مجله مهندسی مکانیک مدرس، مرداد 1396، دوره 17، شماره 5، ص‌ص 295-304

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

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

محمدرضا پیله‌چیان[1]، محمدحسین ابوالبشری[2*]

1- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

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

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

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 20 بهمن 1395

پذیرش: 26 فروردین 1396

ارائه در سایت: 17 اردیبهشت 1396

کلید واژگان:

شبیه‌سازی

چتر فرود

بالک متحرک

کنترل جریان

چکیده

در این پژوهش با اعمال تحریک اجباری در میدان سیال، اثرات استفاده از ابزارهای کنترلی جدید بر رفتار چتر فرود و میزان کارایی آن مورد مطالعه قرار می‌گیرد. مدل‌سازی انجام شده با نرم‌افزار تجاری فلوئنت شبیه‌سازی و تحلیل شده است. ابتدا هندسه‌ی کلی پیشنهاد می‌گردد. این شبیه‌سازی‌ها در مورد تأثیر این تحریک بر رفتار جریان، کارایی چتر، نقاط پرفشار چتر اطلاعات مهمی را در اختیار قرار می‌دهد و نقطه‌ی آغازی بر مطالعات چتر فرود در حوزه‌ی دانشی اندرکنش سازه- سیال است. برای ساده‌سازی روند حل در مسئله از فرض تقارن محوری و هم‌چنین صلب بودن دیواره چتر استفاده شده است. با توجه به دامنه‌ی حرکت زیاد بالچه نسبت به سلول‌های مجاورشان در مسئله‌ی پیش‌رو و اهمیت کیفیت شبکه در مجاورت مرز جامد، از روش هموارسازی فنر-پایه به همراه تولید مجدد شبکه‌ی محلی و ناحیه‌ای استفاده شده تا کیفیت شبکه برای ثبت لایه‌ی مرزی و گردابه‌ای ایجاد شده در سطح جامد مناسب باشد. در این پژوهش نشان داده شده است که استفاده از هندسه‌های قوس کروی در برابر هندسه‌های سهموی و قطاع دایره‌ای دارای مزیت است. ایجاد تحریک در دیسک گذردهی انتهای چتر فرود باعث می‌شود که ضریب پسای کلی به‌شدت افزایش یابد و تا حدود دو برابر بزرگ شود. میدان جریان باوجود تحریکات در یک منطقه‌ی بزرگ دچار افت فشار کل می‌گردد؛ درصورتی‌که این تحریکات وجود نداشته باشد این ناحیه بسیار کوچک‌تر خواهد بود.

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

Mohammad Reza Pilehchian[1], Mohammad Hossein Abolbashari[2*]

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

Keywords:
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

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 پارامتری بر مسئله می‌پردازد. امروزه شبیه‌سازی 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 خیمه (کانوپی[1]) چتر پرداخته شده است. در تحقیق گائو و همکاران [2] با استفاده از نوعی چتر فرود نشان دادند که تأثیرات ضریب پسا با افزایش عدد ماخ به چه صورتی تغییر می‌کند. در مقاله ونگ و همکاران [3] به کمک یک روش نیمه تجربی و حل‌گر 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

[1] canopy

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

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, 2017 (in Persian)

و همکاران [6] با فرض‌های عدم برهمکنش سازه_سیال[1]، 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 می‌کند باعث تغییر جریان و شوک وارده به چتر می‌شود. 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 به‌کار رفته در چترها می‌باشد و از داده‌های 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 کوکرل [12,11]، 27 مدل چتر فرود را در تونل باد و تونل آب مورد مطالعه قراردادند، نسبت بندهای تعلیق[2] 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 کردند. لافارج و همکاران [13] توزیع فشار و میدان جریان گردابه کانوپی چتر فرود را به کمک روش دینامیک سیالات محاسباتی[3] 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 می‌کند. با افزایش نفوذپذیری کانوپی هم نیروی محوری کاهش می‌یابد. کائو و جیانگ [16] در پژوهش خود یک مدل اولیه برای شبیه‌سازی 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[4] برای 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 می‌پردازد برای یک چتر فرود مقیاس کوچک، انعطاف‌پذیر و دایره‌ای صاف پیشنهاد کردند. نشان داده شد که این روش عددی می‌تواند 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 نیم‌کره 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 به‌صورت 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 پسا 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 تأثیر تخلخل هندسی بر پایداری استاتیکی و ضریب پسا با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی برای هندسه‌های چتر فرود صلب پرداختند. در تحقیق مرزآبادی و همکاران [23]، با توجه به این‌که دانستن پارامترهای آئرودینامیکی مجموعه چترهای فرود، برای دست یافتن به یک سیستم بازیابی قابل‌اطمینان، نقش اساسی دارد، یک سری آزمون‌های پرتابی انجام شد و با به سرعت رساندن یک راکت آزمایشی و مجموعه چتر دومرحله‌ای به‌کار 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 پسا به‌صورت عددی محاسبه شد. این نتیجه به‌دست آمد که برای یک چتر فرود بدون منفذ و حفره، با افزایش عدد رینولدز از 78,000 تا 800,000 ضریب پسا از 2.5 تا 1.4 کاهش پیدا می‌کند، سپس با افزایش تا 1,500,000، ضریب پسا تا حدود 1.62 افزایش پیدا می‌کند.

در این پژوهش با اتصال بالچه‌ای صلب در قسمت حفره‌ی[5] 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 فرضیه‌ها

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) شبیه‌سازی برای شرایط استاندارد جوی در ارتفاع 40 کیلومتری از سطح زمین و عدد ماخ 5 در نظر گرفته شده‌اند.

[1] FSI
[2] Parachute suspension line ratio
[3] CFD
[4] Spalart-Allmaras
[5] Vent

3- تنظیمات نرم‌افزار

برای اجرای نرم‌افزار پارامترهای زیر مورد استفاده قرار می‌گیرد.

3-1- حل چگالی - مبنا

استفاده از حل‌گر چگالی مبنا[1] برای مسائل با عدد ماخ بالا مناسب است که در آن‌ها تغییرات چگالی در مقابل تغییرات فشار غیرقابل چشم‌پوشی است.

3-2-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 پدیده‌های مسئله است.

3-3- زمان

به‌دلیل ذات ناپایای مسئله، حل به‌صورت وابسته به زمان[2] انجام می‌گردد تا ریزش گردابه‌ها به‌صورت گام‌به‌گام حل و ثبت شوند، هم‌چنین تغییرات ضریب پسا دارای اهمیت است و در تحلیل‌های بعدی مورد بررسی قرار می‌گیرند.

3-4- گام زمانی

اندازه‌ی گام زمانی باید از کوچک‌ترین زمان مشخصه‌ی[3] مسئله کوچک‌تر باشد تا تمامی پدیده‌های 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 نوسانی بالچه‌ی موردتحقیق به‌عنوان معیارهای زمانی مسئله، اندازه‌ی اولیه‌ی گام زمانی مشخص گردید. با در نظر گرفتن ریزش گردابه‌ها به‌عنوان معیار و مشخص بودن فرکانس ریزش زمان مشخصه بین 0.005 تا 0.05 ثانیه 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 پاسخ‌گو باشد، لذا انتخاب مدل از بین مدل‌های 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[4] برای توصیف آشفتگی استفاده شده است که مدل کم هزینه‌ای می‌باشد.

4- شبکه

تولید شبکه توسط نرم‌افزار پوینت‌وایز انجام می‌گیرد. با توجه به این‌که از روش شبکه‌ی دینامیکی برای حل مسئله‌ی حرکت بالچه‌ها در میدان استفاده شد؛ میدان به دو بخش اصلی تقسیم می‌گردد تا محاسبات مربوط به تولید شبکه مجدد (ریمش[5]) 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.

[1] Density Based
[2] Transient
[3] Time scale
[4] K-Omega
[5] Remesh

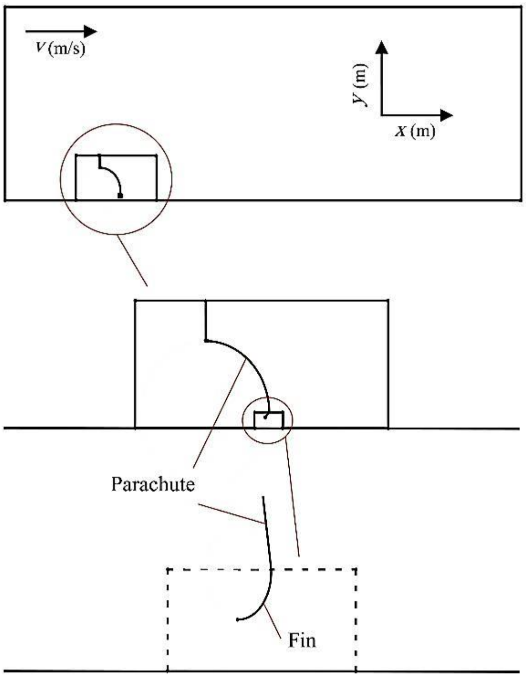

Fig.1 Detail of solution domain

شکل 1 تقسیم‌بندی نواحی دامنه‌ی 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 می‌گیرد. همین امر موجب می‌شود هزینه محاسباتی کاهش یافته و زمان اجرا نیز بهبود یابد. از طرفی کوچک بودن ناحیه متحرک منجر به بهبود کیفیت شبکه پس از تغییر شکل می‌گردد. 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[6] مثلثی امکان‌پذیر می‌باشد. از آنجایی که لایه مرزی و چرخش[7] 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 می‌گردد. در جدول 1 اطلاعات شبکه ارائه شده است و "شکل 2" شبکه‌ی تولید شده را نمایش می‌دهد.

جدول 1 اطلاعات شبکه‌ی تولید شده

Table 1 Grid generation detail

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

[6] Unstructured
[7] Vorticity

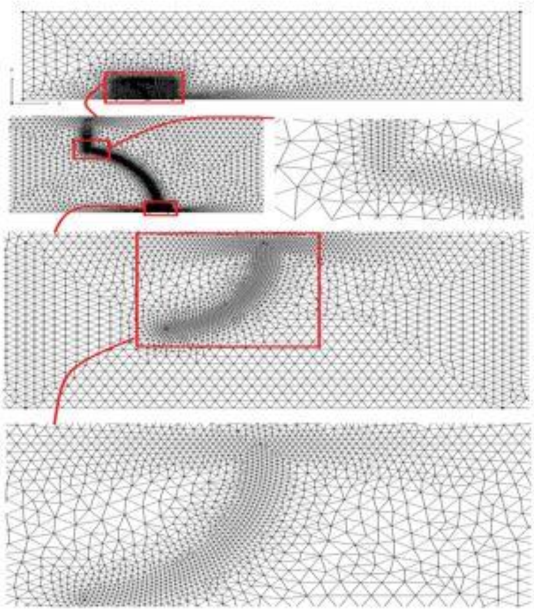

Fig. 2 Generated grid

شکل 2 شبکه‌ی تولیدشده

یادآور می‌شود که به‌طور معمول در یک شبکه، حداکثر کجی [1] سلول برابر با 0.5 و حداکثر تغییر مساحت [2] 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 قابل‌پذیرش نیستند.

در "شکل 2" شبکه تولید شده به نمایش درآمده است. هرکدام 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 [3] برای سلول‌ها برابر با 2.5 است که مقداری مناسب و در محدوده شبکه‌های باکیفیت بالا می‌باشد. هم‌چنین بیشترین کجی سلول برابر 0.6 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 می‌گردد. در واقع با پیشروی گام زمانی علاوه بر محاسبه‌ی معادلات جریان، برای اصلاح شبکه نیز محاسبه‌ای صورت می‌گیرد. یکی از محدودیت‌های اندازه‌ی گام زمانی نیز مربوط به روش استفاده‌شده در شبکه دینامیکی می‌باشد؛ 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 [4] نرم‌افزار وجود دارد که می‌توان از یک و یا هر سه هم‌زمان استفاده نمود. در این پژوهش از روش هموارسازی [5] به روش فنر-پایه استفاده شده است.

[1] Skewness Equiangle
[2] Area Ratio
[3] Aspect Ratio
[4] Dynamic Mesh
[5] Smoothing

5-1- روش فنر-پایه

در روش هموارسازی فنر- پایه خطوط متصل‌کننده‌ی 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 می‌گردد. با استفاده از قانون هوک نیروی وارد بر نقاط شبکه طبق رابطه (1) خواهد بود:

$$\vec{F_i}=\sum_{j}^{n_i} k_{ij}\,(\Delta\vec{x_j}-\Delta\vec{x_i}) \tag{1}$$

در رابطه‌ی (1)، $\Delta\vec{x_i}$ و $\Delta\vec{x_j}$ جابه‌جایی گره i و همسایه‌ی آن j، n_i تعداد گره-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 می‌گردد:

$$k_{ij}=\frac{k_{\mathrm{fac}}}{\sqrt{|\vec{x_i}-\vec{x_j}|}} \tag{2}$$

در رابطه (2) k_{fac} مقدار ثابت فنر بی‌بعدی است که برای نرم‌افزار تعریف می‌گردد. 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 می‌دهد که به شکل رابطه (3) است:

$$\Delta\vec{x}_i^{m+1}=\frac{\sum_j^{n_i} k_{ij}\,\Delta\vec{x}_j^{m}}{\sum_j^{n_i} k_{ij}} \tag{3}$$

در رابطه (3)، m عدد تکرار است. بعد از هر گام زمانی با به‌روز شدن محل گره‌های روی مرز جامد معادله‌ی ذکر شده به‌صورت تکراری حل می‌شود تا تعادل نیرویی برقرار شود. نتیجه‌ی حاصل شبکه‌ای به‌روز شده با توجه به تغییرات مرز خواهد بود، اما از آن‌جایی که در این روش تعداد نقاط و ارتباطات آن‌ها باهم تغییر نمی‌کنند؛ این روش به‌تنهایی برای حرکت مرز جامد با دامنه زیاد پاسخ‌گو نیست و تنها برای تغییرات کوچک (مانند لرزش سطح) مناسب است.

6- اعتبارسنجی

برخی از نتایج مقاله‌ی [25] به دلیل نزدیک بودن چینش مسئله‌ی آن‌ها به مسئله‌ی پیش‌رو شبیه‌سازی خواهد شد و برای اعتبارسنجی [6] روش عددی استفاده خواهند گشت. در تحقیقی که کاراگیوزیس و همکارانش [25] انجام دادند، اندرکنش ساختارهای بزرگ سیال برای یک جریان تراکم‌پذیر، 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 [7] و مدل‌سازی گردابه‌های بزرگ [8] 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 [9] و اندرکنش آن با گردابه‌های بزرگ آشفته [10] و هم‌چنین تغییرات شکل سازه حضور مؤثر دارند، این اندرکنش‌ها شدیداً غیرخطی هستند.

با توجه به این‌که در شبیه‌سازی حاضر تنها به مطالعه‌ی ساختارهای غیرآشفته جریان پرداخته می‌شود و با توجه به عدم تغییر شکل چتر، انتظار می‌رود شبیه‌سازی صورت گرفته در این تحقیق (شکل3) با شبیه‌سازی

[6] Validation
[7] Adaptive Mesh Refinement
[8] LES
[9] Bow Shock
[10] 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 می‌گردند. شبکه‌ی اول به‌ویژه در ناحیه‌ی پایین‌دست هندسه و محل ریزش گردابه‌ها[1] (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 می‌باشد، این شبکه

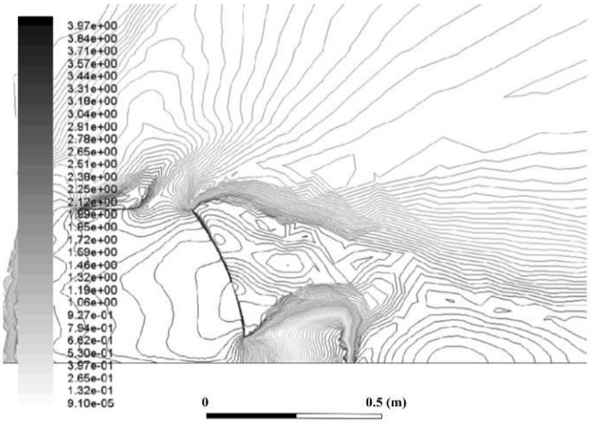

Fig. 3 Validation of Mach contour

شکل3 کانتور عدد ماخ در شبیه‌سازی اعتبارسنجی

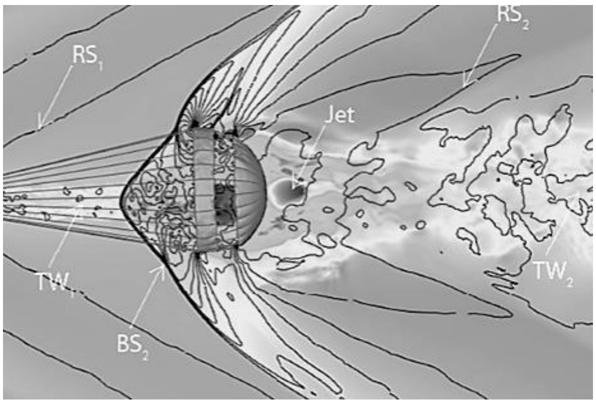

Fig. 4 Mach contour [25]

شکل 4 کانتور عدد ماخ [25]

در "شکل 4" به‌کار برده شده و اطلاعات مربوط به این شبکه‌ها در جدول 2 نمایش داده شده است.

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.

مقایسه‌ی ضریب پسا در شبکه اصلی، شبکه درشت‌تر 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 نظرگیری هزینه‌ی محاسباتی حل، شبکه‌ای با 19716 سلول به‌عنوان شبکه اصلی انتخاب و می‌توان ادعا کرد که حل از شبکه محاسباتی مستقل است. با توجه به این‌که ضرایب برآ و پسا از جنس مقادیر انتگرالی می‌باشند، به‌تنهایی نمی‌توانند تضمین کننده‌ی تشابه کامل جریان حل شده در شبکه‌های مختلف باشند. در حل‌های عددی جهت حصول اطمینان از تشابه جریان‌های حل‌شده در شبکه‌های مختلف و اثبات استقلال شبکه از مقایسه‌ی متغیرهای منطقه‌ای[2] استفاده می‌شود، برای مثال مثال می‌توان 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 می‌گیرد (شکل 5).

جدول 2 اطلاعات شبکه‌های استفاده شده برای مطالعه‌ی استقلال حل از شبکه

Table 2 Grid resolution

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

جدول 3 مقایسه ضریب پسای به‌دست‌آمده برای نمایش استقلال شبکه

Table 3 Validation of grid resolution by drag coefficient

	ضریب پسا فشاری	ضریب پسا اصطکاکی	ضریب پسا کل
شبکه اصلی	0.660	0.018	0.678
شبکه ریز	0.652	0.021	0.673
شبکه درشت	0.644	0.020	0.664

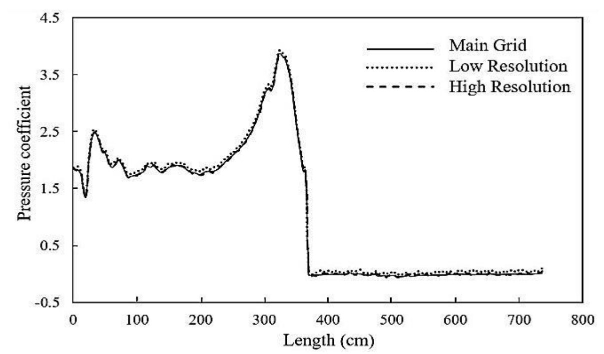

Fig. 5 Pressure coefficient on parachute in 3 difference grid resolution

شکل 5 مقایسه‌ی ضریب فشار روی چتر در سه شبکه‌ی مختلف

[1] Vortex shedding

[2] Local

باید نشان داده شود که با ریزتر شدن و درشت‌تر شدن شبکه‌های انتخاب شده، مقادیر ضریب فشار تغییر محسوسی نمی‌کنند 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 درشت‌تر روی چتر با شبکه اصلی ارائه شده است. همان‌طور که دیده می‌شود دامنه این اختلاف‌ها بسیار کوچک است، بنابراین می‌توان 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 می‌گیرد.

8-نتایج

در این بخش نتایج به‌دست آمده از کار حاضر ارائه می‌شود.

8-1- تعیین هندسه‌ی قوس

برای انتخاب هندسه‌ی چتر، از یک الگوی رایج برای هندسه‌ی چتر پیروی می‌شود. این الگو در بسیاری از منابع مورداستفاده قرار می‌گیرد. هم‌چنین بسیاری از چترهای مافوق صوت عملیاتی درگذشته و اکنون از این الگو پیروی می‌کنند. در الگو، چتر از یک بخش قوسی و یک بخش دامنی تشکیل می‌گردد. "شکل 7 " نمایی از این الگو را به نمایش می‌گذارد. همان‌طور که در این شکل دیده می‌شود، چتر دارای دو قسمت اصلی سازه‌ای است. قسمت اول قسمت قوسی چتر است که می‌تواند 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 می‌شود. شکل استوانه‌ای بسیار مرسوم‌تر است و در طرح کلی این پژوهش نیز فرض بر استوانه‌ای بودن دامن چتر است.

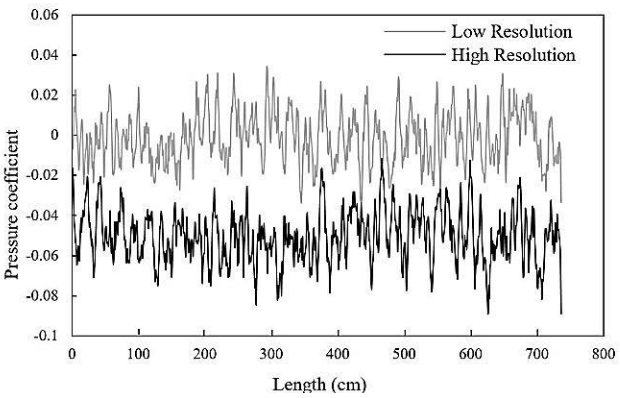

Fig. 6 Pressure coefficient difference on parachute by main grid

شکل 6 مقادیر اختلاف ضریب فشار روی چتر با شبکه‌ی اصلی

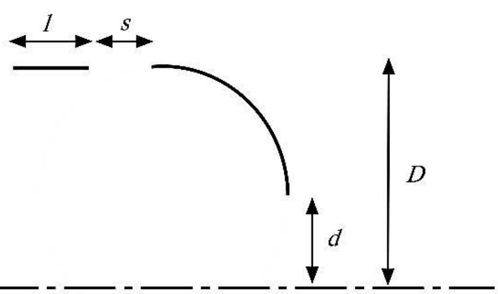

Fig. 7 Geometry of parachute

شکل 7 هندسه چتر

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 l فاصله‌ی دامن S و دهانه خروجی d مشخص می‌گردد.

برای هندسه‌ی قوس سه مدل قوس کروی[1]، 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 نمی‌گردد. 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 بیرونی‌ترین منطقه‌ی دیسک گذردهی جریان مرکزی می‌باشد. برای حل این مسئله راهبردهای عددی بسیاری پیش گرفته شده است. یکی از مهم‌ترین راهبردها، شروع از اعداد ماخ کم‌تر و از شرایط جوی استاندارد و توسعه‌ی 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 می‌شود. پس از شکل‌گیری جریان، شرایط مرزی و شرایط جوی آرام آرام به شرایط مطلوب نزدیک می‌گردند. با هر بار تغییرات در شرایط مرزی و یا شرایط جوی، میدان مورد شبیه‌سازی مجدد قرار می‌گیرد. جریان مجدداً در میدان توسعه می‌یابد. پس از شکل‌گیری پدیده‌ها و همخوانی میدان با شرایط جدید، مجدداً این فرایند تغییر و توسعه ادامه می‌یابد تا مرزها و شرایط جوی منطبق بر شرایط مطلوب شوند. این راهبرد در مورد مسئله‌ی سهموی 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[2]، ورودی فشار[3] و خروجی فشار[4] و انواع چینش آن‌ها مورد مطالعه قرار گرفت. این راهبرد نیز همانند راهبرد اول منجر به هم‌گرایی برای هندسه‌ی سهموی نمی‌گردد.

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

[1] Gore
[2] Pressure Far-Field
[3] Pressure Inlet
[4] 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 آن‌که امکان دستیابی به پاسخ مناسب در این شبیه‌سازی‌ها وجود ندارد، این هندسه در ادامه مورد مطالعه قرار نمی‌گیرد. از طرفی باید در نظر داشت که ساخت هندسه‌ی سهموی چندان اجرایی و عملی نیست. ضمن آن‌که 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 به‌گونه‌ای 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 می‌شود.

مقایسه‌ی نیروی پسا در نرم‌افزار به‌صورت مستقیم و به سهولت صورت می‌گیرد. برای مقایسه‌ی نیروی کشش موجود در خیمه‌ی چتر میزان فشار در هر نقطه روی چتر استخراج می‌گردد. اختلاف فشار دو سمت چتر به‌عنوان فشار اعمالی بر نقطه در نظر گرفته می‌شود. انتگرال نیروی عمودی بر سطح ناشی از فشار اعمالی، در طول کمان، به‌عنوان مشخصه‌ای برای نیروی کشش در سازه در نظر گرفته می‌شود. برای محاسبه‌ی پارامتر مذکور و مقایسه‌ی میزان کشش در سازه‌های هندسه‌های مختلف، از فشار استاتیک روی چتر انتگرال‌گیری می‌شود. در "شکل 8" توزیع فشار استاتیک روی چتر برای هندسه‌ی دایروی دیده می‌شود. این شکل در راستای محور x رسم شده است. نرم‌افزار امکان رسم توزیع فشار استاتیک در طول چتر را نمی‌دهد؛ اما امکان انتگرال‌گیری در راستای طول چتر وجود دارد.

توجه شود که این انتگرال یک انتگرال اسکالر [1] 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 حاصل‌ضرب 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 می‌شوند. با در نظر گرفتن این شرایط بین دو هندسه‌ی قوس کروی و دایروی انتخاب نمود. در جدول 4 به‌خوبی دیده می‌شود که ضریب پسا در قوس کروی کم‌تر است و در نتیجه کمان دایروی از این دیدگاه برتری دارد.

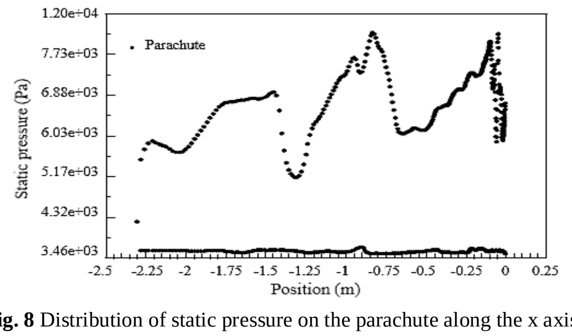

Fig. 8 Distribution of static pressure on the parachute along the x axis

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

	ضریب پسا	انتگرال فشار(Pa)
قوس کروی	0.65	28730
کمان دایروی	0.67	32250

از طرفی میزان نیروی کشش نیز در کمان دایروی بیشتر است. برای انتخاب با مقایسه‌ی بین اختلاف ضریب پسا دیده می‌شود که عملاً این دو ضریب پسا تفاوت چندانی باهم ندارند. لذا میزان کشش اهمیت بیشتری دارد. از طرف دیگر، در عمل از هندسه‌ی قوس کروی بسیار بیشتر از هندسه‌ی دایروی استفاده می‌گردد. لذا این هندسه به‌عنوان هندسه نهایی انتخاب می‌گردد.

8-2- مطالعه طول بالچه

برای تعیین ابعاد و شکل بالچه تلاش‌های بسیاری صورت گرفته است. اولین و مهم‌ترین فرض در تعیین شکل بالچه، ثابت نگاه داشتن گلوگاه خروجی است. به‌عبارت دیگر میزان مساحت دیسک خروجی با ابعاد مختلف بالچه نباید تغییر کند. با این فرض سه بالچه به‌صورت یک دیواره‌ی صاف و عمود بر محور تقارن و با نسبت طول‌های 1 برابر، 1.5 برابر و 2 برابر نسبت به قطر دیسک خروجی مورد شبیه‌سازی قرار گرفتند. "شکل 9" نمایی از چگونگی تعریف بالچه‌ها را نمایش می‌دهد. به‌این‌ترتیب سه نمونه هندسه مطابق با قبل ایجاد می‌گردد. باید توجه داشت که در این هندسه‌ها عمق خیمه‌ی چتر، یعنی فاصله طولی از دهانه ورودی تا دیسک خروجی، با توجه به این‌که دهانه‌ی چتر ثابت و شیب قوس نیز ثابت است، تغییر می‌کند.

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

شبیه‌سازی برای این بالچه‌ها به‌صورت پایا صورت گرفته و هیچ‌گونه تغییری در هندسه و شبکه حین حل اعمال نمی‌گردد. با توجه به این‌که در حالت $w/d = 2$ ، ضریب پسا نسبت به حالت $w/d = 1$ افت نموده است، برای طول‌های بالچه 1.5 و 2 ، حل عددی پایداری خود را از دست می‌دهد، لذا از بالچه‌ای با نسبت طولی برابر با مساحت دهانه ($w/d = 1$) استفاده می‌شود.

8-3- مطالعه شکل بالچه

برای شکل بالچه باید دقت نمود که از مهم‌ترین نقاط مشکل‌ساز، وجود نقاط تیز در گلوگاه جریان است. به همین دلیل هندسه‌ی پیشنهادی برای بالچه به‌گونه‌ای در نظر گرفته می‌شود 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 [2] هندسه‌ی بالچه به "شکل 10" تعیین می‌گردد. با توجه به "شکل 10" دیده می‌شود که در دو ناحیه شکل بالچه موردنظر، مشروط بوده است. ناحیه‌ی اول ناحیه‌ی اتصال بالچه به چتر است که در این ناحیه از بروز هرگونه شکستگی هندسی جلوگیری به‌عمل‌آمده است. ناحیه‌ی دوم محل گلوگاه است. در صورت اعمال

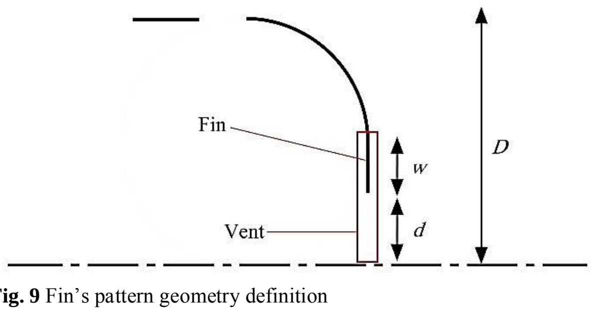

Fig. 9 Fin's pattern geometry definition

شکل 9 الگوی تعریف هندسه بالچه

[1] Scalar

[2] Spline

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 نمی‌توان 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 می‌باشد. به این منظور، مقدار میانگین ضریب پسا در بازه‌ی زمانی 4 ثانیه، به‌عنوان ضریب پسای چتر با بالچه نوسانی در نظر گرفته می‌شود. پیش از این در اعتبارسنجی 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 نمی‌دهد.

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

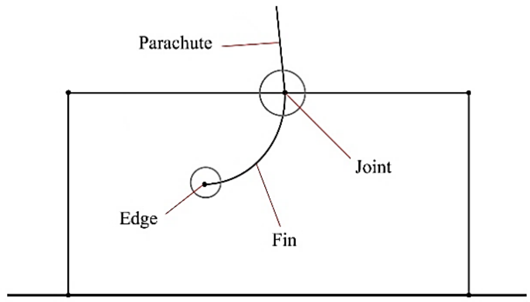

Fig. 10 Proposed fin's geometry

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

همان‌طور که در جدول 6 دیده می‌شود، 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. به‌طورکلی دلیل این امر را می‌توان در شکل‌گیری ساختارهای جریان جست‌وجو کرد. "شکل 11" نمودار کانتور فشار کل را برای دو میدان حل‌شده با نوسان بالچه و بدون آن نمایش می‌دهد. واضح است که افت فشار کل به معنای نیروی پسا می‌باشد. 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. هم‌چنین محل استقرار چتر با چهارضلعی و الگوی خط‌ونقطه مشخص گردیده‌اند. نکته‌ی حائز اهمیت در مقایسه "شکل 11"، تفاوت هندسی نواحی کم‌فشار 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 هستند. 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 می‌گردد. 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 کوچک‌تر 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.

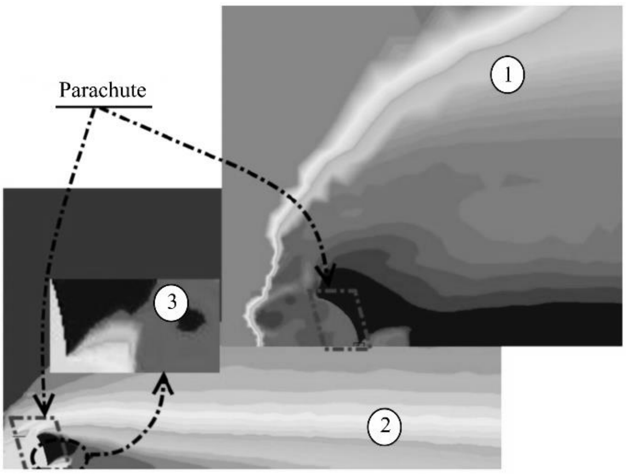

Fig. 11 Total pressure contour diagram for the parachute with and without flapping fin

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

از دیگر تفاوت‌های مهم نمودارهای 1 و 2 (شکل 11)، 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 می‌دهد، این شتاب‌گیری در اثر شکل خطوط جریان می‌باشد. هندسه‌ی این خطوط به‌گونه‌ای شکل می‌گیرد که همچون دیواره‌ی واگرا، جریان زیر صوت از گلوگاه را گرفته و با احتمال بسیار بالایی آن را تبدیل به جریان مافوق صوت می‌کند. در نمودار شماره 2 (شکل 11) دقیقاً همین اتفاق افتاده و درنهایت با یک شوک قائم که افت فشار زیاد آن در نمودار 3 (شکل 11) مشخص است، جریان به زیر صوت تبدیل می‌گردد. این شکل از جریان در نمودار شماره 1 (شکل 11) هم قابل رؤیت است.

تفاوت این پدیده در حالت با نوسان و بدون نوسان در شتاب‌گیری 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 می‌گردد، این افت فشار زیاد بوده و متعاقباً نیروی پسای بیشتری را نسبت به همین پدیده در حالت با نوسان ایجاد می‌کند، با این‌حال 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- جمع‌بندی

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 می‌شود که ضریب پسای کلی به‌شدت افزایش یابد و تا حدود دو برابر بزرگ شود، این امر به‌شدت کارایی چتر را افزایش داده و موجب می‌شود چتر برای استفاده، از اولویت برخوردار باشد.

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 شتاب‌گیری شدید جریان، در محل انحنای چتر و در دامن چتر اتفاق می‌افتد.

10- فهرست علایم

D	دهانه‌ی چتر
$\vec{F}$	نیروی وارد بر نقاط شبکه (N)
d	دهانه خروجی
k	ثابت فنر
l	طول دامن چتر
n	تعداد گره‌ها
s	فاصله‌ی دامن چتر
w	طول بالچه

علایم یونانی

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

بالانویس‌ها

m	عدد تکرار

زیرنویس‌ها

fac	مقدار ثابت فنر
i,j	گره i ام و j ام

11- مراجع

[1] 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 Euler-lagrange 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, Fluid–structure 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 cup-like 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 perfoumance 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 فارسی)

[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*