


Original Research Paper

Simulating the Movement of the Space Capsule from the Moment of Separation Before the Landing Phase for Conceptual Design

Maryam Alizadeh* and M. Navabi 

Faculty of New Technologies Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**ABSTRACT****Article History:**

Received 21 June 2025

Revised 18 October 2025

Accepted 20 October 2025


Available Online 03 November 2025

Keywords:Space capsule
Atmosphere entry
Landing phase
Simulating
Conceptual design

Most modern re-entry capsules adopt a sphere-cone geometry, a design primarily driven by the need for favorable aerodynamics and the capacity to endure severe thermal loads during atmospheric entry. These vehicles typically operate at a low lift-to-drag ratio, which is achieved by intentionally offsetting the center of mass from the symmetry axis to establish a specific trim angle of attack. In this work, we analyze the dynamic behavior of such capsules in detail. By employing standard atmospheric models to derive density profiles, we calculate the aerodynamic forces acting on the vehicle and integrate them into the 2-DOF planar equations of motion. Here, the capsule is treated as a point mass with angle-of-attack-dependent aerodynamic coefficients. Our study further examines how parameters like the entry flight-path angle, dynamic pressure, and initial velocity influence trajectory stability under uncontrolled conditions. In such scenarios, where active guidance effectors are absent, the vehicle's stability is dictated solely by its inherent aerodynamic and inertial properties. Ultimately, this research clarifies how minor center of mass perturbations affect passive re-entry stability, offering a practical framework for designing more robust and cost-effective recovery missions.

* Corresponding Author's E-mail: maryamalizadeh.bkh@gmail.com**How to Cite this Article:**M. Alizadeh and M. Navabi, "Simulating the movement of the space capsule from the moment of separation before the landing phase for conceptual design," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 3, pp. 83-90, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1551>.**COPYRIGHTS**© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

شبیه‌سازی حرکت کپسول فضایی از لحظه جدایش تا قبل از فاز فرود برای طراحی مفهومی

مریم علیزاده بخشایشی^{۱*} و محمد نوابی^۲ 

۱- کارشناسی ارشد، دانشکده فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

۲- دانشکده فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

چکیده

بیشتر کپسول‌های بازگشتی مدرن معمولاً دارای ساختاری مخروطی با قاعده کروی هستند که این طراحی به دلیل خواص آیرودینامیکی مطلوب و توانایی تحمل بارهای حرارتی بالا در فاز فرود به جو انتخاب می‌شود. یکی از ویژگی‌های کلیدی این کپسول‌ها نسبت برآ به پسا پایین است که با جابه‌جایی اندک مرکز جرم از محور تقارن کپسول حاصل می‌شود. این ویژگی در یک زاویه حمله مشخص می‌شود. در این پژوهش، با هدف تحلیل دقیق رفتار دینامیکی کپسول‌های بازگشتی، ابتدا کلاس‌های مختلف کپسول‌های ورود مجدد معرفی شده و سپس از مدل جوی بحرانی برای استخراج مقادیر چگالی جو در ارتفاع‌های مختلف استفاده شده است. این اطلاعات به منظور محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر کپسول در معادلات حرکت مورد استفاده قرار گرفت. مطالعه‌ای جامع بر معادلات ورود مجدد صورت گرفته و به‌طور خاص، معادلات دوبعدی مسطح حرکت تجزیه و تحلیل شده‌اند. در این مدل‌سازی، جسم پرنده به‌صورت جرم نقطه‌ای با ضرایب آیرودینامیکی وابسته به زاویه حمله مدل‌سازی شده است. در ادامه، تأثیر پارامترهایی همچون زاویه مسیر ورود، فشار دینامیکی، و سرعت اولیه بر پایداری دینامیکی مسیر حرکت در حالت کنترل‌نشده بررسی شده است. در حرکت کنترل نشده، کپسول فاقد عملگرهای فعال برای هدایت است و تنها ویژگی‌های ذاتی آیرودینامیکی و توزیع جرم تعیین‌کننده پایداری و مسیر آن هستند. این نوع حرکت به‌ویژه در مأموریت‌های ساده‌تر یا کم‌هزینه اهمیت دارد. مطالعه حاضر درک واضح‌تری از اینکه چگونه جابه‌جایی‌های کوچک مرکز جرم بر ثبات ورود مجدد کنترل نشده یک کپسول فضایی تأثیر می‌گذارد، ارائه می‌دهد. این مطالعات می‌تواند در طراحی بهتر مأموریت‌های آینده مورد استفاده قرار گیرد.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۳۱ خرداد ۱۴۰۴
بازنگری ۲۶ مهر ۱۴۰۴
پذیرش ۲۸ مهر ۱۴۰۴
اولین انتشار ۱۲ آبان ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

حرکت کپسول فضایی
شبیه‌سازی ورود مجدد به جو
فاز فرود
شبیه‌سازی
طراحی مفهومی

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: maryamalizadeh.bkh@gmail.com

How to Cite this Article:

M. Alizadeh and M. Navabi, "Simulating the movement of the space capsule from the moment of separation before the landing phase for conceptual design," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 3, pp. 83-90, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1551>.

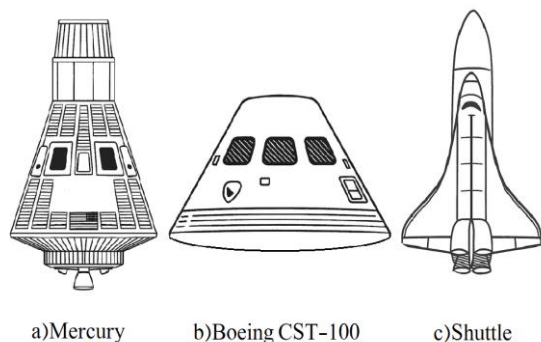


COPYRIGHTS

© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



سیلندری با سر پخ و ضریب باریک شونده‌ی پایین دارای ضریب نیروی پسای قابل توجهی است [۳]. در مرجع [۴]، یک چارچوب کنترل و تخمین برای بازگشت هدفمند فضاپیماها دارای سامانه‌ی کنترل بر پایه‌ی درگ ارائه شده است که عدم قطعیت چگالی جو را نیز در مدل پیش‌بین کنترل در نظر می‌گیرد. از مکانیزم جرم متحرک برای کنترل زاویه رول در یک کپسول بازگشتی با وضعیت ثابت (Fixed-Trim) استفاده شده و پایداری دینامیکی آن بررسی گردیده است [۵]. مرجع [۶] به طراحی و تحلیل سامانه کنترل آیرودینامیکی برای یک وسیله بازگشتی تاشونده با استفاده از جرم متحرک جهت بهبود پایداری و قابلیت مانور اختصاص دارد. تمام فضاپیماها بازگشتی به زمین را می‌توان بر اساس نسبت برآ به پسا ($\frac{L}{D}$) به سه گروه متمایز تقسیم کرد: کپسول‌هایی با نسبت برآ به پسا صفر، کپسول‌هایی با نسبت برآ به پسا کوچک ($\frac{L}{D} < 0.7$) و کپسول‌هایی با نسبت برآ به پسا بالا ($\frac{L}{D} > 0.7$). شکل ۱ این دسته‌بندی را نشان می‌دهد. این دسته‌بندی ویژگی‌های آیرودینامیکی و چالش‌های مرتبط با طراحی و کنترل عملیاتی آن‌ها را منعکس می‌کند [۷].



شکل ۱- فضاپیماهای با نسبت برآ به پسا متفاوت.

Fig. 1. Spacecraft with different lift-to-drag ratios.

فضایماهای با نسبت برآ به پسا صفر

فضایماهای با نسبت برآ به پسا صفر، با عدم وجود نیروی برآ و ممان‌های پیچشی حول مرکز جرم خود مشخص می‌شوند. در نتیجه، این فضاپیماها نیازی به تدابیر فعال برای تثبیت چرخش خود ندارند. مسیر نزول آن‌ها یک مسیر بالستیک غیرقابل کنترل را دنبال می‌کند که دارای پیامدهای قابل توجهی است. برنامه‌های فضایی اولیه مانند وستوک و مرکوری این طراحی را به دلیل سادگی آن پذیرفتند. با این حال، معایب نزول بالستیک غیر قابل کنترل، از جمله بارهای دینامیکی بالا و کنترل محدود فرود، منجر به کنار گذاشته شدن آن در بیشتر مأموریت‌های مدرن شده است [۸].

فهرست علائم

C_A	ضریب نیروی محوری
C_D	ضریب پسا
C_L	ضریب برآ
C_{MO}	ضریب گشتاور شیب حول دماغه کپسول
$C_{M\alpha}$	ضریب گشتاور شیب حول مرکز جرم کپسول
C_N	ضریب نیروی نرمال
I_x, I_y, I_z	ممان اینرسی کپسول حول محورهای X, Y, Z
R_E	شعاع زمین
x_{cm}	مختصات Z مرکز جرم در چارچوب بدنی
z_{cm}	مختصات X مرکز جرم در چارچوب بدنی
μ_a	زاویه کرانه
A	سطح مقطع کپسول
H	ارتفاع از سطح زمین
V	سرعت کپسول
g	شتاب گرانشی زمین
l	طول کپسول
m	جرم کپسول
q	فشار دینامیکی
x	زاویه آزیموت مسیر
α	زاویه حمله فضایی
θ	زاویه عرض جغرافیایی
ρ	چگالی اتمسفر
φ	زاویه رول
ϑ	زاویه مسیر پرواز
ϕ	زاویه طول جغرافیایی

مقدمه

بازگشت فضاپیماها از مدار به سطح زمین یکی از چالش‌های بنیادی و پیچیده در سامانه‌های فضانوردی مدرن است. مطالعه حرکت یک جسم صلب در اطراف مرکز جرم آن بزرگ‌ترین مشکل را در مطالعه نزول آن به جو زمین ایجاد می‌کند. این حرکت توسط یک سیستم معادلات دیفرانسیل غیرخطی توصیف می‌شود. در این مطالعه حرکت کنترل نشده یک کپسول با مرکز جرم جابه‌جاشده بررسی شده است. مرجع [۱] نشان داده است که با تنظیم محل مرکز جرم کاوشگر استوانه‌ای می‌توان پایداری آن را در فاز ورود به جو به صورت افقی یا عمودی کنترل کرد. می‌توان برای کنترل زاویه‌های اغتشاشی فضاپیمای بازگشتی در فاز ورود به جو، از مکانیزم جرم‌های انتقالی داخلی استفاده کرد [۲]. بدنه

مورد دماغه آن مشخص می‌شود. این ضرایب را در سری فوریه (۱) تجزیه می‌کنیم.

$$\begin{aligned} C_A(\alpha) &= \sum_{i=0}^N C_{Ai} \cos(ai) \\ C_{MO}(\alpha) &= \sum_{i=1}^N c_{Mi} \sin(ia) \\ C_N(\alpha) &= \sum_{i=1}^N c_{Ni} \sin(ia) \end{aligned} \quad (1)$$

که در آن α زاویه فضایی حمله و N تعداد جملات سری فوریه است. بر اساس نظریه نیوتنی اصلاح شده [۱۲]، برنامه ای برای محاسبه ضرایب آیرودینامیکی در مرجع [۱۳] آورده شده است.

ضریب گشتاور پیچ C_{MO} حول دماغه کپسول تنظیم می‌شود. در معادلات حرکت فضایی در جو، گشتاور پیچ در مورد مرکز جرم مورد نیاز است. ضریب C_{MO} با ضریب گشتاور پیچ حول مرکز جرم $C_{M\alpha}$ با معادله زیر مرتبط است:

$$C_{M\alpha} = C_{MO} + C_N \frac{x_{cm}}{l} - C_A \frac{z_{cm}}{l} \quad (2)$$

که در آن x_{cm} و z_{cm} مختصات مرکز جرم و l طول کپسول است. اگر مرکز جرم کپسول روی محور تقارن آن قرار گیرد، در این مورد، زاویه حمله تریب در مقدار ۱۰-۲۰ درجه نگه داشته می‌شود [۱۲]. با استفاده از ضریب نیروی نرمال و محوری ضریب برآ و پسا آیرودینامیکی به این صورت محاسبه می‌گردد:

$$\begin{aligned} C_L(\alpha) &= -C_A \sin\alpha + C_N \cos\alpha \\ C_D(\alpha) &= C_A \cos\alpha + C_N \sin\alpha \end{aligned} \quad (3)$$

معادلات حرکت

در مطالعه حرکت یک کپسول ورود مجدد به جو، لازم است معادلات دیفرانسیل توصیف‌کننده حرکت انتقالی مرکز جرم آن و حرکت چرخشی حول مرکز جرم به‌دست آید. اجازه دهید سیستم‌های مختصات را معرفی کنیم: $O X_g Y_g Z_g$ g-system، چارچوب مسیر پرواز $O X_k Y_k Z_k$ و بدنه ثابت $OXYZ$ مبدا O_c مرکز جرم کپسول ورود مجدد است، محور $O Y_g$ در امتداد بردار شعاع مرکز جرم Γ قرار دارد، محور $O Z_g$ در صفحه تشکیل شده توسط بردار Γ و بردار سرعت زاویه‌ای زمین ω_E قرار دارد. $O X_g$ سیستم سمت راست را کامل می‌کند. محور $O X_k$ در امتداد بردار سرعت V هدایت می‌شود، محور $O Y_k$ در صفحه عمودی محلی قرار دارد و $O Z_k$ سیستم سمت راست را کامل می‌کند. محور $O X$ با محور طولی کپسول منطبق است. انتقال از قاب مسیر پرواز $O X_k Y_k Z_k$ به قاب ثابت بدن $OXYZ$ را می‌توان با سه چرخش توسط زوایای اویلر نشان داده شده در شکل ۲ انجام داد.

فضایماهای با نسبت برآ به پسا کوچک

بیشتر کپسول‌های بازگشتی مدرن در این دسته قرار می‌گیرند و دارای نسبت‌های برآ به پسا در محدوده $\frac{L}{D} \in [0, 0.3]$ هستند. این کپسول‌ها معمولاً دارای شکلی مخروطی با قاعده کروی هستند. نسبت برآ به پسا کوچک با جابه‌جایی مرکز جرم از محور تقارن کپسول به‌دست می‌آید [۹].

این طراحی‌ها به دلیل تعادل بین سادگی و کارایی، به‌طور گسترده‌ای پذیرفته شده‌اند. نمونه‌هایی از این کپسول‌ها شامل سایوز TMA، اسپیس‌اکس دراگون، فضایمای چندمنظوره اوریون (MPCV) و بوئینگ CST-100 هستند. این کپسول‌ها به‌طور گسترده‌ای برای مأموریت‌های سرنشین‌دار و ارسال محموله به سطوح سیاره‌ای استفاده می‌شوند [۱۰].

فضایماهای با نسبت برآ به پسا بالا

فضایماهایی با نسبت برآ به پسا بالا ($L/D > 0.7$) اغلب به بال‌ها یا سازه‌های آیرودینامیکی مشابه مجهز هستند. این پیکربندی امکان کنترل دقیق مسیر در یک محدوده وسیع را فراهم می‌کند و آن‌ها را برای کاربردهای پیشرفته مناسب می‌سازد. نمونه‌هایی از این فضایماها شامل شاتل فضایی، بوران، بوئینگ X-37B هستند.

ویژگی‌های آیرودینامیکی و کنترلی فضایماهای بازگشتی بر اساس نسبت برآ به پسا به‌طور قابل‌توجهی متفاوت است. کپسول‌هایی با نسبت برآ به پسا کوچک، تعادلی بهینه برای ورود کنترل شده به جو فراهم می‌کنند، درحالی‌که در برابر خرابی‌ها نیز مقاوم هستند. مطالعه حرکت آن‌ها در شرایط غیر قابل کنترل همچنان یک حوزه حیاتی تحقیق است که به توسعه طراحی‌های ایمن‌تر و کارآمدتر فضایماها کمک می‌کند [۱۱].

ضرایب آیرودینامیکی

برای پیش‌بینی سریع نیروها و فشارهای آیرودینامیکی بر وسایل نقلیه آیرودینامیکی مافوق‌صوت، به‌ویژه کپسول‌های فضایی بازگشت به زمین، نظریه ساده و پایه مطلوب است. شاید محبوب‌ترین نظریه برای این نوع تحلیل، نظریه برخورد نیوتنی (Newtonian Impact Theory) و اصلاحات مختلف آن باشد. مفهوم جریان نیوتنی فرض می‌کند که گاز جریان آزاد، با برخورد به یک سطح، مؤلفه تکانه طبیعی خود را به آن سطح از دست می‌دهد و سپس در امتداد سطح حرکت می‌کند و مؤلفه مماسی تکانه‌اش بدون تغییر (برخورد غیرالاستیک) حرکت می‌کند. به‌طور کلی، خواص آیرودینامیکی فضایما با ضرایب نیروهای آیرودینامیکی C_A محوری و C_N معمولی و گشتاور شیب دار C_{MO} در

معادله ۷ معادلات سینماتیکی را نشان می‌دهند.

$$\begin{aligned} \dot{H} &= V \sin \theta \\ \dot{\theta} &= \frac{V \cos \theta \cos x}{R_E + H \cos \phi} \\ \dot{\phi} &= \frac{v \cos \theta \sin x}{(R_E + H)} \end{aligned} \quad (7)$$

که در آن V سرعت مرکز جرم کپسول ورود مجدد است، H فاصله از سطح سیاره تا مرکز جرم، θ زاویه مسیر پرواز، x زاویه آزیموت مسیر پرواز، ϕ زاویه میل مداری است، θ آرگومان حضیض است، m جرم کپسول ورود مجدد است، g شتاب گرانشی زمین در ارتفاع H است، R_E شعاع زمین است، μ_a زاویه کرانه است [۱۵].

هنگامی که معادله ۶ و ۷ یکپارچه می‌شوند، موقعیت وسیله نقلیه را همان‌طور که از سیاره دیده می‌شود فراهم می‌کنند. همچنین گرانش تابعی از شعاع است و می‌توان آن را به صورت زیر نوشت:

$$g = g_0 \left(\frac{R_E}{R_E + H} \right)^2 \quad (8)$$

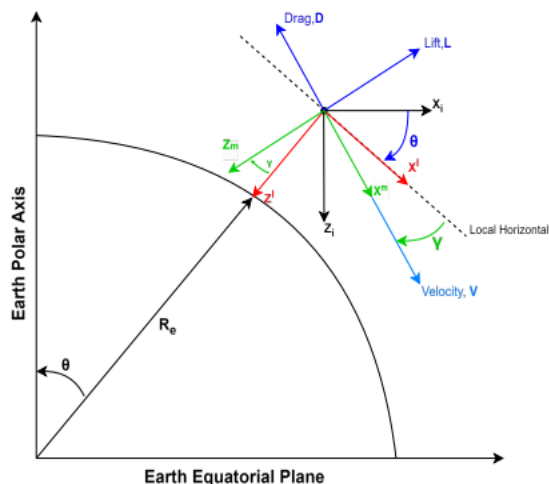
که در آن g_0 ثابت گرانش می‌باشد. فشار دینامیکی q معیاری از نیروی آیرودینامیکی است که بر روی کپسول ورود مجدد به دلیل حرکت با سرعت بالا در جو وارد می‌شود. به این صورت تعریف می‌شود:

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (10)$$

که در آن ρ چگالی اتمسفر است که با ارتفاع تغییر می‌کند و v سرعت نسبی کپسول است. همان‌طور که کپسول در هنگام ورود مجدد به لایه‌های متراکم اتمسفر فرود می‌آید، سرعت آن در ابتدا بسیار زیاد است. این باعث می‌شود فشار دینامیکی به شدت افزایش یابد و زمانی که ترکیب سرعت و چگالی اتمسفر در بالاترین حد است به حداکثر مقدار خود می‌رسد. اوج فشار دینامیکی معمولاً در ارتفاعاتی اتفاق می‌افتد که اتمسفر به اندازه‌ای متراکم است که مقاومت قابل توجهی ایجاد کند، اما قبل از اینکه سرعت توسط نیروهای پسا به میزان قابل توجهی کاهش یابد. فشار دینامیکی یک عامل مهم در حرکت کپسول فضایی است زیرا مستقیماً بر نیروهای آیرودینامیکی و بارهای ساختاری تجربه شده توسط کپسول تأثیر می‌گذارد.

مدل جوی

برای بررسی صحیح مسئله حرکت کپسول فضایی، ابتدا باید مدل مناسبی از جو زمین داشته باشیم. در طول مسیر، کپسول فضایی در معرض نیروهای گرانشی و همچنین نیروهای آیرودینامیکی است.



شکل ۲- مسیر ورود مسطح [۱۴].

Fig. 2. Planar entry trajectory [14].

برای به دست آوردن معادلات حرکت از قانون نیوتن استفاده می‌شود. در هر لحظه، نیروی کل، \vec{F} ، که بر جرم نقطه‌ای وارد می‌شود، با معادله زیر نمایش داده می‌شود:

$$\vec{F} = \vec{T} + \vec{A} + m\vec{g} \quad (4)$$

که در آن \vec{T} نیروی رانش، \vec{A} نیروی آیرودینامیکی (برآ و پسا)، m جرم وسیله نقلیه و \vec{g} نیروی گرانش است. نیروی رانش را می‌توان نادیده گرفت، زیرا ورود مجدد به جو یک پرواز بدون نیرو است. بیشتر حرکتی که می‌خواهیم توصیف کنیم، نسبت به قاب مرجع ثابت در سیاره راحت‌تر اندازه‌گیری می‌شود. وسیله نقلیه به عنوان ذره‌ای با جرم ثابت در نظر گرفته می‌شود که در یک صفحه نسبت به زمین کروی و غیر چرخشی حرکت می‌کند. قانون دوم حرکت نیوتن را می‌توان اعمال کرد، بنابراین:

$$m \frac{d\vec{v}}{dt} = \vec{F} = \vec{A} + m\vec{g} \quad (5)$$

در این مورد، حرکت مرکز جرم کپسول با معادلات مکانیکی پرواز عمومی برای کاربردهای فضایی توصیف می‌شود. برای حفظ پرواز مسطح، فرض می‌کنیم که بردار برآ و نیروی رانش وجود ندارد.

$$\begin{aligned} \dot{v} &= \frac{C_D q A}{m} - g \sin \theta \\ \dot{\theta} &= \frac{C_L q A}{mv} \cos \mu_a - \frac{g}{v} \cos \theta + \frac{V \cos \theta}{R_E + H} \\ \dot{x} &= \frac{C_L q A \sin \mu_a}{mv \cos \theta} - \frac{v \cos \theta \cos x \tan \phi}{R_E + H} \end{aligned} \quad (6)$$

شبیه‌سازی

کپسول‌های فضایی با بدنه مخروطی شکل، سر پخ و قاعده گرد به‌عنوان فضایماهایی برای حمل و نقل انسان گسترده شده‌اند. این بدنه کپسول داری نسبت برآ به پسا کوچک $\frac{L}{D} \in [0, 0.3]$ می‌باشد. که کپسول فضایی اوریون با نسبت برآ به پسا $0.27-0.25$ در این دسته‌بندی از کپسول‌ها قرار می‌گیرد [۱۷]. این کپسول متقارن محوری است که در آن x_{cm} و z_{cm} مختصات مرکز جرم به ترتیب $0.4 l$ ، $0.1 l$ و طول کپسول $l = 3.3 m$ است. ممان‌های اینرسی آن $I_x = 2.52 \times 10^4 kg.m^2$ ، $I_y = 1.01 \times 10^4 kg.m^2$ و $I_z = 9.98 \times 10^3 kg.m^2$ می‌باشد. جرم کپسول اوریون $8000 kg$ می‌باشد. برای انجام شبیه‌سازی یک فرود کنترل نشده با زاویه مسیر پرواز -6° درجه و طول جغرافیای -5° درجه و عرض جغرافیایی 0° درجه در نظر می‌گیریم. شبیه‌سازی در ارتفاع 7620 متری زمین پایان می‌یابد. زاویه بنک 50° درجه، ثابت در نظر گرفته شده است. شکل ۳ نمودار سرعت به ارتفاع در زاویه بنک ثابت 50° درجه را نشان می‌دهد. در این حالت، کپسول نیروی برآ بیشتری تولید می‌کند، که باعث می‌شود مدت بیشتری در ارتفاعات بالا باقی بماند.

این تأخیر در ورود به جو متراکم، نرخ کاهش سرعت را آرام‌تر می‌کند. از آنجا که کپسول مدت بیشتری را در لایه‌های بالایی جو سپری می‌کند، سرعت آن به تدریج کاهش می‌یابد. همچنین در شکل ۴ عدد ماخ به‌طور قابل توجهی با پایین آمدن کپسول از طریق چگالی و دمای جوی متفاوت تغییر می‌کند، بر نیروهای آیرودینامیکی، نرخ گرمایش و پایداری دینامیکی کپسول تأثیر می‌گذارد. عدد ماخ در ارتفاع تقریباً 97536 متری به حداکثر می‌رسد پس از این پیک، به‌طور پیوسته کاهش می‌یابد. زاویه مسیر پرواز برای کپسول اوریون -6° درجه در نظر گرفته شده است. این مقدار خطر کمتری برای احتمال خروج از جو را داراست.

در شکل ۶ زاویه مسیر پرواز به ارتفاع پروازی مسیر شبیه‌سازی شده را نمایش می‌دهد که تغییر زاویه مسیر پرواز زیاد است و این زاویه تا -90° درجه تغییر می‌کند. فشار دینامیکی در محدوده 30 تا 50 کیلو پاسکال، بسته به سرعت و شرایط جوی به اوج می‌رسد. مقدار اوج در شکل ۵، 4 کیلو پاسکال منطقی و در محدوده مورد انتظار به نظر می‌رسد. با توجه به فرض غیر چرخنده بودن زمین زوایایی طول و عرض جغرافیایی تغییر کمی خواهند داشت که در شکل ۷ و ۸ نشان داده شده است.

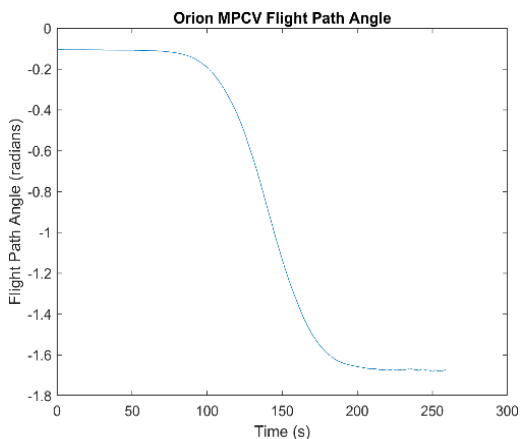
درحالی‌که نیروهای گرانشی در سراسر مراحل حرکت وجود دارند، نیروهای آیرودینامیکی فقط در زیر 50 کیلومتر وجود دارند که فراتر از آن فشار دینامیکی افزایش می‌یابد. یک مدل جوی باید بتواند تغییرات عمودی فشار، چگالی و دما را نشان دهد. انتظار می‌رود که خواص جوی نه تنها با زمان، بلکه با مکان نیز متفاوت باشد. برای مثال، ما انتظار داریم که چنین ویژگی‌هایی با طول و عرض جغرافیایی متفاوت باشد. با این وجود، ما مطالعات خود را در اینجا به نمایش جو توسط یک مدل محدود می‌کنیم. چنین مدل استاندارد جوی ممکن است در ارزیابی عملکرد اصلی یک وسیله نقلیه مفید باشد. مدل‌های جوی تحلیلی و تجربی مختلفی برای محاسبه مسیرهای ورود مجدد کپسول وجود دارد. هدف اصلی آن‌ها ارائه مقادیر چگالی هوا و دما است؛ زیرا این مقادیر برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی، عدد ماخ و سایر ضرایب ضروری هستند. همانند شبیه‌سازی مداری، یک مدل اتمسفر مرجع جهانی تجربی به نام NRML SISE-00 در شبیه‌سازی به‌منظور مدل‌سازی مقادیر چگالی و سرعت هوا پیاده‌سازی شده است [۱۶].

در جدول ۱ دما و چگالی در ارتفاع‌های 0 تا 140 کیلومتر این مدل جوی گرد آوری شده است.

جدول ۱- مدل جوی.

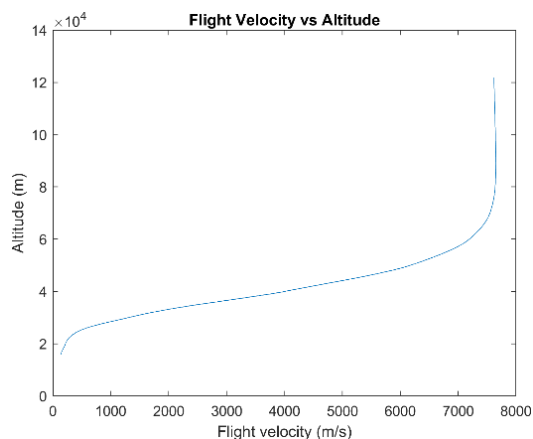
Table 1. Atmospheric model.

	Altitude (km)	Density(kg/m ³)	Temperature(K)
1	0.0	1.286000e+00	275.2
2	10.0	4.026000e-01	217.0
3	20.0	8.500000e-02	208.1
4	30.0	1.623000e-02	213.9
5	40.0	3.219000e-03	246.2
6	50.0	8.241000e-04	257.4
7	60.0	2.289000e-04	240.8
8	70.0	5.730000e-05	227.3
9	80.0	1.309000e-05	221.0
10	90.0	2.975000e-06	202.9
11	100.0	5.723000e-07	180.1
12	110.0	8.523E-11	239.1
13	130.0	6.879e-15	538.4
14	140.0	3.483e-15	651.9



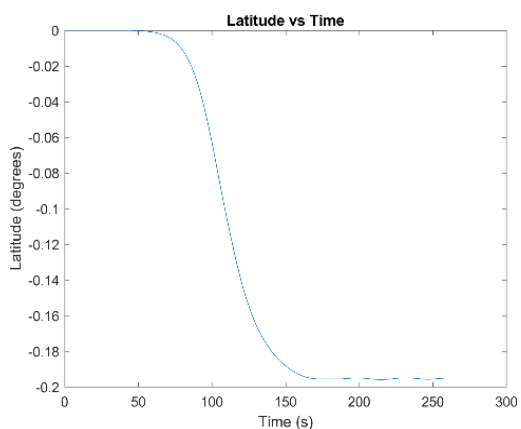
شکل ۶- نمودار زاویه مسیر پرواز-زمان.

Fig. 6. Flight Path Angle vs. Time.



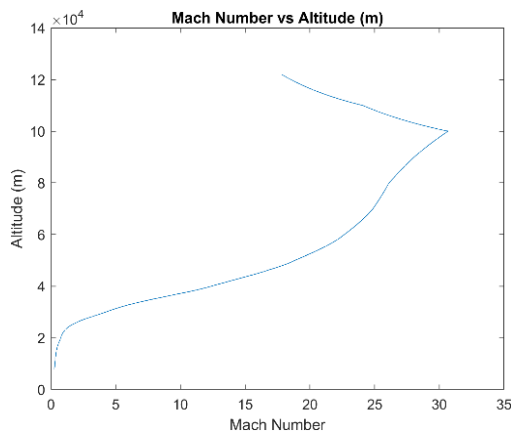
شکل ۳- نمودار سرعت-ارتفاع.

Fig. 3. Velocity vs. Altitude.



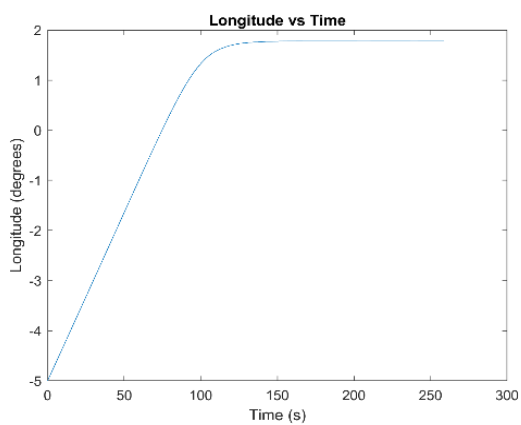
شکل ۷- نمودار عرض جغرافیایی-زمان.

Fig. 7. Latitude vs. Time.



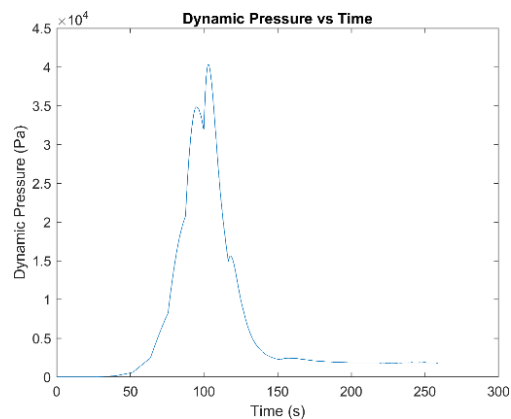
شکل ۴- نمودار ماخ-ارتفاع.

Fig. 4. Mach Number vs. Altitude.



شکل ۸- نمودار طول جغرافیایی-زمان.

Fig. 8. Longitude vs. Time.



شکل ۵- نمودار فشار دینامیکی-زمان.

Fig. 5. Dynamic Pressure vs. Time.

نتیجه گیری

سرعت، ارتفاع، زاویه مسیر، فشار دینامیکی، عرض و طول جغرافیایی همگی پارامترهای مهمی در تحلیل دینامیک حرکت کپسول در طول ورود به جو هستند. فشار دینامیکی مستقیماً بر نیروهای آیرودینامیکی و بارهای حرارتی اثر می‌گذارد و تغییرات آن باید به‌دقت مدل‌سازی شود. از سوی دیگر، در ورود مجدد کنترل نشده، مسیر کپسول عمدتاً عمودی بوده و تغییرات عرض و طول جغرافیایی محدود است. جابه‌جایی مرکز جرم از محور تقارن کپسول باعث ایجاد یک نسبت کوچک برآ به پسا می‌شود، مطالعه حاضر درک واضح‌تری از اینکه چگونه جابه‌جایی‌های کوچک مرکز جرم بر ثبات ورود مجدد کنترل نشده یک کپسول فضایی تأثیر می‌گذارد، ارائه می‌دهد

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- vehicle," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 33, no. 1, pp. 54–60, 1996, <https://doi.org/10.2514/3.55707>.
- [6] A. Fedele, S. Carannante, M. Grassi, and R. Savino, "Aerodynamic control system for a deployable re-entry capsule," *Acta Astronautica*, vol. 181, pp. 69–79, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.05.049>
- [7] Y. G. Sikharulidze, *Aircraft Ballistics*, Moscow: Nauka, 1982, pp. 244–249. (in Russian)
- [8] V. A. Yaroshevskii, *Motion of an Uncontrolled Body in the Atmosphere*, Moscow: Mashinostroenie, 1978. (in Russian)
- [9] D. K. Litton *et al.*, "Inflatable re-entry vehicle experiment (IRVE)-4 overview," in *21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, Dublin, Ireland, 2011, Paper AIAA 2011-2580, <https://doi.org/10.2514/6.2011-2580>.
- [10] V. S. Aslanov, *Spatial Motion of a Body at Descent in the Atmosphere*, Moscow: Fizmatlit, 2004. (in Russian)
- [11] O. M. Alifanov, V. I. Outchvatov, and K. M. Pichkhadze, "Thermal protection of re-entry vehicles with the usage of inflatable systems," *Acta Astronautica*, vol. 53, no. 4–10, pp. 541–546, 2003, [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(03\)80015-2](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(03)80015-2).
- [12] V. S. Aslanov and A. S. Ledkov, "Chaotic motion of a reentry capsule during descent into the atmosphere," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 39, no. 8, pp. 1834–1843, 2016, <https://doi.org/10.2514/1.G000411>.
- [13] H. Jaslow, "Aerodynamic relationship inherent in Newtonian impact theory," *AIAA Journal*, vol. 6, no. 4, pp. 608–612, 1968, <https://doi.org/10.2514/3.4552>.
- [14] F. J. Regan, *Dynamics of Atmospheric Re-Entry*, Washington, DC: AIAA, 1993.
- [15] C. Weiland, *Computational Space Flight Mechanics*, Berlin: Springer, 2010, pp. 93–119. <https://doi.org/10.1007/978-3-642-13583-5>.
- [16] A. Fedele, S. Omar, S. Cantoni, R. Savino, and R. Bevilacqua, "Precise re-entry and landing of propellantless spacecraft," *Advances in Space Research*, vol. 68, no. 11, pp. 4336–4358, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.09.029>.
- [17] J. Rea, "Orion entry performance-based center-of-gravity box," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, Ontario, Canada, 2010, Paper AIAA 2010-8061, <https://doi.org/10.2514/6.2010-8061>.
- [1] M. Tayefi, and R. Kamali Moghadam, "Design and dynamic analysis for vertical and horizontal cylindrical body in reentry flight," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 15, no. 3, pp. 1-9, 2022, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1390>.
- [2] M. Karim Abadeh and M. Tayefi, "Spacecraft re-entry control using cross and radial moving-mass actuators," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 17, no. 3, pp. 15-27, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1473>.
- [3] S. Abdollahi, "Experimental and numerical investigation of the aerodynamic characteristics of a cylindrical space capsule in axial supersonic and subsonic flows," *Fluid Mechanics and Aerodynamics*, vol. 3, no. 4, pp. 57-72, 2020, (in Persian).
- [4] A. D. Hayes and R. J. Caverly, "atmospheric density-compensating model predictive control for targeted reentry of drag-modulated spacecraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 48, no. 11, pp. 2541-2556, 2025, <https://doi.org/10.2514/1.G008665>.
- [5] T. Petsopoulos, F. J. Regan, and J. Barlow, "Moving-mass roll control system for fixed-trim re-entry