلی، پایداری این چتر را افزایش داده و از بیشینه نیروی وارد بر آن‌ها به‌طور مؤثری می‌کاهد. میزان اندازه تخلخل چترها بر روی ضریب پسا و نیروی بازشوندگی چترها تأثیرگذار است.

شبکه محاسباتی در نزدیکی چترها ریز و با فاصله گرفتن از آن درشت می‌شود. با نزدیک شدن به سطح چتر که به‌عنوان یک دیوار برای نرم‌افزار فلونت تعریف شده

متر استفاده شده است که بیانگر محموله ۳۵۰ کیلوگرمی است.



شکل (۷): زاویه قرارگیری چتر پایدارساز به نسبت چتر اصلی.

۳- روش حل عددی

برای بررسی جریان حول یک جسم سه‌بعدی معادلات حاکم بر مسئله، معادلات نوییر استوکس است. این معادلات در سه بعد همانند معادلات (۷) الی (۱۰) نوشته می‌شود.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (7)$$

$$\frac{\partial (\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \nu \nabla^2 u + f_x \quad (8)$$

$$\frac{\partial (\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \nu \nabla^2 v + f_y \quad (9)$$

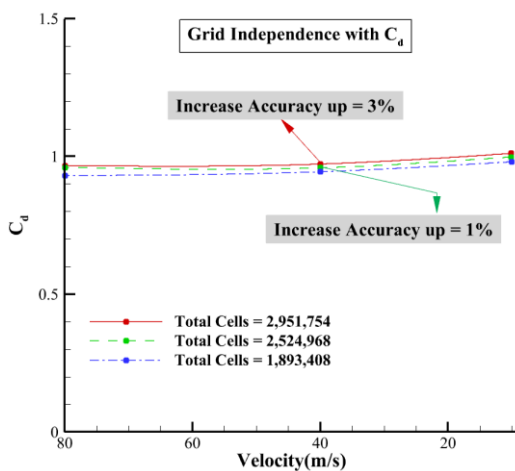
$$\frac{\partial (\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w \vec{V}) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \nu \nabla^2 w + f_z \quad (10)$$

در این روابط f و ν بیانگر نیروی خارجی و اثرات لزجی سیال است. با صرف‌نظر کردن از اعمال نیروی خارجی تنها جریان حاکم عامل ایجاد نیرو به چترها است. برای بررسی معادلات حاکم فرض می‌گردد که سیال نیوتنی و جریان در ابتدا آرام و سپس آشفته می‌شود. وقتی جریان آشفته می‌شود ترم لزجی سیال به‌طور محلی با استفاده از مدل آشفستگی $k-\varepsilon(RNG)$ اصلاح می‌شود.

در این بخش ابتدا به توصیف شبیه‌سازی انجام‌شده برای جریان حول مجموعه چترها پرداخته می‌شود، که شامل چتر

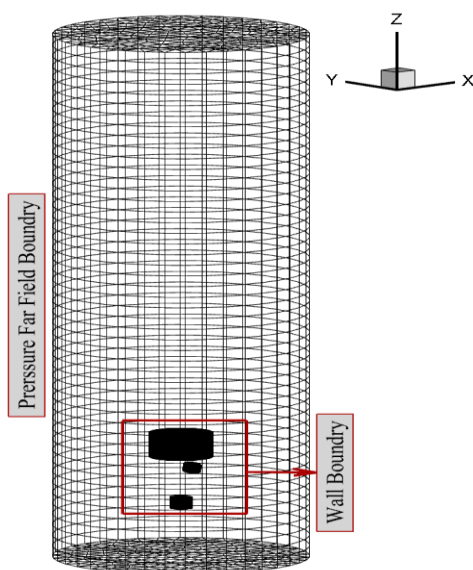
به ترتیب از ۱ برابر به ۲، ۴، ۶ و ۸ برابر قطر پرباد شده چتر اصلی تغییر داده می‌شود و در همه حالت شبیه‌سازی تغییرات ضریب بدون بعد پسا و سایر متغیرهای جریان بررسی می‌شود.

برای بررسی جریان بایستی استقلال حل از شبکه محاسباتی بررسی گردد. همانند شکل ۹، با بررسی جریان در سه شبکه محاسباتی مختلف شبکه‌ای با $1,893,408$ سلول به‌عنوان شبکه محاسباتی بهینه انتخاب می‌شود.



شکل (۹): استقلال حل از شبکه.

فاصله چترهای بارریزی از مرزهای اطراف باید به‌گونه‌ای باشد که شرایط مرزی روی متغیرهای جریان روی و داخل چترها تأثیر نگذارند. بنابراین، همانند شکل (۱۰) فاصله‌ای به اندازه $5D_p$ چتر اصلی در نظر گرفته می‌شود.

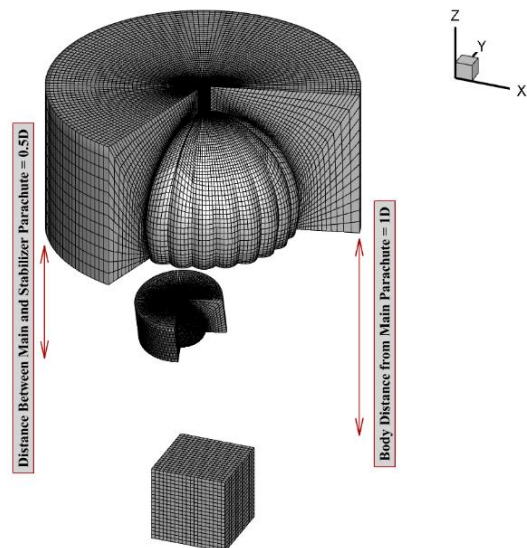


شکل (۱۰): شرایط مرزی دامنه محاسباتی.

است، اثرات لزجی سیال اهمیت پیدا کرده و بایستی تراکم نقاط در این نواحی بیش‌تر گردد.

در شکل (۸) می‌توان نحوه قرارگیری محموله به نسبت مجموعه چترها را در حالت $1D_p$ مشاهده کرد. در این حالت حجم شبکه محاسباتی در حدود $1,891,403$ سلول 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.

دامنه محاسباتی اطراف محموله و مجموعه چترها از بالای چترها در حدود ده برابر قطر پرباد شده چترها است و از پایین محموله در حدود ۶ برابر قطر پرباد شده چترها است.

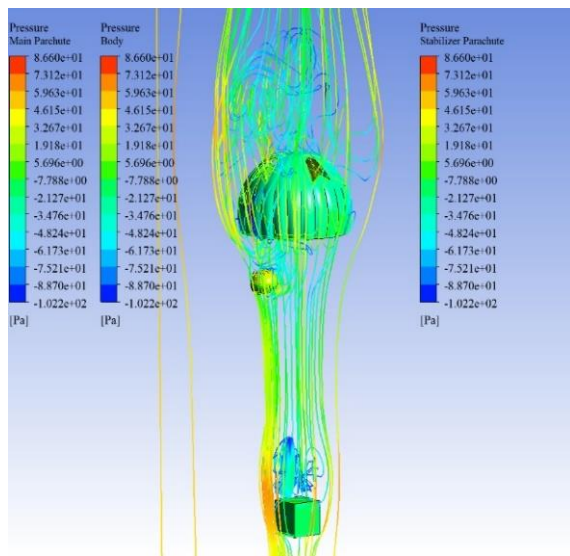


شکل (۸): نحوه قرارگیری مجموعه چترها نسبت به نقطه تلاقی بندهای تعلیق چتر پایدارساز و اصلی.

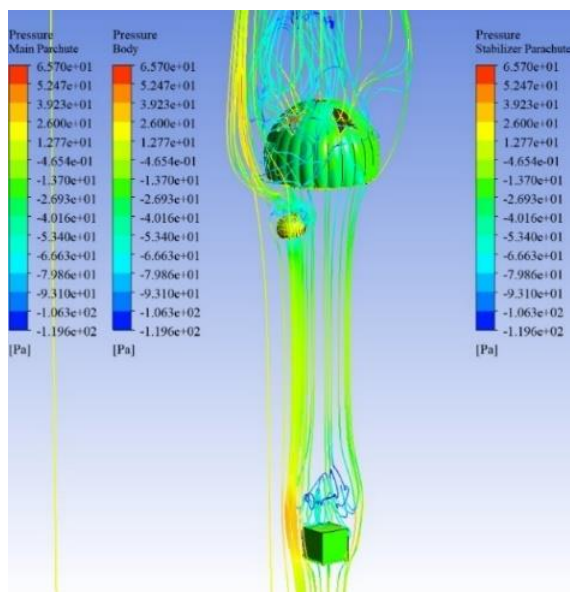
شرایط مرزی اعمال‌شده در شبیه‌سازی همانند شکل (۱۰) برای چترها و محموله، دیواره و برای مرز اطراف دامنه محاسباتی، شرط فشار در بی‌نهایت تعریف شده است.

نحوه قرارگیری محموله نسبت به مجموعه چترها بسیار حائز اهمیت است و بعد از عبور جریان از محموله به دلیل ایجاد گردابه‌های ایجادشده در پشت محموله جریان ورودی به چترها دچار تغییراتی می‌شود. در هر سرعت شبیه‌سازی فاصله چتر پایدارساز از چتر اصلی و همچنین فاصله نقطه تلاقی بندهای تعلیق چتر پایدارساز و اصلی تا محموله، $0.5D_p$ است. برای بررسی اثر گردابه‌های پشت محموله در شبیه‌سازی‌های انجام‌شده فاصله محموله از مجموعه چترها

با نزدیک شدن محموله به چتر اصلی، گردابه‌های پشت محموله که نشان از فشار پایین این ناحیه دارند به داخل چتر اصلی و پایدارساز تخلیه می‌شوند. این موضوع سبب کاهش فشار داخل مجموعه چترها شده و از نیروی پسی آن‌ها می‌کاهد. نفوذ گردابه‌های پشت محموله به داخل چترها در شکل ۱۶ که مربوط به کمترین فاصله 1D است، مشهود است. این موضوع در سرعت‌های بالاتر (۴۰ و ۸۰) نیز همچنان پابرجا است.



شکل (۱۲): عبور خطوط جریان از چتر پایدارساز و اصلی در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه و فاصله 2D.



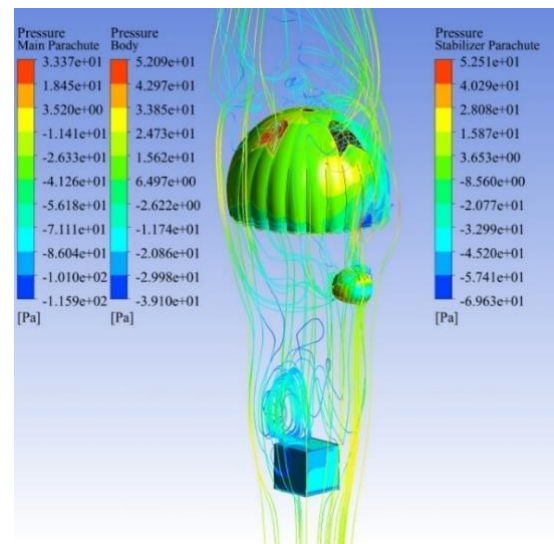
شکل (۱۳): عبور خطوط جریان از چتر پایدارساز و اصلی در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه و فاصله 4D.

با عبور جریان از چترها و تغییر متغیرهای جریان، می‌توان تأثیرات فیزیکی جریان روی چترهای بارریزی را مشاهده کرد.

۴- نتایج

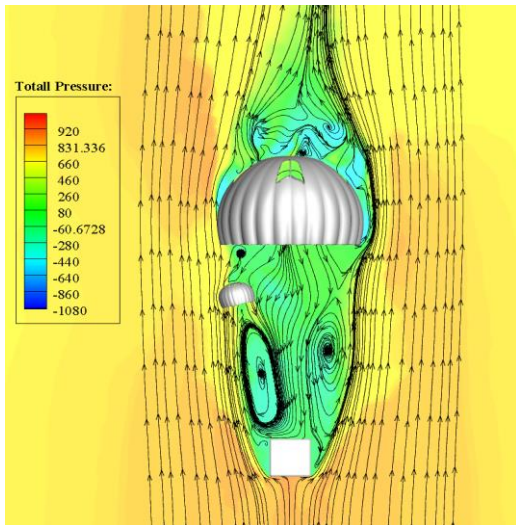
همان‌طور که اشاره شد، شبیه‌سازی‌ها در سه سرعت ۱۰، ۴۰ و ۸۰ متر بر ثانیه انجام شده است که در هر کدام فاصله محموله به نسبت چترهای بارریزی در حال تغییر است. فاصله‌ی محموله از چترها از 1D به 2D، 4D، 6D و 8D تغییر می‌کند. با توجه به شکل (۱۱) مشاهده می‌شود که با عبور جریان از محموله گردابه‌هایی در پشت محموله شکل می‌گیرد. با عبور جریان از روی محموله فشار استاتیکی در بخش پایینی محموله بالا رفته و با فشار بخش بالایی محموله متفاوت است.

با ورود جریان داخل چترها، مطابق شکل (۱۱) فشار داخل به شدت بالا رفته و فشار بخش بیرونی چتر کاهش می‌یابد. میزان این اختلاف فشار تعیین‌کننده نیروی پسی وارد بر چتر است.

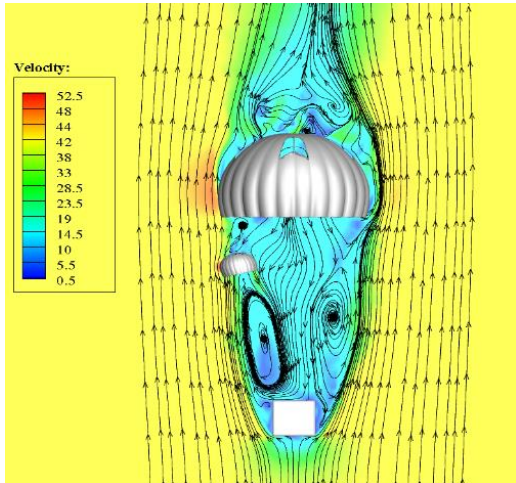


شکل (۱۱): عبور خطوط جریان از چتر پایدارساز و اصلی در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه و فاصله 1D.

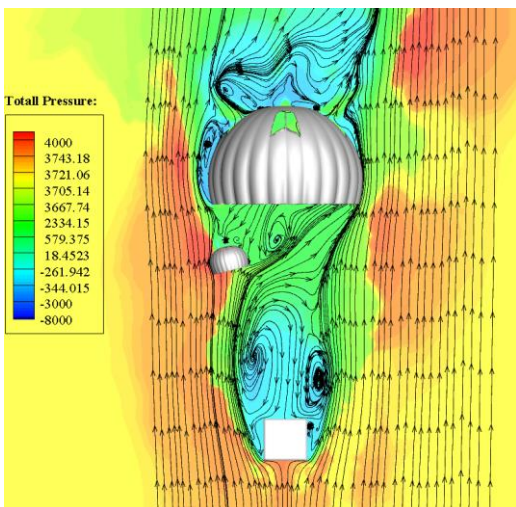
با تغییر فاصله بین محموله و مجموعه چترها از اثرات دنباله‌های اطراف محموله کاسته می‌شود و همچنین نوسانات چتر پایدارساز مستقل از گردابه‌های پشت محموله می‌گردد. روند تغییر فاصله در شکل (۱۲) الی شکل (۱۵) نشان داده شده است.



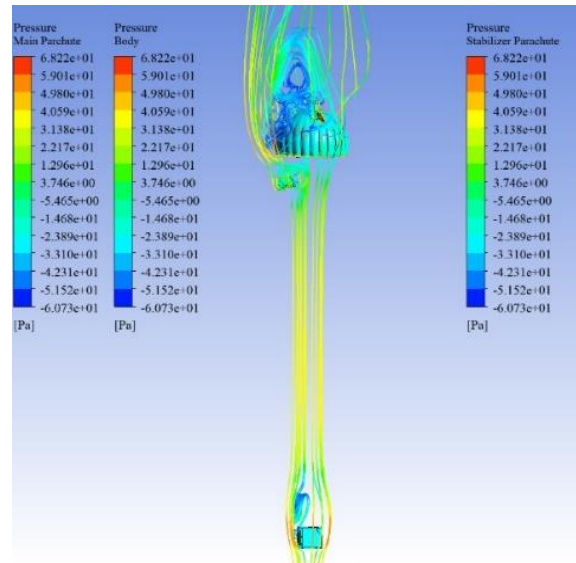
شکل (۱۶): کانتور فشار در صفحه YZ در سرعت ۴۰ متر بر ثانیه و فاصله ۱D.



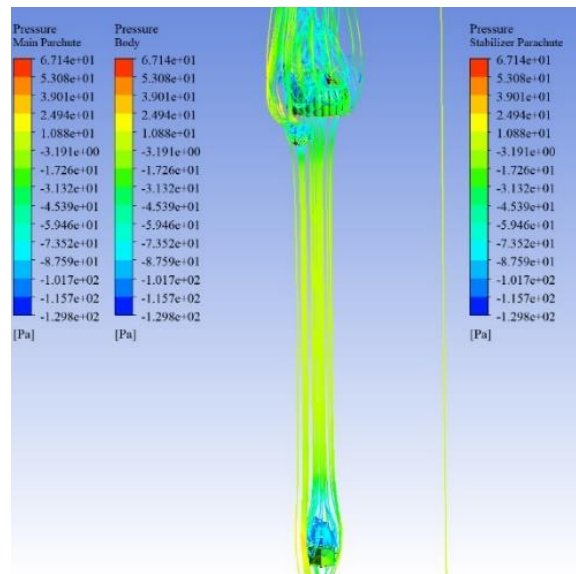
شکل (۱۷): کانتور سرعت در صفحه YZ در سرعت ۴۰ متر بر ثانیه و فاصله ۱D.



شکل (۱۸): کانتور فشار در صفحه YZ در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه و فاصله ۱D.

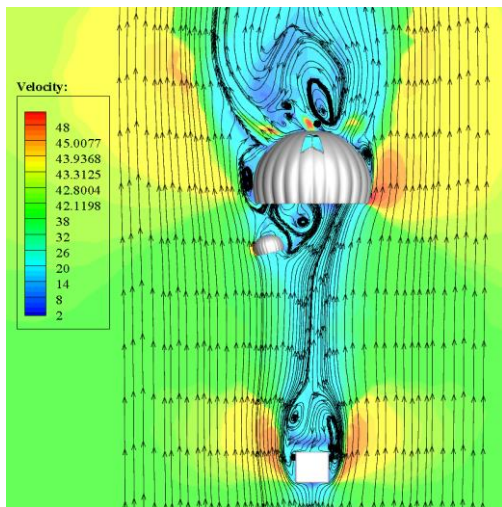


شکل (۱۴): عبور خطوط جریان از چتر پایدارساز و اصلی در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه و فاصله ۰.۶D.

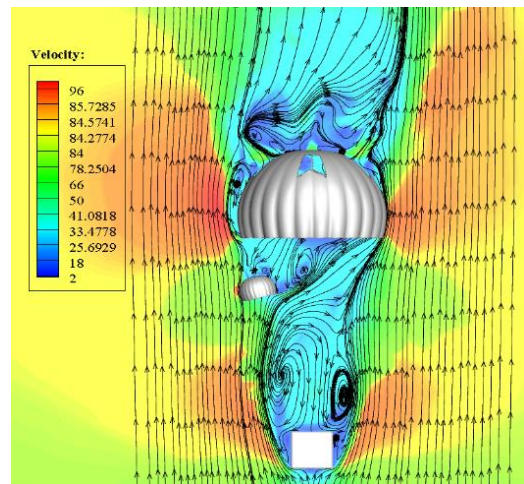


شکل (۱۵): عبور خطوط جریان از چتر پایدارساز و اصلی در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه و فاصله ۰.۸D.

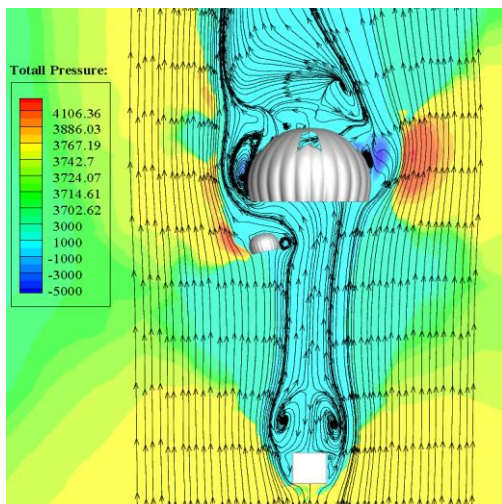
برای بررسی دقیق‌تر رفتار جریان، خطوط جریان و میدان فشار کل برای سرعت‌های ۴۰ و ۸۰ در فاصله ۱D در شکل (۱۶) الی شکل (۱۹) ارائه شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، ناحیه دنباله محموله فشار داخل چترها را تحت تأثیر قرار داده است. در این حالت نوع رژیم جریان با توجه به عدد بدون بعد $Re = \rho uL/\mu$ آشفتگی است. با در نظر گرفتن چگالی 1.225 kg/m^3 ، لزجت سینماتیکی $1.8 \times 10^{-4} \text{ kg/m}\cdot\text{s}$ و طول مشخصه 0.5 m عدد بدون بعد رینولدز ۴۰ و ۸۰ به ترتیب برابر با ۱۵،۲۴۴،۴۴۴ و ۳۰،۴۸۸،۸۸۸ است.



شکل (۲۱): کانتور سرعت در صفحه YZ در سرعت ۴۰ متر بر ثانیه و فاصله 2D.



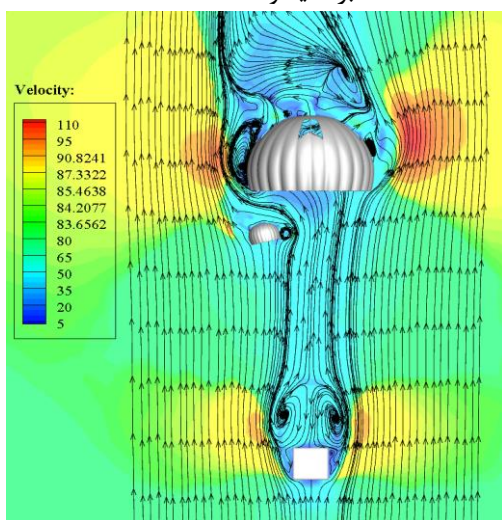
شکل (۱۹): کانتور سرعت در صفحه YZ در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه و فاصله 1D.



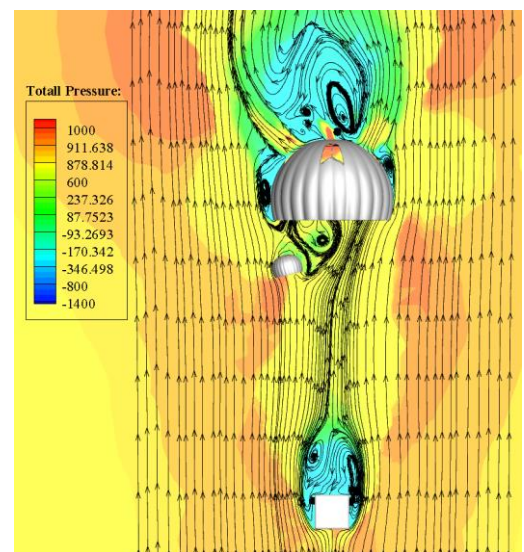
شکل (۲۲): کانتور فشار در صفحه YZ در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه و فاصله 2D.

شکل ۲۰ خطوط جریان و کانتورهای فشار برای فاصله محموله از چتر 2D در سرعت ۴۰ متر بر ثانیه را نمایش می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، چترها همچنان تحت تأثیر دنباله محموله قرار دارند. این موضوع در نمودارهای شکل ۲۱ الی شکل ۲۳ که به صورت دو بعدی و روی صفحه مرکزی برای سرعت‌های ۴۰ و ۸۰ متر بر ثانیه ارائه شده‌اند، نیز قابل مشاهده می‌باشد.

با فاصله گرفتن محموله از چترهای بارریزی گردابه‌های کمتری به چترهای بارریزی وارد می‌شوند. اثرات گردابه در فاصله 6D تقریباً بی‌اثر می‌شود. به گونه‌ای که می‌توان گفت جریان تقریباً یکنواخت بر روی چترها اعمال می‌گردد.



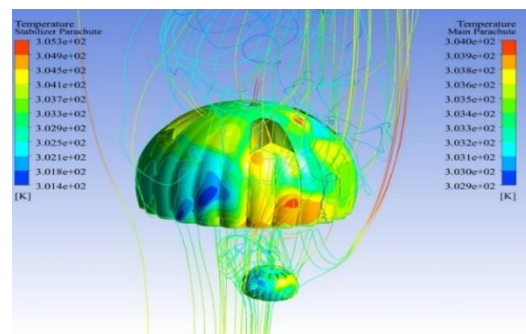
شکل (۲۳): کانتور سرعت در صفحه YZ در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه و فاصله 2D.



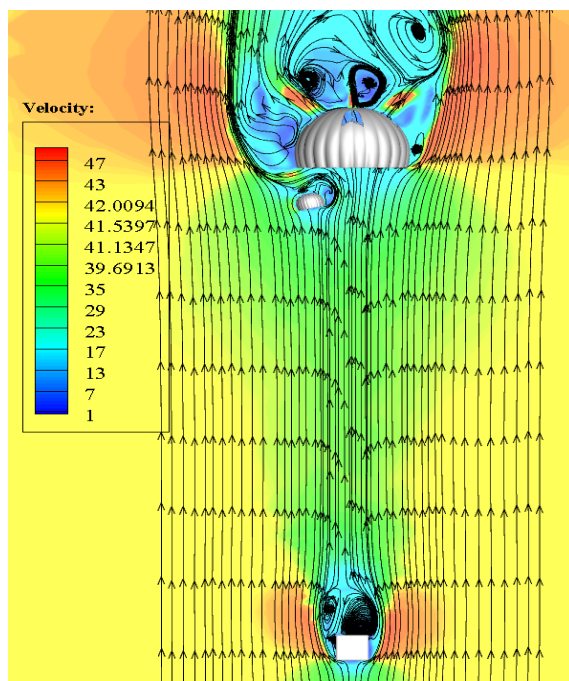
شکل (۲۰): کانتور فشار در صفحه YZ در سرعت ۴۰ متر بر ثانیه و فاصله 2D.

شکل (۲۵) الی شکل (۲۸) میدان جریان، فشار و سرعت روی صفحه مرکزی در سرعت‌های ۴۰ و ۸۰ متر بر ثانیه را برای فاصله چتر از محموله 6D را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، گردابه‌های ناحیه دنباله چتر پایدارساز به داخل و بیرون چتر اصلی ریزش می‌کنند. با توجه به این موضوع که چتر پایدارساز متحرک بوده و دائماً نوسان می‌کند، ریزش گردابه‌های آن سبب نامتقارن شدن گردابه‌های ناحیه دنباله چتر اصلی می‌گردد. این عدم تقارن ریزش متناوب گردابه‌های پشت چتر اصلی را مختل کرده و سبب افزایش پایداری مجموعه دو چتر می‌گردد. البته باید به این نکته توجه کرد که هماهنگ شدن ریزش گردابه دو چتر می‌تواند سبب افزایش ناپایداری مجموعه شود. اما احتمال این موضوع با توجه به درجات آزادی بالای چتر پایدارساز (متحرک بودن این چتر) معمولاً پایین است.

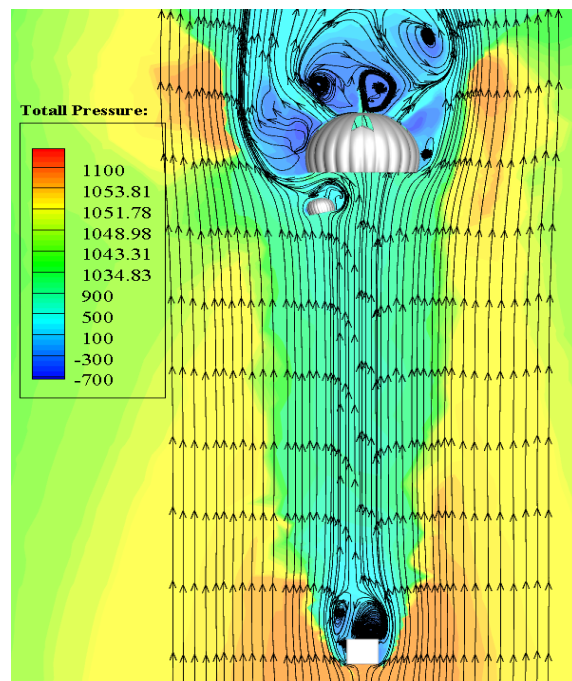
با عبور جریان از چتر پایدارساز مطابق شکل ۲۴ گردابه‌هایی بعد از چتر پایدارساز به وجود می‌آید که تأثیراتی بر روی چتر اصلی می‌گذارد. وجود چتر پایدارساز برای چترهای بارریزی که از هواپیما رها می‌شوند، الزامی است، چرا که بعد از باز شدن خود موجب متعادل شدن محموله می‌شوند و شرایط را برای باز شدن چتر اصلی فراهم می‌کند. به دلیل نوسانات موجود، کوچک کردن چتر پایدارساز می‌تواند موجب کاهش گردابه‌های وارد به چتر اصلی شود.



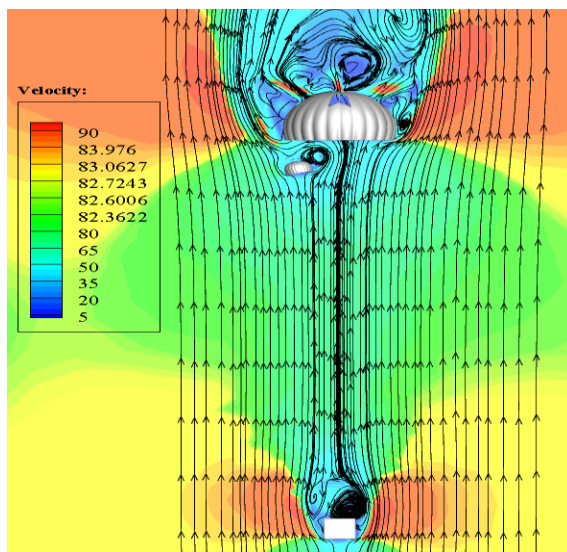
شکل (۲۴): عبور خطوط جریان از چتر پایدارساز و اصلی در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه و فاصله 6D.



شکل (۲۶): کانتور سرعت در صفحه YZ در سرعت ۴۰ متر بر ثانیه و فاصله 6D.

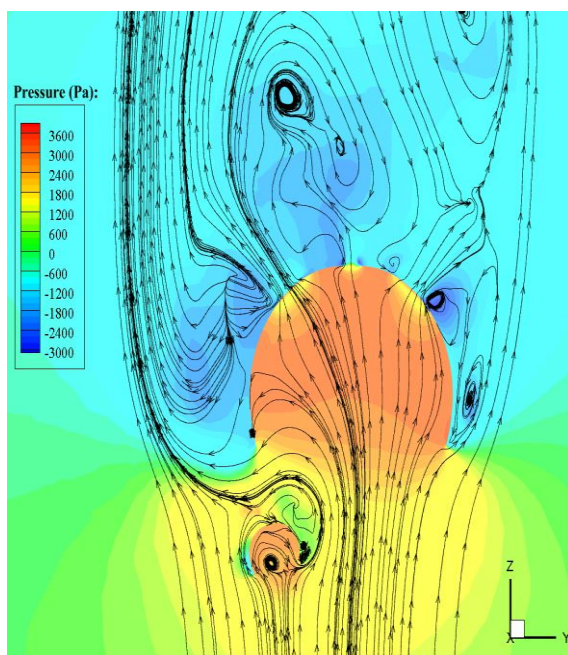


شکل (۲۵): کانتور فشار در صفحه YZ در سرعت ۴۰ متر بر ثانیه و فاصله 6D.

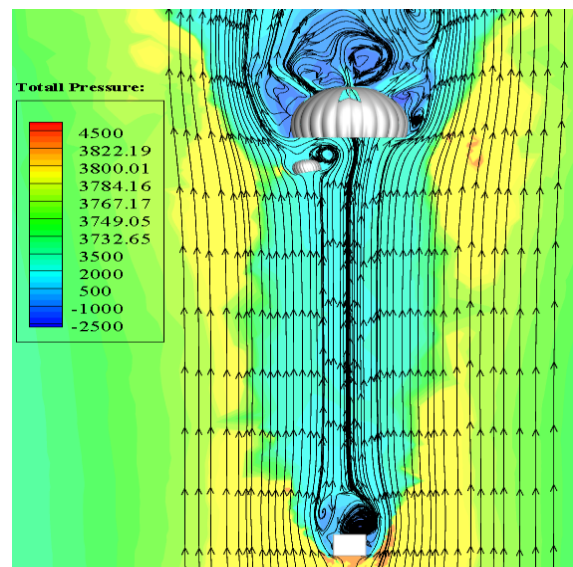


شکل (۲۸): کانتور سرعت در صفحه YZ در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه و فاصله 6D.

مخالف محور Y می‌راند، بیشتر از مقدار سرعت عرضی بر روی چتر اصلی در جهت موافق محور Y است. بنابراین، به واسطه جریان آشفته‌ای که اطراف دو چتر شکل می‌گیرد، هر دو چتر در شرایط واقعی نوسان می‌کنند. اما چتر پایدارساز به دلیل کوچک بودن نوسانات شدیدتری داشته و دائماً به بندهای تعلیق چتر اصلی برخورد می‌کند.



شکل (۲۹): کانتور فشار در صفحه YZ در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه و فاصله 6D.

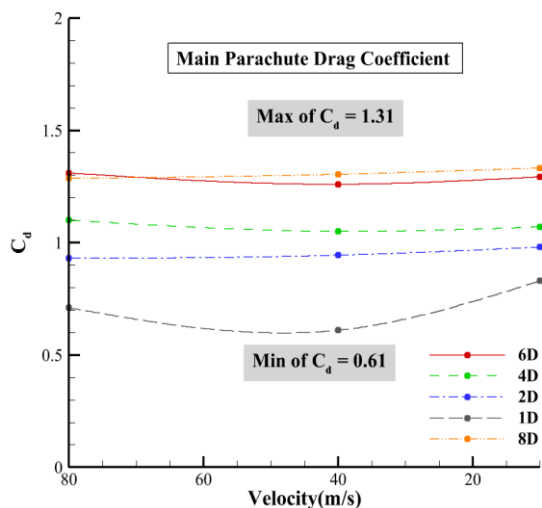


شکل (۲۷): کانتور فشار در صفحه YZ در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه و فاصله 6D.

با توجه به شکل ۲۹ و شکل ۳۰ می‌توان دریافت که اطراف چتر چندین گردابه متقارن شکل می‌گیرد و وجود تخلخل بر روی پارچه چتر باعث توزیع یکسانگردابه‌ها اطراف چتر می‌شود. چتر پایدارساز یک چتر کروی است و با وجود آنکه ضریب پسی آن بزرگتر از چتر اصلی که یک چتر دامن گسترده ۱۴ درصد کامل است، ولی ناپایداری بیشتری نسبت به چتر اصلی دارد. برای جلوگیری از ناپایداری چترها بر روی پارچه چتر یک سری منافذی برای خروج جریان هوا ایجاد می‌شود. جریان خروجی از این منافذ سبب جدا شدن گردابه‌ها از سطح چتر و فاصله گرفتن آن‌ها می‌شود. هرچه گردابه‌های ناحیه دنباله در فاصله بیشتری از چتر تشکیل شوند، ناحیه کم‌فشار مرکز آن‌ها کمتر روی دینامیک چتر تأثیرگذار است. بنابراین، افزایش تخلخل معمولاً سبب افزایش پایداری چترها می‌گردد. اگرچه ضریب پسی مؤثر آن‌ها را کاهش می‌دهد.

اطراف چتر پایدارساز به دلیل عبور جریان سیال از بین دو چتر گردابه‌های متفاوتی شکل می‌گیرد که بیشترین تأثیر آن‌ها ایجاد یک نیروی عرضی است. مطابق شکل ۳۰ مشاهده می‌شود که سرعت عرضی وارد به چتر اصلی و پایدارساز در صفحه YZ متفاوت است. مقدار اندازه سرعتی که چتر پایدارساز را به سمت

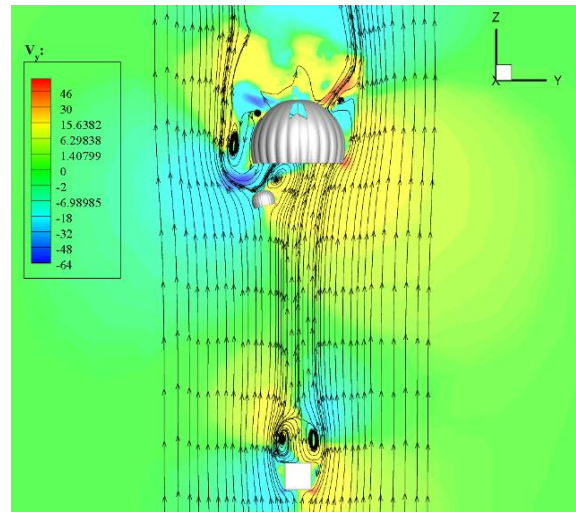
نشان داده شده است، ضریب پسای چتر پایدارساز به نسبت چتر اصلی با تغییر فاصله محموله، دست‌خوش تغییرات کمتری شده است. بنابراین، تأثیرپذیری چتر پایدارساز از گردابه‌های پشت محموله به مراتب کمتر از تأثیرات جریان عرضی حاصل از چتر اصلی روی آن است. بر اساس نمودار شکل (۳۱)، بیشترین مقدار ضریب پسای چتر اصلی $1/31$ و کمترین مقدار آن $0/61$ است که به ترتیب در فاصله 6D و 1D به دست می‌آید. این موضوع به وضوح تأثیرات قابل توجه فاصله محموله از چتر اصلی روی ضریب پسای آن را نمایش می‌دهد. همچنین، مشاهده می‌شود که تغییرات سرعت تأثیر قابل توجهی روی ضریب پسای چتر اصلی برای فواصل بیشتر از ۲D ندارد.



شکل (۳۱): تغییرات ضریب پسای چتر با توجه به تغییرات سرعت و فاصله محموله برای چتر اصلی.

همان‌طور که در شکل (۳۲) نشان داده شده است، ضریب پسای چتر پایدارساز کمتر دست‌خوش تغییرات فاصله محموله به نسبت چتر اصلی است. به عبارتی، تأثیرات سرعت روی ضریب پسای این چتر در فواصل کمتر از ۶D بیشتر است. همچنین، مشاهده می‌شود که روند مشخصی برای تغییرات ضریب پسای چتر پایدارساز وجود ندارد. دلیل این موضوع همان‌طور که پیشتر بیان شد تأثیرات قابل توجه جریان عرضی چتر اصلی علاوه بر گردابه‌های پشت محموله روی آیرودینامیک چتر پایدارساز می‌باشد. در شرایط واقعی،

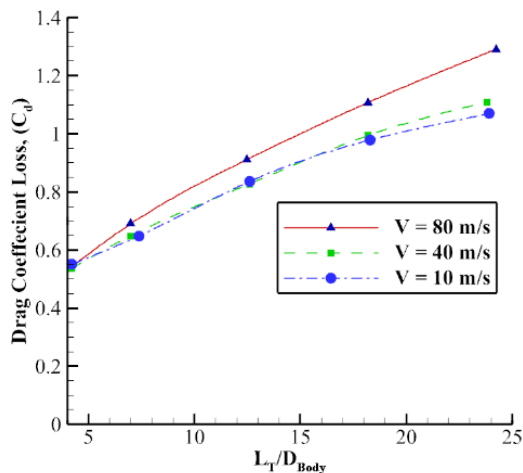
برای جلوگیری از برخورد چتر پایدارساز به بندهای تعلیق بایستی فاصله چتر پایدارساز و زاویه آن به گونه‌ای انتخاب شود که کمتر تحت تأثیر جریان عبوری از کنار چتر اصلی باشد.



شکل (۳۰): کانتور سرعت عرضی در سرعت ۸۰ متر بر ثانیه و فاصله 4D.

لازم به ذکر است که زاویه گرفتن چتر به نسبت جریان عمودی، از مقدار ضریب پسای آن می‌کاهد. بنابراین، هرچه چترها ناپایدار باشند و نوسانات شدیدتری داشته باشند، از نیروی پسای مؤثر آن‌ها کاسته می‌شود. این کاهش ضریب پسای چترهای خوشه‌ای (کلاستر) با افزایش تعداد چترها، یکی از مشکلات چترهای خوشه‌ای است [۱۶].

هر چه بتوان از نوسانات اجباری‌ای که از جانب جریان‌های عرضی و یا گردابه‌های اطراف چترها به وجود می‌آید، جلوگیری کرد می‌توان ضریب پسای بیشتری از چترها به دست آورد. همان‌طور که در شکل (۳۱) نشان داده شده است، با فاصله گرفتن محموله از چترها مقدار ضریب پسای چتر اصلی افزایش می‌یابد. وجود فاصله بین محموله و چتر اصلی به معنی افزایش طول بندهای تعلیق است که خود بندهای تعلیق نیز دارای نیروی پسای هستند و همه این‌ها به منزله آن است که ضریب پسای چترها را می‌توان با افزایش طول بندهای تعلیق افزایش داد. همان‌طور که در شکل (۳۲)



شکل (۳۳): نمودار کاهش ضریب پسا به علت گردابه‌های پشت بدنه به همراه چتر اصلی و پایدارساز.

۵- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

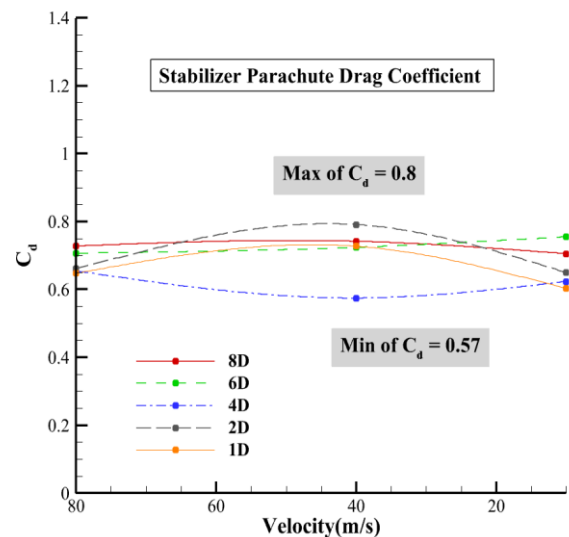
با استفاده از شبیه‌سازی دریافت می‌شود که چتر پایدارساز به دلیل مسطح بودن و جریان‌های عرضی، دارای بیشترین مقدار نوسانات است. نزدیک بودن مقدار نیروی پسا در چترهای خوشه‌ای و یا سامانه‌های بازیابی که از چند چتر استفاده می‌کنند، از نکات مهم پایداری محسوب می‌شود. با شبیه‌سازی جریان حول چترها این نتیجه حاصل می‌شود که با عبور جریان از چتر، فشار استاتیکی در داخل چتر بالا می‌رود و با ایجاد تخلخل از مقدار این اختلاف فشار، در بیرون و خارج پارچه چتر کاسته می‌شود. با عبور جریان هوا از منافذ روی چتر از مقدار نیروی عرضی وارد بر چترها کاسته و از متمایل شدن چترها به اطراف جلوگیری می‌شود. وجود ونت از حداکثر فشار موجود که در رأس چتر به وجود می‌آید، می‌کاهد. در واقع در صورتی که چتر تخلخلی نداشته باشد، وجود ونت از اعمال تنش بیش از اندازه به پارچه چتر جلوگیری می‌کند.

به دلیل فشار زیادی که در رأس چتر وجود دارد، گاهی اوقات لازم است که اندازه ونت افزایش یابد.

فشار اعمالی به پارچه چتر و نحوه عبور جریان سیال از منافذ روی چتر در نرم‌افزار شبیه‌سازی شده است. به دلیل عبور جریان مماسی هوا از روی پارچه و وجود اثرات لایه مرزی گردابه‌هایی بر روی چتر شکل می‌گیرد. چنانچه بتوان از ایجاد گردابه‌های روی چتر جلوگیری کرد و یا شدت آن‌ها را به صورت متقارن کم کرد، می‌توان پایداری چتر را افزایش

نوسانات موجود و زاویه گرفتن چتر پایدارساز به نسبت جریان، تا حدودی ضریب پسای چتر اصلی را تحت تأثیر قرار می‌دهد. مطابق شکل (۳۲) بیشترین مقدار ضریب پسای چتر پایدارساز ۰/۸ و کمترین مقدار آن ۰/۵۷ است. در فاصله 6D ضریب پسای چتر پایدارساز دارای مقدار تقریباً ثابت ۰/۷۲ است.

وظیفه اصلی چترهای بارریزی تولید نیروی پسا و فراهم کردن شرایط مناسب فرود است. به‌طور کلی هر دو نیروی برا و پسا به یک چتر وارد می‌شوند. از آنجا که وظیفه اصلی چترها تولید نیروی پسا است، می‌توان از نیروی برآ، به دلیل آنکه مقدار آن بسیار ناچیز است، صرف‌نظر کرد.



شکل (۳۲): تغییرات ضریب پسا با توجه به تغییرات سرعت و فاصله محموله برای چتر پایدارساز.

وجود چتر پایدارساز موجب نامتقارن شدن میدان جریان می‌شود. بنابراین، انتظار می‌رود که چتر پایدارساز سبب وارد شدن یک نیروی جانبی به چتر اصلی شود.

اثرات گردابه پشت محموله روی ضریب پسا در شکل (۳۳) نشان داده شده است. در شکل (۳۳)، محور عمودی بیانگر ضریب پسای چتر اصلی و محور افقی نسبت طول بندهای تعلیق تا محموله به قطر بدنه است.

ملاحظه می‌شود که با افزایش نسبت L_T/D_{Body} مقدار ضریب پسا افزایش می‌یابد و با کاهش این مقدار، ضریب پسای چتر اصلی به حداقل مقدار خود می‌رسد.

7. Lاراibi, I., Marz-abadi, F.R., and Eatemadi, F. "Conventional Parachute Experimental and Numerical Investigation of Fabric Permeability on Drag of Conventional Parachute", Research Gate, Vol. 49, No. 1, pp. 1-4, 2016.
8. Gao, Z., Charles, R.D., and Li, X. "Numerical Modeling of Flow Through Porous Fabric Surface in Parachute Simulation", AIAA Journal, Vol. 55, No. 2, pp. 686-690, 2017.
9. Libii, J.N. "Determination of the Aerodynamic Drag Force on a Parachute", World Transactions on Engineering and Technology Education, Vol. 6, No. 1, p. 97, 2007.
10. Day, B.P., Field, M.N., and Gelito, J.P. "An Experimental Investigation of Aerodynamic Drag on a Round Parachute Canopy", Major Qualifying Project Report, p. 117, 2006.
11. Mcquilling, M. and Potvin, J. "Forebody Wake Effects on the Aerodynamics of an Annular Parachute", Vol. 1, No. 1, pp. 1-10, 2012.
12. Jamison, L.R. "A Method for Calculating Parachute Opening Forces for General Deployment Conditions", Analysis, Vol. 4, No. 4, pp. 498-502, 1966.
13. Dawoodian, M., Dadvand, A., and Hassanzadeh, A. "A Numerical and Experimental Study of the Aerodynamics and Stability of a Horizontal Parachute", ISRN Aerospace Engineering, Vol. 1, No. 1, pp. 1-8, 2013.
14. Leonov, S.V., Morozov, V.I., and Ponomarev, A.T. "Shape Modeling and Strength Analysis of Parachutes", Mechanics of Solids, Vol. 46, No. 2, pp. 311-324, 2011.
15. Gao, X., Zhang, Q., and Tang, Q. "Fluid-Structure Interaction Analysis of Parachute Finite Mass Inflation", International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 1, No. 1, 8 pages, 2016.
16. Knacke, T.W. "Parachute Recovery Systems Design Manual", AIAA, Calgary, Canada, 1991.

داد. این موضوع در چترهای مسطح که دارای پایداری کمتری به نسبت دیگر چترها می‌باشند، بیش‌تر حائز اهمیت است.

در چتر اصلی با ایجاد تخلخل متقارن بر روی چترها از شدت این گردابه‌ها کاسته می‌شود.

۶- مراجع

1. Aylor, A.P., Sinclair, R.J., and Allamby, R.D. "Design and Testing of the Kistler Landing System Parachutes", 15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Toulouse, France, 1999.
2. Takizawa, K. and Tezduyar, T.E. "Computational Methods for Parachute Fluid-Structure Interactions", J. Archives of Computational Methods in Engineering, Vol. 19, pp.125-169, 2012.
3. Orbiter, S. and Parachute, D. "Space Shuttle Orbiter Drag Parachute Design", 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit Boston, MA, 2001.
4. Tavan, S. and Slot, R. "Status and Context of High-Altitude Precision Aerial Delivery Systems Request for Proposals", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit 21 - 24, August, Keystone, Colorado 2006.
5. Pratap, M., Agrawal, A.K., Sati, S.C., and Kumar, V. "Forebody Wake Effects on Parachute Performance for Re-entry Space Application", Defense Science Journal, Vol. 70, No. 3, pp. 223-230, 2020.
6. Izadi, M.J. and Dawoodian, M. "Cfd Analysis of Drag Coefficient of a Parachute in a Steady and Turbulent Condition in Various Reynolds Numbers", Fluids Engineering, Vol. 1, No.1 pp. 1-9, 2016.