

# Design and Dynamic Analysis for Vertical and Horizontal Cylindrical Body in Reentry Flight

Morteza Tayefi<sup>1\*</sup>  and Ramin Kamali Moghadam<sup>2</sup> 

1. Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran
2. Associate Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

\*Corresponding Author's E-mail: [tayefi@kntu.ac.ir](mailto:tayefi@kntu.ac.ir)

## Abstract

To create drag and reduce the speed of space payloads in the phase of entering the atmosphere, the payload body itself can be used as brake mechanisms without using additional tools. The approach analyzed in this paper is the separation of the nose and then the stability of the cylindrical body in horizontal or vertical mode. First, by numerical solution, the cylindrical body is aerodynamically simulated in the flight conditions entering the atmosphere, and the location of the center of mass is designed to achieve static stability. Then, by developing the equations of motion of atmospheric reentry using aerodynamic coefficients and derivatives calculated by DATCOM, the flight parameters for both modes are compared and evaluated. The simulation results show that the horizontal flight is more efficient and is able to create better conditions for opening the parachute and landing. Another advantage of atmospheric reentry flight in horizontal mode is the proper distribution of aerodynamic heating and reduction of heat load in certain points of the payload.

**Keywords:** Reentry flight, Space capsule, Cylindrical body, Static and dynamic stability



## COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. 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/).

## How to cite this article:

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>.

# طراحی و تحلیل دینامیکی ورود به جو جسم استوانه‌ای برای مودهای پایدار افقی و عمودی

مرتضی طایفی<sup>\*۱</sup> و رامین کمالی مقدم<sup>۲</sup>

۱ - دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

۲ - پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

\*ایمیل نویسنده مخاطب: [tayefi@kntu.ac.ir](mailto:tayefi@kntu.ac.ir)

## چکیده

برای ایجاد درگ و کاهش سرعت در فاز ورود به جو کاوشگرهای فضایی، می‌توان بدون استفاده از مکانیزم‌های اضافی از خود بدنه کاوشگر به طور مطلوب استفاده کرد. رویکردی که در این مقاله تجزیه و تحلیل می‌شود عبارت است از جدایش دماغه و سپس پایداری جسم استوانه‌ای در مود افقی یا عمودی با کمک تنظیم محل مرکز جرم. در ابتدا با حل عددی، جسم استوانه‌ای در شرایط پروازی ورود به جو شبیه‌سازی آیرودینامیکی می‌شود و محل مرکز جرم برای رسیدن به هر کدام از حالت‌های پایداری طراحی می‌شود. سپس با توسعه معادلات حرکت شش درجه آزادی بازگشت به جو و استفاده از ضرایب و مشتقات آیرودینامیکی محاسبه شده توسط دتکام، پارامترهای پروازی شامل سرعت، شتاب، ارتفاع، زاویه حمله و عدد ماخ برای هر دو حالت مقایسه و ارزیابی می‌شوند. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که بازیابی افقی قادر است شرایط مطلوب‌تری را برای باز شدن چتر و فرود ایمن ایجاد کند. از جمله این شرایط، سرعت حدی محموله در فاز فرود هست که برای مود افقی مقدار کمتری نسبت به مود عمودی دارد.

واژه‌های کلیدی: پرواز ورود به جو، کاوشگر فضایی، بدنه استوانه‌ای، پایداری افقی و عمودی

علائم و اختصارات	
A	نیروی محوری
N	نیروی نرمال
S	سطح مرجع
L	طول مرجع
$\alpha$	زاویه حمله
$\beta$	زاویه سرش جانبی
Q	فشار دینامیکی
$C_x$	تغییرات نیرو در راستای x
$C_y$	تغییرات نیرو در راستای y
$C_z$	تغییرات نیرو در راستای z
$C_l$	تغییرات گشتاور حول محور x
m	جرم
I	ممان اینرسی
g	شتاب گرانش
T <sup>BI</sup>	ماتریس تبدیل از دستگاه اینرسی به بدنی
T <sup>GI</sup>	ماتریس تبدیل از دستگاه گرانش به اینرسی
$x_{cg}$	فاصله مرکز جرم تا نوک استوانه
$x_{cp}$	فاصله مرکز فشار تا نوک استوانه
$F_a$	نیروهای آیرودینامیکی
$M_a$	ممان‌های آیرودینامیکی

هنگام ورود به جو) بدست آید. بر طبق مطالعات صورت گرفته، نیروی حاکم بر وسیله بازگشتی به جو نیروی درگ است که بر طبق نظریه نیوتن، متاثر از هندسه، عدد ماخ و بیشتر از همه عدد رینولدز است [۲].

یک جسم استوانه‌ای معمولاً در شرایط بازگشت به جو نوسانات و تلاطمات زیادی را متحمل می‌شود. برای افزایش درگ، کاهش سرعت بازگشتی و توزیع مناسب گرمایش آیرودینامیکی و کاهش بار حرارتی در نقاط خاص، گاهی ترجیح داده می‌شود که محموله‌های بازگشتی بصورت افقی بازیابی شوند. با توجه به فیلم تست پرتاب اوربون<sup>۳</sup> با محموله بازگشتی س‌ایتک [۳]، مشاهده می‌شود که سعی شده است در این ماموریت، محموله در فاز ورود به جو، وضعیت افقی داشته باشد. این فیلم در سایت آزمایشگاه طراحی ماموریت ناسا موجود است. از محموله‌های کاوشی دیگر که با مشاهده نتایج تست آنها به نظر می‌رسد به صورت افقی بازیابی شده‌اند، می‌توان به پروژه‌های تکسوس-۴۳ و مکسوس-۷ اشاره نمود [۲،۴]. در این مراجع، داده‌های تست پروازی شامل مسیر حرکت و وضعیت برای چند محموله استوانه‌ای با نوک مخروطی نیز تحلیل و بررسی شده‌اند.

پایداری دینامیکی کاوشگرهای فضایی با شکل هندسی بلانت در پرواز اتمسفری هنگام ورود به جو توسط [۵،۶] مورد مطالعه قرار گرفته است. در [۷] شکل هندسی ایروشل<sup>۷</sup> برای پرواز ورود به جو مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است. نمونه این فرم‌های هندسی را می‌توان در شکل ۱ مشاهده نمود. تحلیل دینامیک و کنترل پرواز ورود به جو محموله استوانه‌ای بالک‌دار به صورت عمودی در تحقیق‌های قبلی انجام شده است [۸-۱۰].

از آنجا که اطلاعات و تحلیل‌های دینامیکی کافی برای طراحی ماموریت بازگشت به جو محموله‌های استوانه‌ای به صورت افقی وجود ندارد، در این مقاله به مدلسازی آیرودینامیکی، توسعه معادلات پرواز و شبیه‌سازی این گونه محموله‌ها پرداخته می‌شود. برای محاسبه گشتاورها و توسعه معادلات از مراجع [۱۱-۱۳] کمک گرفته شده است و کد شبیه‌سازی برای ارزیابی پارامترهای پروازی نظیر سرعت، شتاب، ارتفاع، زاویه حمله و عدد ماخ در نرم‌افزار متلب - سیمولینک تهیه شده است.



شکل ۱ - شمایی از شکل هندسی بلانت (چپ) و ایروشل (راست)

$C_m$	تغییرات گشتاور حول محور $y$
$C_n$	تغییرات گشتاور حول محور $z$
$p$	سرعت زوایه ای حول محور $x$
$q$	سرعت زوایه ای حول محور $y$
$r$	سرعت زوایه ای حول محور $z$
$C_{xq}$	تغییرات نیرو در راستای $x$ بر حسب $q$
$C_{zq}$	تغییرات نیرو در راستای $z$ بر حسب $q$
$C_{y\beta}$	تغییرات نیرو در راستای $y$ بر حسب $\beta$
$C_{yp}$	تغییرات نیرو در راستای $y$ بر حسب $p$
$C_{yr}$	تغییرات نیرو در راستای $y$ بر حسب $r$
$C_{lr}$	تغییرات ممان غلشی بر حسب تغییرات $r$
$C_{lp}$	تغییرات ممان غلشی بر حسب تغییرات $p$
$C_{lq}$	تغییرات ممان پیچشی بر حسب تغییرات $q$
$C_{nr}$	تغییرات ممان گردشی بر حسب تغییرات $r$
$C_{np}$	تغییرات ممان گردشی بر حسب تغییرات $p$
$c$	chord متوسط
$b$	span
$V$	سرعت کل
$\omega$	سرعت زوایه‌ای

## مقدمه

بارهای دینامیکی تاثیر زیادی در طراحی بسیاری از سازه‌های مهندسی دارند، به طور خاص، مقاطع دایره‌ای به دلیل شکل ساده در ساخت و سازه‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند. اما هنگامی که صحبت از دینامیک هوایی یا آبی می‌شود، هندسه ساده یک رفتار پیچیده را به ارمغان می‌آورد، زیرا ویژگی‌های جداسازی جریان به شدت به عدد رینولدز مبتنی بر قطر بستگی دارند. آیرودینامیک سیلندرهای دایره‌ای موضوع تحقیقات بیشماری بوده است که هدف آنها درک ویژگی‌های مقاطع دایره‌ای است که کاربردهای متعددی در زمینه‌هایی مثل عمران و وسایل هوافضایی دارند [۱].

از طرف دیگر بخش بازگشت به جو محموله‌های بازگشتی فاز مهمی از پرواز بالستیک است به ویژه هنگامی که لازم باشد داده‌های آزمایشات برای پروازهای آینده تفسیر شوند. از این رو، تحلیل دینامیک محموله‌های بازگشتی که می‌توانند استوانه‌ای شکل باشند از اهمیت زیادی برخوردار است. برای این منظور لازم است که یک دید کلی از پارامترهای پروازی شامل زاویه حمله، زمان فرورد، سرعت بازیابی و مسیر حرکت (طولی یا عمودی بودن

6 TEXUS-43 and MAXUS-7  
7 Aeroshell

3 Terrier-Orion  
4 Sub-Tec  
5 MPL

شبکه لایه مرزی با تعداد ۲۰ لایه، ضخامت لایه مرزی را (۲/۸ میلی‌متر) پوشش می‌دهد و انتظار می‌رود که با این شبکه پاسخ‌های مناسبی استخراج شوند. مدل توربولانسی استفاده شده در این تحلیلها SST-k-w بدون استفاده از توابع اصلاح دیواره است [۱۶]. با استفاده از شبکه‌بندی ایجاد شده، تحلیل‌های جریان حول استوانه در زوایای حمله ۶- تا ۱۵۰ درجه صورت گرفته است.

به‌عنوان نمونه‌ای از حل‌های صورت گرفته، خطوط همتراز فشار حول استوانه در دو زاویه صفر و ۹۰ درجه در شکل ۲ نشان داده شده‌اند. همانگونه که مشاهده می‌گردد، شوک به خوبی حول استوانه ایجاد شده و جریان مناسبی شکل گرفته که بیانگر کیفیت نتایج ارائه شده می‌باشد.

برای بررسی شرایط استوانه در ورود به جو، ضریب گشتاور حول مرکز جرم از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$cm_{cg} = \{N(x_{cp} - x_{cg}) + A(z_{cp} - z_{cg})\}/q \quad (۱)$$

در این شرایط، توزیع مقدار محل مرکز فشار روی استوانه در شکل ۳ رسم شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود، مرکز فشار در زوایای حمله پایین، در حدود ۷۰ سانتی‌متر از پایین استوانه و در زوایای حمله بالا، حدود ۱۰۰ سانتی‌متری از پایین استوانه (تقریباً وسط استوانه) قرار می‌گیرد و ثابت می‌ماند. این نتایج نشان می‌دهند در صورتی که مرکز جرم را کمتر از ۷۰ سانتی‌متر در نظر بگیریم جسم استوانه‌ای در مود پایدار عمودی قرار خواهد گرفت، مطابق شکل ۲ (راست). و در صورتی که مرکز جرم استوانه در مرکز آن یعنی در فاصله ۱۰۰ سانتیمتر قرار گیرد، استوانه در مود پایداری افقی قرار خواهد گرفت، مطابق شکل ۲ (چپ).

توزیع ضریب پسا برای زوایای حمله متفاوت نیز در شکل ۳ ارائه شده است. شایان ذکر است که سطح مرجع برای محاسبه ضرایب آیرودینامیکی، مقطع دایره است. در خصوص ضریب پسا مشاهده می‌گردد که کمترین مقدار در حالت عمودی و بیشترین مقدار در حالت افقی استوانه رخ می‌دهد.

برای بررسی بهتر، پایداری استاتیکی استوانه در دو شرایط (دو حالت مرکز جرم) مقایسه شده است. ابتدا مقدار تغییرات گشتاور پیچشی در شرایطی که مرکز جرم ۵۵ سانتیمتر بالاتر از نوک جسم باشد در زاویه صفر درجه (بازگشت عمودی) و زاویه ۹۰ درجه (بازگشت افقی) در شکل ۴ ترسیم شده است. همانگونه که مشاهده می‌گردد، در این شرایط استوانه در بازگشت عمودی پایدار بوده و در شرایط بازگشت افقی ناپایدار است. اما در حالتی که مرکز جرم در وسط استوانه قرار بگیرد، شکل ۵ نشان می‌دهد که استوانه در شرایط بازگشت افقی پایداری استاتیکی دارد و برعکس در حالت بازگشت عمودی دارای پایداری نیست.

از مزایای دیگر پرواز ورود به جو در مود افقی، توزیع مناسب گرمایش آیرودینامیکی و کاهش بار حرارتی در نقاط خاص محموله می‌باشد. هندسه استوانه در حالت افقی که در زمان ورود به جو در جریان مافوق صوت قرار می‌گیرد، مشابه با یک جسم بلانت رفتار می‌کند. در چنین شرایطی بیشترین میزان شار حرارتی وارد شده به یک جسم بلانت در نقطه سکون آن رخ می‌دهد و بعد از آن به صورت نمایی شروع به کاهش می‌کند [۱۴ و ۱۵]. بدیهی است که استوانه‌ای که در حالت افقی روبروی جریان قرار می‌گیرد دارای یک خط سکون می‌باشد در حالیکه استوانه‌ای که به شکل عمودی در مقابل جریان قرار می‌گیرد دارای یک سطح دایروی سکون می‌باشد و لذا شار حرارتی بیشتری را متحمل می‌شود.

در ادامه، در بخش ۲ با حل عددی آیرودینامیک جسم استوانه‌ای در جریان ناشی از پرواز ورود به جو، به تحلیل پایداری استاتیکی جسم در حالت‌های افقی و عمودی پرداخته می‌شود. این نتایج همچنین برای اعتبارسنجی مشخصات آیرودینامیکی استفاده شده در شبیه‌سازی پرواز نیز استفاده می‌شوند. در بخش ۳ به طور خلاصه معادلات اصلی مورد استفاده در مدلسازی حرکت وسیله شرح داده شده‌اند. در بخش ۴ نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی و پایداری دینامیکی جسم در دو حالت افقی و عمودی توضیح داده شده و مقایسه می‌گردند. در پایان، نتیجه‌گیری و فهرست مراجع به ترتیب در بخش‌های ۵ و ۶ ارائه شده‌اند.

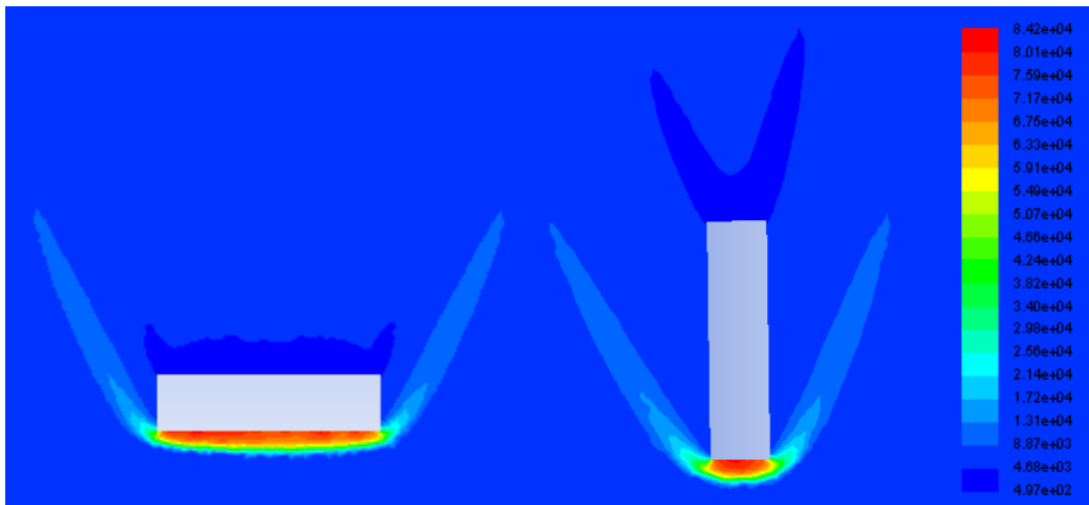
## تحلیل پایداری استاتیکی آیرودینامیکی

جهت بررسی پایداری محموله استوانه‌ای شکل (به قطر ۰/۵ و طول ۲ متر) در شرایط ورود به جو، شبیه‌سازی آیرودینامیکی در شرایط بحرانی ورود به جو (بیشترین فشار دینامیکی در مسیر برگشت) صورت گرفته است. شرایط ورودی شبیه‌سازی برای تحلیل جریان در جدول ۱ ارائه شده‌اند.

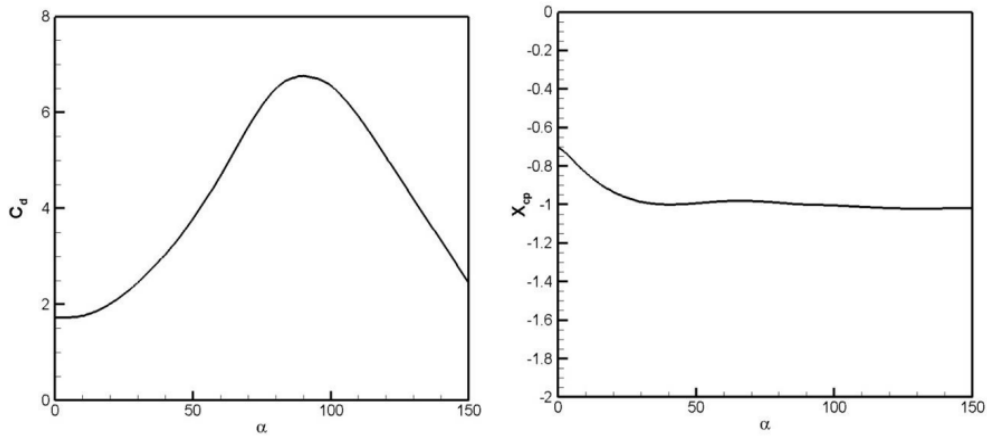
جدول ۱- شرایط پروازی در تحلیل پایداری استاتیکی

ماخ	دما (کلوین)	فشار (پاسکال)	ارتفاع (کیلومتر)
۳/۲۲	۲۱۶/۶	۶۲۴۱/۶	۱۹/۳

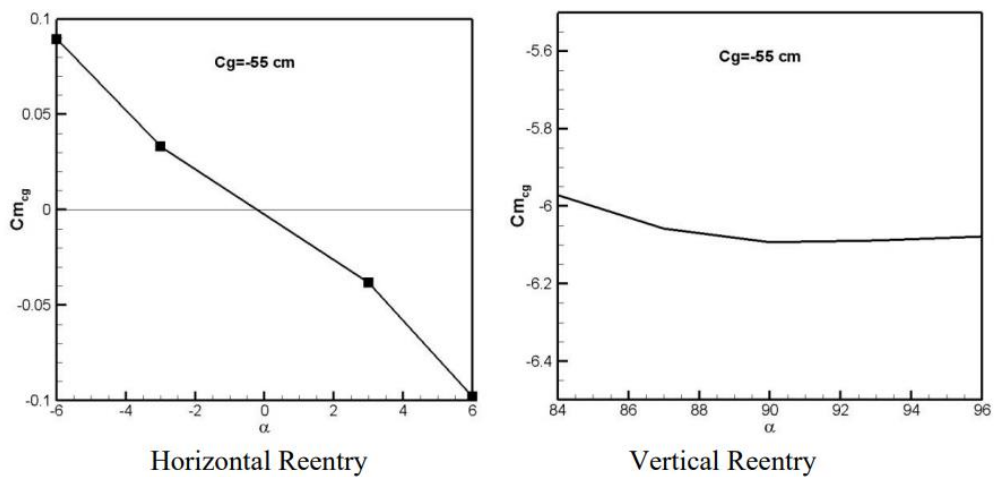
برای شبیه‌سازی آیرودینامیکی استوانه در شرایط ورود به جو، استوانه داخل یک کره به شعاع ۲۱L (که L طول استوانه است) قرار گرفته و شبکه بندی حول استوانه با هدف حل عددی در زوایای حمله مختلف انجام شده است. برای لحاظ کردن اثرات لزجت، با توجه به اینکه رینولدز جریان حدود  $3/35e+6$  و عدد ماخ جریان ۳/۲۲ است،



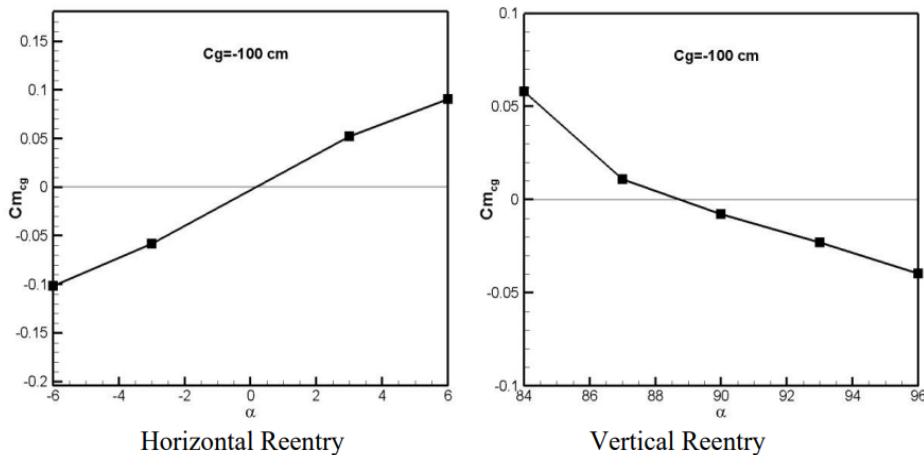
شکل ۲- خطوط همتراز فشار حول استوانه در زاویای صفر و ۹۰ درجه



شکل ۳- توزیع مقدار مرکز فشار و ضریب پسا در زاویای حمله مختلف



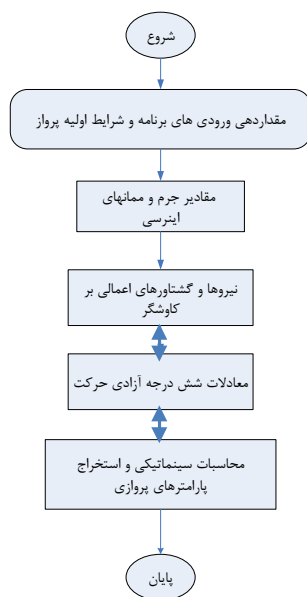
شکل ۴- توزیع مقدار ضریب گشتاور پیچشی برای بازیابی افقی و عمودی برای  $x_{cg} = -0.55m$



شکل ۵- توزیع مقدار ضریب گشتاور پیچشی برای بازیابی افقی و عمودی برای  $x_{cg} = -1m$

### شبیه‌سازی پرواز و نتایج عددی

جهت تدوین برنامه شبیه‌سازی از بخش سیمولینک نرم‌افزار متلب استفاده شده است. سیمولینک یک نرم‌افزار قوی برای مدل‌سازی، شبیه‌سازی و تجزیه و تحلیل سیستم‌های دینامیکی است. این نرم‌افزار قادر به کار با سیستم‌های خطی و غیرخطی، سیستم‌های زمان پیوسته و زمان گسسته یا مخلوطی از هر دو می‌باشد. فلوجارت حاکم بر برنامه شبیه‌سازی را می‌توان در شکل ۶ مشاهده کرد. جزئیات بیشتر از توسعه کد شبیه‌سازی شش درجه آزادی پرواز در سیمولینک در [۱۳] شرح داده شده است. مشخصات جرمی، اینرسی و ابعادی محموله مورد تحلیل در جدول ۲ آورده شده است.



شکل ۶- فلوجارت حاکم بر شبیه‌سازی پرواز

### معادلات شش درجه آزادی حرکت

برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی پرواز، محاسبات آیرودینامیکی و همچنین معادلات شش درجه آزادی حرکت در دستگاه بدنی و اینرسی توسعه داده می‌شوند. معادلات دینامیکی حرکت انتقالی و دورانی استفاده شده برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی رفتار محموله به صورت زیر می‌باشند.

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= \frac{1}{m} T^{BI} F_a + T^{GI} g \\ \frac{d\omega}{dt} &= I^{-1} (-\Omega I \omega + M_a) \end{aligned} \quad (2)$$

جزئیات بیشتر از معادلات دینامیکی استفاده شده و تبدیل‌های مختصات مورد نیاز به [۱۲] ارجاع داده می‌شود. مولفه‌های مربوط به نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی بکار رفته در رابطه فوق عبارتند از:

$$F_a = QS [C_x \ C_y \ C_z] \quad (3)$$

$$M_a = QSL [C_l \ C_m \ C_n]$$

که ضرایب نیروهای آیرودینامیکی به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$\begin{aligned} C_x &= C_{x0} + \frac{c}{2V} C_{xq} q \\ C_y &= C_{y\beta} \beta + \frac{b}{2V} [C_{yr} r + C_{yp} p] \\ C_z &= C_{z0} + \frac{c}{2V} C_{zq} q \end{aligned} \quad (4)$$

و ضرایب گشتاورهای آیرودینامیکی به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

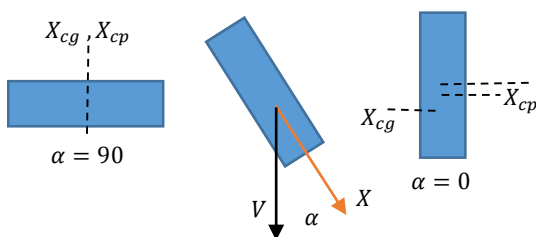
$$\begin{aligned} C_l &= C_{l0} + \frac{b}{2V} [C_{lr} r + C_{lp} p] \\ C_m &= C_{m0} + \frac{c}{2V} C_{mq} q + \frac{C_z}{c} (X_{cgr} - X_{cg}) \\ C_n &= C_{n0} + \frac{C_y}{c} (X_{cgr} - X_{cg}) + \frac{b}{2V} [C_{nr} r + C_{np} p] \end{aligned} \quad (5)$$

به طور کلی ضرایب  $C_n, C_m, C_l, C_z, C_y, C_x$  تابعی اصلی از (عدد ماخ، رینولدز،  $\alpha, \beta$ ) و تابعی فرعی از  $(p, q, r, \dot{\alpha}, \dot{\beta})$  هستند [۱۲].

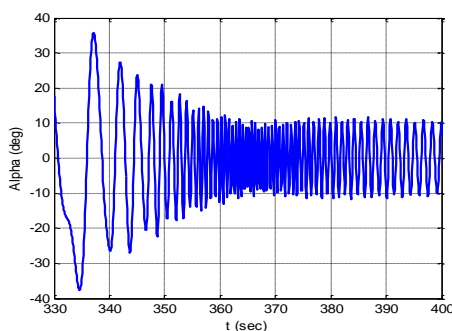
همان‌طور که در بخش پایداری استاتیکی شرح داده شد، برای تغییر مود پایداری از حالت عمود به حالت افقی محموله، مرکز جرم محموله بر روی مرکز هندسی (۱۰۰ سانتی‌متر از نوک) تنظیم می‌شود. تعریف زاویه حمله و دو حالت مود افقی و عمودی جسم استوانه‌ای در شکل ۸ نشان داده شده است. نمودارهای مقایسه‌ای برای هر دو حالت پرواز مسیر بازگشت در ادامه نمایش داده شده‌اند. در شکل ۹ و شکل ۱۰ دیده می‌شود که برای پرواز در مود پایدار افقی، زاویه حمله حول ۹۰ درجه نوسانی می‌باشد برخلاف حالت عمودی که حول صفر درجه نوسان می‌کند. نکته قابل مشاهده دیگر در این نتایج، فرکانس نوسان بیشتر در مود پایداری عمودی بوده ولی دامنه نوسان برای هر دو حالت به محدوده ۱۰ درجه می‌رسد.

منحنی‌های عدد ماخ، سرعت و شتاب کل در فاز بازگشت در شکل ۱۱ و شکل ۱۲ نمایش داده شده است.

منحنی‌های سرعت برای دو حالت پرواز اتمسفری ورود به جو در شکل ۱۳ مقایسه شده‌اند. پارامترهای پروازی کلیدی برای دو حالت نیز در جدول ۴ مقایسه شده‌اند. همانطور که دیده می‌شود عملکرد پروازی در ماکزیمم ماخ، ماکزیمم سرعت، ماکزیمم شتاب و ماکزیمم فشار دینامیکی برای ورود به جو با مود پایداری افقی بهبود پیدا کرده است. با توجه به اینکه در حالت افقی سطح درگ و به تبع آن نیروی درگ افزایش می‌یابد، سرعت حدی محموله در ارتفاع ۷ کیلومتر که محدوده باز شدن چتر است برای مود افقی مقدار کمتری دارد که نقطه مثبت در عملکرد سیستم بازیابی محسوب می‌شود. همانطور که از جدول ۴ مشاهده می‌شود، این پارامتر کلیدی در طراحی چتر و سیستم بازیابی در مود عمودی پرواز برابر ۱۷۴ متر بر ثانیه است، در حالی که در مود افقی پرواز به مقدار ۱۱۹٫۵ متر بر ثانیه کاهش پیدا کرده است. این موضوع سبب بهبود عملکرد چتر ترمزی و فرود ایمن محموله خواهد شد.



شکل ۸- زاویه حمله، محل مرکز جرم و مرکز فشار برای استوانه در دو مود افقی و عمودی

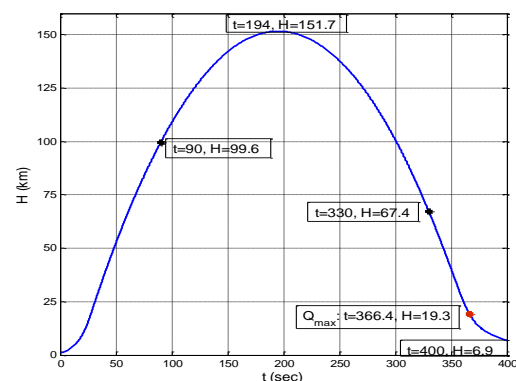


شکل ۹- منحنی زاویه حمله برای فاز ورود به جو محموله در مود پرواز عمودی

شبیه‌سازی پرواز متشکل از دو فاز کلی می‌باشد. فاز پرواز قبل از جدایش موتور و دماغه و فاز پرواز محموله استوانه‌ای بعد از جدایش. همانطور که در بخش تحلیل پایداری استاتیکی اشاره شد، در مود پرواز عمودی محموله، مرکز جرم در فاصله ۵۵ سانتیمتر از نوک در نظر گرفته می‌شود. شکل ۷ منحنی ارتفاع بر حسب زمان را نشان می‌دهد که بر روی آن بعضی نقاط کلیدی شامل زمان جدایش، ارتفاع اوج، زمان شروع فاز ورود به جو، زمان ماکزیمم فشار دینامیکی ورود به جو و زمان باز شدن چتر مشخص شده‌اند. پارامترهای کلیدی با جزئیات بیشتری در جدول ۳ ارائه شده‌اند.

جدول ۲- مشخصات جرمی، اینرسی و ابعادی محموله

پارامتر	مقدار	واحد
جرم کل	۳۰۰	kg
Lateral moment of inertia	۱۲۰	Kg.m <sup>2</sup>
Axial moment of inertia	۱۳	Kg.m <sup>2</sup>
طول	۲	m
قطر	۰/۵	m



شکل ۷- منحنی ارتفاع پرواز بر حسب زمان در مسیر صعود و بازگشت به جو

جدول ۳- پارامترهای پروازی کلیدی در مسیر ورود به جو

پارامتر	مقدار	واحد
ارتفاع (ماکزیمم)	151.7	km
ماخ (ماکزیمم)	4.66 (H=32.8 km Q=11700 Pa)	---
ماکزیمم فشار دینامیکی	44210 (H=19.3 km M=3.22)	Pa
ماکزیمم شتاب	8.1 (H=19.1km M=3.17 Q=44150 Pa)	g=9.81m/s <sup>2</sup>

جدول ۴- مقایسه پارامترهای پروازی مود عمودی با مود افقی در مسیر ورود به جو

پارامتر	عمودی	افقی
ماکزیمم ماخ	۴/۶۶	۴/۵۸
ماکزیمم فشار دینامیکی (kPa)	۴/۴۲۱	۳/۱۵۱
شتاب ماکزیمم (m/s <sup>2</sup> )	۸/۱	۷/۹
سرعت ماکزیمم (m/s)	۱۴۳۹	۱۴۲۹
سرعت در H=7km	۱۷۴	۱۱۹/۵

### نتیجه گیری

در مسیر بازگشت برخی کاوشگرهای فضایی به زمین، برای افزایش درگ، کاهش سرعت محموله بازگشی و برطرف کردن موضوع توزیع حرارتی و کاهش بار حرارتی ناشی از گرمایش آیرودینامیکی، ترجیح داده می‌شود که محموله بصورت افقی بازیابی شود. در این مقاله شرایط بازیابی افقی و عمودی محموله استوانه‌ای شکل از دو منظر دینامیکی و آیرودینامیکی بررسی گردید. نتایج بدست آمده برای محموله با طول ۲ متر نشان می‌دهند در شرایطی که مرکز جرم در فاصله ۵۵ سانتیمتر از نوک استوانه باشد، محموله در مود پایداری عمودی پرواز خواهد کرد و در حالتی که مرکز جرم در وسط استوانه قرار بگیرد، محموله در مود افقی دارای پایداری استاتیکی می‌باشد. نتایج شبیه‌سازی نشان دادند که عملکرد پروازی در مسیر بازگشت به جو و فرود برای مود پایدار افقی به مراتب بهبود پیدا کرده است.

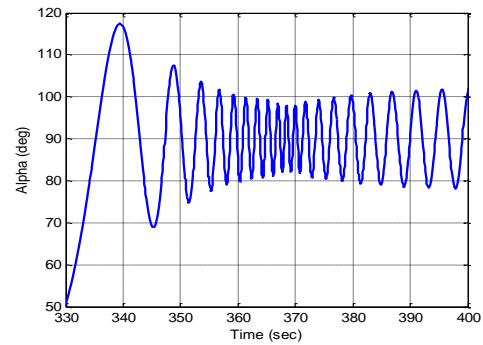
همان‌گونه که در طول مقاله گفته شد، محموله بازگشتی از پایداری نسبی برخوردار است. با این حال، محموله دارای نوسانات زیادی می‌باشد که می‌توانند باعث آسیب دیدن آن شده یا این که اگر محموله دارای سرنشین باشد، به شدت به سرنشینان آسیب وارد کنند. قصد بر این است تا به عنوان یک حرکت رو به جلو در آینده به کنترل محموله بازگشتی و خنثی کردن این نوسانات پرداخته شود.

### تعارض منافع

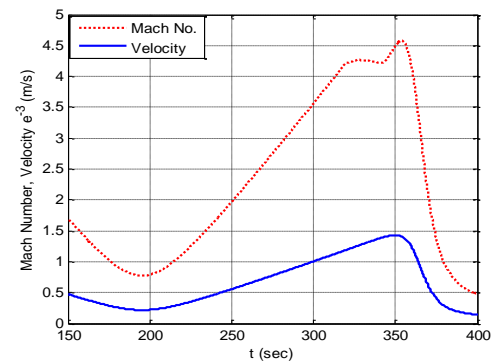
هیچ‌گونه تعارض منافی توسط نویسندگان بیان نشده است.

### مراجع

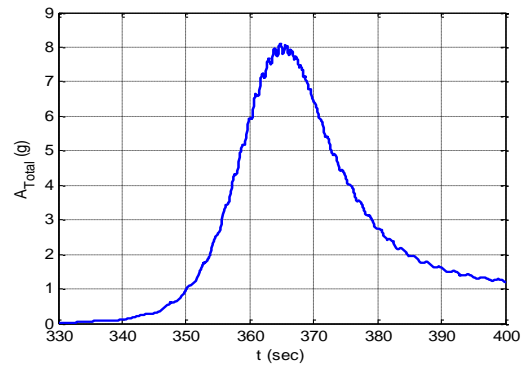
- [1] C. Demartino, F. Ricciardelli "Aerodynamics of nominally circular cylinders A review of experimental results for Civil Engineering applications," *Engineering Structures*, vol. 137, pp. 76-114. 2017.
- [2] A. Stamminger, "Atmospheric re-entry analysis of sounding rocket payloads," In *18th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research*, pp. 193-198. ESA Publications Division, 2007.



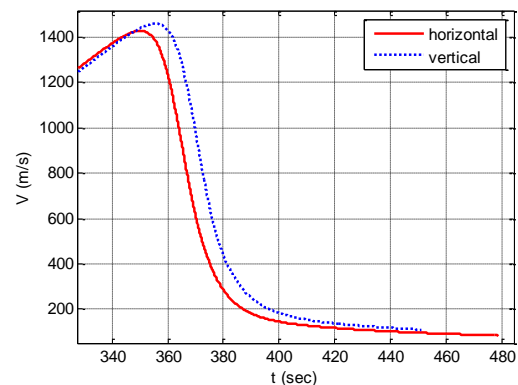
شکل ۱۰- منحنی زاویه حمله برای فاز ورود به جو محموله در مود پرواز افقی



شکل ۱۱- منحنی عدد ماخ و سرعت کل در مسیر بازگشت به جو



شکل ۱۲- منحنی شتاب کل اعمالی به محموله در مسیر بازگشت به جو



شکل ۱۳- منحنی سرعت ورود به جو برای محموله افقی و عمودی



- payload," *64th International Astronautical Congress*, Beijing, China, 2013.
- [10] H. Bohrk, H. Weihs, H. Elsaber, "Hot structure flight data of a faceted atmospheric reentry thermal protection system," *International Journal of Aerospace Engineering*, pp1-16, 2019.
- [11] A. Tewari, "Atmospheric and space flight dynamics modeling and simulation with Matlab and Simulink," Birkhauser, 2007.
- [12] P. H. Zipfel, "Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics, second edition," *AIAA*, 2007.
- [13] M. Tayefi, A. Mohammadi, and M. Ebrahimi, "Development of a space launch vehicle 6DoF multipurpose simulation software," *18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Tours, France, 2012.
- [14] M. Tauber, "A review of high-speed, convective heat transfer computation methods," NASA TP-2914, 1989.
- [15] G.T. Chapman, "Theoretical laminar convective heat transfer & boundary layer characteristics on cones," NASA TN D-2463, 1964.
- [16] ANSYS, Inc., "ANSYS fluent theory guide, turbulence modeling", Release 15, 2013.
- [3] *NASA Sounding Rockets user Handbook*, "Rockets Program Office Sub-orbital and Special Orbital Projects Directorate." *NASA Goddard Space Flight Center Wallops Flight Facility* (2015): 1-181. *Goddard Space Flight Center*, 2015.
- [4] J. Turner, M. Hörschgen, W. Jung, A. Stamminger, and P. Turner, "SHEFEX – hypersonic re-entry flight experiment Vehicle and Subsystem Design, Flight Performance and Prospects." *14thAIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, pp. 8115. 2006.
- [5] G. L. Winchenbach, G. T. Chapman, W. H. Hathaway, A. Ramsey, and C. Berner. "Dynamic stability of blunt atmospheric entry configurations," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 39, No. 1, pp. 49-55. 2002.
- [6] S. Teramoto, K. Hiraki, and K. Fujii, "Numerical analysis of dynamic stability of a reentry capsule atransonic speeds," *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 4, pp. 646-653. 2001.
- [7] J. E. Theisinger, R. D. Brau, "Multi-objective hypersonic entry aeroshell shape optimization," *journal of Spacecraft and Rochets* Vol. 46, No. 5, pp. 957-966. 2009.
- [8] A. Mohammadi, M. Tayefi, H. Kashani, "Rate regulation of a suborbital reentry payload by moving mass actuators," *Journal of Aerospace Engineering*, 227(1), IMechE, 2012.
- [9] A. Mohammadi, M. Tayefi, M. Ebrahimi, "Robust sliding mode control of a moving-mass actuated suborbital reentry biological