

# Experimental Study of Dynamic Stability for a Entry Capsule in Supersonic Flow

Mohsen Sargolzaie<sup>1</sup>, Hamid Fazeli<sup>2\*</sup> and Mohammad Reza Soltani<sup>3</sup>

1. Ph.D. Student, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran
2. Associate Professor, Research Institute of Mechanics and Manufacturing Technologies, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
3. Professor, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

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

## Abstract

*Due to the lack of existence of control surfaces in entry capsules, the subject of static and dynamic stability is always important. In this paper, these coefficients are investigated experimentally for the case of forced oscillation at supersonic flow. In this experimental study, the effects of freestream Mach number, mean attack angle and pitch frequency on dynamic stability coefficients were evaluated. According to the results, in Mach 1.8, the geometry starts to be dynamically unstable. One approach to overcome this problem is to change the average attack of angle of the model. This change in the mean attack of angle, similar to the results presented for the five-degree mean angle, will lead to dynamic stability.*

**Keywords:** Entry capsule, Supersonic flow, Dynamic stability, Experimental aerodynamic, Unsteady aerodynamic



## 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. Sargolzaie, H. Fazeli, M. R. Soltani, "Experimental Study of Dynamic Stability for a Entry Capsule in Supersonic Flow," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 15, No. 2, pp. 71-80, 2022 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1299>.

# بررسی تجربی پایداری دینامیکی یک کپسول بازگشتی در جریان مافوق صوت

محسن سرگلزایی<sup>۱</sup>، حمید فاضلی<sup>۲\*</sup> و محمدرضا سلطانی<sup>۳</sup>

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

۲- مجتمع دانشگاهی مواد و فناوری‌های ساخت، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۳- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

\* ایمیل نویسنده مخاطب: [fazeli@mut.ac.ir](mailto:fazeli@mut.ac.ir)

## چکیده

در طراحی کپسول‌های بازگشتی به دلیل عدم وجود سطوح کنترلی، همواره به مقوله پایداری استاتیکی و دینامیکی توجه شایانی می‌شود. در این مقاله، نتایج تجربی مربوط به پایداری کپسول بازگشتی اوربون در اعداد ماخ ۱٫۸، ۲٫۰ و ۲٫۲ در حرکت نوسان پیش‌اجباری ارائه شده است. اهمیت پارامترهای عدد ماخ جریان آزاد، زاویه حمله میانگین و فرکانس نوسان پیش‌در ضرایب پایداری دینامیکی مورد ارزیابی قرار گرفته است. براساس نتایج بدست آمده، در اعداد ماخ ۲٫۰ و ۲٫۲ کپسول بازگشتی از لحاظ دینامیکی پایدار است، در حالی که در عدد ماخ ۱٫۸ ناپایدار می‌باشد. به طور کلی، براساس نتایج ارائه شده برای زاویه میانگین ۵ درجه می‌توان نتیجه گرفت که افزایش زاویه حمله میانگین در حرکت نوسانی پیش‌در منجر به افزایش پایداری دینامیکی کپسول و دور شدن از ناحیه ناپایدار می‌شود.

واژه‌های کلیدی: کپسول بازگشتی، جریان مافوق صوت، پایداری دینامیکی، آیرودینامیک تجربی، آیرودینامیک ناپایا

## علائم و اختصارات

$q = \dot{\alpha}$	نرخ زاویه حمله (رادیان بر ثانیه)	$C_{Fn}$	ضریب بی‌بعد نیروی عمودی
$t$	زمان (ثانیه)	$C_{m\alpha}$	ضریب پایداری استاتیک
$T = 1/f$	دوره تناوب (ثانیه)	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$	ضریب پایداری دینامیکی (ثانیه)
$U_{\infty}$	سرعت جریان آزاد (متر بر ثانیه)	$C_{mz}$	ضریب بی‌بعد گشتاور پیش‌در
$\alpha$	زاویه حمله لحظه‌ای (درجه)	$D_{ref}$	طول مرجع (قطر پیشینه کپسول) (متر)
$\alpha_m$	زاویه حمله میانگین (درجه)	$f$	فرکانس نوسان پیش‌در (هرتز)
$\alpha_{max}$	دامنه نوسان پیش‌در (درجه)	$K = \frac{\omega D_{ref}}{2U_{\infty}}$	فرکانس کاهش یافته
$\omega$	سرعت زاویه‌ای نوسان (رادیان بر ثانیه)	$M$	عدد ماخ جریان آزاد

## مقدمه

از دهه ۱۹۵۰ میلادی که برنامه‌های اعزام و بازگشت موجودات زنده به فضا شروع شد، مقوله بازگشت سالم و ایمن بسیار مهم بوده است. در کپسول‌های بازگشتی معمولاً برای حل مشکل حرارت در

۱. دانشجوی دکتری

۲. دانشیار

۳. استاد



ضرایب آیرودینامیکی کپسول آپولو برای بهبود پایداری به صورت عددی و تجربی پرداختند. کازمبا<sup>۷</sup> و همکاران [۱۴] در سال ۲۰۱۲ بررسی جامعی از تحقیقات انجام شده در زمینه پایداری دینامیکی اجسام سریخ در رژیم جریان مافوق صوت ارائه کردند. کازمبا در این بررسی تأثیر پارامترهای گزارش شده را بررسی نموده و در نهایت چند علت را برای ناپایداری دینامیکی اجسام سریخ پیشنهاد داده است. آداموف<sup>۸</sup> و همکارانش [۱۵] در سال ۲۰۱۶ در ادامه تحقیقات قبلی خودشان، شروع به بررسی رفتار دینامیکی کپسول بازگشتی در محدوده ماخ ۲ به کمک تست تجربی نوسان آزاد پرداختند که نتایج بدست آمده نشان‌دهنده شروع ناپایداری دینامیکی در محدوده ماخ ۱/۸ است. در سال ۲۰۱۶، گروهی در جاکسا<sup>۹</sup> ژاپن به کمک داده‌های تونل باد و تست پروازی کپسول آرکس، پس از بررسی رفتار دینامیکی فاز بازگشت، شروع به طراحی یک کنترل‌کننده برای گذر از حالت ناپایدار دینامیکی قبل از باز شدن چتر نجات کردند [۱۶]. یانگ و رادسپیل<sup>۱۰</sup> [۱۷] در سال ۲۰۱۷ به کمک شبیه‌سازی عددی رفتار دینامیکی کپسول آپولو و تأثیر هندسه جلو و پشت بر رفتار گشتاور پیچشی را بررسی کردند. بروک<sup>۱۱</sup> و همکارانش در ناسا در سال ۲۰۱۹ به کمک نتایج تست تونل باد محدوده بالستیک یک کپسول بازشونده بازگشتی و پایداری دینامیکی را بررسی و سپس با شبیه‌سازی عددی با برنامه مختص ناسا رفتار توزیع فشار در چند نقطه را نیز بررسی کردند [۱۸]. در بررسی انجام شده این گروه نیز وابستگی شدید پایداری دینامیکی به رفتار گردابه پشت کپسول نشان داده شده است. در سال ۲۰۲۰، چسونکوف<sup>۱۲</sup> با توجه به تست‌های تجربی نوسان آزاد کپسول بازگشتی در محدوده ماخ ۲، در بررسی رفتار دینامیکی به این نتیجه رسید که مدل‌های ریاضی موجود به دلیل رفتار غیرخطی در این محدوده ماخ، مناسب پیش‌بینی نیستند [۱۹].

براساس مطالعات انجام شده، پارامترهای تأثیرگذار بر پایداری دینامیکی به دو دسته کلی پارامترهای هندسی (هندسه قسمت جلو، شعاع قسمت واسط، شکل قسمت انتهایی بدنه و مرکز جرم) و پارامترهای محیطی (عدد ماخ، فرکانس نوسان، دامنه نوسان، زاویه حمله میانگین، عدد رینولدز و غیره) قابل تقسیم می‌باشند. نادیده گرفتن هر یک از این پارامترها در طراحی می‌تواند منجر به عدم ورود صحیح به جو، گرمایش آیرودینامیکی شدید، ناپایداری قبل از مرحله بازیابی و فرود نامناسب شود. در این مقاله موضوع پایداری دینامیکی قبل از مرحله بازیابی مورد بررسی قرار گرفته است. باید توجه داشت که تحقیق برای بدست آوردن پارامترهای تأثیرگذار بر روی پایداری دینامیکی اجسام پرتابه‌ای با نسبت طول به قطر کمتر از یک و ضریب برآ به

سرعت بسیار بالا از هندسه سریخ استفاده می‌شود. البته اکثر این هندسه‌ها دارای مشکل ناپایداری دینامیکی ذاتی در یک محدوده خاص سرعت هستند. تحقیقات در این زمینه پس از شکست‌های اولیه در باز شدن چتر بازگشتی آغاز شد. در ابتدا این تحقیقات به صورت تحلیلی و سپس برای اطمینان، از نتایج آزمایشات تجربی بهره برداری شده است. پس از ارتقاء شرایط سخت‌افزاری و نرم‌افزاری شبیه‌سازی عددی، روش‌های عددی نیز در کنار روش‌های تجربی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. 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. موضوع ناپایداری دینامیکی کپسول‌های بازگشتی به دلیل پیچیدگی تأثیر پارامترها بر یکدیگر در جریان غیردائم و همچنین عدم درک صحیح فیزیکی گردابه‌های جدا شده، باعث شد تا این موضوع هنوز یکی از مباحثی باشد که در دنیا پس از دهه‌ها بررسی و تحقیق همچنان مورد مطالعه و بررسی به صورت عددی و تجربی قرار گیرد. برای تخمین نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی حول یک جسم سریخ تا کنون از روابط تحلیلی، شبه‌تحلیلی، شبیه‌سازی عددی و انواع آزمون‌های تجربی مثل روش آزمون بالستیک استفاده شده است. در این تحقیق روش تجربی نوسان اجباری مورد استفاده قرار گرفته است. مطالعات اولیه بررسی پایداری بالستیکی اجسام بازگشتی با استفاده از روش تحلیلی از سال ۱۹۵۸ توسط برد<sup>۱</sup> و همکاران [۱] با حل معادلات ساده شده حرکت با برخی فرضیات آغاز و به بحث راجع به خصوصیات هندسی برای پایداری اجسام بازگشتی پرداخته شد. در سال ۱۹۶۰ فلتچر<sup>۲</sup> و همکاران [۲] به بررسی پایداری دینامیکی در نوسانات پیچشی پرداختند و اثر عدد ماخ (۱/۹۳ تا ۳/۰۵) را به صورت تجربی بر پایداری دینامیکی بررسی کردند. در سال ۱۹۶۳، نلسون<sup>۳</sup> و همکاران [۳] تأثیر شکل هندسی روی میراسازی نوسان‌های حرکت، در ورود به اتمسفر سیاره مریخ را مورد تحلیل قرار دادند. در سال ۱۹۶۷، استکت<sup>۴</sup> [۴] به بررسی پایداری دینامیکی حامل‌های فضایی پرداخت و پارامترهای مهم برای تحلیل پایداری و کنترل سامانه‌های فضایی را محاسبه کرد. در سال‌های بعد با توجه به هزینه‌های زیاد روش‌های تجربی و دقت پایین روش‌های تحلیلی، بیشتر به توسعه برنامه‌های شبیه‌سازی عددی با دقت مناسب مانند نرم افزار اُورفلو<sup>۵</sup> [۵-۹] و یا مشابه مراجع [۱۰-۱۲] به بررسی تأثیرات تجهیزات آزمایشگاهی مورد استفاده در تونل‌های باد بر روی نتایج پایداری دینامیکی به دست آمده پرداخته شد. توماس<sup>۶</sup> و همکاران [۱۳] در سال ۲۰۰۵ به بهینه‌سازی

7. Kazemba  
8. Adamov  
9. JAXA  
10. Yang and Radespiel  
11. Brock  
12. Chasovnikov

1. Bird  
2. Fletcher  
3. Nelson  
4. Steketee  
5. Overflow  
6. Thomas

ولی قادر به اندازه‌گیری نیروی محوری نمی‌باشد. طول این بالانس ۳۶۳ میلی‌متر و قطر ۲۲ میلی‌متر می‌باشد. عدم قطعیت بالانس برای نیروی عمودی و گشتاور پیچشی به ترتیب ۰/۲۶۶ و ۰/۵۱۳ درصد می‌باشد. داده‌های خروجی بالانس به کمک کابل به اتاق فرمان تونل باد ارسال و توسط برد داده‌برداری شرکت ادونتک ذخیره می‌شود. تجهیزات آزمایشی شامل بالانس، مکانیزم نوسان‌ساز و سنسور تعیین سرعت جریان، قبل از شروع هر آزمایش کالیبره شده و ضرایب اصلاحی وارد نرم‌افزار کنترلر و ذخیره‌ساز تونل باد شده است. در فرآیند کالیبره نمودن تجهیزات تا حد امکان خطای انسانی حذف شده است. برای کالیبره نمودن زاویه حمله اعمالی توسط موتور الکتریکی، از زاویه‌سنج دیجیتال با دقت  $\pm 0.05$  درجه استفاده شده است. پس از ذخیره ولتاژ خروجی بالانس در حین آزمایش، میزان نیرو و گشتاور به کمک روابط کالیبراسیون بدست آمده قبل هر تست محاسبه می‌شود.

سیستم نوسان‌ساز اجباری حرکت پیچشی که در شکل (۱) مشاهده می‌شود، از نوع متوازی‌الاضلاع است. نحوه عملکرد این سیستم بدین صورت است که موتور محرک اول، وظیفه ایجاد زاویه حمله میانگین را داشته و موتور محرک دوم که کنترل‌کننده فرکانس نوسان است، وظیفه چرخش لنگ (کنترل‌کننده دامنه نوسان) را دارد. چرخش لنگ به کمک بازوهایی از به حرکت پیچشی در محور جریان تونل باد تبدیل می‌شود. برای اطمینان از عملکرد صحیح سیستم نوسان‌ساز، قبل از آزمایش به کمک زاویه‌سنج دیجیتال در موقعیت‌های مختلف لنگ، زاویه نوسان ثبت می‌شود تا از تقارن دامنه نوسان اطمینان حاصل شود. مقدار زاویه نوسان و زاویه حمله توسط دو سنسور مجزا اندازه‌گیری شده است. خروجی این دو سنسور نیز ولتاژ بوده و توسط برد داده‌برداری به صورت هم‌زمان با داده بالانس ذخیره می‌شود.

آزمایش‌ها در تونل باد مافوق صوت مدار باز از نوع مکشی با مقطع آزمون  $60 \times 60$  سانتیمتر مربع انجام شده است. سرعت جریان در مقطع آزمون به کمک سطح مقطع متغیر نازل و دور متغیر موتورهای توربوجت که در انتهای تونل باد نصب شده‌اند، بین اعداد ماخ ۱/۵ تا ۲/۵ کنترل می‌شود. شدت اغتشاش جریان ورودی از ۰/۴ تا ۱/۴ درصد متغیر می‌باشد [۲۵]. فشار و دمای سکون در زمان تست به ترتیب ۰/۸۴ بار و ۲۹۳ کلون بوده است. عدد رینولدز مدل برای سه عدد ماخ آزمایش (۱، ۲ و ۲/۲) به ترتیب حدوداً ۹، ۱۲ و ۱۶ میلیون است. عدم قطعیت پارامترهای جریان آزاد به شرح جدول (۱) می‌باشد [۲۶].

جدول ۱ - عدم قطعیت پارامترهای جریان آزاد (برحسب درصد)

$\Delta M_\infty / M_\infty$	$\Delta T_{0_\infty} / T_{0_\infty}$	$\Delta P_{0_\infty} / P_{0_\infty}$	$\Delta Re / Re$
۱/۴۵۸	۰/۰۳۳	۰/۰۱۲	۱/۹۸۲

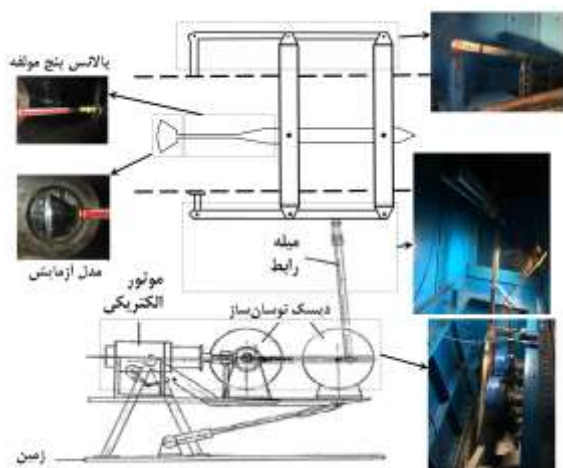
پسای خیلی کم، هنوز ادامه دارد. فیزیک جریان اطراف کپسول‌های بازگشتی در حالت نوسانی به دلیل اثرگذاری گردابه‌های بزرگ در پشت کپسول و جریان‌های بازگشتی در مجاورت سطح پشت مدل هندسه، هنوز به صورت کامل درک نشده و یکی از بهترین روش‌ها برای تعیین پایداری دینامیکی آن‌ها انجام آزمایش‌های پرواز آزاد است [۱۴]. ذکر این نکته ضروری است که براساس نتایج برخی مراجع که از شبیه‌سازی‌های عددی استفاده کرده‌اند، احتمال دارد ناپایداری دینامیکی ناشی از وجود اختلاف فاز زمانی بین نوسانات فشاری سطح جلو و پشت مدل باشد. این مسئله هنوز با قطعیت به اثبات نرسیده است.

تحقیقات انجام شده در داخل کشور در حوزه تعیین پایداری دینامیکی بیشتر به کمک شبیه‌سازی عددی و بر روی هندسه‌های پرتابه‌ای باریک و دراز بوده است [۲۰، ۲۱]. البته در چند سال اخیر، تحقیقاتی بر روی ایرفویل‌های نوسانی انجام شده که اکثراً به بررسی پایداری دینامیکی فالتر در زوایای نزدیک واماندگی در سرعت‌های مادون صوت پرداخته‌اند [۲۲]. در هندسه‌های بازگشتی با نسبت منظری کم‌تر از یک، تنها چند تحقیق محدود و به کمک روش شبیه‌سازی عددی در کشور انجام شده است [۲۳، ۲۴]. در این مقاله برای اولین بار در کشور به بررسی تجربی نوسان اجباری کپسول بازگشتی در سرعت مافوق صوت پرداخته شده است. در ادامه، ابتدا تجهیزات آزمایش تجربی و فرآیند آزمایش مورد بررسی قرار گرفته و سپس نتایج بدست آمده مورد بحث و بررسی قرار گرفته‌اند.

## تجهیزات آزمایش

در این قسمت به بررسی تجهیزات استفاده شده برای انجام آزمایش‌های تجربی شامل مدل کپسول بازگشتی، تجهیزات داده‌برداری و تونل باد مافوق صوت پرداخته شده است. مدل کپسول بازگشتی براساس هندسه کپسول اوریون در مقیاس ۴۳ برابر کوچک‌تر ساخته شده است. قطر مدل بر مبنای حداکثر ۳ درصد انسداد جریان تونل باد در نظر گرفته و از جنس آلومینیوم ساخته شده است. فضای داخلی مدل جهت استقرار برخی از تجهیزات آزمایشی خالی در نظر گرفته شده است. تصویری از مدل نصب شده در داخل تونل باد در شکل (۱) آورده شده است. همانطور که در شکل مشاهده می‌شود، مدل آزمایشی به کمک یک بالانس به سیستم نوسان‌ساز اجباری تونل باد متصل و برای آشکارسازی جریان از تصویربرداری شلیترین با چپش Z استفاده شده است. بالانس اندازه‌گیری نیرو و گشتاور همچنین به‌عنوان متصل‌کننده و نگهدارنده مدل در تونل باد استفاده شده است.

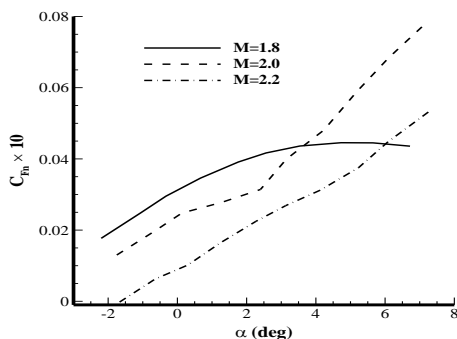
بالانس استفاده شده از نوع استرین‌گیج داخلی می‌باشد که سه مولفه گشتاور و دو مولفه نیروی عمودی و جانبی را اندازه‌گیری می‌کند



شکل ۱- مدل و تجهیزات تست

## نتایج و بحث

پس از انجام آزمایش و اعمال روابط کالیبراسیون، نتایج نیروی عمودی و گشتاور پیچشی محاسبه می‌شوند. در این بخش ابتدا به بررسی نتایج حالت استاتیکی و سپس به بررسی حالت دینامیکی پرداخته خواهد شد. تغییرات نیروی عمودی اندازه‌گیری شده توسط بالانس در زوایای حمله مختلف برای سه عدد ماخ آزمایش شده در شکل (۲) آورده شده است.



شکل ۲- تغییرات ضریب نیروی عمودی در حالت پایا در سه عدد ماخ

همان‌طور که انتظار می‌رود، با افزایش زاویه حمله مقدار نیروی عمود بر جسم افزایش می‌یابد. عمده افزایش به صورت خطی است ولی در عدد ماخ ۱٫۸ در زوایای حمله بیشتر از ۲ درجه، به دلیل نزدیکی موج برگشتی از دیواره تونل به هندسه انتهایی جسم و تغییر فیزیک جریان گردابه‌ای از حالت خطی خارج می‌شود. این در حالی است که فیزیک جریان در قسمت هندسه جلویی تحت تاثیر قرار نمی‌گیرد. این مسئله در اکثر مراجع مربوط به هندسه‌های بازگشتی در سرعت مافوق صوت مورد اشاره قرار گرفته است. بدین صورت که فیزیک جریان در جلوی مدل در اثر وجود لایه برشی نشأت گرفته از لبه‌های کناری مدل (در محل بیشینه قطر مدل)، از جریان پشت مدل جدا می‌شود. این لایه در تصاویر شلیرین مشاهده می‌شود که به عنوان نمونه، تصویر مربوط به عدد ماخ ۱٫۸ در زاویه حمله صفر استاتیکی در شکل (۳) آورده شده است.

جهت مکش جزئی لایه‌مرزی و کنترل موج بازگشتی از دیواره تونل، از حالت مشبک دیواره‌های بالایی و پائینی تونل و مکش طبیعی استفاده شده است. از پارامترهای تاثیرگذار بر نتایج می‌توان به لرزش سازه‌ای بسیار اندک مدل در جریان مافوق صوت ناشی از اتصالات نگهدارنده و بالانس، میزان مکش لایه مرزی دیواره، تجهیزات داده‌برداری و خطای انسانی لحظه‌ای اپراتور تونل باد اشاره نمود که در فرآیند تست و کالیبراسیون، این عوامل به حداقل رسانده شده‌اند. برای کاهش اثر برخورد موج ضربه‌ای بازگشتی از دیواره تونل به بالانس در پشت مدل، از یک حفاظ پلاستیکی لوله‌ای استفاده شده که بالانس را کاملاً می‌پوشاند.

ذخیره داده‌های آزمایش در هر حالت به مدت ۱۰ ثانیه ادامه داشته است. پس از محاسبه نیرو عمودی و گشتاور پیچشی اندازه‌گیری شده توسط بالانس و زاویه نوسان، نویزهای موجود در داده‌های خام توسط یک کد محاسباتی و به کمک فیلتر میانگین‌گیری زمانی از داده‌ها حذف شده است. لازم به ذکر می‌باشد که این فیلتر روند زمانی داده‌ها را دچار تغییر نمی‌کند. برای محاسبه ضریب پایداری دینامیکی نیاز به در اختیار داشتن داده‌های یک سیکل از نوسان است. برای این منظور از داده‌های همه سیکل‌های زمان آزمایش در هر حالت، یک میانگین‌گیری کلی گرفته شده است که داده‌های سیکل میانگین‌گیری شده جایگزین آن حالت خواهند شد. ضریب پایداری دینامیکی براساس رابطه (۱) ارائه شده در مرجع [۲۷]، محاسبه شده است.

$$Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}} = \frac{2U_{\infty}}{\pi \alpha_{max} D_{ref}} \int_0^T Cm_z \cos \omega t dt \quad (1)$$

محدوده تغییرات پارامترهای تست شامل عدد ماخ، فرکانس نوسان پیچشی و زاویه حمله میانگین در جدول (۲) آورده شده است.

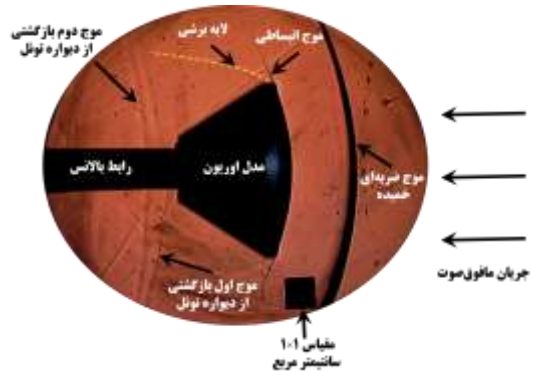
جدول ۲- پارامترهای ورودی و محدوده تغییرات آن‌ها

پارامترهای ورودی آزمایش‌های تجربی	محدوده تغییرات
عدد ماخ	۱٫۸، ۲، ۲٫۲
زاویه حمله استاتیکی	۲- تا +۷ درجه
زاویه حمله میانگین نوسان	صفر و +۵ درجه
دامنه زاویه نوسان پیچش	±۲ درجه
فرکانس نوسان پیچش	۳، ۴ و ۵ هرتز

آزمایش‌ها ابتدا به صورت پایا و در زوایای حمله مختلف انجام شده‌اند. سپس، در سه فرکانس نوسانی مختلف و در دو زاویه حمله میانگین ثابت در هر عدد ماخ، آزمایش‌های دینامیکی انجام شده‌اند. در نهایت، برای بررسی تکرارپذیری داده‌ها، در چند حالت آزمایش‌ها مجدداً در زمان‌های مختلف انجام شده‌اند.

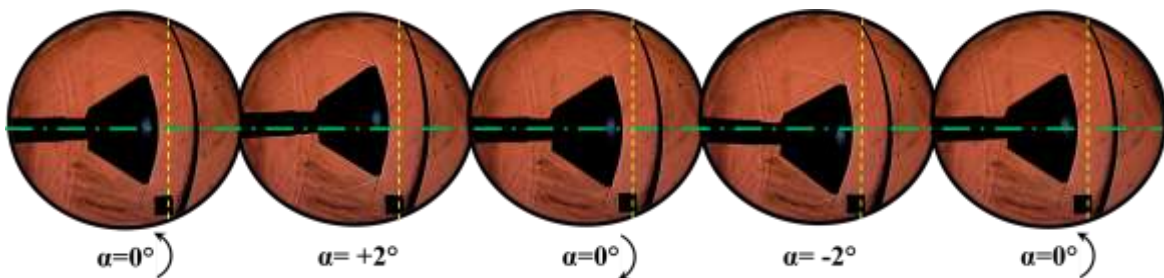
برای درک بهتر رفتار جریان در حالت دینامیکی، از تصاویر شلیترین کمک گرفته شده است. برای نمونه تصاویر یک دوره نوسان برای عدد ماخ ۱٫۸، زاویه حمله میانگین صفر و فرکانس ۳ هرتز در شکل (۴) آورده شده است.

همان طور که در شکل (۴) مشاهده می شود، موج ضربه‌ای کمانی شکل جلوی هندسه در محل محور مرکزی تونل باد (خط افقی سبز رنگ) جابجایی محسوسی ندارد که ناشی از شکل هندسه مدل که کمانی از دایره است، می باشد. اما با توجه به خطوط زرد رنگ عمودی، در بیشینه زاویه نوسان (+۲ درجه) موج ضربه‌ای کمانی در ناحیه بالا به سمت بالادست جریان و در ناحیه پایینی به سمت پائین دست جابجا شده است، این مسئله در زاویه کمینه نوسان (-۲ درجه) برعکس می باشد. دلیل این جابجایی اندک در موج ضربه‌ای کمانی ناشی از اثرات نزدیکی و دوری مدل به دیواره بالایی و پایینی تونل می باشد. همچنین، با تغییر زاویه حمله از حالت صفر، لایه برشی بالانس به کمک نیروی عمودی اندازه‌گیری شده و فاصله بین مرکز جرم و محل سنسور استرین‌گیج، به ضریب گشتاور پیچشی حول مرکز جرم تبدیل شده است. تغییرات ضریب گشتاور پیچشی حول مرکز جرم در شکل (۵) مشاهده می شود.



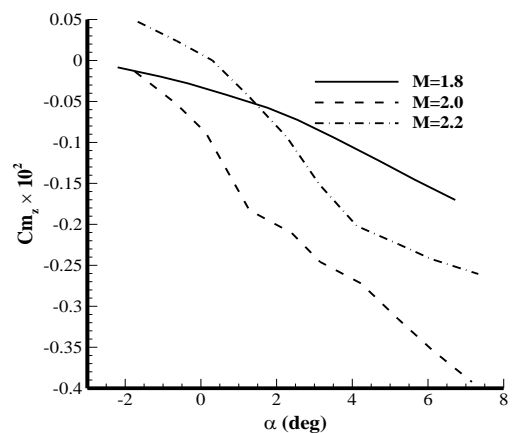
شکل ۳ - تصویر شلیترین حالت استاتیک ماخ ۱٫۸ زاویه حمله صفر

همان طور که در شکل (۳) مشاهده می شود، در پشت مدل دو موج ضربه‌ای تقریباً عمودی وجود دارند که با بررسی مراجع مختلف از جمله [۲۸، ۲۹] این دو موج مربوط به بازگشت موج ضربه‌ای از دیواره تونل هستند. علت موج دوم که بسیار نزدیک به موج اول و به صورت بسیار ضعیف تر است، حباب جدایش لایه مرزی در دیواره تونل می باشد. این حباب در مرجع [۳۰] مورد اشاره قرار گرفته است. همچنین، به هر میزانی که فشار مکش پشت مدل بیشتر باشد، این موج به سمت دیفیوزر کشیده خواهد شد.



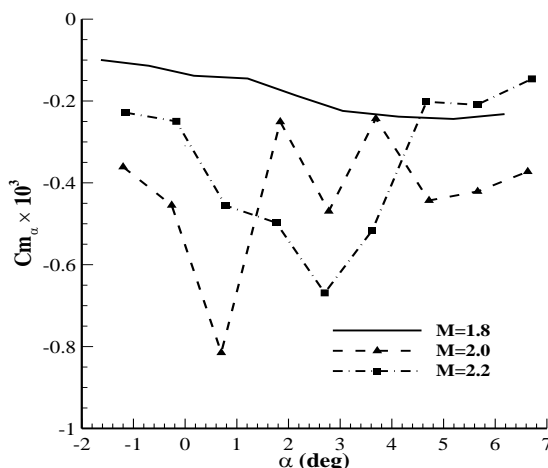
شکل ۴ - تغییرات جریان با توجه به تصاویر شلیترین در حالت دینامیکی برای عدد ماخ ۱٫۸ زاویه حمله میانگین صفر درجه و فرکانس ۳ هرتز

بخشی از رفتار مشاهده شده در شکل (۵) ناشی از تاثیر نیروی عمودی است. ولی رفتار کلی، نشان دهنده شیب منفی نمودارها ( $Cm_\alpha < 0$ ) در هر سه عدد ماخ است. این شیب منفی به معنای پایداری استاتیکی است که از هندسه کپسول بازگشتی مورد انتظار بوده است. مقدار ضریب پایداری استاتیکی در هر زاویه به کمک شیب خط فرضی براساس دو زاویه اطراف بدست آمده که در شکل (۶) این مقادیر نمایش داده شده است. براساس این نتایج مقدار  $Cm_\alpha$  در یک دوره نوسان پیچش، کاملاً ثابت نمی باشد. این مسئله با بررسی اثرات ثابت نماندن این ضریب در هر دوره نوسان در معادلات ارائه شده در مرجع [۲۹] برای محاسبه ضریب پایداری دینامیکی مورد ارزیابی قرار گرفته است که به نظر می رسد این فرض تأثیری در معادله نهایی نخواهد داشت.

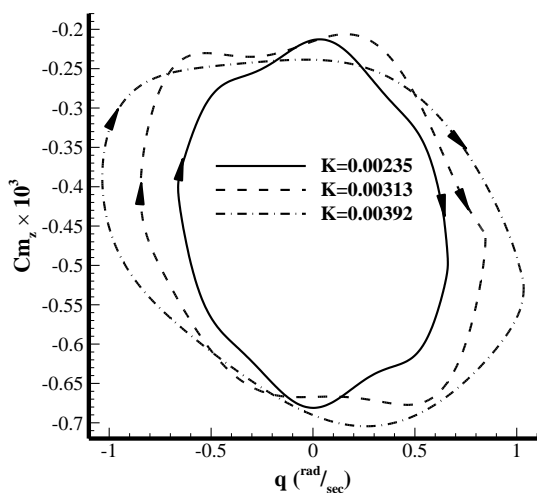


شکل ۵ - تغییرات ضریب گشتاور پیچشی حول مرکز جرم در حالت استاتیک برای سه عدد ماخ تست

براساس نتایج آورده شده در شکل (۷)، با افزایش فرکانس نوسان مقادیر تغییرات ایجاد شده ناشی از پدیده هیستریزیس در یک نوسان کامل بیشتر شده است، یا به عبارتی انتگرال فضای داخلی آن افزایش یافته است. این افزایش فضا ناشی از افزایش مقدار پدیده جرم‌ظاهری<sup>۱</sup> در حرکت ناپایا می‌باشد. همچنین، به دلیل محصور بودن هندسه در فضای دیواره‌های تونل، اثر دیواره نیز در فیزیک جریان پشت جسم ظاهر و باعث عدم تقارن موج ضربه‌ای بازگشتی می‌شود. در نتیجه، جهت چرخش حلقه‌های هیستریزیس در شکل (۷) پادساعت‌گرد و در شکل (۸) ساعت‌گرد شده است. براساس تئوری انرژی که در مرجع [۱۴] مورد اشاره قرار گرفته است، این حالت نشان‌دهنده افزایش ممنوع در جهت حرکت می‌باشد. در این صورت انتظار می‌رود هندسه از لحاظ دینامیکی در شرایط پایدار باشد.

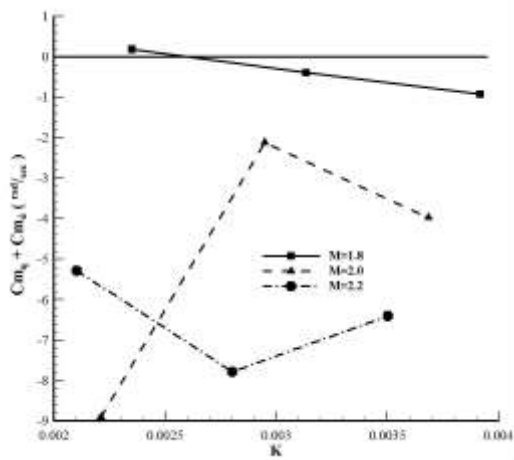


شکل ۶ - تغییرات ضریب پایداری استاتیکی برای سه عدد ماخ تست

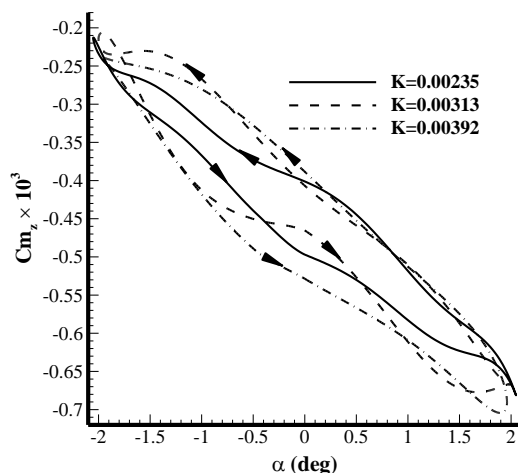


شکل ۸ - تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب نرخ زاویه حمله در سه فرکانس نوسان در زاویه حمله میانگین صفر ماخ ۱٫۸

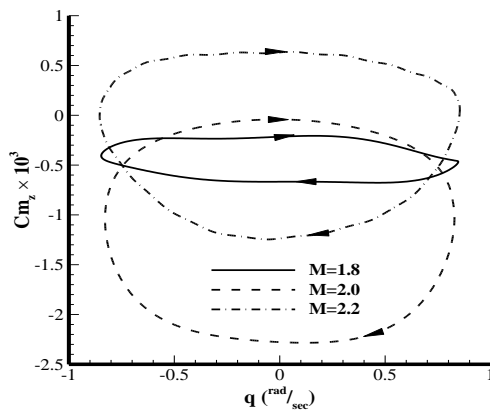
با توجه به شکل (۶)، مدل تست شده دارای کمترین حاشیه ایمن برای پایداری استاتیکی در عدد ماخ ۱٫۸ می‌باشد. براساس رابطه بین ضریب پایداری استاتیکی و دینامیکی انتظار می‌رود در عدد ماخ ۱٫۸ ضریب پایداری دینامیکی نیز بسیار کوچک بوده و به شرایط ناپایداری نزدیک باشد. برای بررسی پایداری دینامیکی نیاز است تا تغییرات نوسانی گشتاور بررسی شود. به دلیل کوچک بودن مقدار ضریب گشتاور در محدوده زاویه حمله صفر درجه، برای نمایش بهتر نمودارهای مربوط به ضریب گشتاور در شکل‌های بعدی، مقدار عددی آن هزار برابر بزرگتر نمایش داده شده است. در تست‌های تجربی انجام شده زاویه حمله نوسانی به صورت هارمونیک، پادساعت‌گرد و با دامنه نوسان ۲ درجه تغییر نموده است. تغییرات ضریب گشتاور بر حسب زاویه حمله در شکل (۷) و تغییرات ضریب گشتاور بر حسب نرخ تغییر زاویه حمله در شکل (۸) برای سه فرکانس نوسان پیچشی در زاویه حمله میانگین صفر و عدد ماخ ۱٫۸ آورده شده است.



شکل ۹ - تغییرات ضریب پایداری دینامیکی در سه فرکانس نوسان در زاویه حمله میانگین صفر برای هر سه عدد ماخ

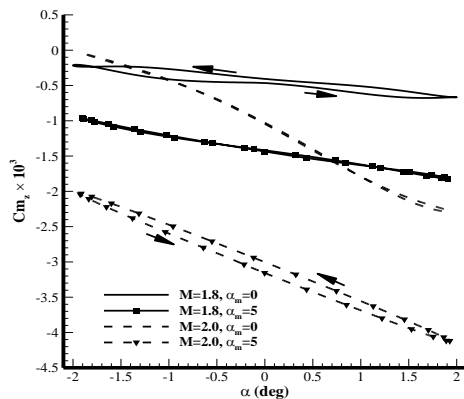


شکل ۷ - تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله در سه فرکانس نوسان در زاویه حمله میانگین صفر ماخ ۱٫۸



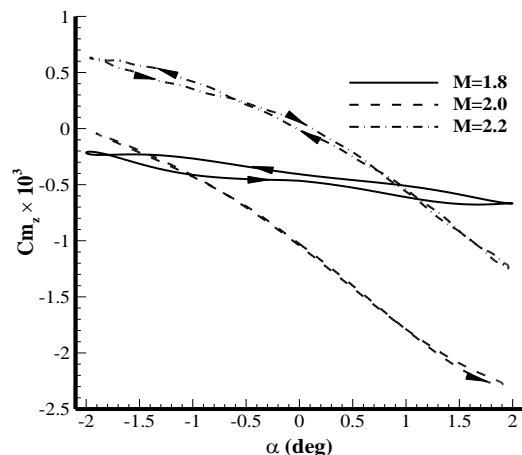
شکل ۱۱ - تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب نرخ زاویه حمله در سه عدد ماخ در زاویه حمله میانگین صفر و فرکانس نوسان ۴ هرترز

همان‌طور که در شکل (۱۰) مشاهده شد، جهت چرخش هیستریزس در ماخ ۲ دچار تغییر می‌شود. به گونه‌ای که در ماخ ۲/۲ قسمت بیشتری از حلقه هیستریزس چرخش ساعتگرد داشته و تنها در ناحیه انتهایی زاویه منفی به صورت پادساعتگرد تغییر می‌کند. در ماخ ۲ تقریباً حلقه هیستریزس پادساعتگرد بوده ولی فاصله بین مسیر رفت و برگشت حلقه بسیار به همدیگر نزدیک می‌باشد. جهت چرخش در ماخ ۱/۸ به وضوح پادساعتگرد است. این مورد در شکل (۱۱) مشاهده نمی‌شود و نمودار در هر سه عدد ماخ به صورت ساعتگرد است. در ادامه به بررسی زاویه حمله میانگین در دو حالت صفر و پنج درجه پرداخته شده است. یکی از مواردی که در اکثر مراجع اشاره شده است، رفتار غیرخطی پایداری دینامیکی با زاویه حمله میانگین می‌باشد. به گونه‌ای که ممکن است در زاویه ۲ درجه، هندسه بازگشتی از لحاظ دینامیکی پایدار باشد، ولی در زاویه صفر درجه ناپایدار شود. به همین دلیل معمولاً در هندسه‌های بازگشتی، طی مسیر با زاویه حمله کوچک انجام می‌شود تا از محدوده ناپایدار دینامیکی دور ماند. شکل (۱۲) حلقه هیستریزس ضریب گشتاور پیچشی را برای فرکانس نوسان ۴ هرترز حول دو زاویه میانگین صفر و پنج درجه در دو عدد ماخ ۱/۸ و ۲ نشان داده است.



شکل ۱۲ - تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله در دو عدد ماخ ۱/۸ و ۲ در زاویه حمله میانگین صفر و پنج در فرکانس نوسان ۴ هرترز

مقدار ضریب پایداری دینامیکی در هر سیکل براساس معادله (۱) محاسبه شده است و در شکل (۹) برای سه فرکانس نوسان در سه عدد ماخ ۱/۸، ۲ و ۲/۲ آورده شده است. با توجه به شکل (۹) تنها در حالت فرکانس ۳ هرترز در عدد ماخ ۱/۸ ناپایداری دینامیکی مشاهده می‌شود. البته به دلیل مقدار بسیار پایین فرکانس کاهش یافته، ممکن است در واقعیت این فرکانس وجود نداشته باشد. ولی با توجه به اینکه با کاهش عدد ماخ، هندسه به سمت ناپایداری پیش می‌رود، می‌توان نتیجه گرفت که در این هندسه باید قبل از ماخ ۱/۸ به کمک وسیله‌ای جانبی، هر چه سریع‌تر از مرحله ناپایداری دینامیکی دور شود. معمولاً این مسئله به کمک چتر ترمزی حل می‌شود. علت اختلاف بوجود آمده بین تحلیل تئوری انرژی، که در توضیحات شکل (۸) به آن اشاره شد و نتایج ارائه شده در شکل (۹)، در محل گشتاورگیری می‌باشد. محل گشتاورگیری تاثیر مستقیمی در مقدار ضریب پایداری دینامیکی دارد. این مسئله در شکل (۸) مرجع [۱۷] نیز قابل مشاهده است. به کمک تغییر مرکز جرم در راستای عمود بر محور تقارن هندسه، مدل از پایدار دینامیکی به ناپایدار دینامیکی در اعداد ماخ مافوق صوت تغییر وضعیت می‌دهد. بیشترین تاثیر نیز در اعداد ماخ حدود ۲ مشاهده می‌شود. برای بررسی اثر عدد ماخ، در شکل‌های (۱۰) و (۱۱) به ترتیب تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله و نرخ زاویه حمله آورده شده است. با توجه به شکل (۱۰)، مقدار ضریب گشتاور بدست آمده در ماخ ۱/۸، بین دو مقدار بدست آمده در ماخ ۲ و ۲/۲ است. این رفتار به صورت کلی در شکل (۷) مرجع [۱۷] نیز مشاهده می‌شود. البته توجه این رفتار در همان مرجع نیز ذکر نشده است، ولی احتمال دارد که به تغییر رفتار پایداری دینامیکی و بزرگ شدن ناحیه گردابه‌ای پشت مدل مرتبط باشد.



شکل ۱۰ - تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله در سه عدد ماخ در زاویه حمله میانگین صفر و فرکانس نوسان ۴ هرترز



- ۱- با افزایش فرکانس نوسان، حلقه هیستریزس چاق تر شده و اثر جرم‌ظاهری در حرکت ناپایا بیشتر می‌شود. از طرفی، انتگرال فضای داخل حلقه بیشتر می‌شود.
- ۲- براساس نتایج احتمال دارد که شرطی برای استفاده از تئوری انرژی جهت تعیین پایداری دینامیکی وجود داشته باشد. به گونه‌ای که در حالت فرکانس ۳ هرتز، زاویه حمله میانگین صفر و عدد ماخ ۱/۸ جهت چرخش مشابه حالت فرکانس ۴ هرتز ساعتگرد باشد، ولی نتیجه ضریب پایداری دینامیکی این دو حالت دو علامت مختلف را نشان می‌دهد (به شکل‌های (۸) و (۹) مراجعه شود).
- ۳- با افزایش عدد ماخ جریان آزاد در زاویه میانگین صفر درجه پایداری دینامیکی هندسه بیشتر می‌شود.
- ۴- با تغییر زاویه حمله میانگین از صفر به پنج درجه هندسه در کلیه اعداد ماخ به سمت پایداری بیشتر دینامیکی سوق داده می‌شود.
- ۵- در هنگام آزمایش تجربی هندسه‌های بازگشتی در تونل باد نیاز است تا به طریقی به دنبال افزایش فشار پشت هندسه بوده تا موج ضربه‌ای بازگشتی از دیواره تا حد امکان از انتهای مدل فاصله گرفته و فیزیک جریان گردابه‌ای پشت جسم تا حد امکان تغییر نکند.
- ۶- ضریب پایداری استاتیکی با کاهش عدد ماخ به سمت مثبت شدن حرکت می‌کند. شاید علت ناپایداری دینامیکی در این هندسه‌ها در سرعت مافوق صوت همین موضوع نیز باشد، البته ممکن است به دلیل تغییر جریان گردابه‌ای پشت هندسه، این مسئله ایجاد شده باشد.

## قدردانی و تشکر

از مجموعه «مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر» تشکر می‌کنم که با در اختیار قراردادن مجموعه تونل باد مافوق صوت، به انجام این تحقیق برای اولین بار در کشور کمک شایانی کردند.

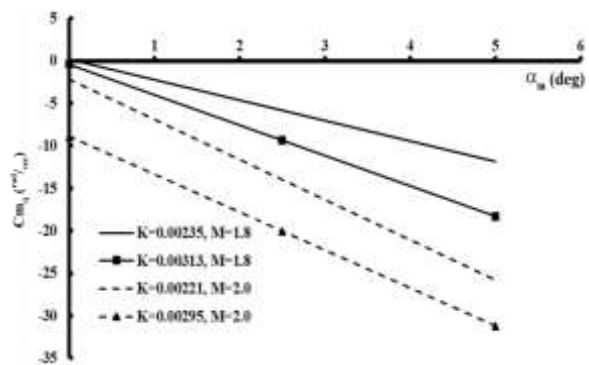
## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] J.D. Bird, and D.E. JrReese, "Stability of Ballistic Reentry Bodies" NACA RM L58E02a, 1958.
- [2] H.S. Fletcher, and W.D. Wolhart, "Damping In pitch and static stability of supersonic impact nose cones, short blunt subsonic impact nose cones, and manned reentry capsules at mach numbers from 1.93 to 3.05," NACA-MEMO, 1960.

همانطور که در شکل (۱۲) مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه حمله میانگین مقدار شیب منفی نمودار بیشتر می‌شود. این افزایش شیب می‌تواند ناشی از افزایش پایداری استاتیکی باشد. همچنین مقدار ضریب گشتاور پیچشی نیز با افزایش زاویه حمله منفی تر می‌شود. با افزایش زاویه حمله، گردابه پشت مدل از حالت متقارن در زاویه حمله صفر درجه، خارج می‌شود. همچنین، شیب نمودار گشتاور منفی است که نمایانگر افزایش ممنتوم در جهت خلاف نوسان می‌باشد. به عبارتی با افزایش زاویه حمله، یک گشتاور در جهت میرایی نوسان به مدل اعمال می‌شود که منجر به افزایش پایداری دینامیکی خواهد شد. در شکل (۱۳) ضریب پایداری دینامیکی در دو عدد ماخ ۱/۸ و ۲ و دو فرکانس نوسان برای بررسی اثر زاویه حمله میانگین صفر و پنج درجه آورده شده است.



شکل ۱۳ - تغییرات ضریب پایداری دینامیکی بر حسب زاویه حمله میانگین در دو عدد ماخ ۱/۸ و ۲ و دو فرکانس نوسان ۳ و ۴ هرتز\*  
\* (باید حداقل یک منحنی درجه ۳ رسم می‌شد که به دلیل داشتن داده در دو نقطه، خط رسم شده است.)

براساس نتایج مشاهده شده در شکل (۱۳) با افزایش زاویه حمله میانگین، هندسه پایدارتر شده است. این مسئله در نتایج مراجع دیگر برای هندسه‌های مختلف گزارش شده است. البته براساس مطالعات انجام شده، هر هندسه رفتار مختص خود را دارد ولی رفتار کلی اکثر هندسه‌ها ثابت می‌باشد. بنابراین، با تغییر زاویه حمله میانگین نوسان می‌توان رفتار دینامیکی هندسه بازگشتی را تحت تأثیر قرار داد. باید توجه داشت که با افزایش سرعت جریان آزاد، فرکانس کاهش یافته برای مقدار ثابت دوره نوسان کاهش می‌یابد.

## نتیجه گیری

در این مقاله به بررسی تجربی رفتار یک کپسول بازگشتی با حرکت نوسانی پیچشی در جریان مافوق صوت پرداخته شده است. ضریب پایداری دینامیکی و رفتار حلقه هیستریزس گشتاور پیچشی در چند حالت مورد ارزیابی قرار گرفته است که نتایج زیر بدست آمده‌اند.

- [18] Brock, Joseph M., Eric C. Stern, and Michael C. Wilder. "Computational fluid dynamics simulations of supersonic inflatable aerodynamic decelerator ballistic range tests." *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 56.2, pp. 526-535, 2019.
- [19] E. A. Chasovnikov, "Specific features of the aerodynamic moment and the pitch damping of a re-entry vehicle model exercising free oscillations at supersonic speeds." *Thermophysics and Aeromechanics*, vol. 27, no. 3, pp. 331-338, 2020.
- [20] M. Momivand, hasan mohammadkhani, J. Heidari and S. M.H. Vaesi, "Investigating the Effective Numerical Solution Parameters in Calculating the Roll Damping Coefficient," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 10. No. 2, pp. 65-72, 2017.
- [21] S. Yaghobnezhad and S. H. Hashemi mehne, "Review of a Swirl Double Base Injector Performance by It's Hot-Fire Test on a Laboratory Liquid Micro Impulse Engine With Single Injector," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 9. No. 1, pp. 73-89, 2016.
- [22] Tabrizian, A., Masdari, M. and Tahani, M., "Surface Pressure Study of an Airfoil Undergoing Combined Pitch and Low-Amplitude Plunge Motions" *Journal of Applied Fluid Mechanics*, Vol. 12, No. 6, pp. 1957-1966, 2019.
- [23] Kamali Moghadam, R. and Shakeri, M., "Numerical Investigation of Environmental Parameters Effect on Dynamic Stability of a Reentry Capsule," *Amirkabir J. Mech. ENG.*, vol. 49, no. 2, pp. 325-340, 2017.
- [24] H. Fazeli, M. R. Soltani, M. Sargholzaei, E. Lareibi, "Numerical investigation of fluctuation parameters Aerodynamic coefficients of return capsule in supersonic flow," *The 15<sup>th</sup> International Conference of the Iranian Aerospace Association*, Tehran, Iran, 2016.
- [25] A. Daliri, M. Farahani, J. Sepahi-Younsi, "Novel method for supersonic inlet buzz measurement in wind tunnel," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 34, no. 1, pp. 273-80, 2017.
- [26] Soltani, M. R., Daliri, A., Younsi, J. S., & Farahani, M. "Effects of bleed position on the stability of a supersonic inlet," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 32, no. 5, pp. 1153-1166, 2016.
- [27] A. Da Ronch, D.Vallespin, M. Ghoreyshi and K.J. Badcock, "Evaluation of Dynamic Derivatives Using Computational Fluid Dynamics," *AIAA Journal*, vol. 50, no. 2, pp. 470-484, 2012.
- [28] A. Gülhan, J. Klevanski, and S. Willems, "Experimental study of the dynamic stability of the exomars capsule," *Proceedings of 7<sup>th</sup> European Symposium on Aerothermodynamics, ESA Communications*, 2011.
- [29] S. Willems A. Gülhan and B. Esser, "Shock induced fluid-structure interaction on a flexible wall in supersonic turbulent flow," *Progress in Flight Physics*, no.5, pp. 285-308, 2013.
- [30] G.Z. Mc Gowan and et al., "High Fidelity Approaches for Pitch Damping Prediction at High Angles of Attack," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 51, no. 5, pp. 1474-84, 2014.
- [3] D.A. Nelson, "The influence of shape on aerodynamic damping of oscillatory motion during mars atmosphere entry and measurement of pitch damping at large oscillation amplitudes," *NASA Technical Note, TL799. M3 D39*, 1963.
- [4] F.D. Steketee, "Dynamic Stability Of Space Vehicles," *NACA CR-935*, 1967.
- [5] J.A. Benek, P.G. Buning, and J.L. Steger, "A 3-D chimera Grid Embedding Technique," *AIAA-85-1523-CP*, Jul. 1985.
- [6] P.G. Buning, and et al., "Numerical Simulation of the Integrated Space Shuttle Vehicle in Ascent," *AIAA-88-4359*, Aug. 1988.
- [7] M. Kandula, and P.G. Buning, "Implementation of LU-SGS Algorithm and Roe Upwinding Scheme in Overflow Thin Layer Navier-Stokes Code," *AIAA-94-2357*, Jun. 1994.
- [8] D.C. Jespersen, T.H. Pulliam and P.G. Buning, "Recent Enhancements to OVERFLOW (Navier-Stokes Code)," *AIAA-97-0644*, Jan. 1997.
- [9] M. S. Liou, and P.G. Buning, "Contribution of the Recent AUSM Schemes to the OVERFLOW Code: Implementation and Validation," *AIAA-2000-4404*, Jun. 2000.
- [10] C.H. Whitlock, and P.M. Siemers, "Parameters Influencing Dynamic Stability Characteristics of Viking-Type Entry Configurations at Mach 1.76," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 9, no. 7, pp. 558-560, Jul. 1972.
- [11] J.P. Reding, and L.E. Ericsson, "Dynamic Support Interference," *Journal of Spacecraft and Rocket*, vol. 9, no. 7, pp. 547-553, Jul. 1972.
- [12] B.L. Uselton, and F.B. Cyran, "Sting Interference Effects as Dynamic Stability Derivatives, Surface Pressure, and Base Pressure for Mach Numbers 2 through 8," *AEDC TR*, 79-89, 1980.
- [13] S. Cliff, and S. Thomas, "The Apollo capsule optimization for improved stability and computational/experimental data comparisons," *NASA TM-213457*, 2005.
- [14] C. Kazemba, "Dynamic stability analysis of blunt body entry vehicles through the use of a time-lagged aftbody pitching moment," *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2012.
- [15] N.P. Adamov, A.M. Kharitonov, E.A. Chasovnikov, et al. "Experimental study of aerodynamic characteristics of a reentry vehicle on a setup with free oscillations at supersonic velocities," *Thermophys. Aeromech.* vol. 23, 791-800, 2016.
- [16] Matsumoto, Shuichi, et al. "Aerodynamic Oscillation and Attitude Control Analysis for Reentry Capsule using OREX Flight Data and Wind Tunnel Data." *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. 2016.
- [17] Yang, X. and Radespiel, R., "Longitudinal Aerodynamic Performance of the Apollo Entry Capsule near Transonic Speeds," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 54, no. 5, pp. 1100-9, 2017.