ماهنامه علمى يژوهشى

مهندسی مکانیک مدر س

mme.modares.ac.ir

# بررسی اثر نصب بالچه متحرک در دیسک گذردهی هوای انتهای چتر فرود

محمدر ضا يىلەچىان $^1$ ، محمدحسىن ابوالىشىر ى $^{2*}$ 

1- فارغ التحصيل كارشناسي ارشد، مهندسي هوافضا، دانشگاه فردوسي مشهد، مشهد

2- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

\* مشهد، صندوق پستى abolbash@um.ac.ir ،91775-1111 \*

چکیدہ	اطلاعات مقاله
در این پژوهش با اعمال تحریک اجباری در میدان سیال، اثرات استفاده از ابزارهای کنترلی جدید بر رفتار چتر فرود و میزان کارایی آن مور	مقاله پژوهشی کامل
مطالعه قرار می گیرد. مدا سازی انجام شده با نرمافزار تجاری فلوئنت شبیهسازی و تحلیل شده است. ابتدا هندسهی کلی پیشنهاد می گردد. ایر	دريافت: 20 بهمن 1395
شيوساني ها درمورد تأثير ابن تحريك بريغتار جربان كاراب حتى نقاط بدفتيار جتر اطلاعات مومي را در اختيار قرار مردهد منقطهي أغان	پذيرش: 26 فروردين 1396
سیبیه کاری کار کور این کاریک بر کنار جزین، کاریکی چک، کان پر کندار چک بلک کورک کار کار کار کار کار کار کار کار کار ک	ارائه در سایت: 17 اردیبهشت 1396
بر مطالعات چنو فرود در خورهی دانسی اندر دس ساره− سیال است. برای ساده ساری روند حل در مسله از فرض تفارن محوری و همچنیر	کلید واژگان:
صلب بودن دیواره چتر استفاده شده است. با توجه به دامنهی حرکت زیاد بالچه نسبت به سلولهای مجاورشان در مسئلهی پیشرو و اهمین	شبیهساز ی
کیفیت شبکه در مجاورت مرز جامد، از روش هموارسازی فنر-پایه به همراه تولید مجدد شبکهی محلی و ناحیهای استفاده شده تا کیفیت شبک	چتر فرود
برای ثبت لایهی مرزی و گردایهای ایجاد شده در سطح جامد مناسب باشد. در این پژوهش نشان داده شده است که استفاده از هندسههای قوس	بالک متحر ک
کروی در برابر هندسههای سهموی و قطاع دایرهای دارای مزیت است. ایجاد تحریک در دیسک گذردهی انتهای چتر فرود باعث میشود ک	كنترل جريان
ضریب پسای کلی بهشدت افزایش یابد و تا حدود دو برابر بزرگ شود. میدان جریان باوجود تحریکات در یک منطقهی بزرگ دچار افت فشار کا	
می گردد؛ درصورتی که این تحریکات وجود نداشته باشد این ناحیه بسیار کوچک تر خواهد بود.	

#### Investigation of the effects of flapping fin on a supersonic parachute performance

#### Mohammad Reza Pilehchian<sup>1</sup>, Mohammad Hossein Abolbashari<sup>2\*</sup>

1- Department of Aerospace Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

\* P.O.B. 91775-1111, Mashhad, Iran, abolbash@um.ac.ir

#### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper Received 08 February 2017 Accepted 15 April 2017 Available Online 07 May 2017

Please cite this article using:

Kevwords: Simulation Parachute Flapping fin Flow control

#### ABSTRACT

In this paper, the effect of new control tools on the behavior of the parachute and its performance is studied by applying a compulsive stimulus in flow field. Modeling simulation and analysis are performed with Ansys Fluent. A general geometry is proposed and simulations are carried out to indicate the effect of those stimuli on the flow behavior, parachute performance and high pressure areas on parachute. For simplicity, the assumptions of axisymmetric and rigid wall of the parachute are used. Due to the large range of motion of fins compared to adjacent cells and also the importance of quality of mesh in the vicinity of the solid boundary, spring-based smoothing method for local and area remeshing is employed. In this way, the mesh quality for presenting the boundary layer and vortex generated in the solid surface are enhanced. The results illustrated that using spherical arch geometries versus circular sector or parabolic geometries leads to some advantages. Permittivity of disk at the end of the parachute has been triggered to increase the general drag coefficient dramatically up to around two times larger. Despite the existence of stimulation on a large area, flow field experiences a total pressure drop. On the other hand, if the stimulus does not exist the area is much smaller.

#### 1- مقدمه

استفاده از نوعی چتر فرود نشان دادند که تأثیرات ضریب یسا با افزایش عدد ماخ به چه صورتی تغییر می کند. در مقاله ونگ و همکاران [3] به کمک یک روش نیمه تجربی و حل گر المان محدود خاصیت نفوذپذیری چتر مدلسازی شد. در پژوهش اشتاین و همکاران [4] نیروی پسا تحت تأثیر موقعیت دو چتر سهبعدی هماندازه پشت سرهم، با فرض صلب بودن و فاصله عمودی ثابت دو چتر مورد بررسی قرار گرفت. ایزدی و برادران رزاز [5] تأثیر دو پارامتر فاصله افقی دو چتر و نسبت قطر دامنه بر پسای دو چتر پشت سر هم با سادهسازی هندسه و با فرض صلب بودن کانوپی مورد بررسی قرار دادند. در مقاله لارایبی

پژوهشهای مختلفی در زمینهی مدلسازی جریان، تعیین توزیع فشار، تعیین ضرایب پسا و برآ در چترهای فرود انجام شده است که هریک به بررسی تأثیر یارامتری بر مسئله می پردازد. امروزه شبیه سازی عددی چتر فرود توجه زیادی را به خود جلب کرده است. در پژوهش ژو و همکاران [1] در زمینهی جریان مافوق صوت اطراف چتر به بررسی اثرات نسبت قطر و فاصلهی محموله تا خيمه (كانوبي)) چتر پرداخته شده است. در تحقيق گائو و همكاران [2] با

1 canopy

Please cite this article using: M. R. Pilehchian, M. H. Abolbashari, Investigation of the effects of flapping fin on a supersonic parachute performance, Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 5, pp: 295-304; W 2017 (in Persian)





و همکاران [6] با فرضهای عدم برهمکنش سازه\_سیال'، هندسه دوبعدی چتر، نفوذپذیری کانوپی و جریان پایا تأثیر تداخل حوزه جریان دو چتر بر تغییر ضریب پسای چترها مورد بررسی قرار گرفت. در مرجع کروز و همکاران [7] با مقایسه دو چتر مافوق صوت در تونل باد به بررسی نیروی پسا و ضرایب آئرودینامیکی چترها برای شبیهسازی فرود در شرایط چگالی کم پرداختند. تطابق خوب نتایج عددی و دادههای تجربی ژو و همکاران [8] نشان داد، بندهای تعلیقی که محموله یا کپسول را به چتر متصل می کند باعث تغییر جریان و شوک وارده به چتر می شود. گائو و همکاران [9] ویژگی نفوذپذیری را برای چتر فرود در نظر گرفتند و برای سادهسازی مسئله از پسای اصطکاکی نیز چشمپوشی نمودند، نتیجه کار آنها بیان میکند که ضریب نفوذپذیری متناسب با جنس پارچه به کار رفته در چترها می باشد و از داده های تجربی بهدست میآیند و نمیتوان برای همهی چترها از یک ضریب استفاده نمود. در مقاله تاکیزاوا و همکاران [10] اثرات برهمکنش آئرودینامیکی میدان جریان پیرامون کانوپی چترهای فرود در یک مجموعه کلاستر و در موقعیتهای متخلف قرارگیری چترها نسبت به یکدیگر موردبررسی قرار گرفت. شن و كوكرل [12,11]، 27 مدل چتر فرود را در تونل باد و تونل آب مورد مطالعه قراردادند، نسبت بندهای تعلیق<sup>7</sup> 0.67 ، 1.33 و 2 و نسبت طول بازو 2.4 ، 3 و 4 انتخاب و سپس خصوصیات آئرودینامیک و میدان جریان گردابه آن را مطالعه كردند. لافارج و همكاران [13] توزيع فشار و ميدان جريان گردابه کانوپی چتر فرود را به کمک روش دینامیک سیالات محاسباتی محاسبه کردند. رندر و کالتر [14] پایداری و ویژگیهای آئرودینامیک یک دسته کوچک از چترهای فرود را با شبیهسازی آزمایشهای تونل باد مطالعه کردند. هان و همکاران [15] در پژوهش خود چندین روش عددی برای تحلیل خصوصیات آئرودینامیکی چترهای فرود با نفوذپذیریهای مختلف ارائه کردند. آنها برای محاسبه خصوصیات آئرودینامیک چتر فرود، مدل استاتیکی چند-گره از سیستم چتر فرود برای محاسبه آئرودینامیک شکل کانوپی تهیه کردند. چترهای فرود مختلف با نسبت بازوی کانوپی، نسبت بندهای تعلیق و نفوذپذیریهای مختلف چتر شبیهسازی شدند و نشان داده شد که هرچه نسبت بازوی کانوپی و نسبت بندهای تعلیق افزایش پیدا کند نیروی محوری افزایش پیدا می کند. با افزایش نفوذپذیری کانوپی هم نیروی محوری کاهش می یابد. کائو و جیانگ [16] در پژوهش خود یک مدل اولیه برای شبیه سازی عددی میدان جریان اطراف چتر فرود ارائه کردند. برای مدلسازی میدان جریان اطراف چتر فرود در طول فرود، یک روش حجم محدود با مدل آشفته اسپلارت-آلماراز ابرای حل معادلات ناویر-استوکز تراکم ناپذیر استفاده شد. یو و مینگ [17] در پژوهش خود، معادلات آئرودینامیک و معادلات دینامیکی ساختاری را برای توصیف فرایند باز شدن چتر، ارائه کردند و یک استراتژی حل کوپل تکراری که به معادلات می پردازد برای یک چتر فرود مقیاس کوچک، انعطاف پذیر و دایره ای صاف پیشنهاد کردند. نشان داده شد که این روش عددی می تواند وضعیت وابستگی شدید تحقیقات چتر فرود به تست تونل باد را بهبود بخشد و برای فهمیدن مکانیسم فرایند باز شدن چتر نقش مهمی ایفا کند. مک کویلینگ و همکاران [18] نتایج وضعیت پایا را برای چترهای فرود با رینولدزهای مختلف و پنج زاویه پیچ 0، 5-، 8-، 10- و 12-بهدست آوردند. مدل چتر فرود صلب و نیم کره است. نتایج فشار با دادههای آزمایشگاهی مقایسه شد و گویای دقت خوب تحلیل آنها بود. جریان پشتی

یک چتر فرود با حضور و در حالت نبود سوراخ در بالای چتر به صورت عددی و تجربی در پژوهش داوودیان و همکاران [19] بررسی شد. اثرات عدد رینولدز و نسبت حفره بر روی رفتار جریان مانند ضریب پسا آزمایش شد. آزمایشها تحت شرایط جریان آزاد انجام شد. در شبیهسازیهای عددی، جریان بهصورت نا پایا و آشفته در نظر گرفته شد و با استفاده از مدل آشفته استاندارد مدلسازی شد. نتایج عددی و شبیهسازی بهخوبی با یکدیگر تطابق داشتند و نشان دادند که با افزایش عدد رینولدز در همه موارد ضریب یسا کاهش مییابد. نتایج کارهای عددی انجام شده توسط ناتاراجان و آکریوس [20] نشان داد که گردابه کروی در عدد رینولدز 105 ناپایدار میشود. پترسون و همکاران [21] خصوصیات جزئی کانوپیهای چتر فرود را در طول مراحل مختلف از شروع تا پایان مورد مطالعه قرار دادند. گریت هاوس و شویینگ [22] به مطالعه تأثير تخلخل هندسي بر پايداري استاتيکي و ضريب پسا با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی برای هندسههای چتر فرود صلب پرداختند. در تحقیق مرزآبادی و همکاران [23]، با توجه به این که دانستن پارامترهای آئرودینامیکی مجموعه چترهای فرود، برای دست یافتن به یک سیستم بازیابی قابل اطمینان، نقش اساسی دارد، یک سری آزمون های پرتابی انجام شد و با به سرعت رساندن یک راکت آزمایشی و مجموعه چتر دومرحلهای به کار رفته، شرایط بازیابی محموله فضایی شبیهسازی شد. ایزدی و داوودیان [24]، تأثیرات اعداد رینولدز مختلف را بر روی چتر فرود از منظر ضریب پسا در شرایط پایا و آشفته مطالعه کردند. بعد از تحقیق کامل بر روی شکل بهینه، ضرایب یسا به صورت عددی محاسبه شد. این نتیجه به دست آمد که برای یک چتر فرود بدون منفذ و حفره، با افزایش عدد رینولدز از 78,000 تا 800,000 ضريب پسا از 2.5 تا 1.4 كاهش پيدا مىكند، سپس با افزايش تا 1,500,000، ضريب پسا تا حدود 1.62 افزايش پيدا ميكند.

در این پژوهش با اتصال بالچهای صلب در قسمت حفرهی<sup>۵</sup> بالای چتر، به بررسی اثرات حرکت بالچه پرداخته شده است. در زمینهی مدلسازی چتر فرود و بررسی تأثیرات جریان هوا بر این چترها، تاکنون مطالعات بسیار محدودی انجام شده است، بهطور مثال در داخل کشور اکثر پژوهشهای انجام شده متمرکز برچیدمان چترها و موقعیت نسبی آنها بر میزان افت پسای دو چتر متمرکز بوده است. لذا مطالعاتی بر روی شکل، هندسه و ابعاد چتر بر میزان ضریب پسا و توزیع فشار بر روی چتر تاکنون انجام نشده است، همچنین پرداختن به تأثیر ابعاد و نوسانات بالچه بر ضریب پسای کلی از نوآوریهای پژوهش حاضر است. در بخشهای بعدی به ترتیب به روش حل و فرضیهها، تنظیمات نرمافزار، شبکه، شبکه دینامیکی، اعتبارسنجی، مطالعهی استقلال حل از شبکه، نتایج و جمعبندی پرداخته میشود.

## 2- روش حل و فرضيهها

در این پژوهش به بررسی اثرات حرکت بالچه پرداخته شده است. برای حرکت بالچه، در نرمافزار فلوئنت برنامهنویسی انجام شده است که باعث تحریک اجباری بالچه در دامنه و بازههای زمانی مشخص میشود. یادآور میشود که در محل اتصال بالچه به حفره گذردهی هوای چتر از مکانیزمی لولایی جهت چرخاندن بالچه استفاده میشود. فرضیات دیگر عبارتند از: الف) حل وابسته به زمان، ب) مدلسازی دوبعدی، ج) استفاده از تقارن محوری، د) کانوپی و بالچه صلب، ح) شبیه سازی برای شرایط استاندارد جوی در ارتفاع 40 کیلومتری از سطح زمین و عدد ماخ 5 در نظر گرفته شدهاند.

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup><sub>2</sub> FSI

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Parachute suspension line ratio <sup>3</sup> CFD

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup> Spalart-Allmaras

<sup>&</sup>lt;sup>5</sup> Vent

#### 3- تنظيمات نرمافزار

برای اجرای نرمافزار پارامترهای زیر مورد استفاده قرار می گیرد.

#### 1-3- حل چگالی - مبنا

استفاده از حل گر چگالی مبنا ابرای مسائل با عدد ماخ بالا مناسب است که در آنها تغییرات چگالی در مقابل تغییرات فشار غیرقابل چشمیوشی است.

#### 2-3-گسسته سازی فضا

در بخش تنظیمات گسسته سازی مکانی، معادلات تکانه و فشار از مرتبهی دو خواهند بود. دلیل این انتخاب بالاتر بودن دقت حل نسبت به معادلات مرتبه اول و همچنین بالاتر بودن سرعت حل نسبت به مراتب بالاتر با حفظ یدیدههای مسئله است.

## 3-3- زمان

بهدلیل ذات ناپایای مسئله، حل بهصورت وابسته به زمان<sup>۲</sup> انجام می گردد تا ریزش گردابهها بهصورت گامبه گام حل و ثبت شوند، همچنین تغییرات ضریب پسا دارای اهمیت است و در تحلیلهای بعدی مورد بررسی قرار مى گيرند.

### 4-3 گام زمانی

اندازهی گام زمانی باید از کوچکترین زمان مشخصهی<sup>۳</sup> مسئله کوچکتر باشد تا تمامی پدیده های موجود در مسئله ثبت گردند. مبنای انتخاب گام زمانی، ثبت صحیح بسامد ریزش گردابهها و ضرایب نیرویی قرار داده شده است. با محاسبهی زمان مشخصهی ریزش گردابهها از روی چتر و حرکت نوسانى بالچەي موردتحقيق بەعنوان معيارهاي زمانى مسئله، اندازەي اوليەي گام زمانی مشخص گردید. با در نظر گرفتن ریزش گردابهها بهعنوان معیار و مشخص بودن فركانس ريزش زمان مشخصه بين 0.005 تا 0.05 ثانيه در نظر گرفته میشود.

#### 3-5- مدل آشفتگی

روشهای متعددی جهت مدلسازی جریان آشفته وجود دارد که هدف نهایی این روشها تعیین اندازه تنشهای رینولدز میباشد. واضح است که هیچ مدل آشفتگی وجود ندارد که برای تمامی مسائل مهندسی پاسخ گو باشد، لذا انتخاب مدل از بین مدل های موجود وابسته به عواملی مانند فیزیک جریان مسئله، دقت موردنظر، سیستم محاسباتی مناسب و میزان زمان موردنیاز برای رسیدن به جوابی معقول میباشد. در این پژوهش از مدل کا\_امگا برای توصيف آشفتگي استفاده شده است كه مدل كم هزينهاي ميباشد.

#### 4- شىكە

توليد شبكه توسط نرمافزار پوينتوايز انجام مى گيرد. با توجه به اين كه از روش شبکهی دینامیکی برای حل مسئلهی حرکت بالچهها در میدان استفاده شد؛ میدان به دو بخش اصلی تقسیم می گردد تا محاسبات مربوط به تولید شبکه مجدد (ریمش<sup>۵</sup>) تنها در بخش دینامیکی میدان انجام شود و هزینهی محاسباتی تا حد امکان کاهش یابد. ناحیهی مورد بحث در "شکل 1" با الگوی خطچین نمایش داده شده است.

Density Based



Fig.1 Detail of solution domain

Downloaded from mme.modares.ac.ir at 15:03 IRDT on Sunday May 13th 2018

شكل 1 تقسيم بندى نواحى دامنهى حل

دامنه حل به سه زیر دامنه کوچکتر شامل نواحی دور، نواحی نزدیک چتر و ناحیه شبکه متحرک تقسیم شده است. این تقسیمبندی امکان درشت کردن شبکه در نواحی دور که نیاز به دقت کمتری دارند را فراهم میکند. همچنین در ناحیه متحرک، تنها شبکه همین ناحیه مورد تولید مجدد قرار می گیرد. همین امر موجب میشود هزینه محاسباتی کاهش یافته و زمان اجرا نیز بهبود يابد. از طرفي كوچك بودن ناحيه متحرك منجر به بهبود كيفيت شبكه پس از تغییر شکل می گردد. در "شکل 1" ابتدا کل میدان و سپس زیر دامنههای مذکور مشخص گردیدهاند.

کاربرد شبکهی دینامیکی در مسئله حاضر تنها با استفاده از شبکهی غیر سازمانیافتهی <sup>2</sup> مثلثی امکانپذیر میباشد. از آنجایی که لایه مرزی و چرخش ایجاد شده در آن مهمترین قسمت پدیدهی ایجاد و ریزش گردابهها هستند و با شبکهی غیرسازمان یافته مدل میشوند؛ شبکهی نواحی اطراف و دور از هندسهی مسئله نیز بهصورت غیرسازمان یافته مثلثی تولید می گردد. در جدول 1 اطلاعات شبکه ارائه شده است و "شکل 2" شبکهی تولید شده را نمایش میدهد.

جدول 1 اطلاعات شبکهی تولید شده

Table I Grid generation	n detail
3983	تعداد سلولها در ناحیه دینامیکی
3983	تعداد سلولهای خارج از ناحیهی دینامیکی
19716	تعداد کل سلول های شبکه
0.60	حداکثر کجی زاویهای سلول
0.01 % (236 عدد)	درصد کجی زاویهای سلول بیشتر از 0.50
2.96	حداكثر تغيير اندازه مساحت
0.0 %(0 عدد)	درصد تقریبی سلولها با تغییر اندازهای بیشتر از 3

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup> Unstructured <sup>7</sup> Vorticity

Transient Time scale

K-Omega

Remesh



**شكل 2** شبكەي توليدشدە

یادآور میشود که بهطور معمول در یک شبکه، حداکثر کجی<sup>۱</sup> سلول برابر با 0.5 و حداکثر تغییر مساحت <sup>۲</sup> برابر با 3، مطلوب میباشد و برای یک شبکهی دوبعدی در خارج از لایهی مرزی مقادیر 0.75 و 4 بهعنوان مقادیر مناسب در نظر گرفته میشوند. کجیهای بالاتر از 0.97 در شبکه قابل پذیرش نیستند.

در "شکل 2" شبکه تولید شده به نمایش درآمده است. هر کدام از زیر دامنهها با شبکه تولید شده در آن قسمتها به نمایش درآمدهاند. این تصاویر وضعیت شبکه تولید شده را در بررسی اولیه یا همان بررسی چشمی با کیفیت مناسب نشان میدهد، نرخ رشد ابعاد سلولها مناسب و کیفیت کلی شبکه با توجه به نواحی مختلف از لحاظ حجم سلول مطابق با پدیدههای آن نواحی میباشد. با توجه بهریز شدن شبکه در نواحی حساس، کیفیت شبکه در این نواحی قابل مشاهده نیست. بیشینه مقدار نسبت منظری<sup>۲</sup> برای سلولها برابر با 2.5 است که مقداری مناسب و در محدوده شبکههای باکیفیت بالا میباشد. همچنین بیشترین کجی سلول برابر 6.6 است که در محدودهی شبکه با کیفیت بالا قرار دارد.

#### 5-شبکه دینامیکی

در روش شبکهی دینامیکی، با تغییر مکان مرز جامد در هر گام زمانی، شبکه-ی اطراف مرز اصلاح می گردد. در واقع با پیشروی گام زمانی علاوه بر محاسبهی معادلات جریان، برای اصلاح شبکه نیز محاسبهای صورت می گیرد. یکی از محدودیتهای اندازهی گام زمانی نیز مربوط به روش استفادهشده در شبکه دینامیکی می باشد؛ چرا که با بزرگتر شدن اندازه گام زمانی از یک حد خاص، معادلهی اصلاح شبکه واگرا شده و درنهایت با حجم منفی سلول مواجه خواهد شد. سه گزینه در بخش شبکه دینامیکی<sup><sup>3</sup></sup> نرمافزار وجود دارد که می توان از یک و یا هر سه همزمان استفاده نمود. در این پژوهش از روش هموارسازی<sup>۵</sup> به روش فنر –پایه استفاده شده است.

 $k_{ii} = -$ 

 $k_{\rm fac}$ 

 $\vec{F}_{i} = \sum k_{ij} \left( \Delta \vec{x}_{j} - \Delta \vec{x}_{i} \right)$ 

در رابطه (2)  $k_{fac}(2)$  مقدار ثابت فنر بی بعدی است که برای نرمافزار تعریف می گردد. در حالت تعادل، نیروی خالص وارد بر یک گره از تمامی فنرهای متصل به آن باید برابر با صفر باشد. این شرط معادلهی تکرار شوندهای را نتیجه می دهد که به شکل رابطه (3) است:

در رابطهی (1)،  $\Delta \vec{x}_i \circ \vec{x}_i$  جابهجایی گره i و همسایهی آن  $n_i$ ، j تعداد گره i های همسایهی متصل به گره i و  $k_{ij}$  ثابت فنر (ضریب سختی فنر) بین گره i

و j است. ثابت فنر بین گره i و j با رابطه (2) محاسبه می گردد:

در روش هموارسازی فنر - پایه خطوط متصل کنندهی نقاط شبکه بهعنوان شبکهای از فنر در نظر گرفته میشوند. فاصلهی ابتدایی بین نقاط قبل از هر حرکت مرز جامد بهعنوان حالت تعادل فنر فرض میشود؛ بنابراین با حرکت مرز جامد، نیرویی مجازی در این شبکهی فرضی پخش میشود که منجر به حرکت و تغییر طول این خطوط می گردد. با استفاده از قانون هوک نیروی

$$\vec{x}_{i}^{m+1} = \frac{\sum_{j}^{n_{i}} k_{ij} \Delta \vec{x}_{j}^{m}}{\sum_{j}^{n_{i}} k_{ij}}$$
(3)

در رابطه (3)، m عدد تکرار است. بعد از هر گام زمانی با بهروز شدن محل گرههای روی مرز جامد معادلهی ذکر شده به صورت تکراری حل می شود تا تعادل نیرویی برقرار شود. نتیجه ی حاصل شبکه ای بهروز شده با توجه به تغییرات مرز خواهد بود، اما از آن جایی که در این روش تعداد نقاط و ارتباطات آن ها باهم تغییر نمی کنند؛ این روش به تنهایی برای حرکت مرز جامد با دامنه زیاد پاسخ گو نیست و تنها برای تغییرات کوچک (مانند لرزش سطح) مناسب است.

#### 6- اعتبارسنجے

5–1– روش فنر –يايه

(1)

(2)

وارد بر نقاط شبکه طبق رابطه (1) خواهد بود:

برخی از نتایج مقالهی [25] به دلیل نزدیک بودن چینش مسئلهی آنها به مسئلهی پیشرو شبیهسازی خواهد شد و برای اعتبارسنجی<sup>2</sup> روش عددی استفاده خواهند گشت. در تحقیقی که کاراگیوزیس و همکارانش [25] انجام دادند، اندرکنش ساختارهای بزرگ سیال برای یک جریان تراکم پذیر، حول یک چتر فرود با فاصلهی دیسکی، مورد شبیهسازی و مقایسه با نتایج کار تجربی مشابه قرار گرفته است. آنها از روش بهبود انطباقی شبکه<sup>۷</sup> و مدلسازی گردابههای بزرگ<sup>^</sup> برای آشفتگی بهره گرفتند. این روش با روش پوستهی نازک و بهصورت المان محدود برای شبیهسازی تغییرات شکل سازه ترکیب گردید. شبیهسازی در شرایطی صورت گرفته است که خیمهی چتر قابلیت تغییر شکل دارد. در این شرایط شوک کمانی<sup>۴</sup> و اندرکنش آن با گردابههای بزرگ آشفته<sup>۱۰</sup> و همچنین تغییرات شکل سازه حضور مؤثر دارند،

با توجه به این که در شبیه سازی حاضر تنها به مطالعه ی ساختارهای غیرآشفته جریان پرداخته می شود و با توجه به عدم تغییر شکل چتر، انتظار می رود شبیه سازی صورت گرفته در این تحقیق (شکل3) با شبیه سازی

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Skewness Equiangle

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup> Area Ratio

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> Aspect Ratio <sup>4</sup> Dynamic Mesh

<sup>&</sup>lt;sup>5</sup> Smoothing

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup> Validation

<sup>&</sup>lt;sup>7</sup> Adaptive Mesh Refinement <sup>8</sup> LES

<sup>9</sup> Bow Shock

<sup>&</sup>lt;sup>10</sup> Turbulency

موجود در مقاله مرجع [25] (شکل 4) دارای اختلاف باشد. بااینحال، این شبیهسازی میتواند در شناسایی پارامترهای مسئله و حل عددی کمک شایانی کند.

در کار کاراگیوزیس و همکارانش، ماخ بیشینه در قسمت پشت ناحیهی سوراخ چتر، به 3.5 میرسد، این در حالی است که در کار مشابه صورت گرفته، این عدد ماخ به 3.9 میرسد. همچنین نیروی وارده بر چتر در راستای جریان برای کار کاراگیوزیس برابر با 200 نیوتن و در اجراهای شبیهسازی شده در تحقیق حاضر برابر با 300 نیوتن است. توجه شود که در این تحقیق، برخی فرضیات همچون سهبعدی بودن مسئله حذف و بهجای آنها فرضیات ساده کنندهای همچون فرض تقارن محوری جایگزین شده است، همچنین دیواره صلب فرض شده که بهخودیخود، میتواند منشأ نیروی پسای بزرگی باشد. ساختارهای کلی عدد ماخ در این شبیهسازی و شبیهسازی مرجع [25] آورده شده است.

## 7- مطالعهی استقلال حل از شبکه

بهمنظور بررسی استقلال پاسخها از شبکه دو نمونه از شبکههای موردبررسی در این زمینه ارائه می گردند. شبکهی اول بهویژه در ناحیهی پاییندست هندسه و محل ریزش گردابهها<sup>(</sup> (خیابان گردابهها) ریزتر است. "شکل3" که برای اعتبارسنجی مدلسازی شده است، شبکه ریزتر را نمایش میدهد. شبکهی دوم درشتتر از شبکهی مورد استفاده در پروژه می اشد، این شبکه



**شکل3** کانتور عدد ماخ در شبیهسازی اعتبارسنجی



Fig. 4 Mach contour [25]

در ادامه مقایسهی نتایج بهدست آمده از این شبکهها با نتایج شبکهی مورد استفاده در پژوهش مورد بحث قرار گرفتهاند. عدد ماخ در همهی موارد 5 و شرایط معادل با شرایط اتمسفر استاندارد در ارتفاع 40 کیلومتر از سطح زمین در نظر گرفتهشده است.

مقایسه ی ضریب پسا در شبکه اصلی، شبکه درشت ر و شبکه ریزتر با یکدیگر در جدول 3 نمایش داده شده است. با توجه به نزدیکی نتایج حل با شبکه ریزتر و شبکه اصلی و در نظر گیری هزینه ی محاسباتی حل، شبکهای با 19716 سلول بهعنوان شبکه اصلی انتخاب و میتوان ادعا کرد که حل از شبکه محاسباتی مستقل است. با توجه به این که ضرایب برآ و پسا از جنس مقادیر انتگرالی میباشند، به تنهایی نمی توانند تضمین کننده ی تشابه کامل جریان حل شده در شبکههای مختلف باشند. در حلهای عددی جهت حصول اطمینان از تشابه جریانهای حل شده در شبکههای مختلف و اثبات استقلال شبکه از مقایسه ی متغیرهای منطقه ای<sup>۲</sup> استفاده می شود، برای مثال مثال می توان از توزیع ضریب فشار روی سطح جسم استفاده نمود.

در پژوهش حاضر علاوه بر بررسی رفتار ضریب برآ و مقایسهی مقدار آن، از مقایسهی اندازهی ضریب فشار در شبکههای مختلف نیز استفاده میشود. برای این منظور مقدار ضریب فشار روی سطح چتر در قسمت جلو و عقب آن برای سه شبکهی مختلف مورد مقایسه قرار می گیرد (شکل 5).

**جدول 2** اطلاعات شبکههای استفاده شده برای مطالعهی استقلال حل از شبکه Table 2 Grid resolution

تعداد سلولها خارج از	تعداد سلولها	تعداد کل	
ناحيه ديناميكي	ناحیهی دینامیکی	سلولها	
15733	3983	19716	شبکه اصلی
25009	10242	35251	شبکه ریز
7912	1272	9184	شبکه درشت

جدول 3 مقایسه ضریب پسای بهدستآمده برای نمایش استقلال شبکه Table 3 Validation of grid resolution by drag coefficient

ضريب پسا كل	ضريب پسا	ضريب پسا فشاري	
	اصطکاکی		
0.678	0.018	0.660	شبکه اصلی
0.673	0.021	0.652	شبکه ریز
0.664	0.020	0.644	شبکه درشت
15			
3.5 tuojejije 2.5 anssez 1.5	$\sim$	 }	Main Grid Low Resolution High Resolution
20000000		يستوجين ويهادون والمنافع	فاستنابين برمايديس
-0.5	00 200 300	400 500	600 700 800
	Le	ength (cm)	

Fig. 5 Pressure coefficient on parachute in 3 difference grid resolution **شکل 5** مقایسهی ضریب فشار روی چتر در سه شبکهی مختلف

<sup>2</sup> Local

شكل 4 كانتور عدد ماخ [25]

<sup>1</sup> Vortex shedding

باید نشان داده شود که با ریزتر شدن و درشت تر شدن شبکههای انتخاب شده، مقادیر ضریب فشار تغییر محسوسی نمی کنند تا شبکهی در نظر گرفته شده برای شبیهسازی مناسب و قابل قبول باشد. در "شکل 6" مقادیر اختلاف بین ضریب فشار برای دو شبکه ریزتر و درشت تر روی چتر با شبکه اصلی ارائه شده است. همان طور که دیده می شود دامنه این اختلاف ها بسیار کوچک است، بنابراین می توان گفت که توزیع فشار بر روی چتر و زیر آن یکسان و به عبارت دیگر مقادیر ضریب فشار در هر سه شبکه بر روی چتر باهم تفاوتی ندارد، لذا استقلال از شبکه بار دیگر مورد تأیید قرار می گیرد.

#### 8-نتايج

در این بخش نتایج بهدست آمده از کار حاضر ارائه می شود.

#### 8–1– تعيين هندسهى قوس

برای انتخاب هندسه ی چتر، از یک الگوی رایج برای هندسه ی چتر پیروی می شود. این الگو در بسیاری از منابع مورداستفاده قرار می گیرد. هم چنین بسیاری از چترهای مافوق صوت عملیاتی درگذشته و اکنون از این الگو پیروی می کنند. در الگو، چتر از یک بخش قوسی و یک بخش دامنی تشکیل می گردد. "شکل 7 " نمایی از این الگو را به نمایش می گذارد. همان طور که در این شکل دیده می شود، چتر دارای دو قسمت اصلی سازه ای است. قسمت اول قسمت قوسی چتر است که می تواند از ضابطههای مختلفی برای توزیع قوس تبعیت کند، قسمت دوم دامن چتر است. این قسمت لزوماً بخشی از یک استوانه و یا مخروط در نظر گرفته می شود. شکل استوانه ای بسیار مرسوم تر است و در طرح کلی این پژوهش نیز فرض بر استوانه ای بودن دامن چتر است.



Fig. 6 Pressure coefficient difference on parachute by main grid شکل 6 مقادیر اختلاف ضریب فشار روی چتر با شبکه ی اصلی



Fig. 7 Geometry of parachute

تصویر ارائه شده در "شکل 7 برشی از چتر را حول محور تقارن نمایش میدهد. هندسهی چتر، شکل حاصل از دوران این پروفیل حول محور تقارن خواهد بود. هندسه بهطورکلی با چهار متغیر طولی، دهانهی چتر D طول دامن I فاصلهی دامن S و دهانه خروجی b مشخص می گردد.

برای هندسهی قوس سه مدل قوس کروی<sup>۱</sup>، سهمی و کمانی از دایره مورد مقایسه قرار میگیرند. هندسهی قوس کروی براساس کار کاراگیوزیس و همکارانش [25] و رویتر و همکارانش [26] انتخاب شده است. در این پژوهش همین هندسه مورد اعتبارسنجی قرار گرفته است.

برای تعیین بهترین و مناسبترین هندسه دو پارامتر مهم در نظر گرفته میشود. آنچه ابتدا مدنظر است، توانایی دستیابی به پاسخ مناسب و قابل استناد است. از میان هندسههای تولیدی، هندسهی سهموی رفتار نامناسبی نشان میدهد. بهعبارت دیگر امکان همگرایی در این هندسه بسیار پایین است. این در شرایطی است که این هندسه تحت اجرای پایا قرار گرفته است و شبکه دچار تغییر شکل نمی گردد. این به آن معناست که شبکه کیفیت اولیهی خود را حفظ میکند.

مشکل اصلی در هندسهی سهموی، ناپایداری عددی به دلیل وجود اعداد ماخ بزرگ در بیرونی ترین منطقه ی دیسک گذردهی جریان مرکزی می باشد. برای حل این مسئله راهبردهای عددی بسیاری پیش گرفته شده است. یکی از مهم ترین راهبردها، شروع از اعداد ماخ کم تر و از شرایط جوی استاندارد و توسعه ی جریان با این شرایط در میدان است. به این ترتیب از ناپایداریهای عددی ناشی از پدیدههای موجود در اعداد ماخ بالاتر و یا فشار و چگالی کم جلوگیری می شود. پس از شکل گیری جریان، شرایط مرزی و شرایط جوی آرام آرام به شرایط مطلوب نزدیک می گردند. با هر بار تغییرات در شرایط مجدداً در میدان توسعه می یابد. پس از شکل گیری پدیدهها و همخوانی مجدداً در میدان توسعه می یابد. پس از شکل گیری پدیدهها و همخوانی معددان با شرایط جوی منطبق بر شرایط مطلوب شوند. این راهبرد در مورد میزها و شرایط جوی منطبق بر شرایط مطلوب شوند. این راهبرد در مورد مسئله یسهموی منجر به نتیجه نگردید.

راهبرد مهم دوم در حل مسئلهی مربوط به واگرایی هندسهی سهموی، استفاده از انواع شرایط مرزی است. شرایط مرزی فشاری و چینش آنها در میدان دارای اهمیت ویژهای هستند. استفاده از شرایط مرزی فشاری دوردست<sup>7</sup>، ورودی فشار<sup>7</sup> و خروجی فشار<sup>4</sup> و انواع چینش آنها مورد مطالعه قرار گرفت. این راهبرد نیز همانند راهبرد اول منجر به همگرایی برای هندسهی سهموی نمی گردد.

راهبرد سوم استفاده از حل گر ناپایا برای این مسئله است. حل گر ناپایا بدون استفاده از هرگونه تغییر شکلی در ساختار و شکل شبکه می تواند موجب پایداری بیش تر مسئلهی پایا گردد. درصورتی که ذات مسئله نا پایا باشد نیز این حل گر می تواند از پاسخ نهایی بهتر پشتیبانی کند. برای مثال در صورتی که جریان حول استوانه مورد شبیهسازی قرار بگیرد، اگر جریان ذاتا دارای ریزش گردابههای کارمن باشد و از حل گر عددی پایا استفاده شود، پاسخ هیچگاه همگرا نمی شود. با همین استدلال مسئله هندسهی سهموی با حل گر نا پایا مورد مطالعه قرار گرفت. همگرایی پاسخ این مسئله شدیدا وابسته به گام زمانی و شبکه می باشد. همین امر نشان می دهد که هندسهی سهموی برای گرفتن پاسخ مناسب در اجراهای اصلی مناسب نیست. لذا

**شکل** 7 هندسه چتر

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> Gore <sup>2</sup> Pressure Far-Field

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> Pressure Inlet

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup> Pressure Outlet

اگرچه ممکن است این هندسه از مزایای زیادی برخوردار باشد و در واقعیت از دیدگاه سیالاتی بر دو هندسهی دیگر ارجح باشد، اما بهدلیل آن که امکان دستیابی به پاسخ مناسب در این شبیهسازیها وجود ندارد، این هندسه در ادامه مورد مطالعه قرار نمی گیرد. از طرفی باید در نظر داشت که ساخت هندسهی سهموی چندان اجرایی و عملی نیست. ضمن آن که این هندسه تاکنون در چترهای مافوق صوت مورد استقبال نبوده است.

پارامتر دوم جهت تعیین هندسهی قوس کارایی این هندسه است. در یک چتر فرود، مطلوب است که نیروی پسا بالا باشد. از طرفی مطلوب است که هندسه به گونهای در نظر گفته شود که نیروی وارد بر سازهی خیمهی چتر تا حد امکان کاهش یابد. چرا که در این صورت ملزومات مواد و ساخت در خیمهی چتر کاهش یافته و از احتمال پارگی چتر کاسته می شود.

مقایسه ینیروی پسا در نرمافزار بهصورت مستقیم و به سهولت صورت می گیرد. برای مقایسه ینیروی کشش موجود در خیمه ی چتر میزان فشار در هر نقطه روی چتر استخراج می گردد. اختلاف فشار دو سمت چتر بهعنوان فشار اعمالی بر نقطه در نظر گرفته می شود. انتگرال نیروی عمودی بر سطح ناشی از فشار اعمالی، در طول کمان، بهعنوان مشخصهای برای نیروی کشش مرازه در نظر گرفته می شود. برای محاسبه ی پارامتر مذکور و مقایسه ی میزان کشش در سازههای هندسه های مختلف، از فشار استاتیک روی چتر برای انتگرال گیری می شود. در "شکل 8" توزیع فشار استاتیک روی چتر برای هندسه ی دایروی دیده می شود. این شکل در راستای محور x رسم شده است. نرمافزار امکان رسم توزیع فشار استاتیک در طول چتر را نمی دهد؛ اما امکان

توجه شود که این انتگرال یک انتگرال اسکالر<sup>۱</sup> است و جهت در آن معنا ندارد. هدف محاسبه انتگرال فشار استاتیک در راستای عمود بر قوس چتر در هر نقطه است که عملاً به معنای مجموع حاصل ضرب فشار در طول سلول در هر نقطه از دیوارهی چتر است. درنهایت باید توجه داشت که مقادیر روی قسمت پشتی چتر منفی و در قسمت جلوی چتر مثبت محسوب می شوند. با در نظر گرفتن این شرایط می توان بین دو هندسه ی قوس کروی و دایروی انتخاب نمود. در جدول 4 به خوبی دیده می شود که ضریب پسا در قوس کروی کم تر است و در نتیجه کمان دایروی از این دیدگاه بر تری دارد.



Fig. 8 Distribution of static pressure on the parachute along the x axis شکل 8 توزیع فشار استاتیک روی چتر در راستای x

جدول 4 مقایسه ضریب پسا و انتگرال فشار رو چتر هندسه قوس کروی و دایروی Table 4 Drag coefficient versus pressure integral on the parachute with circular arc and Gore geometries

قور کړي د 165		ضريب پسا	انتگرال فشار(Pa)
20750 0.05 0.05	قوس کروی	0.65	28730
كمان دايروى 0.67 32250	کمان دایروی	0.67	32250

<sup>1</sup> Scalar

#### 8-2- مطالعه طول بالچه

برای تعیین ابعاد و شکل بالچه تلاشهای بسیاری صورت گرفته است. اولین و مهم ترین فرض در تعیین شکل بالچه، ثابت نگاه داشتن گلوگاه خروجی است. به عبارت دیگر میزان مساحت دیسک خروجی با ابعاد مختلف بالچه نباید تغییر کند. با این فرض سه بالچه به صورت یک دیواره ی صاف و عمود بر محور تقارن و با نسبت طولهای 1 برابر، 1.5 برابر و 2 برابر نسبت به قطر دیسک خروجی مورد شبیه سازی قرار گرفتند. "شکل 9" نمایی از چگونگی تعریف بالچه ها را نمایش می دهد. به این تر تیب سه نمونه هندسه مطابق با قبل ایجاد می گردد. باید توجه داشت که در این هندسه ها عمق خیمه ی چتر، یعنی فاصله طولی از دهانه ورودی تا دیسک خروجی، با توجه به این که دهانه ی چتر ثابت و شیب قوس نیز ثابت است، تغییر می کند.

سه هندسهی تولیدی برای w/d = 1.5 ، w/d = 1 و w/d و w/d = 2 به ترتیب بالچههای اول و دوم و سوم شناخته میشوند.

شبیه سازی برای این بالچه ها به صورت پایا صورت گرفته و هیچ گونه تغییری در هندسه و شبکه حین حل اعمال نمی گردد. با توجه به این که در حالت 2 = N/d ، ضریب پسا نسبت به حالت 1 = w/d افت نموده است، برای طول های بالچه 1.5 و 2 ، حل عددی پایداری خود را از دست می دهد، لذا از بالچه ای با نسبت طولی برابر با مساحت دهانه (1 = w/d) استفاده می شود.

## 8-3- مطالعه شكل بالچه

برای شکل بالچه باید دقت نمود که از مهم ترین نقاط مشکل ساز، وجود نقاط تیز در گلوگاه جریان است. به همین دلیل هندسهی پیشنهادی برای بالچه به گونهای در نظر گرفته می شود که اولاً در محل اتصال بالچه به چتر در لحظهی صفر، هیچ شکستگیای در هندسه دیده نشود. ثانیاً در محل گلوگاه شکستگی رخ ندهد. برای این امر با استفاده از تابع اسپلاین<sup>۲</sup> هندسهی بالچه به "شکل 10" تعیین می گردد. با توجه به "شکل 10" دیده می شود که در دو ناحیه شکل بالچه موردنظر، مشروط بوده است. ناحیه ی اول ناحیهی اتصال بالچه به چتر است که در این ناحیه از بروز هرگونه شکستگی هندسی جلوگیری به عمل آمده است. ناحیهی دوم محل گلوگاه است. در صورت اعمال



Fig. 9 Fin's pattern geometry definition

<sup>2</sup> Spline

شكل 9 الكوى تعريف هندسه بالچه

نوسان بر بالچه در ناحیهی اتصال، بروز شکستگی هندسی غیرقابل پرهیز میباشد. توجه شود که فرض بر استفاده از مکانیسمهای لولایی جهت چرخاندن بالچه میباشد. لذا هیچ هندسهای را نمی توان پیشنهاد کرد که در صورت چرخش، در محل اتصال بالچه به چتر، شکستگی هندسی روی ندهد.

## 8-4- مطالعهی تأثیر تحریکها بر ضریب پسای کلی

اولین گام در بررسی تأثیر بالچهی متحرک بر ضریب پسا، بررسی میزان پسای کلی اضافه شده در اثر نصب بالچه می باشد. به این منظور، مقدار میانگین ضریب پسا در بازهی زمانی 4 ثانیه، بهعنوان ضریب پسای چتر با بالچه نوسانی در نظر گرفته می شود. پیش از این در اعتبار سنجی در جدول 3 مقدار ضریب پسا برای چتر مجهز به بالچه ولی بدون نوسان ارائه گردیده بود، این مقدار برابر با 0.67 گزارش گردیده است.

در جدول 5 مقادیر ضریب پسای کلی به ازای نوسانات مختلف ارائه گردیده است. همانطور که دیده میشود مقادیر ضریب پسای کلی همه در یک بازه قرار گرفتهاند و بسیار به یکدیگر نزدیک هستند. همچنین براساس این جدول تغییرات کم ضریب پسا براثر افزایش دامنهی نوسانات بهصورت افزایشی بوده و با افزایش تناوب نوسانات، رفتار مشخصی را از خود نشان نمی دهد.

از مقایسه یمقدار ضریب پسای کلی هر یک از حالات نوسانی با ضریب پسای حالت پایا می توان به این نتیجه رسید که وجود تحریک نوسانی در محل دیسک گذردهی هوا در مرکز چتر، موجب افزایش شدید نیروی پسا می گردد. نسبت ضریب پسا در حالت تحریکات نوسانی به این مقدار در حالت بدون نوسان در جدول 6 آمده است.



Fig. 10 Proposed fin's geometry

**شکل 10** هندسهی پیشنهادی بالچه

جدول 5 ضریب پسای کلی چتر مجهز با بالچهی نوسانی به ازای نوسانات مختلف **Table 5** Total drag coefficient of parachute equipped with a flapping fin for different stimulus

	0.5 ثانيه	1 ثانيه	1.5 ثانيه
5 درجه	1.5522	1.5665	1.5808
10 درجه	1.5727	1.5670	1.5603
15 درجه	1.5932	1.5672	1.5404

**جدول 6** نسبت ضریب پسای کلی چتر مجهز با بالچه نوسانی به حالت بدون نوسان، به ازای نوسانات مختلف

 Table 6 Total drag coefficient proportion of rigid parachute versus one

 equipped with flapping fin, for different stimulus

	0.5 ثانيه	1 ثانيه	1.5 ثانيه
5 درجه	2.2891	2.3105	2.3316
10 درجه	2.3196	2.3112	2.3013
15 درجه	2.3499	2.3115	2.2720

همان طور که در جدول 6 دیده می شود، وجود عامل نوسانی منجر به افزایش بیش از دو برابری ضریب پسا گردیده است، لذا عامل نوسانی در افزایش ضریب پسا مؤثر است، دلیل استفاده از چتر نیز ایجاد پسا و کاهش اثرات جاذبهای و یا تکانهی اولیه بر محموله و کاهش اثرات ضربه ناشی از برخورد جسم با سطح فرود است. به طور کلی دلیل این امر را می توان در شکل گیری ساختارهای جریان جست وجو کرد. "شکل 11" نمودار کانتور فشار کل را برای دو میدان حل شده با نوسان بالچه و بدون آن نمایش می دهد. واضح است که افت فشار کل به معنای نیروی پسا می باشد. در "شکل 11" نمودار مربوط به چتر مجهز به بالچهی نوسانی با شماره 1 و نمودار مربوط به چتری که در آن بالچه نوسان ندارد با شماره 2 مشخص گردیده است. هم چنین محل استقرار چتر با چهارضلعی و الگوی خطونقطه مشخص گردیدهاند. نکتهی حائز اهمیت در مقایسه "شکل 11"، تفاوت هندسی نواحی کم فشار و پرفشار است.

در نمودار شماره 1 (شکل 11)، یک ناحیهی بزرگ با فشار بسیار کم نسبت به فشار کلی میدان دیده میشود، این ناحیه در پشت چتر قابل مشاهده است. ناحیهی تیرهرنگ در قسمت سمتچپبالای نمودار شماره 2 نیز فشار کل جریان دوردست را نشان میدهد، واضح است که در چنین جریانهایی نمودارهای فشار کل و عدد ماخ ازلحاظ ریختی بسیار به هم شبیه مستند. بهطورکلی وجود شوک در نمودار شماره 1 و افت فشار کل که به صورت خطی مورب از قسمتپایینچپ به سمتبالایراست دیدهمیشود، قابل استنباط است. ناحیهای که تحت تأثیر افت فشار کل قرارگرفته بزرگ است و یک دیواره در درون میدان ایجاد کرده که طی عبور از آن، جریان دچار افت فشار کل می گردد. لذا میتوان ادعا نمود که یک ناحیهی بزرگ از جریان تحت تأثیر افت فشار کل زیاد قرار میگیرد.

در مقابل نمودار شمارهی 2 (شکل 11) در همین شکل که مربوط به بالچه بدون نوسان است بهخوبی نشان میدهد که ناحیهی افت فشار بسیار کوچک تر از حالت قبلی است. ناحیهی افت فشار بهشدت روی جسم خوابیده است. همچنین این ناحیه بهسرعت در میدان از بین میرود. بهعبارت دیگر انرژی از جریان دوردست به هوای تحت تأثیر جسم تزریق شده و فشار کل سریعاً بازیابی میگردد.



Fig. 11 Total pressure contour diagram for the parachute with and without flapping fin

شکل 11 نمودار کانتور فشار کل برای چتر با نوسان بالچه و بدون آن

از دیگر تفاوتهای مهم نمودارهای ۱ و 2 (شکل ۱۱)، میزان افت فشار کل در جریان عبوری از دیسک گذردهی انتهای چتر است. در اعتبارسنجی مشاهده شد که هوای عبوری از این ناحیه مجدداً شتاب گرفته و افزایش ماخ می دهد، این شتاب گیری در اثر شکل خطوط جریان می باشد. هندسه ی این خطوط به گونهای شکل می گیرد که همچون دیواره ی واگرا، جریان زیر صوت از گلوگاه را گرفته و با احتمال بسیار بالایی آن را تبدیل به جریان مافوق صوت می کند. در نمودار شماره 2 (شکل ۱۱) دقیقاً همین اتفاق افتاده و درنهایت با یک شوک قائم که افت فشار زیاد آن در نمودار 3 (شکل ۱۱) مشخص است، جریان به زیر صوت تبدیل می گردد. این شکل از جریان در نمودار شماره ۱ (شکل ۱۱) هم قابل رؤیت است.

تفاوت این پدیده در حالت با نوسان و بدون نوسان در شتاب گیری جریان این ناحیه و میزان افت فشار در عبور از این ناحیه است. در حالت بدون نوسان جریان فراصوت شده و با افت فشار شوک قائم روبهرو می گردد، این افت فشار زیاد بوده و متعاقباً نیروی پسای بیشتری را نسبت به همین پدیده در حالت با نوسان ایجاد می کند، با این حال میزان افت فشار در حالت با نوسان در اثر وجود دیواره افت فشار شکل گرفته در جریان بهقدری بزرگ است که این افت فشارهای مربوط به گذردهی هوا از دیسک انتهای چتر در مقایسهها قابل چشمپوشی است.

## 9- جمع بندی

در این پژوهش اثر نصب بالچهی نازک، تحت تحریک اجباری در دیسک گذردهی جریان انتهای چتر فرود مورد مطالعه قرار گرفت. نشان داده شد که: 1- استفاده از هندسه قوس کروی در برابر هندسههای سهموی و قطاع دایرهای دارای مزیت است.

2- ایجاد تحریک در دیسک گذردهی انتهای چتر، برای ارتفاع چهل کیلومتری از سطح زمین و برای عدد ماخ دوردست 5 باعث می شود که ضریب پسای کلی به شدت افزایش یابد و تا حدود دو برابر بزرگ شود، این امر به شدت کارایی چتر را افزایش داده و موجب می شود چتر برای استفاده، از اولویت برخوردار با شد.

3- افت فشار کل (ضریب پسا) تابع نوسانات جریان عبوری از دیسک گذردهی انتهای چتر است، این ناحیه دقیقاً همان ناحیهی تحریک است و لذا این امر قابل پیشبینی میباشد.

4- تحریکات دیگری در ضریب پسا روی میدهد و میتواند منجر به بار بر روی سازه شود و آن را دچار مشکل کند، تغییرات ضریب پسای حاصل از شتاب گیری شدید جریان، در محل انحنای چتر و در دامن چتر اتفاق میافتد.

#### 10- فهرست علايم

- D دهانهی چتر
- (N) نیروی وارد بر نقاط شبکه (N)
  - d دهانه خروجی
    - ثابت فنر k
  - l طول دامن چتر
  - n تعداد گرەھا
  - s فاصلهی دامن چتر
    - w طول بالچه

## علايم يونانى

j جابهجایی گره i ام و همسایهی آن  $d \overrightarrow{x_i}, \Delta \overrightarrow{x_j}$ 

**بالانویسها** m عدد تکرار **زیرنویسها** fac مقدار ثابت فنر <sup>i</sup> , *j* گره *i* ام و *ز* ام

#### 11- مراجع

- X. P. Xue, Y. Nishiyama, Y. Nakamura, K. Mori, C. Y. Wen, Parametric study on aerodynamic interaction of supersonic parachute system, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, Vol. 53, No. 9, pp. 2796-2801, 2015.
- [2] X. Gao, Q. Zhang, Q. Tang, Numerical modelling of Mars supersonic disk-gap-band parachute inflation, *Advances in Space Research*, Vol. 57, No. 11, pp. 2259–2272, 2016.
- [3] J. Wang, N. Aquelet, B. Tutt, I. Do, M. Souli, Porous Eulerlagrange coupling: Application to parachute dynamics, 9th International LS-DYNA Users Conference, Dearborn, Michigan, USA, June 4-6, 2006.
- [4] K. Stein, T. Tezduyar, V. Kumar, S. Sathe, R. Benney, E. Thornburg, C. Kyle, T. Nonoshita, Aerodynamic interactions between parachute canopies, *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 70, No. 1, pp. 50-57, 2003.
- [5] M. J. Izadi, R. B. Razzaz, 3D numerical simulation of a parachute with two air vented canopies in a top-to-top formation, American Society of Mechanical Engineers, Fluids Engineering Division Summer Meeting collocated with the Heat Transfer, Energy Sustainability, and 3rd Energy Nanotechnology Conferences, Jacksonville, Florida, USA, August 10–14, 2008.
- [6] F. Laraibi, R. Marzabadi, Numerical investigation of drag coefoicients in 2D parachute-like bodies with permeability assumption, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 4, pp. 188-194, 2015. (in Persian فارسی)
- [7] J. Cruz, C. Zumwalt, D. F. Keller, C. O'Farrell, Wind tunnel test of subscale ringsail and disk-gap-band parachutes, 34th American Institute of Aeronautics and Astronautics, Applied Aerodynamics Conference, Washington D.C., June 13-17, 2016.
- [8] X. P. Xue, H. Koyama, Y. Nakamura, C. Y. Wen, Effects of suspension line on flow field around a supersonic parachute, *Journal Aerospace Science and Technology*, Vol. 43, No. 1, pp. 63–70, June, 2015.
- [9] Z. Gao, R. D. Charles, X. Li, Numerical modeling of flow through porous fabric surface in parachute simulation, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, pp. 1-5, Nov. 02, 2016, Publication Date (online), http://dx.doi.org/10.2514/1.J054997
- [10] Takizawa, Kenji, S. Wright, C. Moorman, T. E. Tezduyar, Fluidstructure interaction modeling of parachute clusters, *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 65, No. 1-3, pp. 286-307, 2011.
- [11]C. Q. Shen, D. J. Cockrell, Aerodynamic characteristics and flow round cross parachutes in steady motion, *American American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, Vol. 25, No. 4, April, 1988.
- [12]C. Q. Shen, D. J. Cockrell, Flow field characteristics around cuplike bluff bodies, parachute canopies, 11th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, San Diego, California, USA, Apr. 09 – 11, 1991.
- [13] R. A. Lafarge, M. N. James, K. A. Wgwinn, A novel CFD/structural analysis of a cross parachute, 32nd American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, USA, Jan. 10-13, 1994.
- [14]P. M. Render, P. R. Coulter, The stability and aerodynamic performance of clusters of small cruciform parachutes, *American Institute of Aeronautics and Astronautics meeting*, Irvine, California, USA, Feb. 16 – 19, 1993.
- [15] Y. W. Han, Y. W. Wang, C. X. Yang, J. Xiao, Numerical methods for analyzing the aerodynamic characteristics of cross parachute with permeability, *Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conferences*, Daytona Beach, Florida, USA, March 25-28, 2013.
- [16] Y. Cao, C. Jiang, Numerical simulation of the flow field around parachute during terminal descent, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 79, No. 3, pp. 268–272, 2007.

Conference, Daytona Beach, Florida, USA, 30 Mar-2 Apr, 2015.

- [23] F. R. Marzabadi, R. Meshkani, H. Pouryavi, M. A. Farsi, M. Ebrahimi, Study of recovery system performance of a sounding rocket using launching tests, *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 7, No. 2, pp. 23-33, 2014. (in Persian (فارسى))
- [24] M. J. Izadi, M. Dawoodian, CFD analysis of drag coefficent of a parachute in a steady and turbulent condition in various reynolds numbers, *Proceedings of the American Society of Engineers 2009 Fluids Engineering Division Summer Meeting*, Colorado, USA, August 2–6, 2009.
- [25]K. Karagiozis, R. Kamakoti, F. Cirak, C. Pantano, A computational study of supersonic disk-gap-band parachutes using Large-Eddy Simulation coupled to a structural membrane, *Journal. of Fluids* and Structures, Vol. 27, No. 2, pp. 175–192, Feb. , 2011.
- [26]A. Witkowski, M. Kandis, J. Reuter, W. Machalick, R. Kelsch, A. Sengupta, Design of subscale parachute models for msl supersonic wind tunnel testing, 20th American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, Seattle, Washington, USA, May 4 9, 2009.

- [17]L. Yu, X. Ming, Study on transient aerodynamic characteristics of parachute opening process, *Acta Mechanics. Sin journal*, Vol. 23, No. 6, pp. 627-633, 2007.
- [18]M. McQuilling, L. Lobosky, S. Sander, Computational investigation of flow around a parachute model, *Jornal of Aircraft*, Vol. 48, No. 1, pp. 34-41, 2011.
- [19]M. Dawoodian, A. Dadvand, A. Hassanzadeh, A numerical and experimental study of the aerodynamics and stability of a horizontal parachute, *ISRN Aerospace Engineering*, Vol. 2013, Article ID 320563, 2013.
- [20] R. Natarajan, A. Acrivos, The instability of the steady flow past spheres and disks, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 254, No. 1, pp. 323-344, 1993.
- [21]C. W. Peterson, J. H. Strickland, H. Higuchi, The fluid dynamics of parachute inflation, *Annual Review of Fluid*, Vol. 28, No. 1, pp. 361-387, 1996.
- [22] J. S. Greathouse, A. M. Schwing, Study of geometric porosity on static stability and drag using computational fluid dynamics for rigid parachute shapes, 23rd American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerodynamic Decelerator Systems Technology

Downloaded from mme.modares.ac.ir at 15:03 IRDT on Sunday May 13th 2018