



Study of the roughness effect on drag coefficients in a flow around a 2D re-entry capsule*

Research Article

Samira Sourani¹, Morteza Bayareh² , and Alireza Shateri³

 [10.22067/jacsm.2025.93726.1333](https://doi.org/10.22067/jacsm.2025.93726.1333)

Abstract--In this paper, numerical simulations are used to evaluate pressure and velocity variations at different points on the capsule's surface at three different Reynolds numbers. The results indicate that the surface roughness of the capsule can lead to increased friction in the boundary layer and pressure drop in the rear region of the capsule, which affects the drag coefficient and contributes to the formation of vortex regions. The final values of the drag coefficient for Reynolds numbers of 10^2 , 10^3 , and 10^6 are 1.69, 1.687, and 1.63, respectively, which indicates that the drag coefficient decreases with an increase in the Reynolds number. The roughness influences the distribution of pressure and velocity contours, causing instability and non-uniformity in the flow. The maximum pressure in the presence of roughness decreases by 1.35 Pa compared to the smooth condition. This study can help improve their performance under various operational conditions.

Keywords: Terms--Re-entry capsule, Surface roughness, Vortex, Drag coefficient, Pressure coefficient.

1- Introduction

The term capsule is generally used to describe various types of spacecraft, including crewed spacecraft, planetary probes, and flight maneuvers [1]. Over a period of more than 60 years, experimental and computational studies on the aerothermodynamics of reentry capsules have been conducted [2]. Research on safe reentry initially began analytically and was later supplemented with experimental tests for verification. The return of the capsule from orbit to Earth consists of three essential phases: entry, descent, and landing [1]. Due to the lack of control surfaces in most reentry capsules, determining and controlling aerodynamic forces and moments throughout the return trajectory at all speeds is of particular importance [3]. Dutta et al. [6] compared pre-flight atmospheric models with in-space measurements, which indicated under-predictions in the upper atmosphere. Priyadarshi and Mittal [7] optimized

system-level design objectives, cross-range, and total mass within a multi-objective and multi-disciplinary framework. Their effort was to improve the accuracy of the participating strands while maintaining the execution speed of the strand modules. The configuration features were analyzed on the Pareto front and compared with the optimization results that used a less accurate aerodynamic model.

The literature review shows that the effect of roughness on the hydrodynamics of flow around a return capsule has not been examined so far. On the other hand, placing two stepped surfaces in the rear section of the capsule and examining their effect on the changes in pressure coefficient and drag coefficient is another innovation of the present work. Accordingly, in the present study, the effect of roughness on the aerodynamics of capsule motion and its drag coefficient has been examined using ANSYS Fluent software. Next, the geometry, governing equations, numerical grid used, and simulated boundary conditions are examined, followed by the presentation of the simulation results.

2- Problem Description

The geometry selected in the present study is a reentry capsule, the dimensions and geometric specifications of which are shown in Fig. 1. The basis for selecting the geometry in this study is inspired by the study of Edquist et al. [6]. The basic reentry capsule consists of three analytical surfaces, which are a spherical section, a toroidal section, and an incomplete conical section, along with a step at the rear of the reentry capsule.

* Manuscript received 2025 May 26, Revised 2025 June 18, Accepted 2025 July 12.

¹ Master student, Department of Mechanical Engineering, Shahrekord University, Shahrekord, Iran.

² Corresponding author. Professor, Department of Mechanical Engineering, Shahrekord University, Shahrekord, Iran.

Email: m.bayareh@sku.ac.ir

³ Associate professor, Department of Mechanical Engineering, Shahrekord University, Shahrekord, Iran.

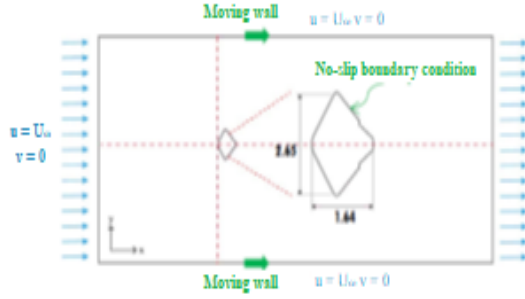


Fig. 1. Schematic of the entry capsule and boundary conditions.

3- Governing Equations

Assuming a turbulent and unsteady flow, the averaged continuity and Navier-Stokes equations for an incompressible fluid are expressed as follows.

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u'_i u'_j}) \quad (2)$$

where $\bar{u}_i$, $\bar{p}$, ν , and ρ represent the mean velocity, mean pressure, kinematic viscosity, and fluid density, respectively. Additionally, u'_i and u'_j are the fluctuating velocity components. To model the term $\overline{u'_i u'_j}$, the k- ϵ turbulence model is used.

4- Grid Study And Validation

To ensure the accuracy of fluid properties near the wall, a boundary layer mesh with a maximum of $y^+ = 12$ is considered. The distance from the first node to the surface of the body is 0.0001 meters with a growth rate of 1.2. It should be noted that the number of computational elements in the selected network is 823946. Fig 2 illustrates a schematic of the grid used for the present simulations.

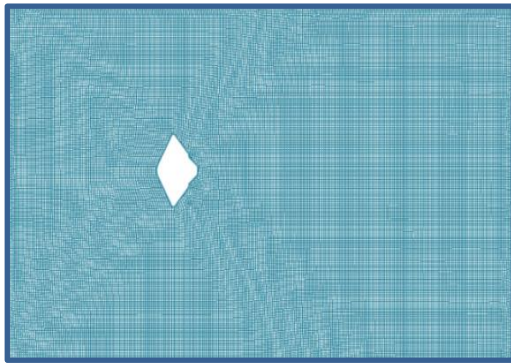


Fig. 2. Schematic of the grid employed for the present simulations.

To ensure the accuracy of the present numerical solution, the results obtained from the flow around a two-dimensional cylinder with a circular cross-section, as presented by Singh and Mittal [7], are compared with the results obtained from the present work. They used a

turbulent model of large eddy simulation and reported the pressure and drag coefficients at various angles. Table I shows the changes in the pressure coefficient with respect to the angle. This angle at the front stagnation point is equal to zero and gradually increases until it reaches an angle of 190 degrees at the rear of the cylinder. The values mentioned in this table indicate a good agreement between the results obtained from the two turbulence models mentioned, namely, the large eddy simulation turbulence model and the k- ϵ turbulence model.

Tabel. I Comparison of pressure coefficient values obtained from the current work and the results reported by Singh and Mittal [7].

Angle (degree)	0	20	40	60	80
Present work	1	0.59	-0.535	-1.841	-2.446
Singh and Mittal [7]	1	0.58	-0.52	-1.738	-2.43

5- Results

The surface roughness of the capsule can significantly affect its aerodynamic performance. Surface roughness can affect boundary layer formation, turbulence generation, and pressure distribution. In general, a rough surface increases flow attachment and separation in specific areas, which leads to an increase in drag force. In this study, a roughness of 0.5 mm is applied to the surface of the capsule, and the results of the changes in the drag coefficient are shown in Fig. 3. The maximum pressure in the presence of roughness decreases by 1.35 Pa compared to the smooth condition. The maximum velocity also changes to 98.8 m/s, which, compared to previous values, results in a decrease in velocity.

6- Conclusion

This paper analyzes the impact of surface roughness on the drag coefficient, pressure coefficient, and the dynamic behavior of the flow around reentry capsules. The results of the numerical simulations indicate that surface roughness significantly affects the drag force and boundary layer characteristics. For three Reynolds numbers, the results indicate a decrease in the drag coefficient with an increase in the Reynolds number. Additionally, under rough conditions, the drag force is on average 15 percent higher than under smooth conditions. At the nose of the capsule's front curve, the highest pressure exists, which increases to 3.97×10^{-7} Pa for $Re = 10^2$. The stable value of the drag coefficient for $Re = 10^2$, 10^3 , and 10^6 is 1.69, 1.687, and 1.63, respectively, indicating that the drag coefficient decreases with an increase in the Reynolds number.

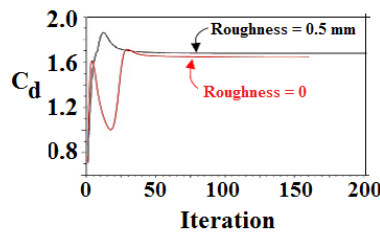


Fig. 3. The effect of surface roughness on the changes in drag coefficient around the recirculating capsule at $Re = 10^3$.

References

- [1] J. Gal-Edd and A. Chevront, "The OSIRIS-REx Asteroid Sample Return Mission operations design," IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, pp. 1-9, 2015. doi: 10.1109/AERO.2015.7118883.
- [2] R. Mehta, "Influence of geometrical parameters of reentry capsules on flow characteristics at Mach 6," *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, vol. 11, p. 177, 2024. <https://doi.org/10.12989/aas.2024.11.2.177>
- [3] P.A. Boeder, C.E. Soares, "Mars 2020: mission, science objectives and build, Systems Contamination: Prediction, Control, and Performance," *SPIE*, pp. 1148903, 2020.
- [4] S. Dutta, C.D. Karlgaard, D. Kass, M. Mischna, G.G. Villar, "Postflight Analysis of Atmospheric Properties from Mars 2020 Entry, Descent, and Landing," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 60, pp. 1022-1033, 2023. <https://doi.org/10.2514/1.A35561>
- [5] P. Priyadarshi, S. Mittal, "Multi-objective Multi-disciplinary Design Optimization of a Semi-Ballistic Reentry Module," 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, p. 9127, 2010. <https://doi.org/10.2514/6.2010-9127>
- [6] K. Edquist, P. Desai, M. Schoenenberger, "Aerodynamics for the Mars Phoenix Entry Capsule, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit," AIAA2008G7219, 2008. <https://doi.org/10.2514/6.2008-7219>
- [7] S.P. Singh, S. Mittal, "Flow past a cylinder: shear layer instability and drag crisis," *Int J Numer Meth Fluids*, vol. 47, pp. 75-98, 2005. <https://doi.org/10.1002/fld.807>



بررسی اثر زبری سطح بر ضریب پسا در جریان حول یک کپسول بازگشتی دوبعدی*

مقاله پژوهشی

علیرضا شاطری^(۳)مرتضی بیاره^(۲) IDسمیرا سورانی^(۱)

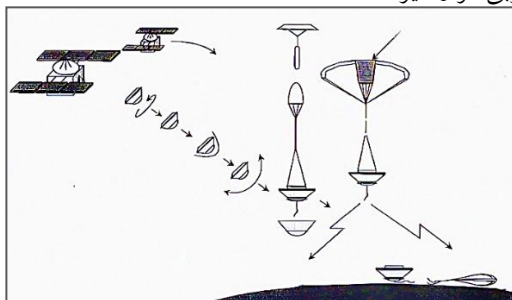
doi 10.22067/jacsm.2025.93726.1333

چکیده در طراحی کپسول‌های بازگشتی به دلیل عدم وجود سطوح کنترلی، همواره به مقوله پایداری دینامیکی توجه شایانی می‌شود. این مطالعه به بررسی جریان اطراف کپسول بازگشتی در شرایط مختلف جریانی و تأثیر زبری سطح بر کانتورهای فشار و سرعت می‌پردازد. جریان اطراف کپسول به‌طور قابل توجهی تحت تأثیر عوامل آیرودینامیکی از جمله طراحی هندسی و ویژگی‌های سطحی است. در این بررسی، از شبیه‌سازی عددی جهت ارزیابی تغییرات فشار و سرعت در نقاط مختلف سطح کپسول در سه عدد رینولدز متفاوت استفاده شده است. نتایج نشان می‌دهند که زبری سطح کپسول می‌تواند منجر به افزایش اصطکاک در لایه مرزی و افت فشار در ناحیه پشتی کپسول شود که این امر بر ضریب پسا تأثیر می‌گذارد و به ایجاد نواحی گردابی کمک می‌کند. مقدار پایدار ضریب پسا برای اعداد رینولدز ۱۰۲، ۱۰۳ و ۱۰۶ به ترتیب برابر با ۱/۶۹، ۱/۶۸۷ و ۱/۶۳ است که نشان می‌دهد با افزایش عدد رینولدز ضریب پسا کاهش می‌یابد. همچنین، توزیع کانتورهای فشار و سرعت تحت تأثیر این زبری‌ها قرار می‌گیرد، به‌طوری‌که سطوح زیر باعث ناپایداری و عدم یکنواختی در جریان می‌شوند. حداکثر فشار در حضور زبری نسبت به حالت بدون زبری به مقدار ۳۵/۱ پاسبال کاهش می‌یابد. این مطالعه می‌تواند به بهبود عملکرد آن‌ها در شرایط مختلف کاربردی کمک کند.

واژه‌های کلیدی کپسول بازگشتی، زبری سطح، ورتکس، ضریب پسا، ضریب فشار.

مقدمه

های بازگشتی به دلیل پیچیدگی تأثیر پارامترها بر یک‌دیگر و همچنین عدم درک صحیح فیزیکی گردابه‌های جدا شده، باعث شده تا این موضوع هنوز یکی از مباحثی باشد که در دنیا پس از دهه‌ها بررسی و تحقیق همچنان مورد مطالعه به صورت عددی و تجربی قرار گیرد [4].



شکل ۱ نحوه‌ی فرود کپسول بازگشتی [1]

اصطلاح کپسول معمولاً برای توصیف انواع فضاپیماها از جمله فضاپیماهای سرنشین‌دار، کاوشگرهای سیاره‌ای و مانورهای پروازی به کار می‌رود [1]. طی دوره‌ای بیش از ۶۰ سال، مطالعات تجربی و محاسباتی بر روی آیرودینامیک کپسول‌های بازگشتی انجام شده است [2]. تحقیقات در زمینه بازگشت سالم در ابتدا به صورت تحلیلی شروع و سپس برای اطمینان از آزمایشات تجربی بهره‌برده شده است. بازگشت کپسول از مدار فضایی به زمین شامل سه مرحله اساسی است: ورود، کاهش ارتفاع و فرود (شکل ۱) [1]. به دلیل عدم وجود سطوح کنترلی در اکثر کپسول‌های بازگشتی به جو، تعیین و کنترل نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی در طول مسیر برگشت در همه سرعت‌ها از اهمیت خاصی برخوردار است [3]. موضوع ناپایداری دینامیکی کپسول-

* تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۴/۱۱/۲۶ و تاریخ پذیرش آن ۱۴۰۴/۱۲/۱۸ می‌باشد.

(۱) دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه شهرکرد، شهرکرد.

(۲) نویسنده مسئول: استاد، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه شهرکرد، شهرکرد.

(۳) دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه شهرکرد، شهرکرد.

پارامترهای تاثیرگذار بر پایداری دینامیکی به دو دسته کلی پارامترهای هندسی (هندسه قسمت جلو، شعاع واسط، شکل قسمت انتهایی، زبری و مرکز جرم) و پارامترهای محیطی (زاویه حمله، فرکانس نوسان، عدد ماخ، عدد رینولدز و شرایط اتمسفری پرواز) قابل تقسیم هستند. سان و همکاران [5] یک الگوریتم شبیه‌سازی عددی برای پیش‌بینی و تحلیل ویژگی‌های آیرودینامیکی یک کپسول بازگشتی با مخروط معکوس بزرگ و سر تیز در حین ورود مجدد فضاپیما به جو ارائه دادند. این الگوریتم اثرات گاز واقعی در دماهای بالا را در نظر می‌گرفت و از معادلات انتقال مؤلفه‌ای برای واکنش‌های شیمیایی استفاده می‌کرد. نتایج نشان دادند که ویژگی‌های آیرودینامیکی کپسول به طور عمده تحت تأثیر زاویه حمله تنظیمی و ارتفاع پرواز قرار دارند. آن‌ها نتیجه گرفتند که این اطلاعات برای دینامیک پرواز ورود مجدد و طراحی مسیر پرواز حیاتی است و ایمنی و قابلیت اطمینان را تضمین می‌کند. فضاپیمای مریخ ۲۰۲۰ در تاریخ ۱۸ فوریه ۲۰۲۱ با موفقیت مریخ‌نورد پرسپورنس و هلیکوپتر اینجنویتی را در دهانه جیزرو فرود آورد. ترتیب ورود، فرود و نشستن مأموریت عمدتاً بر اساس مأموریت آزمایشگاه علمی مریخ در سال ۲۰۱۲ بود. دوتا و همکاران [6] مدل‌های جوی پیش از پرواز را با اندازه‌گیری‌های درون‌سفینه مقایسه کردند که نشان‌دهنده پیش‌بینی‌های کمتر از حد در جو بالایی بودند. پربادارشی و میتال [7] بهینه‌سازی اهداف طراحی سطح سیستم، دامنه عرضی و جرم کل را در یک چارچوب چندهدفه و چندرشته‌ای انجام دادند. تلاش آن‌ها برای بهبود دقت رشته‌های شرکت‌کننده در عین حفظ سرعت اجرای ماژول‌های رشته‌ای بود. ویژگی‌های پیکربندی‌ها در جبهه پارتو تحلیل و با نتایج بهینه‌سازی که از مدل آیرودینامیکی کمتر دقیق استفاده می‌کرد، مقایسه شد. آلن و اگرز [8] مفاهیم بدنه صاف را برای کپسول بازگشتی به جو معرفی کردند که گرمایش آیرودینامیکی را کاهش می‌داد و اصطکاک هوایی بالایی ایجاد می‌کرد. بابینوکس و همکاران [9] تأثیر شکل هندسی روی میرایی نوسانات حرکت را در ورود به اتمسفر سیاره مریخ مورد تحلیل قرار دادند. رسلر و سیزر [10] تأثیر مغناطیس و الکترومغناطیس را روی عملکرد آیرودینامیکی وسیله و همچنین بر روی فاصله موج ضربه‌ای ایجاد شده بر روی بدنه بررسی نمودند. نتایج آن‌ها نشان داد این اثر باعث پخش و فاصله گرفتن قابل ملاحظه موج ضربه‌ای از

بدنه می‌شود. اصلانف [11] حرکت و کنترل به کمک طناب را برای یک کپسول بازگشتی مورد بررسی قرار داد. کارایی فرآیند ترمزگیری کپسول به زاویه انحراف بستگی داشت. هدف نویسنده یافتن قانون کنترل طول بود که امکان افزایش زاویه انحراف نسبت به عمود محلی را فراهم کند. او نتیجه گرفت که قانون کنترل ممکن است در مرحله نهایی به دو گزینه ممکن برای انجام مانور بازگشت به کمک طناب اعمال شود: رهاسازی ایستا و پویا. شبیه‌سازی‌های عددی نشان دادند که اعمال قانون کنترل امکان کاهش طول مورد نیاز برای مانور بازگشت به جو را فراهم می‌کند. کیز و هفتر [12] به مطالعه جت خلاف جریان پرداخته و دریافتند که استفاده از این جت موجب افزایش درگ در هنگام فرود در اتمسفر می‌شود که این درگ با افزایش فشار کل جت خروجی افزایش می‌یابد. فدل و همکاران [13] قابلیت اجرایی سیستم کنترل آیرودینامیکی بر روی یک کپسول بازگشتی مکانیکی قابل استقرار را بررسی کردند تا دقت فرود را افزایش دهند. استراتژی کنترل شامل انحراف مستقل فلاپ‌ها برای تنظیم کپسول و تولید نیروی بالابر و نیروی جانبی بود. یک الگوریتم کنترل توسعه و پیاده‌سازی شد و در یک محیط شبیه‌سازی آزمایش شد که نتایج خوبی در کاهش پراکندگی‌ها در محل فرود نشان داد. کلیف و توماس [14] به بهینه‌سازی ضرایب آیرودینامیکی کپسول آپولو برای بهبود پایداری به صورت عددی و تجربی پرداختند. یانگ و رادسپیل [15] به کمک شبیه‌سازی عددی، رفتار دینامیکی کپسول آپولو و تأثیر هندسه جلو و پشت بر رفتار گشتاور پیچشی را بررسی کردند. بروک و همکاران [16] به کمک نتایج تست تونل باد محدوده بالستیک یک کپسول بازشونده بازگشتی و پایداری دینامیکی را بررسی و سپس با شبیه سازی عددی رفتار توزیع فشار در چند نقطه را بررسی کردند. استرن و همکاران [17] نیز پایداری دینامیکی یک کپسول بازگشتی در نوسانات آزاد را بررسی نمودند. پری و همکاران [18] رفتار آیرودینامیکی و آیرودینامیک حرارتی یک کپسول را پس از باز کردن چتر نجات در مرحله ورود مجدد به جو مریخ بررسی و مدل اختشاشی شبیه‌سازی ادی‌های بزرگ (LES) استفاده گردید. نتایج نشان دادند که امواج ضربه‌ای و انبساطی، گرادیان‌های فشار بالا، چگالی، دما و جریان حرارتی به سمت جریان هوا و بدنه وجود دارد که به تولید، جذب و تقویت آشفته‌گی از طریق امواج ضربه‌ای اشاره دارد. پلاکو و همکاران

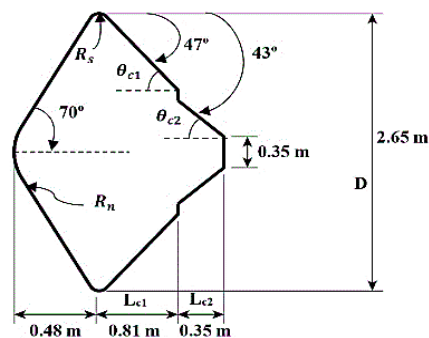
آورده می‌شود.

توصیف مسأله

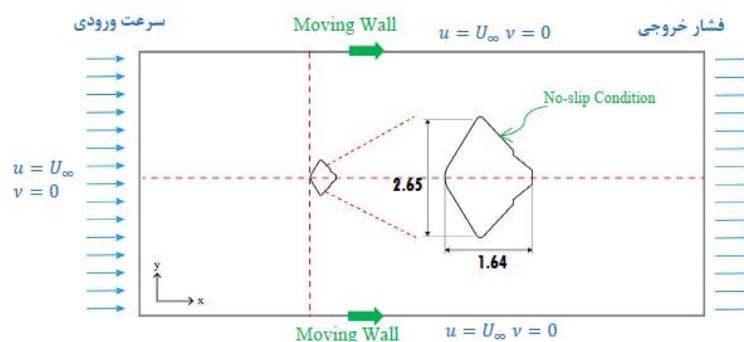
هندسه انتخاب شده در پژوهش حاضر یک کپسول بازگشتی است که در شکل (۲-الف) ابعاد و مشخصات هندسی آن نشان داده شده است. مبنای انتخاب هندسه در این پژوهش الهام گرفته از مطالعه ادکوئیست و همکاران [20] است. کپسول بازگشتی مبنا از سه سطح تحلیلی تشکیل شده که عبارت است از یک بخش کروی، یک بخش حلقوی و یک بخش مخروطی ناقص به همراه یک پله در عقب کپسول بازگشتی. اگر چه مجموعه منحصر به فردی از پارامترهای هندسی برای توصیف این پیکربندی وجود ندارد، ولی پارامترهای مورد نیاز برای تعریف شکل کپسول بازگشتی چنین است: شعاع دماغه کپسول (R_n)، شعاع جانبی کپسول (R_s)، طول قسمت مخروطی اول (L_{c1})، طول قسمت مخروطی دوم (L_{c2})، زاویه قسمت مخروطی اول (θ_{c1})، زاویه قسمت مخروطی دوم (θ_{c2}) و قطر کپسول (D) [17]. شکل (۲-ب) دامنه‌ی محاسباتی و شرایط مرزی مسأله حاضر را نشان می‌دهد که در بخش بعد به تفصیل توضیح داده خواهد شد.

[19] شبیه‌سازی‌هایی با دقت بالا برای بررسی حرکت یک کپسول ورودی در رژیم پرواز مافوق صوت در زوایای حمله مختلف در جو مریخ انجام دادند. هدف درک پدیده‌های بحرانی ناپایدار که در مرحله فرود به وجود می‌آیند و نیز طراحی بهینه برای اطمینان از ورود ایمن به جو بود. آن‌ها گزارش کردند که الگوهای اغتشاشی به دست آمده از مدل اغتشاشی شبیه‌سازی ادی‌های بزرگ به ما این امکان را می‌دهند که خواص جریان و پاسخ کپسول را هم در فضا و هم در زمان ارزیابی کنیم و توجه ویژه‌ای به تحلیل حرکات آشفته‌ای که مسئول دینامیک نوسانی و ناپایدار هستند، داشته باشیم.

تاریخچه مطالعات عددی پیشین نشان می‌دهد اثر زبری بر هیدرودینامیک جریان حول کپسول برگشتی تا کنون مورد بررسی قرار نگرفته است. از سوی دیگر، قرار دادن دو سطح پله‌ای شکل در بخش عقبی کپسول و بررسی اثر آن‌ها بر تغییرات ضریب فشار و ضریب پسا دیگر نوآوری کار حاضر است. بر این اساس، در پژوهش حاضر، اثر زبری بر آیرودینامیک حرکت کپسول و ضریب پسای آن با کمک نرم‌افزار انسیس فلوئنت بررسی شده است. در ادامه هندسه، معادلات حاکم، شبکه عددی استفاده شده و شرایط مرزی شبیه‌سازی شده بررسی و سپس، نتایج شبیه‌سازی



(الف)



(ب)

شکل ۲ (الف) هندسه کپسول بازگشتی و (ب) دامنه محاسباتی و شرایط مرزی مسأله حاضر

معادلات حاکم

با فرض جریان مغشوش و ناپایا، معادلات متوسط‌گیری شده پیوستگی و ناویر-استوکس برای یک سیال تراکم‌ناپذیر به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{u'_i u'_j}) \quad (2)$$

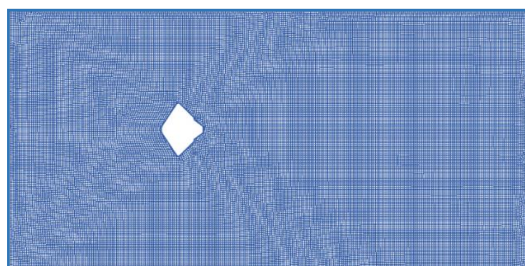
که $\bar{u}_i$ ، $\bar{p}$ و ν و ρ به ترتیب نمایانگر سرعت متوسط، فشار متوسط، لزجت سینماتیکی و چگالی سیال هستند. همچنین، u'_i و $\overline{u'_i u'_j}$ مولفه‌های نوسانی سرعت هستند. جهت مدل کردن جمله $\overline{u'_i u'_j}$ از مدل اغتشاشی $k-\epsilon$ استفاده می‌شود. این مدل اغتشاشی مدلی دو معادله‌ای است که در عین ساده بودن، تطابق خوبی با نتایج آزمایشگاهی دارد و به طور گسترده‌ای در دینامیک سیالات محاسباتی برای شبیه‌سازی جریان مغشوش در اطراف هندسه‌های پیچیده مانند کپسول‌های بازگشتی استفاده می‌شود. این مدل دو معادله انتقال برای انرژی جنبشی آشفتگی (k) و نرخ اتلاف آن (ϵ) حل می‌کند و فرض می‌کند که لزجت آشفتگی ایزوتروپیک است. این مدل می‌تواند ویژگی‌های مهم جریان مانند وقوع جدایش جریان و رفتار لایه مرزی را به خوبی به تصویر بکشد که در شبیه‌سازی جریان حول کپسول برگشتی قابل مشاهده هستند.

در تحلیل جریان پایا و تراکم‌ناپذیر در اطراف یک کپسول بازگشتی، تعریف شرایط مرزی مناسب بسیار اهمیت دارد؛ زیرا این شرایط موجب می‌شود که رفتار جریان در ورودی و خروجی و همچنین در سطوح تماس با مرز مشخص شود. شرط مرزی عدم لغزش روی سطوح کپسول در نظر گرفته شده و سطوح بالا و پایین دامنه محاسباتی همان سرعت جریان آزاد در ورودی را دارند. مطابق شکل (۵)، دامنه محاسباتی در جهت جریان تا ده برابر قطر هیدرولیکی کپسول در پشت جسم ادامه یافته است تا امکان مشاهده تغییرات جریان در پشت کپسول و نیز محاسبه دقیق‌تر ضرایب پسا و افت فشار حاصل گردد. سرعت جریان در راستای عمودی در ورودی و دیواره‌ها صفر است. سیال مورد استفاده در این پژوهش هوا است اما به دلیل سرعت اندک، جریان سیال تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده است.

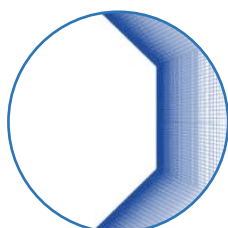
مطالعه شبکه

انتخاب نوع شبکه محاسباتی بستگی به شکل هندسی مدل و پیچیدگی جریان دارد. در اینجا به دلیل هندسه دوبعدی و ناپایا بودن جریان از مش ساختاریافته استفاده شده است [21]. اندازه مش باید به گونه‌ای انتخاب شود که قادر به نمایش جزئیات مهم جریان باشد. مش‌های ریزتر دقت بیشتری دارند، ولی زمان محاسبه را افزایش می‌دهند. در شکل (۳-الف) شبکه‌بندی هندسه کپسول بازگشتی نشان داده شده است. توجه ویژه به مش اطراف سطوح مرزی ضروری است، زیرا رفتار جریان در این نواحی نقش مهمی ایفا می‌کند. از آنجا که شبکه‌بندی مناسب و دقیق می‌تواند به بهبود نتایج شبیه‌سازی و کاهش خطاهای تحلیلی کمک کند، باید شبکه محاسباتی را در نزدیکی سطوح مرزی ریزتر و منظم‌تر طراحی کرد (شکل ۳-ب).

در شبیه‌سازی جریان سیال اطراف یک کپسول بازگشتی، شبکه‌بندی یک مرحله بحرانی است که تأثیر زیادی بر دقت و کیفیت نتایج شبیه‌سازی دارد. برای شبکه‌بندی هندسه از شبکه‌بندی ساختاریافته استفاده شده است. برای اطمینان از دقیق بودن خواص سیال در نزدیکی دیواره، شبکه بندی لایه‌مرزی با حداکثر $y^+ = 12$ در نظر گرفته شده است. فاصله اولین گره تا سطح جسم 0.001 متر با نرخ رشد $1/2$ است. لازم به ذکر است که تعداد المان‌های محاسباتی شبکه انتخاب شده برابر با 823946 است.



(الف)



(ب)

شکل ۳ (الف) شبکه‌بندی با سازمان حول کپسول بازگشتی و (ب)

شبکه‌بندی در لایه مرزی اطراف کپسول بازگشتی

اعتبارسنجی

جهت اطمینان از حل عددی حاضر، نتایج حاصل از جریان حول یک استوانه دوبعدی با سطح مقطع دایره که توسط سینگ و میتال [22] ارائه شده است، با نتایج حاصل از کار حاضر مقایسه می-گردد. آن‌ها از مدل اغتشاشی شبیه‌سازی ادی‌های بزرگ استفاده نموده و ضرایب فشار و پسا را در زوایای مختلف گزارش نمودند. جدول (۱) تغییرات ضریب فشار را به ازای زاویه نشان می‌دهد. این زاویه در نقطه سکون جلویی برابر با صفر است و بتدریج زیاد می‌شود تا به زاویه ۱۹۰ درجه در پشت استوانه برسد. مقادیر ذکر شده در این جدول بیانگر تطابق مناسب بین نتایج حاصل از دو مدل اغتشاشی ذکر شده؛ یعنی، مدل اغتشاشی شبیه‌سازی ادی‌های بزرگ و مدل اغتشاشی $k - \varepsilon$ است.

جدول ۱ مقایسه مقادیر ضریب فشار به دست آمده از کار و حاضر و نتایج گزارش شده توسط سینگ و میتال [22]

زاویه (درجه)	۰	۲۰	۴۰	۶۰	۸۰
کار حاضر	۱	۰/۵۹	-۰/۵۳۵	-۱/۸۴۱	-۲/۴۴۶
سینگ و میتال [20]	۱	۰/۵۸	-۰/۵۲	-۱/۷۳۸	-۲/۴۳

نتایج

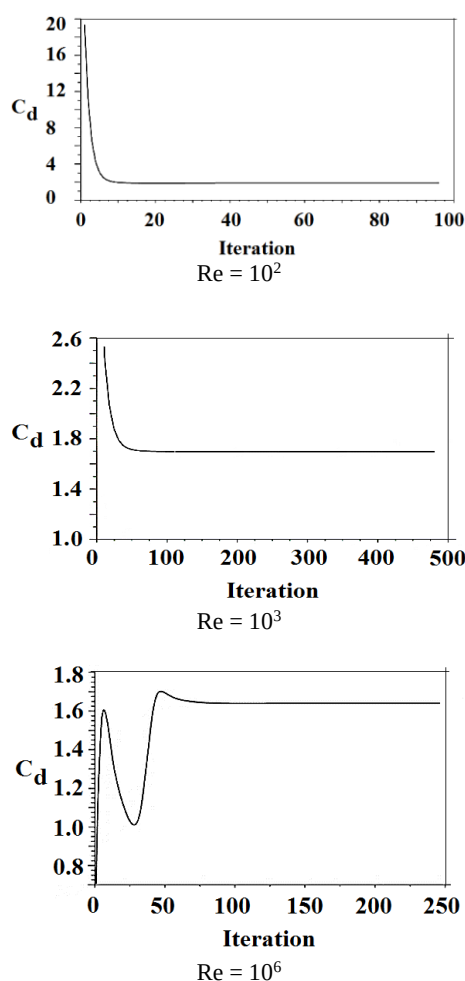
کپسول‌های بازگشتی به طور خاص در سیستم‌های انتقال سیالات و جمع‌آوری داده‌ها به کار می‌روند. بررسی کانتورهای فشار و سرعت در اطراف این کپسول‌ها می‌تواند اطلاعات ارزشمندی درباره شرایط جریان، از جمله توزیع فشار و رفتار سیال در نقاط مختلف کپسول ارائه دهد. این داده‌ها به مهندسان این امکان را می‌دهد که عملکرد بهینه‌تری را در طراحی کپسول‌ها و سیستم‌های هیدرولیکی داشته باشند. از نظر تحلیل عددی، استفاده از روش‌های مختلف دینامیک سیالات محاسباتی می‌تواند به شبیه‌سازی و مطالعه رفتار جریان در اطراف کپسول کمک کند. در این مطالعه، تمرکز بر روی بررسی کانتورهای فشار و سرعت در سه عدد رینولدز 10^2 ، 10^3 و 10^6 است که تأثیرات مختلف پارامترهای جریانی مانند سرعت ورودی و چگالی سیال را در نتیجه نهایی مورد بررسی قرار خواهد داد (شکل ۴). توزیع سرعت و فشار اطراف کپسول بازگشتی دوبعدی ویژگی‌های متمایزی در رژیم‌های جریان آرام و مغشوش نشان می‌دهند. در جریان آرام، نواحی بازچرخش پایداری در پشت کپسول شکل می‌گیرد که با گردابه‌های کم‌سرعت و لایه برشی مشخصی که از نقطه جدایش شروع می‌شود، شناخته می‌شود. خطوط فشار

نشان‌دهنده انبساط سریع در گوشه کپسول است و پس از آن یک موج شوک فشرده‌سازی مجدد در جریان پایین‌دست قرار دارد که جریان را هم‌راستا می‌کند. لایه برشی آرام دارای گرادیان‌های سرعت هموار و مشتقات نزدیک به صفر در لبه‌های خود است. در جریان مغشوش، توزیع سرعت نشان‌دهنده کوچک شدن نواحی بازچرخش است که به طور مستقیم بر ضریب پسا تأثیر می‌گذارد.

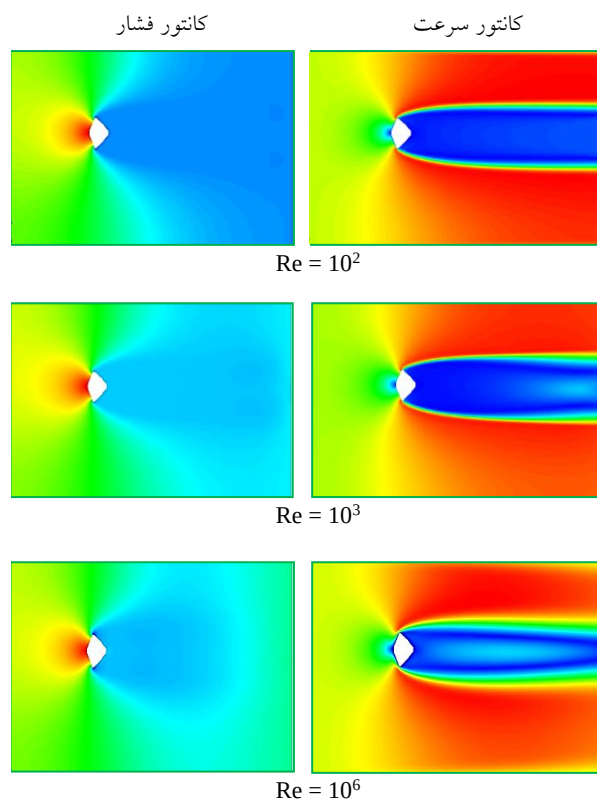
شکل (۴) نشان می‌دهد که در دماغه منحنی جلوی کپسول بازگشتی بیشترین فشار وجود دارد که برای عدد رینولدز 10^2 این مقدار تا $3/97 \times 10^{-7}$ پاسکال افزایش می‌یابد. این مقدار افزایش فشار در عدد رینولدز 10^3 به $4/83 \times 10^{-6}$ پاسکال می‌رسد که نشان می‌دهد در جریان آرام با افزایش عدد رینولدز، میزان فشار در دماغه منحنی جلوی کپسول افزایش می‌یابد. در پشت کپسول افت فشار وجود دارد که بیشترین میزان افت به پشت منحنی‌های بالایی و پایینی کپسول مربوط است. در اعداد رینولدز 10^2 و 10^3 کمترین فشار به ترتیب برابر با $2/24 \times 10^{-7}$ و $9/76 \times 10^{-6}$ پاسکال است. کانتور فشار برای عدد رینولدز 10^6 به دلیل آشفتگی جریان مقادیر بسیار بزرگتری را نشان می‌دهد. همانند دو حالت قبل، بیشترین فشار متعلق به دماغه منحنی جلوی کپسول است که مقدار 45 پاسکال و بیشترین میزان افت فشار که برای پشت منحنی‌های بالایی و پایینی کپسول است و عدد $17/8$ پاسکال را نشان می‌دهد.

تحلیل کانتور سرعت نشان می‌دهد که در لایه مرزی اطراف کپسول کمترین مقدار سرعت رخ می‌دهد زیرا به دلیل گرادیان فشار معکوس در جلو و پشت کپسول، نقاط سکون در این محل‌ها اتفاق می‌افتد؛ یعنی، سرعت در این نقاط به صفر می‌رسد. بیشترین مقدار سرعت هم مطابق شکل در نواحی دور از کپسول اتفاق می‌افتد که بیشترین مقدار آن برای اعداد رینولدز 10^2 و 10^3 برابر با $8/71 \times 10^{-3}$ و $8/92 \times 10^{-3}$ متر بر ثانیه است. مقایسه کانتورهای سرعت در این دو عدد رینولدز نشان می‌دهد که با افزایش عدد رینولدز، ناحیه افت سرعت در جلوی کپسول کوچکتر شده و کاهش سرعت در پشت کپسول بیشتر می‌شود. کانتور سرعت برای عدد رینولدز 10^6 که جریان مغشوش است نشان می‌دهد نقاط سکون در جلو و پشت کپسول اتفاق می‌افتد اما حداکثر مقدار سرعت به عدد $9/17$ متر بر ثانیه می‌رسد.

فشاری اما افزایش اصطکاک سطحی می‌شود که منجر به دینامیک پیچیده درگ تحت تأثیر رهاسازی گردابه‌ها و نوسانات موج شوک می‌گردد. در اینجا، به دلیل هندسه خاص کپسول بازگشتی، محل جدایش جریان در دو رژیم آرام و مغشوش تفاوتی ندارد. محاسبه ضریب پسا برای جریان با سه عدد رینولدز 10^2 ، 10^3 و 10^6 صورت گرفته است (شکل ۵). مقدار پایدار ضریب پسا برای اعداد رینولدز 10^2 ، 10^3 و 10^6 به ترتیب برابر با $1/69$ ، $1/63$ و $1/687$ است که نشان می‌دهد با افزایش عدد رینولدز ضریب پسا کاهش می‌یابد. نحوه تغییر این دو پارامتر در شرایط مختلف جریان، غیرخطی و پیچیده است. در جریان‌های آرام، ضریب پسا تقریباً ثابت می‌ماند، در حالی که با افزایش عدد رینولدز به محدوده‌های انتقالی و مغشوش، ضریب پسا نوساناتی را تجربه می‌کند که ناشی از جدا شدن جریان و تغییرات فشار دینامیکی است.



شکل ۵ تغییرات ضریب پسا حول کپسول بازگشتی در اعداد رینولدز مختلف



شکل ۴ کانتورهای سرعت و فشار در اعداد رینولدز مختلف

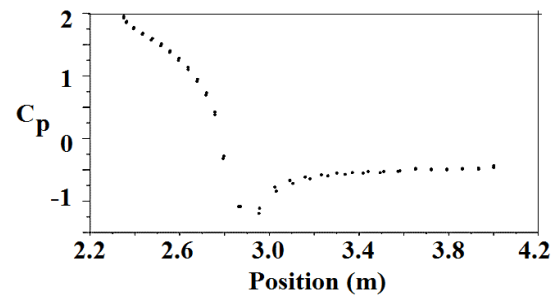
ضریب پسا

تحلیل ضریب پسا برای درک هیدرودینامیک جریان سیالی حول کپسول‌های بازگشتی بسیار مفید است. نیروی پسا ناشی از اصطکاک دیواره و تغییرات فشار است و شرایط مرزی تعیین‌شده در مسأله نقش کلیدی در تحلیل دقیق‌تر این نیرو ایفا می‌کند. شرایط مرزی ورودی بر رفتار سیال و توزیع سرعت تأثیر دارد. با فرض سرعت ثابت و یکنواخت در ورودی، می‌توان به پیش‌بینی دقیق‌تری از حرکت جریان به سمت کپسول و تعامل آن با سطح کپسول دست یافت. همچنین، شرایط مرزی خروجی و دیواره نیز در تعیین توزیع فشار و نیروی اصطکاک مؤثر هستند. ضریب درگ برای یک کپسول بازگشتی دوبعدی تفاوت‌های قابل توجهی بین رژیم‌های جریان آرام و مغشوش نشان می‌دهد. در جریان آرام، ضریب درگ نسبتاً پایداری را به دلیل لایه‌های مرزی نرم و الگوهای جدایش پیش‌بینی‌پذیر نشان می‌دهند که در آن پسای فشاری به دلیل نواحی بازچرخش پایدار پشت کپسول غالب است. با این حال، مدل‌های آرام معمولاً ضریب پسا را کمتر از داده‌های تجربی پیش‌بینی می‌کنند، زیرا ویژگی‌های ناپایدار جریان را به‌درستی شبیه‌سازی نمی‌کنند. در جریان مغشوش، اختلاط بیشتر و تأخیر در جدایش لایه مرزی باعث کاهش پسای

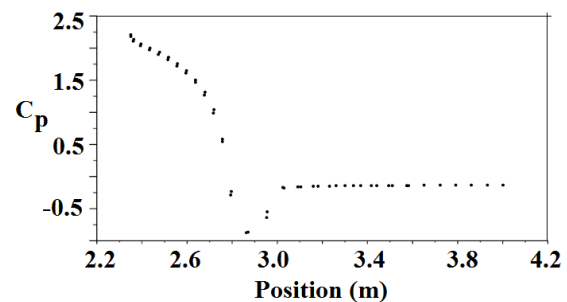
بیشتر باعث ضخیم‌تر شدن لایه برشی و کاهش گستره منطقه بازچرخشی می‌شود و بازیابی فشار پایه را بهبود می‌بخشد. توزیع ضریب فشار در بخش جلویی کپسول کمتر به نوع جریان وابسته است و بیشتر تحت تأثیر اثرات تراکم‌پذیری و برخورد امواج ضربه‌ای قرار دارد. شکل (۶) تغییرات ضریب فشار را در سه عدد رینولدز 10^2 ، 10^3 و 10^6 نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود نقطه‌ای که بیشترین فشار را در کپسول متحمل می‌شود دماغه‌ی جلوی آن است و حداقل فشار وارده در انحنای بالایی و پایینی آن اتفاق می‌افتد.

اثر زبری

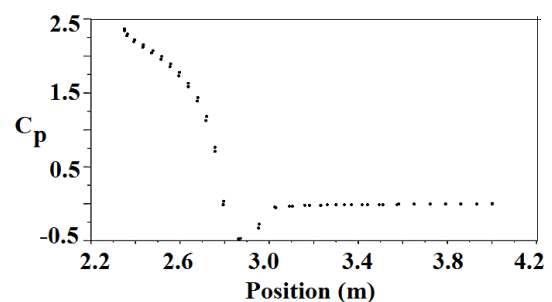
زبری سطح کپسول می‌تواند به طرز قابل توجهی بر روی عملکرد آیرودینامیکی آن تأثیر بگذارد. زبری‌های سطحی می‌توانند بر تشکیل لایه مرزی، تولید آشفتگی و توزیع فشار موثر باشند. به طور کلی، یک سطح زبر سبب افزایش اکتساب و جدایی جریان در نواحی مشخصی می‌شود که این امر منجر به افزایش نیروی پسا می‌گردد. زبری بیشتر سطح کپسول معمولاً به افزایش اصطکاک در لایه مرزی و در نتیجه افزایش ضریب پسا منجر می‌شود که این به دلیل ایجاد تنش‌های برشی بیشتر بر سطح کپسول است. همچنین، زبری می‌تواند فرآیند جدایش جریان را به تأخیر بیندازد، که این موضوع در نواحی تحت فشار پایین (ناحیه پستی کپسول) باعث ایجاد ناحیه خالی و افت فشار می‌شود. به علاوه، این ویژگی زبری می‌تواند بر تعاملات بین جریان و سطح کپسول تأثیر بگذارد که به نوبه خود باعث افزایش نیروی پسا خواهد شد. در این پژوهش زبری برابر با 0.5 میلی‌متر روی سطح کپسول اعمال شده و نتایج تغییرات ضریب پسا در شکل (۷) نشان داده شده است. زبری سطحی همچنین تأثیر قابل توجهی بر الگوی جریان و توزیع کانتورهای فشار و سرعت دارند. در سطوح زبر، جریان به دلیل وجود ناهمواری‌ها در سطح، می‌تواند جدا شده و جریان‌های گردابی را ایجاد کند. این جریان‌های گردابی می‌توانند سبب ایجاد نقاط فشار پایین و ناپایداری‌های جریان شوند که در نهایت به تغییر کانتورهای فشار منجر می‌شود. در مقابل، در سطوح صاف یا با زبری کمتر، جریان می‌تواند به طور یکنواخت‌تری بر روی سطح کپسول حرکت کند و کانتورهای فشار و سرعت به طور بهینه‌تری توزیع شوند. این رفتار به‌ویژه در ناحیه پستی کپسول که احتمال جدایش جریان



$Re = 10^2$



$Re = 10^3$



$Re = 10^6$

شکل ۶ تغییرات ضریب فشار حول کپسول بازگشتی در اعداد رینولدز مختلف

ضریب فشار

ضریب فشار برای کپسول بازگشتی در جریان‌های پایا و تراکم‌ناپذیر به عنوان یک پارامتر کلیدی در تحلیل دینامیک سیالات تعریف می‌شود که تغییرات فشار در سطوح کپسول را نسبت به فشار مرجع (عموماً فشار آزاد) اندازه‌گیری می‌کند. در جریان آرام، لایه مرزی در ناحیه شانه کپسول به طور ناگهانی جدا می‌شود و یک منطقه بازچرخشی با فشار پایین در بخش پستی ایجاد می‌کند که ناشی از تکامل لایه برشی آزاد و اختلاط محدود مومنوم است. این موضوع باعث افت قابل توجه ضریب فشار در ناحیه پشت کپسول می‌شود و مقدار آن تحت تأثیر موج انبساطی قرار می‌گیرد. در مقابل، در جریان مغشوش، اختلاط

۵. زبری سطح کپسول تأثیر قابل توجهی بر عملکرد آیرودینامیکی آن دارد. زبری‌های سطحی می‌توانند بر تشکیل لایه مرزی، تولید آشفتگی و توزیع فشار مؤثر باشند. در این پژوهش، زبری برابر با 0.5 میلی‌متر روی سطح کپسول اعمال شده و نتایج نشان می‌دهد که این زبری سبب افزایش ضریب پسا و تغییر در الگوی جریان و توزیع کانتورهای فشار و سرعت می‌شود.

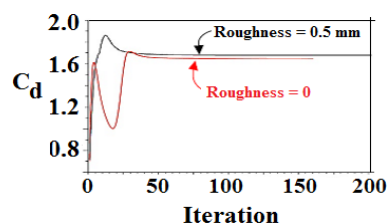
علائم و اختصارات

A	مساحت مبنا
C_D	ضریب پسا
D	قطر کپسول بازگشتی
g	شتاب جاذبه
L	طول کپسول بازگشتی
L_C	طول قسمت مخروطی کپسول بازگشتی
m	جرم کپسول بازگشتی
P	فشار
Pr	عدد پرانتل
Re	شعاع زمین
R_n	شعاع دماغه کپسول بازگشتی
R_s	شعاع جانبی کپسول بازگشتی
S	مساحت سطح کپسول
t	زمان
α	زاویه حمله
θ_C	زاویه قسمت مخروطی کپسول بازگشتی
θ_n	زاویه قسمت کروی دماغه کپسول بازگشتی
μ	لزجت دینامیکی
ρ	چگالی

واژه نامه

پیشنهادی ویراستار	واژه لاتین	پیشنهادی نویسنده
	Re-entry capsule	کپسول بازگشتی
	Drag coefficient	ضریب پسا
	Pressure coefficient	ضریب فشار

بیشتر است، اهمیت دارد. حداکثر فشار در حضور زبری نسبت به حالت بدون زبری به مقدار $35/1$ پاسکال کاهش می‌یابد. مقدار ماکزیمم سرعت هم تا $8/98$ متر بر ثانیه تغییر کرده و در مقایسه مقادیر قبلی کاهش سرعت را نیز به دنبال دارد.



شکل ۷ تأثیر زبری سطح بر تغییرات ضریب پسا حول کپسول بازگشتی در عدد رینولدز 10^3

نتیجه‌گیری

این پژوهش به تحلیل تأثیر زبری سطح بر ضریب پسا، ضریب فشار و رفتار دینامیک جریان اطراف کپسول‌های بازگشتی پرداخته است. نتایج شبیه‌سازی‌های عددی نشان می‌دهند که زبری سطح به‌طور قابل توجهی بر نیروی پسا و ویژگی‌های لایه مرزی تأثیر می‌گذارد. نتایج عمده پژوهش حاضر به شرح زیر است:

۱. بر اساس داده‌های به‌دست‌آمده برای سه عدد رینولدز مختلف، نتایج نشان‌دهنده کاهش ضریب پسا با افزایش عدد رینولدز است. همچنین، در شرایط زبری، نیروی پسا به‌طور میانگین ۱۵ درصد بیشتر از شرایط صاف است.

۲. در دماغه منحنی جلوی کپسول بیشترین فشار وجود دارد که برای عدد رینولدز 10^2 این مقدار تا $3/97 \times 10^{-7}$ پاسکال افزایش می‌یابد. این مقدار افزایش فشار در عدد رینولدز 10^3 به $4/83 \times 10^{-6}$ پاسکال می‌رسد که نشان می‌دهد در جریان آرام با افزایش عدد رینولدز، میزان فشار در دماغه منحنی جلوی کپسول افزایش می‌یابد. در اعداد رینولدز 10^2 و 10^3 کمترین فشار به‌ترتیب برابر با $2/24 \times 10^{-7}$ و $9/76 \times 10^{-6}$ پاسکال است.

۳. مقدار پایدار ضریب پسا برای اعداد رینولدز 10^2 ، 10^3 و 10^6 به ترتیب برابر با $1/69$ ، $1/687$ و $1/63$ است که نشان می‌دهد با افزایش عدد رینولدز ضریب پسا کاهش می‌یابد.

۴. نقطه‌ای که بیشترین فشار را در کپسول متحمل می‌شود دماغه‌ی جلوی آن است و حداقل فشار وارده در انحنای بالایی و پایینی آن اتفاق می‌افتد.

تقدیر و تشکر

	Vortex	گردابه
	Turbulence model	مدل اغتشاشی

مراجع

- [1] J. Gal-Edd and A. Chevront, "The OSIRIS-REx Asteroid Sample Return Mission operations design," *IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, pp. 1-9, 2015.
- [2] R. Mehta, "Influence of geometrical parameters of reentry capsules on flow characteristics at Mach 6," *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, vol. 11, p. 177, 2024.
- [3] P. A. Boeder, C. E. Soares, "Mars 2020: mission, science objectives and build, Systems Contamination: Prediction, Control, and Performance," *SPIE*, p. 1148903, 2020. <https://doi.org/10.1117/12.2569650>
- [4] G. Pezzella, A. Viviani, "Aerodynamic analysis of a manned space vehicle for missions to Mars," *Journal of Thermodynamics*, vol. 2011, p. 857061, 2011. <https://doi.org/10.1155/2011/857061>
- [5] B. Sun, W. Chen, C. Huang, Y. Long, W. Diao, H. Zhang, "Study on the aerodynamic characteristics of reentry capsule with obtuse head inverted cone under hypersonic chemical nonequilibrium flow," *Journal of Physics: Conference Series, IOP Publishing*, p. 012085, 2024. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2882/1/012085>
- [6] S. Dutta, C. D. Karlgaard, D. Kass, M. Mischna, G. G. Villar, "Postflight Analysis of Atmospheric Properties from Mars 2020 Entry, Descent, and Landing," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 60, pp. 1022-1033, 2023. <https://doi.org/10.2514/1.A35561>
- [7] P. Priyadarshi, S. Mittal, "Multi-objective Multi-disciplinary Design Optimization of a Semi-Ballistic Reentry Module," 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, p. 9127, 2010. <https://doi.org/10.2514/1.A35561>
- [8] H. J. Allen and A. J. Eggers, "A study of the motion and aerodynamic heating of ballistic missiles entering the earth's atmosphere at high supersonic speeds," *NACA Technical Report 1381*, 1958.
- [9] T. Babineaux, J. Brayshaw Jr, B. Dayman Jr, D. Nelson, "The influence of shape on aerodynamic damping of oscillatory motion during planet atmosphere entry and measurement of pitch damping at large oscillation amplitudes, (1963).
- [10] E. Resler Jr, W. Sears, "The prospects for magneto-aerodynamics," *Journal of the Aerospace Sciences*, vol. 25, pp. 235-245, 1958. <https://doi.org/10.2514/8.7604>
- [11] V. S. Aslanov, "Swing principle for deployment of a tether-assisted return mission of a re-entry capsule," *Acta Astronautica*, vol. 120, pp. 154-158, 2016. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.12.020>
- [12] J. W. Keyes, J. N. Hefner, "Effect of forward-facing jets on aerodynamic characteristics of blunt configurations at Mach 6," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 4, pp. 533-534, 1967. <https://doi.org/10.2514/3.28900>
- [13] A. Fedele, S. Carannante, M. Grassi, R. Savino, "Aerodynamic Control System for a Deployable Re-entry Capsule," *Acta Astronautica*, vol. 181, pp. 707-716, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.05.049>

- [14] S. E. Cliff, S. D. Thomas, "The Apollo capsule optimization for improved stability and computational/experimental data comparisons," 2005.
- [15] X. Yang, R. Radespiel, "Longitudinal aerodynamic performance of the Apollo entry capsule near transonic speeds," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 54, pp. 1100-1109, 2017. <https://doi.org/10.2514/1.A33609>
- [16] J. M. Brock, E. C. Stern, M. C. Wilder, "Computational fluid dynamics simulations of supersonic inflatable aerodynamic decelerator ballistic range tests," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 56, pp. 526-535, 2019. <https://doi.org/10.2514/1.A34208>
- [17] E. Stern, V. Gidzak, G. Candler, "Estimation of dynamic stability coefficients for aerodynamic decelerators using CFD," *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, p. 3225, 2012. <https://doi.org/10.2514/6.2012-3225>
- [18] L. N. P. Peri, A. Ingenito, P. Teofilatto, "Large-Eddy Simulations of a Hypersonic Re-Entry Capsule Coupled with the Supersonic Disk-Gap-Band Parachute," *Aerospace*, vol. 11, p. 94, 2024. <https://doi.org/10.3390/aerospace11010094>
- [19] L. Placco, M. Cogo, M. Bernardini, A. Aboudan, F. Ferri, F. Picano, "Large-Eddy Simulation of the unsteady supersonic flow around a Mars entry capsule at different angles of attack," *Aerospace Science and Technology*, vol. 143, p. 108709, 2023. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108709>
- [20] K. Edquist, P. Desai, M. Schoenenberger, "Aerodynamics for the Mars Phoenix Entry Capsule, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit," *AIAA2008G7219*, 2008. <https://doi.org/10.2514/1.46219>
- [21] D. Dirkx, E. Mooij, "Continuous aerodynamic modelling of entry shapes," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, p. 6575, 2011. <https://doi.org/10.2514/6.2011-6575>
- [22] S. P. Singh, S. Mittal, "Flow past a cylinder: shear layer instability and drag crisis," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, vol. 47, pp. 75–98, 2005. <https://doi.org/10.1002/fld.807>