JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۷ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۳۹۳
ص. ص. ۳۳- ۲۳

# عملکرد مجموعه چتر فرود محموله فضایی با استفاده از آزمون پرتابی

**فائزه راثی مرزآبادی[۱*]، رضا مشکانی[۲]، حسین پوریاوی[۳]، محمدعلی فارسی[۴] و محمد ابراهیمی[۵]**

**۱، ۴ و ۵- پژوهشکده سامانه‌های فضانوردی، پژوهشگاه فضایی ایران**

**۲ و ۳- سازمان صنایع هوایی**

* تهران، کد پستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

**rasi@ari.ac.ir**

*در این تحقیق، با توجه به اینکه دانستن پارامترهای ایرودینامیکی مجموعه چترهای فرود، برای دست یافتن به یک سیستم بازیابی قابل اطمینان، نقش اساسی دارد، یک‌سری آزمون‌های پرتابی انجام شد و با به سرعت رساندن یک راکت آزمایشی و مجموعه چتر دو مرحله‌ای به‌کار رفته، شرایط بازیابی محمولهٔ فضایی شبیه‌سازی شد. همچنین از یک کد نرم‌افزاری برای شبیه‌سازی رفتار مجموعه چترها، استفاده شد که با کمک داده‌های تجربی حاصل از نتایج آزمون‌ها، بر این کد نرم‌افزاری صحه‌گذاری شد. به‌منظور تصحیح پارامترهای ایرودینامیکی تخمین زده شده در طراحی، با تحلیل داده‌های استخراج شده از زیرسامانهٔ اندازه‌گیری، ضریب پسا و ضریب نیروی بازشوندگی و پارامترهای فرآیند باز شدن، شامل زمان و فاصله باد شدن و تابع تغییرات سطح پسا برای هر چتر در شرایط مختلف استخراج شد. نتایج نشان داد در مورد چترهای ترمزی اول و دوم که دارای بارگذاری کنوپی بزرگی هستند، وابستگی پارامترهای باز شدن چتر با چگالی یا ارتفاع، کمتر است. اما در مورد چتر اصلی که بارگذاری کنوپی کوچکی دارد، وابستگی زمان باد شدن با چگالی بیشتر است. در مورد چتر ترمزی اول، تابع تغییرات سطح پسا نسبت به زمان در حین فرآیند باد شدن، به‌صورت خطی و در مورد چتر ترمزی دوم و چتر اصلی، توابع درجه دو و سه تخمین زده شد. به‌دلیل وجود چتر ترمزی دوم در جلوی چتر اصلی، زمان باز شدن چتر اصلی افزایش می‌یابد که میزان این تأخیر به پارامترهای مختلفی همچون فاصلهٔ دو چتر از هم، نسبت قطر آنها و سرعت محموله وابسته است. با استفاده از پارامترهای به‌دست آمده برای نوع چترهای استفاده شده، می‌توان آنها را در طراحی یک مجموعه کاهندهٔ سرعت، با دقت مناسبی به‌کار برد.*

**واژه‌های کلیدی:** چتر اصلی، چتر ترمزی، محمولهٔ فضایی، باد شدن، بازیابی، ضریب نیروی بازشوندگی، آزمون پرتابی

## علائم و اختصارات

| | |
|---|---|
| شتاب (متر بر مجذور ثانیه) | $a$ |
| شتاب در جهت $x$ (متر بر مجذور ثانیه) | $a_x$ |
| شتاب در جهت $y$ (متر بر مجذور ثانیه) | $a_y$ |
| ضریب نیروی باز شوندگی | $C_x$ |
| ضریب پسا | $C_{D0}$ |
| سطح پسای چتر کاملاً باز شده (متر مربع) | $(C_DS)_P$ |
| قطر اسمی چتر (متر) | $D_0$ , $d_0$ |
| قطر چتر باد شده (متر) | $D_p$ |
| نیروی باز شدن چتر (نیوتن) | $F$ |
| بیشینهٔ نیروی باز شدن، نیرو در جهت $x$ (نیوتن) | $F_x$ |
| نیرو در جهت $y$ (نیوتن) | $F_y$ |
| نیروی پسای حالت پایدار (نیوتن) | $F_c$ |

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)
۲. کارشناس
۳. کارشناس ارشد
۴. استادیار
۵. استادیار

دریافت مقاله: ۹۱/۱۱/۱۲ ، تأیید مقاله: ۹۳/۰۳/۱۰

Archive of SID
www.SID.ir

| | |
|---|---|
| نیروی کشش بندها (نیوتن) | $F_s$ |
| نیروی پسا (نیوتن) | $F_D$ |
| شتاب جاذبه (متر بر مجذور ثانیه) | $g$ |
| طول بندهای تعلیق و رایزر (متر) | $L$ |
| جرم محموله (کیلوگرم) | $m$ |
| ثابت باد شدن | $n$ |
| فشار دینامیکی (نیوتن بر متر مربع) | $q$ |
| سطح اسمی کانوپی (مترمربع) | $S_0$ |
| *فاصلهٔ* باد شدن (متر) | $s_f$ |
| نیروی پیشرانه (نیوتن) | $T$ |
| زمان (ثانیه) | $t$ |
| زمان باد شدن (ثانیه) | $t_f$ |
| زمان باز شدن بندهای چتر (ثانیه) | $t_0$ |
| سرعت محموله (متر بر ثانیه) | $V$ |
| وزن کل (نیوتن) | $W_T$ |
| فاکتور کاهش نیروی باز شدن | $X_1$ |
| زاویهٔ حمله (درجه) | $\alpha$ |
| چگالی هوا (کیلوگرم بر مترمکعب) | $\rho$ |
| چگالی مرجع (کیلوگرم بر مترمکعب) | $\rho_0$ |

## مقدمه

دانستن مشخصات ایرودینامیکی و عملیاتی کاهنده‌های سرعت در طراحی یک سیستم بازیابی و پیش‌بینی کارآیی آن در شرایط عملکردی حائز اهمیت است. فرآیند باز شدن چترها به‌عنوان کاهنده‌های سرعت، یکی از مهم‌ترین فازهای عملکردی بازیابی است. این فرآیند همراه با تداخل سازه و سیال، بسیار پیچیده و وابسته به زمان است. ترکیب ایرودینامیک مربوط به فرم پخ شکل چتر، تغییر شکل بالای آن و جنس متخلخل چتر باعث ساختار ایرودینامیکی پیچیده‌ای می‌شود [۱].

معمولاً در ابتدای فاز طراحی، بر اساس نوع چتر، پارامترهای حائز اهمیت در طراحی؛ به‌عنوان مثال، ضریب پسا و ضریب نیروی بازشوندگی و همچنین پارامترهای مربوط به فرآیند باد شدن[۶] چترها، مانند تابع تغییرات سطح پسا نسبت به زمان و زمان[۷] و فاصلهٔ باد شدن[۸]، به‌صورت تقریبی درنظر گرفته می‌شود که پس از مراحل ساخت نمونهٔ مهندسی، و در فرآیند تحقیق و توسعه، با استفاده از روش‌های تجربی و آزمون‌هایی نظیر آزمون تونل باد، آزمون سقوط آزاد یا آزمون پرتابی، این پارامترها با دقت بالاتری تعیین می‌شوند [۲].

با توجه به اینکه در فرآیند طراحی، در مورد برخی از مشخصه‌های چترها به‌عنوان مثال طول بندهای تعلیق و رایزر، انتخاب‌هایی صورت می‌گیرد، صحت تأثیر این انتخاب‌ها بر عملکرد چترها نیز نیازمند بررسی است.

تعدادی روش تحلیلی و نیمه‌تجربی برای بررسی فرآیند بازشدن[۹] چتر وجود دارد. برای تخمین پارامترهای مربوط به فرآیند باد شدن شامل زمان بادشدن و تاریخچهٔ زمانی نیروی وارد بر چتر در حین این فرآیند، می‌توان از اطلاعات چترهای مشابه استفاده کرد و یا آنها را به روش‌های عددی یا تجربی تعیین کرد. در شبیه‌سازی عددی باید اثرات تداخلی سازه و سیال درنظر گرفته شود که محدودیت‌ها و پیچیدگی‌های خاص خود را دارد. در اغلب کارهای تجربی، تاریخچه زمانی نیرو در حین فرآیند باد شدن، تخمین زده شده و کارهای بسیار محدودی نیز برای به‌دست آوردن میدان جریان حول چتر در حین باد شدن صورت گرفته است [۱].

آزمون‌های پروازی یا فرود آزاد، به‌دلیل عدم مقید بودن محموله و چتر، اهمیت ویژه‌ای دارند. در آزمون تونل باد، به‌دلیل اینکه سرعت ثابت است، شرایط فرود چتر مشابه حالتی است که گویی چتر به جرم نامحدودی متصل شده است و طی فرآیند باز شدن سرعت آن تغییر نمی‌کند. به این وضعیت اصطلاحاً جرم نامحدود[۱۰] گفته می‌شود. در پرواز آزاد، امکان شبیه‌سازی شرایط آزمون جرم محدود[۱۱] وجود دارد یعنی تحت این شرایط، سرعت کاهش می‌یابد که در آن تأثیر رفتار دینامیکی محموله و چتر قابل بررسی است. در این حالت، شبیه‌سازی واقعی و کامل شرایط فرود یک محموله و بررسی کارآیی و عملکرد سامانهٔ فرود وجود دارد. وضعیت‌های جرم محدود و نامحدود را به‌ترتیب شرایط بارگذاری کم و بارگذاری زیاد کانوپی نیز می‌نامند.

در این تحقیق، با استفاده از آزمون پرتابی و به‌سرعت رساندن یک راکت آزمایشی و مجموعهٔ چتر، شرایط بازیابی یک محمولهٔ فضایی شبیه‌سازی شده است. پارامترهای ایرودینامیکی مجموعه چترهای فرود، برای دست‌یافتن به یک سیستم بازیابی قابل اطمینان و صحه‌گذاری برنامهٔ شبیه‌سازی مسیر پرتابی محموله، با استفاده از آزمون‌های پرتابی و تحلیل داده‌های استخراج شده از زیرسامانهٔ اندازه‌گیری، که شامل سه مؤلفهٔ شتاب، سرعت و فشار استاتیکی و نیز به‌کمک تصاویر ضبط شدهٔ دوربین فیلمبرداری تخمین زده شده است.

درصورتی‌که برای بازیابی هر محمولهٔ فضایی از انواع چترهای به‌کار رفته در این آزمون‌ها و با نسبت‌های پارامترهای مختلف انتخاب شده، استفاده شود، می‌توان ضرایب پسا و ضریب

6. Inflation
7. Filling time
8. Filling distance
9. Deployment
10. Infinite mass
11. Finite mass

Archive of SID
www.SID.ir

نیروی بازشوندگی و تابع تغییرات سطح پسا را به‌طور مشابه به‌کار برد.

## فرآیند باز شدن چتر

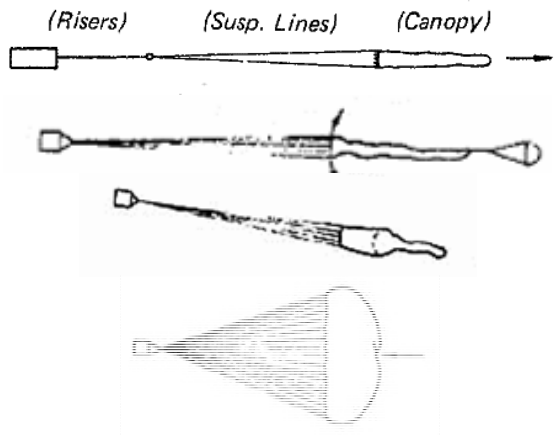
فرآیند باز شدن چتر شامل مجموعه رخدادهایی است که با باز شدن بسته یا کوله پشتی چتر متصل به آنچه باید بازیابی شود، شروع می‌شود و تا کشیده‌شدن بندهای تعلیق و رایزر چتر ادامه می‌یابد تا کانوپی چتر برای شروع روند باد شدن آماده شود (شکل ۱). فرآیند بادشدن نیز از زمانی که بندها به حالت کشیده درآمدند تا لحظه‌ای که کنوپی چتر کاملاً پر باد شد، تعریف می‌شود [۴-۳].

بر اساس قانون پیوستگی، چترها باید با پیمودن مسافت ثابتی باد شوند؛ چراکه حجم مشخصی از هوا در جلوی کانوپی برای پرکردن آن لازم است. این مسافت ثابت، متناسب با قطر اسمی چتر، $D_0$، است. مطابق با شکل (۲)، فاصلهٔ باد شدن، sf، به‌صورت حاصل‌ضرب قطر چتر، $D_p$، در ثابت باد شدن، n، به‌دست می‌آید ($s_f=nD_p$). از آنجا که قطر چتر متغیر است، از قطر اسمی به‌جای قطر چتر استفاده می‌شود. مشخص کردن فاصلهٔ باد شدن، $s_f$، برای تعیین حداقل فاصلهٔ لازم از زمین برای باز شدن چتر اهمیت زیادی دارد. زمان باد شدن چتر، $t_f$، به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

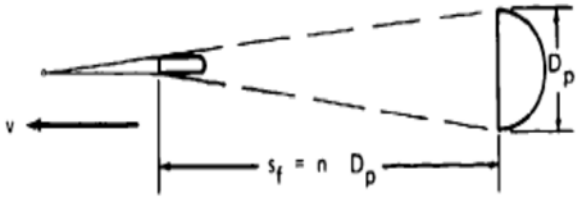
$$t_f = n\, D_0\, V \qquad (۱)$$

که در آن $V$، سرعت در شروع باد شدن و بر حسب فوت بر ثانیه و قطر اسمی چتر نیز بر حسب فوت است. آزمایش‌های تجربی بر روی انواع مختلف چترها نشان داده است که توان سرعت می‌تواند عددی زیر یک باشد. به‌عنوان مثال برای چترهای ریبونی، این عدد ۰/۹ به‌دست آمده است [۳]. مقدار ثابت باد شدن، $n$، نیز در انواع چترهای مختلف متفاوت است. در برخی روابط، چگالی نیز در رابطهٔ زمان باد شدن ظاهر می‌شود که وابستگی زمان باد شدن را با ارتفاع بیان می‌کند. در مورد چترهایی که بارگذاری کنوپی[۱۲] (نسبت وزن به سطح پسا) بزرگی دارند، یعنی چترهای با مساحت کوچک‌تر، این وابستگی بسیار کمتر است.

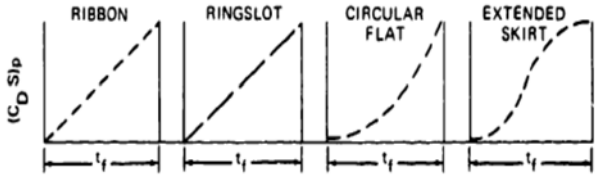
سطح پسای چتر در طی فرآیند باد شدن از مقدار صفر تا ۱۰۰ درصد افزایش می‌یابد که روند این تغییرات نسبت به زمان، بسته به نوع چتر می‌تواند خطی، یا غیرخطی باشد. شکل (۳)، تغییرات سطح پسای چند نوع چتر مختلف را بر حسب زمان نشان می‌دهد [۳]. دانستن این تابع تغییرات در شبیه‌سازی پروازی و تخمین شتاب و نیروها در هنگام باز شدن چتر مؤثر است.




**شکل ۱**- شماتیکی از فرآیند باز شدن چتر [۴]




**شکل ۲**- شماتیکی از مسافت طی شده در زمان بادشدن چتر [۳]




**شکل ۳**- تغییرات سطح پسا طی فرآیند باد شدن انواع چترها [۳]

## ضریب نیروی بازشوندگی[۱۳]

در فرآیند باز شدن، نیروی ایجاد شده، با سرعت جسمی که باید بازیابی شود مرتبط است. محدود کردن شوک یا نیروی باز شدن با کنترل روند باز شدن چتر و تعیین ضریب نیروی باز شدن امکان‌پذیر است.

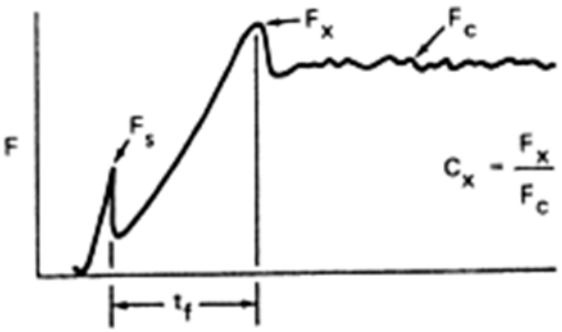
در شکل (۴)، نمونه‌ای از دیاگرام نیرو - زمان برای باز شدن چتر در شرایط جرم نامحدود یا بارگذاری زیاد نشان داده شده است که در آن، موقعیت بیشینهٔ نیروی باز شدن، $F_x$، در نخستین تورم کامل کانوپی اتفاق می‌افتد، درحالی‌که در وضعیت جرم محدود، این نقطه خیلی قبل‌تر از باز شدن کامل کانوپی چتر خواهد بود [۲].

12. Canopy loading

13. Opening-force coefficient

Archive of SID

www.SID.ir




**شکل ۴**- دیاگرام نیرو–زمان برای باز شدن چتر

رابطه بین بیشینه نیروی باز شدن، $Fx$، و نیروی پسای حالت پایدار، $Fc$، به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$C_x = \frac{F_x}{F_c} \qquad (۲)$$

پارامتر $Cx$، ضریب نیروی باز شوندگی است که دارای مقدار ثابتی است و به نوع چتر بستگی دارد. به‌کمک این تعریف و برای محاسبهٔ ضریب گشایش به‌صورت تجربی و با استفاده از نتایج آزمون، نیروی $Fx$ و $Fc$ به‌صورت زیر محاسبه می‌شود.

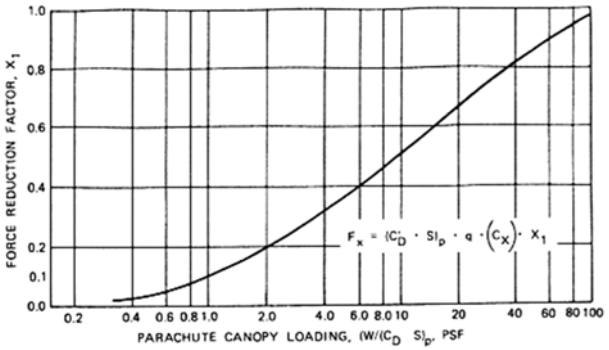
$$F_x = ma \qquad (۳)$$

که در آن $m$ جرم محموله و $a$ شتاب لحظه باز شدن چتر است که از نتایج شتاب‌سنج به‌دست می‌آید:

$$F_c = (C_D S)_P q X_1 \qquad (۴)$$

که در آن، $(C_DS)_P$ سطح پسا برای چتر کاملاً باز شده بر حسب متر مربع $(m^2)$ و $q$، فشار دینامیکی بر حسب نیوتن بر متر مربع $(N/m^2)$، و $X_1$، فاکتور کاهش نیروی باز شدن[14] (بدون بعد) است. با توجه به مرجع [۳]، از سه روش برای محاسبهٔ نیروی بازشدن استفاده می‌شود. روش $W/(C_DS)_P$ یا روش بار کنوپی، روش پیفلانز[15] و روش مسیر نیرو - زمان که در این تحقیق برای محاسبات اولیه از روش اول استفاده شده است. مقادیر $C_X$ و $(C_DS)_P$ انتخاب شده در طراحی مجموعه چترهای به‌کار رفته، در جدول (۱) آورده شده است. ضریب کاهش نیروی $X_1$، با استفاده از بارگذاری کانوپی، از نمودار شکل (۵) به‌دست آمده و در جدول (۱) آورده شده است.

بدین ترتیب نیروی باز شدن چتر با احتساب فشار دینامیکی ماکزیمم به‌دست می‌آید.




**شکل ۵**- نمودار $X_1$ بر اساس بارگذاری کانوپی [۴]

## محاسبهٔ سطح پسای چترها از روی نتایج آزمون

مقاومت هوای چتر پارامتر عملکردی مهمی است که سرعت فرود را تعیین می‌کند و در کل یکی از موارد اولیه در طراحی سیستم چتر است. برای حفظ سرعت فرود، مقاومت هوای چتر باید برابر با وزن کل سیستم باشد. مقاومت هوای چتر یا نیروی پسای آن، عبارت است از:

$$F_D = C_{D_0} S_0 q \qquad (۵)$$

که در آن :

$C_{D0}$، ضریب مقاومت هوای چتر مربوط به سطح کانوپی (بدون بُعد)، $S_0$ سطح کانوپی شامل بخش خروجی و تمامی شیارهای باز درون کانوپی و $q$ فشار دینامیکی است که مطابق رابطهٔ (۶) به‌دست می‌آید.

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \qquad (۶)$$

در چتر پایدار و در حالت سقوط یا فرود، تعادلی میان مقاومت هوای کلی چتر و محموله، $F_D$، و وزن مجموعهٔ چتر و محموله، $W_T$، وجود دارد (شکل ۶).

$$F_D = W_T \qquad (۷)$$

در حالتی که فرود به نقطه تعادلی نرسیده و هنوز حرکت شتابدار (در راستای عمودی)، وجود دارد معادلهٔ حرکت به‌صورت رابطهٔ ۸ است.

$$\pm F_D - W_T = \pm ma \qquad (۸)$$

که علامت مثبت یا منفی برای نیروی پسا و شتاب، بسته به جهت حرکت به سمت بالا یا پایین، تعیین می‌شود. بنابراین سطح پسا، به کمک نتایج شتاب‌سنج، سرعت و ارتفاع (برای به‌دست آوردن فشار دینامیکی)، در حالت کلی که زاویهٔ حملهٔ α، (زاویهٔ بین سرعت جریان هوا و محور طولی کانوپی چتر) وجود داشته باشد، از رابطهٔ (۹) محاسبه

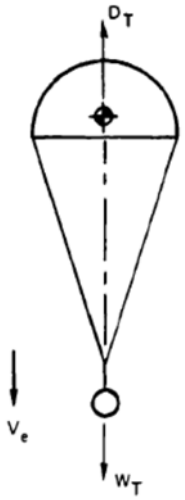
14. Force-reduction factor

15. Pflnaz

Archive of SID
www.SID.ir

می‌شود. در آزمون‌های انجام شده، در هنگام گشایش چترها زاویهٔ حمله، بسیار نزدیک به صفر درجه بوده است.

$$C_D S = \frac{m(g \pm a)}{q \cos\alpha} \qquad (۹)$$

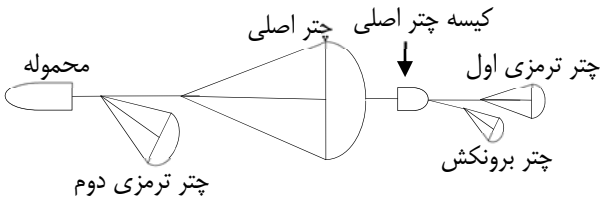



**شکل ۶**- دیاگرام آزاد نیرویی در حالت فرود

## شبیه‌سازی آزمون پرتاب و فرود محموله

آزمون پرتابی با هدف شبیه‌سازی سرعت باز شدن چتر و مطالعهٔ رفتار عملی فرآیند فرود محمولهٔ فضایی و تصحیح پارامترهای ایرودینامیکی چترها و بررسی استحکام آنها انجام شده است. به‌منظور استخراج زمان و شرایط باز شدن چتر، شبیه‌سازی دو درجه آزادی پرتاب و فرود محمولهٔ فضایی با چتر چند مرحله‌ای انجام شده است.

در واقع چترهای چندمرحله‌ای برای کاهش سرعت محموله از سرعت‌های بالا و رساندن آن به سرعت فرود مطلوب، در طی چند مرحله به‌کار می‌روند [۷- ۵]. مجموعهٔ چتر به‌کار رفته در آزمون‌ها به‌صورت دومرحله‌ای است، مطابق شکل (۷)، در مرحلهٔ اول، یک چتر ترمزی وارد عمل شده و باعث کاهش سرعت محموله می‌شود و در مرحلهٔ دوم، با خروج کیسهٔ مجموعه چتر اصلی توسط یک چتر راهنما، چتر ترمزی دوم و چتر اصلی با یک توالی خاص پشت سر هم، باز می‌شوند. چتر ترمزی دوم، علاوه بر کاهش سرعت محموله و پایدارسازی فرود محموله پس از باز شدن چتر اصلی، باعث ایجاد تأخیر در فرآیند باد شدن چتر اصلی می‌شود که از این لحاظ مشابه عملکرد ریف‌شدگی[16] چترهاست و باعث بیشتر کردن زمان گشایش چتر اصلی می‌شود. نمایی از چترها در شکل (۸) دیده می‌شود و مشخصات آنها در جدول (۱) آورده شده است. اعداد ارائه شده برای ضریب پسا، $C_D$ و ضریب نیروی بازشوندگی، $C_X$، بر اساس مرجع [۳] بوده و در مورد سطح پسا، $C_D S$، و فاکتور کاهش نیرو، $X_1$، آنچه در طراحی محاسبه شده، هستند.



**شکل ۷**- شماتیک و نمایی از مجموعه چترهای به‌کار رفته

آزمون پرتاب از روی زمین مطابق با برنامهٔ شبیه‌سازی، برنامه‌ریزی زمانی می‌شود. معادلات حرکت دو درجه آزادی به‌صورت زیر است:

$$\sum F_x = ma_x \quad \text{و} \quad \sum F_y = ma_y \qquad (۱۰)$$

کل شبیه‌سازی شامل مراحل پرتاب با راکت سوخت جامد، پرواز با نیروی اولیهٔ راکت، گشایش چتر ترمزی اول، گشایش چتر ترمزی دوم و گشایش چتر اصلی و همچنین فرود با چتر در این شبیه‌سازی گنجانده شده است. هدف اصلی، همان‌طورکه گفته شد، استخراج زمان لازم برای شروع فرآیندهای باز شدن چتر و محاسبهٔ سرعت‌ها، نیروها و فشار دینامیکی وارده بر مجموعه در این زمان‌هاست. نیروهای $Fx$ و $Fy$ شامل نیروی پیشرانه، $T$، نیروی وزن، $W$، و نیروهای پساست. نیروی پسای چتر برای چتر ترمزی اول و دوم و

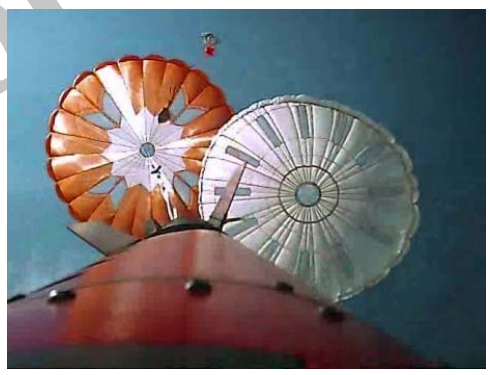
16. Reefing

Archive of SID

www.SID.ir

چتر اصلی در معادلات در نظر گرفته شده است. معادلات برای شتاب $a_x$ و $a_y$ حل شده و سپس با دو بار انتگرال‌گیری عددی سرعت و موقعیت به‌دست می‌آید. اثر باد به‌صورت سرعت افقی در شبیه‌سازی لحاظ شده و ضرایب نیروی گشایش مطابق روش مرجع [۳] در نیروی پسای چترها درنظرگرفته شده است. تغییر وزن ناشی از مصرف سوخت راکت به‌صورت خطی در معادلات لحاظ شده است.

الف) چتر ترمزی اول



ب) چترهای ترمزی دوم و اصلی

**شکل ۸**- نمایی از چترها در آزمون پرتابی

**جدول ۱**- مشخصه‌های طراحی مجموعه چترها

| چتره ا | نوع چتر | $C_DS$ ($m^2$) | $C_D$ | $C_X$ | $X_1$ |
|---|---|---|---|---|---|
| ترمزی اول | Flat Ribbon | ۰/۷۴±۰/۳ | ۰/۵–۰/۵۵ | ۱/۰۵ | ۰/۹۵۲ |
| ترمزی دوم | Flat circular | ۶/۵±۰/۵ | ۰/۶۲–۰/۷۷ | ۱/۷ | ۰/۴۷ |
| اصلی | Extended skirt 14% | ۴۹ | ۰/۷۵–۰/۹۰ | ۱/۴ | ۰/۱۰۲ |

در این آزمون‌ها، محموله یا پیکرهٔ پرتابی، به قطر ۴۰۰ میلی‌متر و طول ۳۷۰۰ میلی‌متر و وزن ۲۹۰ کیلوگرم است که در آن مجموعه چتر مورد آزمون، تجهیزات اندازه‌گیری و تجهیزات اویونیکی و همچنین موتور جانمایی شده است. ابزار اندازه‌گیری شامل شتاب‌سنج سه مؤلفه‌ای برای اندازه‌گیری مؤلفه‌های شتاب در سه جهت، لوله پیتوت برای اندازه‌گیری سرعت و حسگر فشار برای اندازه‌گیری فشار استاتیکی است که به‌کمک نتایج حسگر فشار، ارتفاع و سرعت تخمین زده می‌شود. به‌کمک دوربین فیلمبرداری نیز فرآیندهای باز شدن چترها ضبط می‌شود.

به‌منظور حصول نتایج قابل قبول، سه بار آزمون پرتاب و فرود انجام شده است که آزمون‌های دوم و سوم در شرایط یکسان صورت گرفته‌اند و آزمون اول در هنگام باز شدن چتر، دارای شرایطی متفاوت از نظر سرعت و فشار دینامیکی نسبت به دو آزمون دیگر است. شرایط فشار دینامیکی آزمون‌های پروازی در هنگام باز شدن هر یک از چترها، در جدول (۲) نشان داده شده است. فشار دینامیکی هنگام باز شدن چتر ترمزی اول، در آزمون‌های دوم و سوم حدود ۲ برابر آزمون اول است. برای ایجاد چنین شرایطی، زمان صدور فرمان باز شدن چترها باید متفاوت درنظر گرفته شود تا در ارتفاع و سرعت متفاوتی، شرایط فشار دینامیکی مورد نظر فراهم شود.

**جدول ۲**- فشاردینامیکی شرایط چتر زدن آزمون ها

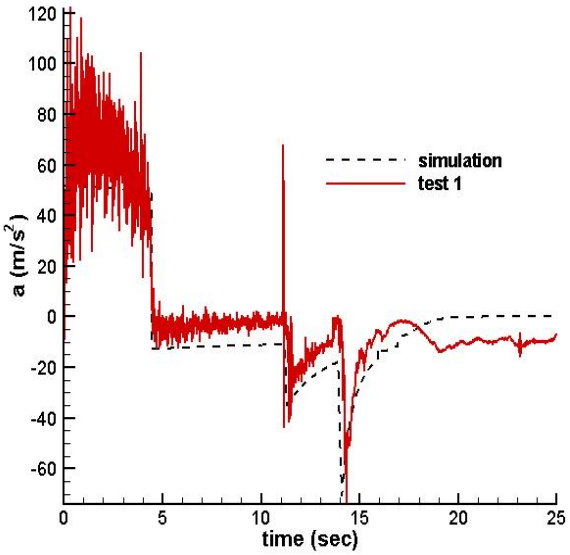
| آزمون‌ها | فشار دینامیکی چتر ترمزی اول ($N/m^2$) | فشار دینامیکی چتر ترمزی دوم ($N/m^2$) | فشار دینامیکی چتر اصلی ($N/m^2$) |
|---|---|---|---|
| آزمون اول | ۹۷۰۰ | ۳۰۰۰ | ۲۰۰۰ |
| آزمون دوم و سوم | ۱۷۵۰۰ | ۲۵۰۰ | ۱۵۰۰ |

## نتایج

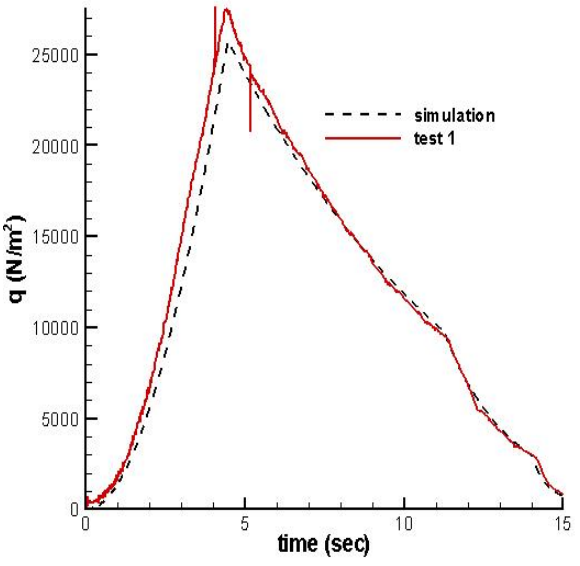
شکل‌های (۹) تا (۱۲)، مقایسه‌ای از تاریخچهٔ زمانی شتاب و فشار دینامیکی بین نتایج آزمون‌ها و شبیه‌سازی، از لحظهٔ پرتاب تا انتهای بازشدن چترها را ارائه می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود هم از نظر زمان‌بندی و هم از نظر مقادیر شتاب و فشار دینامیکی، تطابق خوبی بین نتایج وجود دارد. البته باید این نکته در نظر گرفته شود که به‌دلیل نبود مؤلفهٔ شتاب جاذبی در نتایج شتاب‌سنج‌ها، باید به اندازهٔ 1g، یا حدود ۱۰ متر بر مجذور ثانیه اختلاف بین نتایج حاصل از شتاب‌سنج‌ها و نتایج شبیه‌سازی وجود داشته باشد که به‌وضوح در شکل‌های (۹) و (۱۱) قابل مشاهده است. در صدور فرمان باز شدن چترها بین آزمون اول نسبت به آزمون‌های دوم و سوم، اختلاف زمان وجود دارد که همین مسئله منجر به اختلاف در شرایط آزمون‌ها شده است. در نمودارهای فشار دینامیکی، شکل (۱۰) و (۱۲)، زمان فعال شدن هر یک از چترها از روی تغییر جزیی در شیب نمودار، قابل تفکیک است. در مورد نمودارهای شتاب لحظه‌ای، شکل (۹) و (۱۱)، در زمان سوزش موتور که

Archive of SID
www.SID.ir

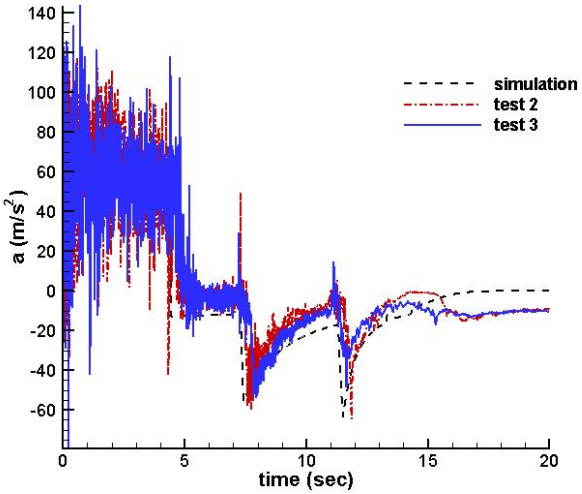
حدود ۴/۵ ثانیه است، تغییرات شتاب بسیار زیاد است، بعد از آن، تنها در زمان باز شدن چترها، یک افزایش ناگهانی در مقادیر شتاب دیده می‌شود که این شتاب بیشینه، با توجه به شرایط «جرم محدود» تقریباً در حدفاصل ۴۰ تا ۶۰ درصدی زمان باد شدن کامل کنوپی چترها اتفاق می‌افتد. در جدول (۳)، شتاب‌های زمان باز شدن چترها آورده شده است که از این مقادیر طبق رابطهٔ ۲ برای محاسبهٔ ضریب بازشوندگی استفاده می‌شود (جدول ۵).



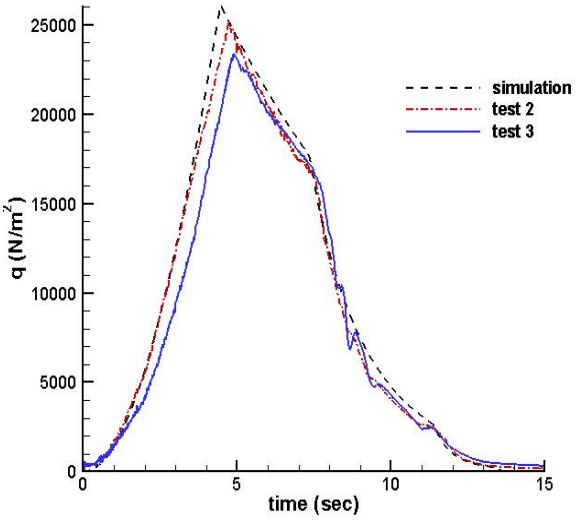

**شکل ۹**- تاریخچه زمانی شتاب در آزمون اول




**شکل ۱۰**- تاریخچه زمانی فشار دینامیکی در آزمون اول




**شکل ۱۱**- تاریخچه زمانی شتاب در آزمون‌های دوم و سوم




**شکل ۱۲**- تاریخچه زمانی فشار دینامیکی در آزمون‌های دوم و سوم

شکل‌های (۱۳) تا (۱۵)، نمودار سطح پسای به‌دست آمده از نتایج آزمون‌ها را در بازهٔ عملکرد هر یک از چترها، با توجه به رابطهٔ ۹ نشان می‌دهد. در جدول (۴) مقادیر متوسط سطح پسا برای هر یک از آزمون‌ها آورده شده است و مقدار متوسط حاصل از سه آزمون نیز، به‌صورت خط چین در شکل‌ها دیده می‌شود. دقت شود که برای تخمین سطح پسای هر یک از چترها، باید اثرات ایرودینامیکی سایر اجزا را در نظر گرفت. به‌عنوان مثال، اثر پسای محموله یا دنبالهٔ جریان ناشی از آن را می‌توان از روی نمودارهای تجربی، با توجه به ابعاد و فاصله‌ای که از چتر دارد، تخمین زد [۳]. همچنین هنگامی‌که مجموعه‌ای از چترها در امتداد یکدیگر قرار می‌گیرند، با توجه به فاصله

www.SID.ir

و راستای قرارگیری، بر یکدیگر اثرگذارند که باید در تخمین سطح پسای چتر لحاظ شود [۸].

برای به‌دست آوردن سطح پسای چتر ترمزی اول، سطح پسای محموله که حدود ۰/۰۴ متر مربع است، از مقدار متوسط به‌دست آمده از نمودار شکل (۱۳) کسر می‌شود. در مورد چتر ترمزی دوم، شکل (۱۴)، سطح پسای محموله (۰/۰۴ متر مربع)، چتر برونکش (۰/۹ متر مربع) و چتر ترمزی اول (۰/۷۸ متر مربع)، به‌دلیل اینکه به حد کافی دور از چتر ترمزی دوم قرار دارند و به‌صورت پر باد هستند و کیسهٔ چتر (۰/۰۵ متر مربع)، از مقدار متوسط نشان داده شده در شکل، کسر می‌شوند. در مورد چتر اصلی، شکل (۱۵)، تنها چتر ترمزی دوم به‌صورت پر باد وجود دارد که در این حالت، بیشترین و کمترین فاصلهٔ جانبی‌ای که چتر ترمزی دوم نسبت به چتر اصلی دارد، در نظر گرفته می‌شود و درصدی از سطح پسای آن که باید کسر شود، محاسبه می‌شود. به این ترتیب سطوح پسای هر یک از چترها را می‌توان تخمین زد [۹].

مقادیر به‌دست آمده برای سطوح پسا و ضریب نیروی بازشوندگی هر یک از چترها در جدول (۶) آورده شده و با نتایج تئوری مقایسه شده است که با وجود تفاوت جزئی در مقادیر تخمین زده شده در طراحی نسبت به نتایج آزمون‌ها، امکان تصحیح مقادیر تئوری وجود دارد.

**جدول ۳**- شتاب‌های لحظه بازشدن

| چترها | شتاب لحظهٔ بازشدن آزمون اول ($m/s^2$) | شتاب لحظه بازشدن آزمون دوم ($m/s^2$) | شتاب لحظه بازشدن آزمون سوم ($m/s^2$) |
|---|---|---|---|
| ترمزی اول | ۳۰/۲ | ۴۰/۶۷ | ۴۲ |
| ترمزی دوم | ۵۶/۰۲ | ۵۰/۵۶ | ۳۳ |
| اصلی | ۱۵/۶۶ | ۵/۱۷ | ۱۰/۸۸ |

**جدول ۴**- میانگین سطح پسای نمودارهای ۱۳ تا ۱۵

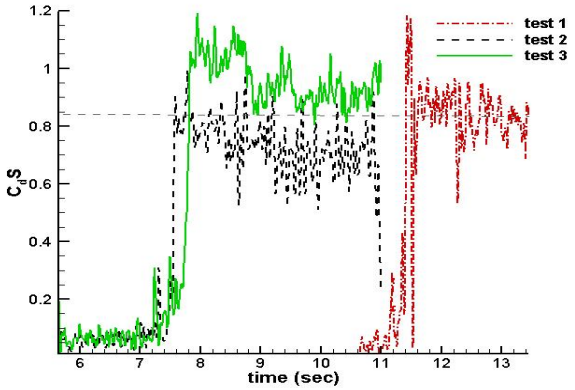
| چترها | سطح پسا ($C_DS$) (مترمربع) | | |
|---|---|---|---|
| | آزمون ۱ | آزمون ۲ | آزمون ۳ |
| ترمزی اول | ۰/۸۳ | ۰/۷۳ | ۰/۸ |
| ترمزی دوم | ۸/۰ | ۸/۴۸ | ۷/۰۲ |
| اصلی | ۵۱/۶۴ | ۵۴/۱۶ | ۵۲ |

**جدول ۵**- ضریب نیروی بازشدن محاسبه شده طبق رابطهٔ ۲

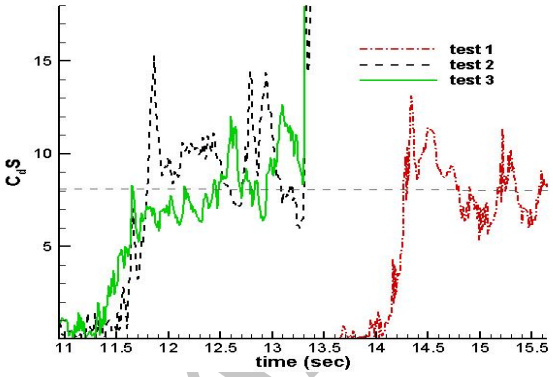
| چترها | ضریب نیروی بازشوندگی ($C_X$) | | |
|---|---|---|---|
| | آزمون ۱ | آزمون ۲ | آزمون ۳ |
| ترمزی اول | ۱/۲۲ | ۱/۲۷ | ۱/۰۲۵ |
| ترمزی دوم | ۲/۱۵ | ۲/۴۶ | ۱/۵۵ |
| اصلی | ۱/۳۷ | ۱/۴۲ | ۱/۴۴ |

**جدول ۶**- مقایسهٔ نتایج آزمون‌ها با تئوری

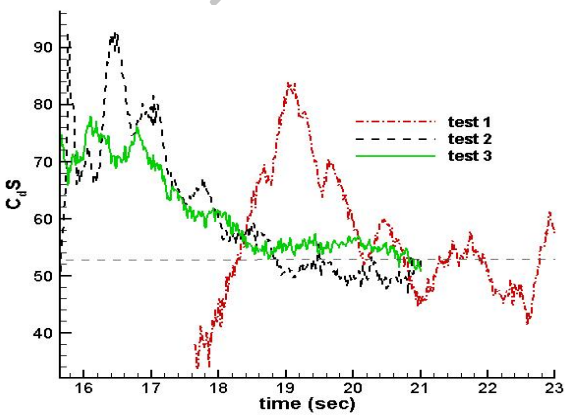
| چترها | سطح پسا (مترمربع) | | ضریب نیروی ازشوندگی | |
|---|---|---|---|---|
| | تجربی | تئوری | تجربی | تئوری |
| ترمزی اول | ۰/۷۸ | ۰/۷۴±۰/۳ | ۱/۱۷ | ۱/۰۵ |
| ترمزی دوم | ۶/۴۱ | ۶/۵±۰/۵ | ۲/۰۵ | ۱/۷ |
| اصلی | ۴۷/۶ | ۴۹ | ۱/۴۱ | ۱/۴ |




**شکل ۱۳**- نمودار سطح پسای چتر ترمزی اول




**شکل ۱۴**- نمودار سطح پسای چتر ترمزی دوم




**شکل ۱۵**- نمودار سطح پسای چتر اصلی

Archive of SID

www.SID.ir

در شکل‌های (۱۶) تا (۱۸)، توابع تخمین زده شده برای هر یک از چترهای به‌کار رفته آورده شده است. نتایج ارائه شده مربوط به آزمون سوم است. همان‌طور که از شکل (۱۶) مشاهده می‌شود در مورد چتر ترمزی اول که از نوع ریبونی است، تابع تخمین زده شده برای تغییرات سطح پسا نسبت به زمان در حین فرآیند باد شدن، به‌صورت خطی است که با تابع پیش‌بینی شده در شکل (۳) دارای تطابق است. در مورد چتر ترمزی دوم و چتر اصلی، توابع پیشنهادی مطابق با شکل (۳)، درجهٔ دو و سه است که در مورد مجموعه چترهای حاصل نیز روند تقریباً مشابهی دیده می‌شود. این توابع تخمین زده شده در شکل‌های (۱۷) و (۱۸) آورده شده است. شایان ذکر است که در تخمین تابع مربوط به باز شدن چتر اصلی، مقدار افزایش ناگهانی که در نمودار حاصل از آزمون آن مشاهده می‌شود در نظر گرفته نشده است. دلیل آن این است که در آزمون‌های پرتابی انجام گرفته، باز شدن چتر اصلی در زمانی که محموله به محدودهٔ نقطه اوج خود می‌رسد، صورت می‌گیرد که در این حالت شتاب و سرعت آن بسیار کاهش می‌یابد. از آنجاکه سطح پسای به‌دست آمده از تقسیم شتاب بر فشار دینامیکی طبق رابطهٔ ۹ به‌دست می‌آید. بنابراین، در این محدوده دیده می‌شود که در بعضی زمان‌ها از حاصل تقسیم دو عدد کوچک، مقدار سطح پسای واقعی حاصل نمی‌شود. این مسئله مؤید این نکته است که بعضاً انجام آزمون‌های بارریزی، در تعیین دقیق مشخصه‌های ایرودینامیکی چترها ضروری است. همچنین استفاده از حسگرهای دقیق‌تر اندازه‌گیرندهٔ شتاب و سرعت نیز می‌تواند راه حلی مناسب برای کاهش خطاهای تخمینی تلقی شود. اما در تحقیق حاضر، چند نقطه از نمودار در نظر گرفته شده و داده‌های آن از نظر زمان‌بندی در فرآیند باز شدن چتر از روی تصاویر به‌دست آمده و همچنین از روی نتایج شتاب به‌طور جداگانه، تطبیق داده شده است.

در جدول (۷)، فاصله و ثابت باد شدن برای هر یک از چترهای به‌کار رفته آورده شده است. در آن فاصله باد شدن $s_f$ مستقیماً از نتایج به‌دست آمده است یعنی از حاصل‌ضرب سرعت متوسط در بازهٔ زمان باز شدن هر چتر در زمان محاسبه شده است و فاصلهٔ باد شدن $s_{fc}$ از روی ثابت باد شدن، $n$، به‌دست آمده است که از رابطه ارائه شده در مرجع [۳] محاسبه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود تطابق خوبی بین نتایج به‌دست آمده از آزمون و رابطهٔ به‌کار گرفته شده وجود دارد.

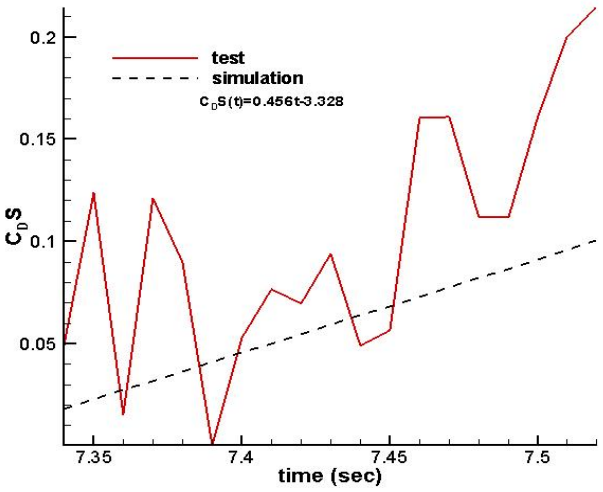
در جدول (۸)، فاصله و ثابت باد شدن که با استفاده از روابط مختلفی که در مرجع [۳] آورده شده، محاسبه شده است. در روش‌های دوم و سوم، چگالی نیز وجود دارد. در مورد چتر ترمزی اول، اختلاف زیادی بین نتیجهٔ روش اول، با دو روش دیگر وجود دارد که در واقع نتیجهٔ حاصل از آزمون با نتیجهٔ روش اول تطابق دارد. از آنجاکه چترهای ترمزی اول و دوم طبق جدول (۱)، دارای بارگذاری کنوپی بزرگی هستند، در مورد آنها، وابستگی پارامترهای باز شدن چتر با چگالی یا ارتفاع، کمتر است. اما در مورد چتر اصلی که بارگذاری کنوپی کوچکی دارد، وابستگی زمان باد شدن با چگالی بیشتر است، بنابراین، روابطی که در آنها چگالی لحاظ شده با نتیجهٔ آزمون تطابق بیشتری دارد.

**جدول ۷**- فاصله و ثابت باد شدن

| نوع چتر | $D_0$ (m) | V (m/s) | $t_f$ (s) | $n= s_f/D_0$ | $n_c= t_f V/D_0$ | $s_f$ (m) | $s_{fc}=n D_0$ (m) |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| ترمزی اول | ۱/۳۱ | ۱۸۶/۶ | ۰/۲۸ | ۳۹/۴ | ۳۹/۸ | ۵۱/۶ | ۵۲/۲ |
| ترمزی دوم | ۳ | ۶۱/۶ | ۰/۵ | ۱۱/۱ | ۱۰/۳ | ۳۳/۴ | ۳۰/۸ |
| اصلی | ۸/۶ | ۳۳ | ۱/۳۳ | ۴/۴ | ۵/۱ | ۳۸ | ۴۳/۸ |

**جدول ۸**- مقایسه پارامترهای باد شدن

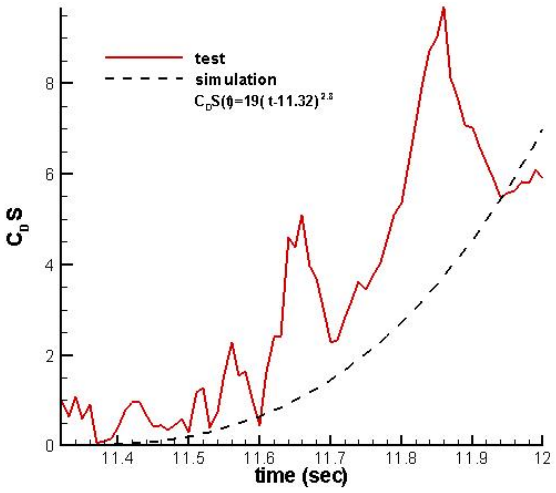
| نوع چتر | روش ۱ | | روش ۲ | | روش ۳ | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | $n=\frac{t_f V}{D_0}$ | $s_f$ (m) | $n=\frac{t_f V^{0.9}}{D_0}(\frac{\rho}{\rho_0})^{0.8}$ | $s_f$ (m) | $n=\frac{t_f V^{0.9}}{D_0}\frac{\rho}{\rho_0}$ | $s_f$ (m) |
| ترمزی اول | ۳۹/۸ | ۵۲/۲ | ۱۲/۵ | ۱۶/۳ | ۱۳/۲ | ۱۷/۲ |
| ترمزی دوم | ۱۰/۳ | ۳۰/۸ | ۷/۸ | ۲۳/۵ | ۸/۳ | ۲۵/۱ |
| اصلی | ۵/۱ | ۴۳/۸ | ۴/۲ | ۳۵/۸ | ۴/۵ | ۳۸/۳ |



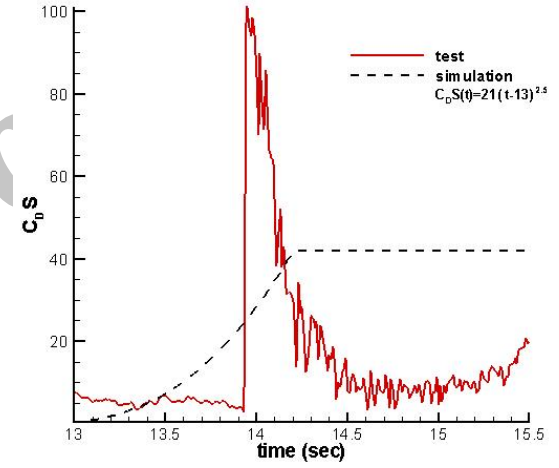

**شکل ۱۶**- تابع باد شدن چتر ترمزی اول

Archive of SID

www.SID.ir




**شکل ۱۷**- تابع باد شدن چتر ترمزی دوم




**شکل ۱۸**- تابع باد شدن چتر اصلی

در جدول (۹)، زمان باز شدن چتر اصلی در آزمون‌های مختلف و شرایط هر آزمون آورده شده است. در مورد آزمون‌های ۱ تا ۳، در جدول (۲) و شکل‌های (۹) تا (۱۲)، توضیح داده شد. آزمون شمارهٔ صفر، مشابه با آزمون شمارهٔ ۱ است که در آن، به‌دلیل فاصلهٔ کم دو چتر از یکدیگر و زیاد بودن قطر چتر ترمزی دوم نسبت به چتر اصلی، چتر اصلی باز نشد و به عبارتی دیگر زمان باز شدن چتر اصلی به بی‌نهایت میل کرد. به دلیل وجود چتر ترمزی دوم در جلوی چتر اصلی، زمان باز شدن چتر اصلی افزایش می‌یابد. میزان این تأخیر به پارامترهای مختلفی وابسته است که عبارتند از: فاصلهٔ دو چتر از هم که با پارامتر $L_1/L_2$ یعنی نسبت طول بندهای تعلیق و رایزر چتر اصلی به چتر ترمزی دوم مشخص شده است؛ نسبت قطر اسمی چتر ترمزی دوم به چتر اصلی، $d_0/D_0$، سرعت محموله، $V$ و نسبت چگالی، $\rho/\rho_0$. زمان‌های ارائه شده در جدول (۹)، شامل زمان باد شدن چتر، $t_f$، و زمان باز شدن بندهای چتر، $t_o$ (کشیده شدن بندهای تعلیقی و رایزر چتر) هستند که از مجموع این دو زمان، زمان باز شدن چتر حاصل می‌شود.

در سه آزمون بعدی، هم فاصلهٔ چترها از یکدیگر افزایش پیدا کرد و هم قطر چتر ترمزی دوم کاهش یافت. دو آزمون اول و دوم دارای شرایط هندسی یکسان در چترها هستند و در فشار دینامیکی اختلاف دارند که با توجه به کاهش فشار دینامیکی در آزمون دوم نسبت به آزمون اول، مشاهده می‌شود که زمان باد شدن چتر اصلی نیز کاهش می‌یابد. در مقایسهٔ بین دو آزمون اول و دوم نیز مشاهده می‌شود که تنها تفاوت در کاهش نسبت قطر چتر ترمزی دوم به چتر اصلی در آزمون سوم است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، زمان باد شدن چتر اصلی با کاهش نسبت قطر چتر ترمزی دوم به چتر اصلی، به مقدار کمتری کاهش یافته است. بنابراین، وابستگی زمان باد شدن به فاصلهٔ دو چتر از یکدیگر و فشار دینامیکی بیشتر از وابستگی آن به نسبت قطرهاست. دلیل این مسئله، ریزش گردابه‌های پشت کانوپی چتر است که در فاصلهٔ کم بین دو چتر، می‌تواند حتی باعث مختل کردن عملکرد چتر پشتی و باز شدن آن شود. اما هنگامی‌که دو چتر، در فاصلهٔ مناسبی از یکدیگر واقع شوند، وجود چتر ترمزی دوم از یک طرف، به‌دلیل کاهش بیشتر سرعت محموله هنگام باز شدن چتر اصلی، منجر به افزایش زمان باد شدن آن می‌شود و از طرف دیگر، وجود سطح چتر ترمزی دوم در مقابل چتر اصلی در طی فرآیند باد شدن چتر اصلی، باعث ایجاد تأخیر در این فرآیند می‌شود.

**جدول ۹**- زمان باز شدن چتر اصلی در آزمون‌های مختلف

| شماره آزمون | V (m/s) | $\rho/\rho_0$ | $L_1/L_2$ | $d_0/D_0$ | $t_f$ (s) | $t_o$(s) |
|---|---|---|---|---|---|---|
| ۰ | ۸۳ | ۰/۶۸ | ۱/۶۶ | ۰/۴۶ | ∞ | ۰/۱۵ |
| ۱ | ۸۳ | ۰/۶۸ | ۲/۳۵ | ۰/۳۵ | ۳/۲۸ | ۰/۱۶ |
| ۲ | ۷۴ | ۰/۷۱ | ۲/۳۵ | ۰/۳۵ | ۲/۷۶ | ۰/۱۸ |
| ۳ | ۷۴ | ۰/۷۱ | ۲/۳۵ | ۰/۲۴ | ۲/۵۵ | ۰/۱۸ |

## نتیجه‌گیری

در مورد مجموعهٔ چتر موجود، مقایسه‌ای بین نتایج به‌دست آمده از سه سری آزمون پرتابی و نتایج شبیه‌سازی صورت گرفت که تطابق مناسبی بین آنها مشاهده شد. ضرایب ایرودینامیکی به‌دست آمده از نتایج آزمون پرتابی شامل سطح پسا و ضریب نیروی بازشوندگی مجموعه چترها، برای اصلاح مجدد طراحی در محاسبهٔ سرعت فرود و برای انتخاب مجدد چترهایی از این نوع در طراحی یک مجموعه کاهندهٔ سرعت به‌کار خواهد رفت. فرآیند باد شدن چترها نیز مورد بررسی قرار گرفت. زمان باد شدن چترها و تابع تغییرات سطح پسا برای هر چتر که در انجام شبیه‌سازی پروازی بسیار حائز اهمیت است، تخمین زده شد. پارامترهای فاصله و ثابت باد شدن از روی نتایج

Archive of SID
www.SID.ir

به‌دست آمد. این پارامترها وابسته به قطر چتر، سرعت محموله و زمان باد شدن کنوپی چتر هستند. در مورد چترهای ترمزی اول و دوم که دارای بارگذاری کنوپی بزرگی هستند، وابستگی پارامترهای باز شدن چتر با چگالی یا ارتفاع، کمتر است. اما در مورد چتر اصلی که بارگذاری کنوپی کوچکی دارد، وابستگی زمان باد شدن با چگالی بیشتر است. اثر وجود چتر ترمزی دوم بر زمان باد شدن چتر اصلی به‌طور کیفی بررسی شد. در این بررسی مشاهده شد، تأخیر در زمان باد شدن چتر اصلی به پارامترهای مختلفی همچون فاصلهٔ دو چتر از هم، نسبت قطر آنها و سرعت محموله وابسته است که این زمان، با فاصلهٔ دو چتر از یکدیگر و فشار دینامیکی وابستگی بیشتری نشان داد.

## مراجع

[1] Tutt, B. A. and Taylor, A. P., "The Use of LS-DYNA to Simulate the Inflation of a Parachute Canopy," *18th AIAA Aerodynamic Deceleratory Systems Technology Conference and Seminar*, 2005.

[2] Poynter, D. F., *The Parachute Manual*, Vol. II, California: Para Pub., 1991.

[3] Knacke, T. W, *Parachute Recovery systems: Design Manual*, California, Para Pub., 1992.

[4] Ewing, E. G., Bixby, H. W. and Knacke, T. W., *Recovery Systems Design Guide*, Technical Report, Irvin Industries Inc, California Division, 1978.

[5] Rychnovsky, R. E., "A Lifting Parachute for Very-Low-Altitude, Very-High-Speed Deliveries," *Journal of Aircraft*, Vol. 14, No. 2, 1977, pp. 184-187.

[6] Masciarelli, J., Cruz, J. R., and Hengel, J. E., "Development of an Improved Performance Parachute System for Mars Missions," *17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, Monterey, California, 2003.

[7] Thomas, R., Thomas, D. G. and Morgan, B., "Flight Testing a Parachute Orientation System to Air Launch Rockets into Low Earth Orbit," *19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, Williamsburg, VA, 2007.

[8] Stein, K. and et al., "Aerodynamic Interactions between Parachute Canopies," *Transactions of the ASME,* Vol. 70, 2003.

[9] Rasi Marzabadi, F., Meshkani, R., Pouryavi, H. and Ebrahimi, M., "Aerodynamic Coefficient Corrections of Parachute Group of a Space Vehicle Based on Experimental Tests," *1st National Hydraulic and Aerodynamic Conferences, HAC2012*, Tehran, Aeronautical Organization, 2012 (In Persian).

Archive of SID

www.SID.ir