نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر

نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۴۹، شماره ۲، سال ۱۳۹۶، صفحات ۳۲۵ تا ۳۴۰
DOI: 10.22060/mej.2016.758

بررسی عددی اثر پارامترهای محیطی بر پایداری دینامیکی یک کپسول بازگشتی

رامین کمالی مقدم*، مینا شاکری

پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

چکیده: در این مقاله شبیه‌سازی عددی سه‌بعدی جریان ناپایا حول یک کپسول بازگشتی تحت نوسانات پیچشی اجباری به روش شبکه‌بندی لغزشی صورت گرفته و پس از اعتبارسنجی نتایج و بررسی استقلال حل از شبکه، تاثیر پارامترهای محیطی شامل زاویه حمله، عدد ماخ و فرکانس نوسانات بر پایداری دینامیکی کپسول مورد تحلیل قرار می‌گیرد. به این منظور نتایج مورد نظر از نرم‌افزار فلوئنت استخراج شده و ساختار جریان حول کپسول در شرایط مختلف بررسی می‌شود. مشتقات دینامیکی طولی که برای تحلیل پایداری یک جسم در حرکت نوسانی پیچشی مورد نیاز می‌باشند تعیین شده و نهایتا روند تاثیر پارامترهای فوق بر مقدار مشتقات دینامیکی مشخص شده است. در این تحقیق محدوده تغییرات زاویه حمله متوسط بین ۰ تا ۱۵ درجه، تغییرات عدد ماخ بین ۰/۸ تا ۲ و تغییرات فرکانس کاهش یافته بین ۰/۰۵۶ تا ۰/۲۲۴ می‌باشد. استفاده از شبکه‌بندی لغزشی در شبیه‌سازی نوسانات پیچشی کپسول موسس‌سی که سرعت محاسبات را به شدت افزایش می‌دهد، تجمیع اثر چندین پارامتر بر پایداری دینامیکی این کپسول و چگونگی تحلیل و بررسی روند و علل تغییرات پایداری دینامیکی در شرایط مختلف، جزو اهداف اصلی این مقاله به شمار می‌رود. نتایج تحلیل تاثیر پارامترهای مختلف بر پایداری دینامیکی حول کپسول موسس‌سی نشان می‌دهد که فاصله گرفتن از زاویه حمله متوسط صفر باعث افزایش پایداری دینامیکی کپسول مورد نظر شده و ناپایداری دینامیکی آن در رژیم مادون‌صوت حالت بحرانی‌تری نسبت به رژیم مافوق‌صوت دارد و همچنین با افزایش فرکانس نوسانات، پایداری دینامیکی کپسول موسس‌سی افزایش می‌یابد.

تاریخچه داوری:
دریافت: ۲۳ شهریور ۱۳۹۴
بازنگری: ۲ اسفند ۱۳۹۴
پذیرش: ۹ اسفند ۱۳۹۴
ارائه آنلاین: ۱۱ مهر ۱۳۹۵

کلمات کلیدی:
مطالعه پارامتری
پایداری دینامیکی
اجسام بازگشتی
نوسانات پیچشی اجباری

۱- مقدمه

کپسول‌های تحقیقاتی که در مدار زمین چرخیده و سپس به زمین بازمی‌گردند و یا به سمت سیارات دیگر برای تحقیق فرستاده شده و نمونه‌ها را برمی‌گردانند در ورود به جو تا رسیدن به سطح زمین دارای سرعت بسیار بالایی هستند و بنابراین دارای مشکلات حرارتی و کنترلی می‌باشند. در این کپسول‌ها برای رفع مشکل حرارت معمولا از شکل‌های سرپخ استفاده می‌شود. اما موضوع کنترل و ناپایداری دینامیکی این کپسول‌ها، به دلیل پیچیدگی تاثیر پارامترها بر همدیگر در جریان غیردائم و عدم درک صحیح فیزیکی این پدیده، همواره از سوی محققین مورد توجه بوده است. یکی از مشکلات عمده هندسه‌های سرپخ این است که در برخی سرعت‌ها و شرایط محیطی دارای ناپایداری دینامیکی می‌شوند. بنابراین تعیین محدوده ناپایداری و مقدار ضریب گشتاور این ناپایداری یکی از اصلی‌ترین قسمت‌های کنترل کپسول‌های برگشتی می‌باشد. شروع بحث ناپایداری دینامیکی کپسول‌های برگشتی توسط کارهای تحلیلی اولیه آلن [۱] انجام گرفت. وی دریافت که منشاء ناپایداری دینامیکی عدم تقارن فشار، نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی وارد بر جسم پرنده می‌باشد. تخمین این نیروها و ممان‌ها با استفاده از روش‌های تست پروازی، آزمون تجربی، روابط تحلیلی-نیمه‌تجربی و شبیه‌سازی عددی قابل انجام است. در بین این روشها، شبیه‌سازی عددی کم‌هزینه‌ترین روش است و درصورتیکه از الگوریتم‌های مناسب استفاده گردد نتایج آن از دقت مناسب برخوردار است.

نویسنده عهده‌دار مکاتبات: rkamali@ari.ac.ir

پارامترهای مهمی که بر پایداری دینامیکی شکل‌های بلانت تاثیر می‌گذارند، عبارتند از پارامترهای هندسی (هندسه قسمت جلو، شعاع قسمت واسط، شکل قسمت انتهایی بدنه و مرکز جرم) و پارامترهای محیطی (شامل عدد ماخ، فرکانس نوسان، دامنه نوسان، زاویه حمله، عدد رینولدز و شرایط اتمسفر پروازی). نادیده گرفتن هریک از این پارامترها در طراحی اجسام بازگشتی به جو می‌تواند به ناپایداری و عدم انجام صحیح ماموریت منجر شود. در این راستا تحقیقات محققین بسیاری در راستای پایداری دینامیکی کپسول‌های بازگشتی صورت گرفته است. در خصوص اثر شکل کپسول و پارامترهای هندسی، تحقیقی به منظور بررسی اثرات شکل آیرودینامیکی بر روی ضریب میرایی پیچشی در ورود به اتمسفر سیاره مریخ به صورت عددی و تجربی صورت پذیرفت [۲]. برد و همکاران [۳] به بررسی پایداری اجسام بازگشتی بالستیک پرداخته و به بحث راجع به خصوصیات هندسی برای پایداری اجسام بازگشتی در رژیم زیرصوت پرداختند. تحقیقات آلن [۱] در مورد اثر زاویه مخروط دماغه بر پایداری دینامیکی نشان داد که افزایش زاویه مخروط جلو جسم بازگشتی باعث افزایش میزان ناپایداری دینامیکی می‌شود. چاپمن و همکاران [۴] اثر وجود دنباله کروی و مرکز جرم بر پایداری دینامیکی را بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که وجود دنباله کروی با مرکزیت مرکز جرم سبب ایجاد پایداری دینامیکی بهتری در مقایسه با هندسه بدون وجود دنباله شود. همچنین با نزدیک شدن مرکز جرم به نوک جسم پایدرای استاتیکی و دینامیکی افزایش می‌یابد.

در کنار پارامترهای هندسی، تحقیقات زیادی نیز در خصوص تاثیر

شرایط محیطی صورت گرفته است. فلتچر و همکاران [۵] به بررسی پایداری دینامیکی در نوسانات پیچشی پرداخته و اثر عدد ماخ (۱/۹۳ تا ۳/۰۵) را به صورت تجربی بر پایداری بررسی کردند. ویدلاک [۶] نشان داد که با افزایش فرکانس نوسانات پایداری دینامیکی افزایش می‌یابد. جف [۷] نیز اثر چرخش محموله به دور محور خود را بررسی نمود و به این نتیجه رسید که افزایش چرخش محموله سبب افزایش پایداری دینامیکی می‌شود. کرومین [۸] نیز نشان داده که حتی تغییر اتمسفر پروازی با ایجاد تغییراتی در خواص سیال اتمسفر پروازی سبب تغییر موقعیت شوک و نیروهای فشاری بر روی جسم مورد نظر می‌شود که پایداری دینامیکی را تحت تاثیر قرار می‌دهد. استکت [۹] به بررسی پایداری دینامیکی حامل‌های فضایی پرداخت و پارامترهای مهم برای آنالیز پایداری و کنترل سامانه های فضایی را محاسبه کرد. اثر زاویه حمله بر پایداری دینامیکی کپسول‌های بازگشتی توسط محققین بسیاری صورت گرفته است [۱۰-۱۲] . گویدی [۱۰] روی حرکت یک جسم بازگشتی متقارن محوری و تحلیل و شبیه‌سازی حرکت مطالعاتی انجام داد و نتیجه گرفت که ارزیابی پایداری اجسام بازگشتی متقارن محوری به زاویه حمله در طول مدت پرواز در جو بستگی زیادی دارد.

در سالهای اخیر، شبیه‌سازی‌های عددی نیز برای تحلیل پایداری توسط محققین زیادی صورت گرفته است [۱۳ و ۱۴]. تراماتو و همکاران [۱۵ و ۱۶] به مطالعه عددی برای درک مکانیزم ناپایداری دینامیکی یک کپسول در رژیم گذرا پرداختند. برای این منظور یک کپسول را در زاویه حمله ثابت با یک کپسول با نوسانات پیچشی مقایسه کرده و نتیجه گرفتند که علت اصلی ناپایداری دینامیکی، تاخیر فاز در فشار پایه کپسول میباشد. تاکاشی و همکاران [۱۷] به بررسی پایداری دینامیکی اجسام بازگشتی به صورت عددی در نوسانات اجباری و آزاد پرداخته و فیزیک جریان را در اعداد ماخ مختلف بررسی کردند. کلیف و همکاران [۱۸] به بهینهسازی ضرایب آیرودینامیکی کپسول آپولو برای بهبود پایداری به صورت عددی و تجربی پرداختند. زانگ و همکاران [۱۹] با کوپل کردن معادلات ناویر-استوکس و مکانیک پرواز، رفتار دینامیکی وسیله پرنده در نوسانات پیچشی و حرکات نوسانی را شبیه‌سازی عددی کرده و نوسانات پیچشی کپسول را با تغییرات عدد ماخ و نوسانات چرخشی را با تغییرات زاویه حمله بررسی کردند. کازمبا و همکاران [۲۰ و ۲۱] به بررسی پایداری دینامیکی اجسام سرپخ در رژیم مافوق‌صوت پرداخته‌اند. آنها همچنین پایداری دینامیکی اجسام سرپخ بازگشتی و تحلیل تاخیر زمانی گشتاور پیچشی در پشت جسم را تحلیل کردند.

در این تحقیق نتایج شبیه‌سازی عددی سه‌بعدی جریان ناپایا در حرکت نوسان پیچشی اجباری حول کپسول بازگشتی موسس‌سی به روش شبکه‌بندی لغزشی توسط نرم‌افزار فلوئنت اعتبارسنجی شده و پس از بررسی استقلال حل از شبکه، تاثیر پارامترهای محیطی شامل زاویه حمله، عدد ماخ و فرکانس نوسانات بر پایداری دینامیکی کپسول بازگشتی مورد تحلیل قرار گرفته‌است. با توجه به اینکه در این مقاله، هندسه جسم و پارامترهای هندسی ثابت هستند، به بررسی پارامترهای محیطی پرداخته شده است.

تحقیقات مختلف نشان می‌دهد، در بین پارامترهای محیطی مطرح شده، سه پارامتر عدد ماخ، زاویه حمله و فرکانس نوسانات، بیشتر از سایر پارامترها حائز اهمیت هستند [۲۰]. محدوده تغییرات زاویه حمله متوسط بین صفر تا ۱۵ درجه، تغییرات عدد ماخ بین ۰/۸ تا ۲ و تغییرات فرکانس کاهش یافته بین ۰/۰۵۶ تا ۰/۲۲۴ می‌باشد. این کپسول بازگشتی که بعدها به نام هایابوسا شناخته شد، درسال ۲۰۰۲ با هدف جمع‌آوری نمونه به فضا پرتاب شد و اطلاعات زیادی از آن موجود نمی‌باشد. تنها مراجعی که در خصوص پایداری دینامیکی این کپسول با استفاده از شبیه‌سازی عددی تحقیق نموده‌اند، مراجع [۱۵ و ۱۶] است که با استفاده از شبیه‌سازی عددی نوسانات اجباری، فقط پایداری دینامیکی آن در یک حالت (عدد ماخ ۱/۳ و فرکانس کاهش یافته ۰/۱۱۲ (۲۰ هرتز) و در زاویه حمله صفر) بررسی شده‌است. این مرجع بیشتر به تحلیل فیزیک جریان پرداخته و تنها به اعتبارسنجی روند تغییرات ممان با زاویه حمله بسنده کرده و حتی ضرایب میرایی را نیز برای تحلیل پایداری دینامیکی استخراج ننموده است. اما در تحقیق حاضر، علاوه بر شبیه‌سازی عددی نوسان اجباری برای چندین شرایط محیطی مختلف، با استخراج ضرایب میرایی و نشان دادن روند تغییرات آنها، محدوده و چگونگی تغییرات پایداری دینامیکی برای کپسول فوق مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. اکثر شبیه‌سازی عددی از الگوریتم حرکت شبکه برای ایجاد نوسانات پیچشی بهره برده‌اند درحالیکه در این تحقیق از روش شبکه لغزشی برای این شبیه‌سازی استفاده شده‌است که سرعت حل عددی را به شدت بالا می‌برد.

۲- هندسه کپسول

هندسه کپسول موسسی که تحلیل‌های تحقیق حاضر حول آن صورت گرفته، در شکل ۱ نشان داده شده است. بالا بودن شعاع دماغه باعث ایجاد پسای زیاد و کم بودن طول بدنه باعث کاهش وزن و ضریب بالستیک شده‌است. مرکز جرم این کپسول نقطه Z=۰ و X=۰/۲۵ متر میباشد. یکی از ویژگی‌های این کپسول جلو بودن مرکز ثقل آن نسبت به مرکز فشار میباشد که باعث شده است این کپسول از نظر استاتیکی پایدار باشد اما نتایج تجربی و همچنین نتایج تحقیق حاضر نشان می‌دهد که این کپسول از نظر دینامیکی ناپایدار است [۲۲].

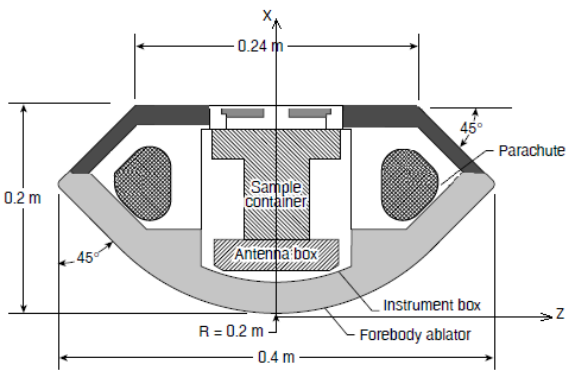


Fig. 1. The geometry of Muses-C re-entry capsule

شکل ۱: هندسه کپسول بازگشتی موسس‌سی [۲۳]

۳- مشخصات شبکه و استقلال حل از شبکه‌بندی

برای شبیه‌سازی عددی جریان حول یک جسم نوسانی، می‌توان از دو نوع شبکه‌بندی استفاده نمود: شبکه دینامیکی و شبکه لغزشی. اثر استفاده از این دو نوع شبکه‌بندی توسط نویسندگان بررسی شده است [۲۴]. نتایج نشان می‌دهند علاوه بر اینکه استفاده از شبکه لغزشی دقت مناسب‌تری ایجاد میکند، دو مزیت دیگر نسبت به شبکه دینامیکی دارد. اول اینکه شبکه لغزشی در هر گام زمانی نیاز به تولید دوباره ندارد و باعث می‌شود که بتوان گام زمانی بالاتری را برای حل انتخاب کرد و لذا زمان محاسبات به شدت کاهش یابد و دوم اینکه برخلاف شبکه دینامیکی، شبکه لغزشی محدودیت زاویه نوسان ندارد و با افزایش زاویه نوسانات، احتمال تداخل شبکه‌ها و ایجاد حجم منفی وجود ندارد. با توجه به تحلیل‌های صورت گرفته، استفاده از شبکه لغزشی حدود ۳۵ درصد سرعت محاسبات را نسبت به شبکه دینامیکی افزایش می‌دهد. یکی از معایب این روش شبکه‌بندی مربوط به فاصله‌ای[1] است که ممکن است بین دو ناحیه شبکه‌بندی رخ دهد. لذا برای دوری از این خطا، باید تعداد شبکه‌های سطحی در بین مرز دو ناحیه به اندازه کافی باشد. در این مقاله، به دلیل پیچیده بودن هندسه، از یک شبکه نامنظم ترکیبی چهاروجهی روی شبکه لایه‌مرزی سطحی استفاده شده‌است. شبکه لایه مرزی با y^+ ۲۵ بوده که در آن فاصله اولین گره تا سطح جسم ۰/۰۰۰۱ با نرخ رشد ۱/۱ به تعداد ۱۵ عدد می‌باشد (شکل ۲).

افزایش حجم شبکه، دقت حل را افزایش داده و به همان میزان هزینه محاسباتی را نیز افزایش خواهد داد. شبکه‌بندی بهینه، پارامتر بسیار مهمی در به دست آوردن جواب‌هایی با دقت بالا و صرفه‌جویی در زمان محاسبات می‌باشد. از آنجا که در تحقیق حاضر حل ناپایا مورد نظر است و نتیجه نهایی، محاسبه ضریب دمپینگهای پیچشی میباشد، بنابراین مقایسه پارامتر $C_{m_q}+C_{m_{\dot\alpha}}$ معیار مناسبی برای تعیین شبکه بهینه می‌باشد. برای انتخاب شبکه‌بندی مناسب، سه شبکه با تعداد المان ۱/۹، ۲/۴ و ۲/۶ میلیون بررسی شده است. این پارامتر برای شبکه‌های به کار رفته به ترتیب ۰/۰۳۳۵، ۰/۰۳۳۷ و ۰/۰۳۳۷ محاسبه شده‌است. بنابراین شبکه‌بندی با تعداد سلولهای ۲/۴ میلیون انتخاب شده است. بررسی استقلال حل از شبکه برای حل حاضر به تفصیل در مراجع [۲۴ و ۲۵] آورده شده‌است که به دلیل اختصار در این مقاله ذکر نمی‌گردد.

٤- شرایط مرزی و مشخصات حل

در این تحقیق، شبیه‌سازی عددی به صورت ناپایا و سه‌بعدی، توسط نرم‌افزار فلوئنت صورت گرفته است. در این شبیه‌سازی از حلگر چگالی مبنا و روش گسسته‌سازی مکانی مرتبه دوم و مدل آشفتگی k-ω SST و گام زمانی ۰/۰۰۱ استفاده شده است. این مدل آشفتگی به دلیل اینکه ترکیبی از مدل k-ω در نواحی دور از دیواره و مدل k-ω در نزدیکی دیواره می‌باشد، از مزایای هر دو مدل بهره می‌برد و دارای قدرت بالایی در مدلسازی جریانات

1 Mesh gap

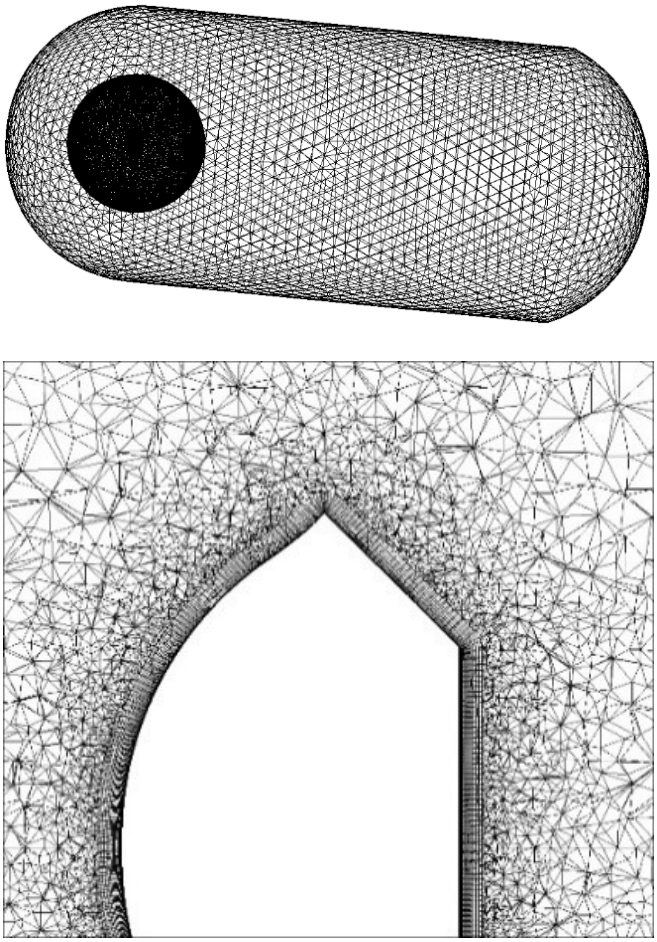


Fig. 2. Slip grid around the Muses-C re-entry capsule

شکل ۲: شبکه‌بندی لغزشی حول کپسول بازگشتی موسس‌سی

پیچیده مانند جریانات حاوی گرادیان فشار معکوس، جریان برگشتی و موج شوک گذرا می‌باشد. برای شبیه‌سازی دقیق جریان با استفاده از این مدل، در نزدیک دیواره باید از شبکه‌ای استفاده نمود که Y^+ کمتر از ۲ برای حل فراهم نماید. در شبکه‌بندیهایی که Y^+ بزرگتر از ۲ است باید از توابع دیواره برای شبیه‌سازی صحیح جریان آشفته نزدیک دیواره استفاده کرد. در شبیه‌سازی صورت‌گرفته که Y^+ برابر با ۲۵ است نیز از تابع دیواره استاندارد در نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. شرایط مرزی و دامنه حل در شکل ۳ نشان داده شده است که ۳۰ برابر قطر از پشت کپسول و ۱۰ برابر قطر از نواحی دیگر امتداد دارد.

شبیه‌سازی عددی جریان حول کپسول مورد نظر نیز توسط نویسندگان برای مدل‌های مختلف دو معادله‌ای صورت گرفته که نتایج آن به تفصیل در مرجع [۲۴] آورده شده‌است. نتایج به دست آمده نیز حاکی از مناسب بودن این انتخاب برای شبیه‌سازی حاضر می‌باشد.

برای مدلسازی نوسانات پیچشی، از روش شبکه‌بندی لغزش استفاده شده و برای ایجاد حرکت پیچشی این کپسول در جریان ناپایا، کد عددی تهیه شده تا کپسول مورد نظر مطابق با رابطه (۱) نوسان کند:

$$\alpha(t)=\dot\alpha+\bar\alpha\sin(\omega t) \qquad (۱)$$

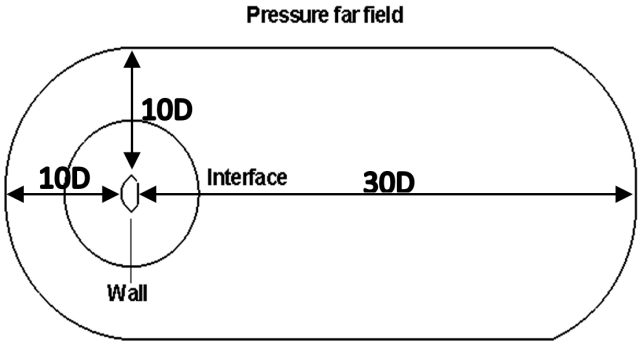


Fig. 3. Computational domain and boundary conditions

شکل ۳: شرایط مرزی و دامنه حل برای حل جریان

در کد عددی مورد استفاده در این تحقیق که برای حرکت نوسانی پیچشی میباشد، مقادیر سرعت زاویه‌ای در دو راستای x و y، صفر و در راستای z با توجه به مشتق زمانی رابطه (۱) محاسبه خواهد شد. در حل‌های حاضر، روی دیواره از شرط مرزی عدم لغزش و در مرزهای بیرونی از شرط دوردست و روی شبکه‌بندی لغزشی از مرز میانی استفاده شده است. ازآنجاییکه شبیه‌سازی‌ها برای جریان ناپایا حول جسم با نوسان پیچشی صورت گرفته، بهترین معیار همگرایی عدم تغییر در حلقه‌های هیسترزیس ممان‌های پیچشی می‌باشد. در این تحقیق نیز از همین معیار برای همگرایی استفاده شده و برای حلقه‌های داخلی (زمان مجازی) از معیار بیشترین خطای متغیرها کمتر از استفاده شده‌است. بدین ترتیب که برای هر اجرا، ابتدا از همگرایی جریان پایا حول جسم در شرایط پایه اطمینان حاصل شده و سپس نتایج حل پایا به عنوان شرایط اولیه حل ناپایا قرار گرفته‌است. برای اطمینان از یکسان بودن حلقهها، خروجی هر اجرا پس از تشکیل ۵ حلقه کامل با گام زمانی ۰/۰۰۱ ثانیه استخراج شده‌است.

۵- اعتبارسنجی

برای اعتبارسنجی، شبیه‌سازی عددی جریان ناپایا در حرکت نوسان پیچشی و در عدد ماخ ۱/۳، زاویه حمله متوسط صفر با دامنه نوسانات ۲۰ درجه و فرکانس کاهش یافته ۰/۱۱۲ (۲۰ هرتز) صورت گرفته‌است. جزئیات نتایج تحلیل صورت گرفته توسط نویسندگان در مرجع [۲۴ و ۲۵] آورده شده‌است اما از آنجاکه هدف این مقاله بررسی پارامتری است، از آوردن جزئیات تحلیل خودداری شده است. به عنوان نمونه در شکل ۴، مقایسه توزیع گشتاور پیچشی بر اساس زاویه حمله حاصل از شبیه‌سازی عددی در شرایط مذکور با نتایج تجربی آورده شده‌است که از انطباق خوبی برخوردار است. برای بررسی صحت اعتبارسنجی، مساحت داخل حلقه برای نتایج تجربی و عددی شکل ۴ محاسبه شده که بیانگر حدود ۲۳ درصد اختلاف می‌باشد. با توجه به اینکه نتایج تجربی گزارش شده [۲۲] نیز بیانگر حدود ۱۸ درصد عدم قطعیت است، بنابراین می توان به نتایج حل حاضر تا حد قابل قبولی اعتماد نمود. مشتقات طولی محاسبه شده برای این کپسول برابر ۰/۰۳۳۷ می‌باشد. مثبت بودن این ضریب بیانگر ناپایداری دینامیکی کپسول در شرایط تحلیل شده است که مطابق با نتایج تجربی و عددی ارائه شده در مراجع [۲۲، ۲۶، ۱۵ و ۱۶] است.

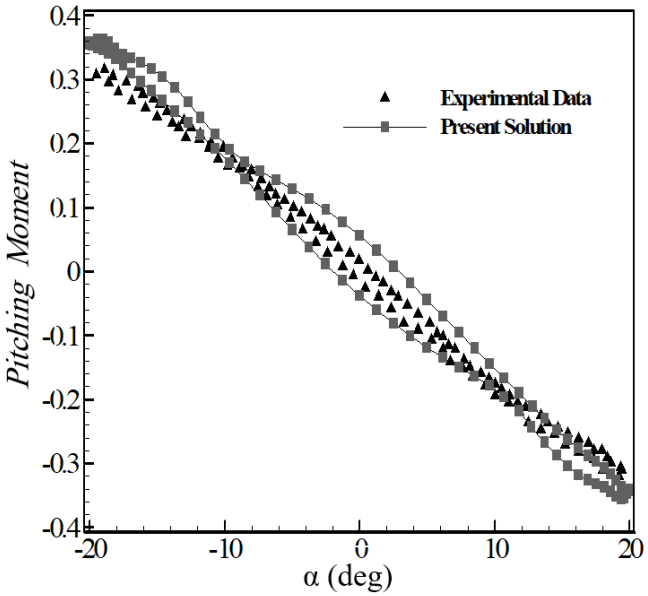


Fig. 4. Pitching moment distribution around the re-entry capsule

شکل ٤: توزیع گشتاور پیچشی حول کپسول بازگشتی [۲۲]

در این تحقیق، تاثیر سه پارامتر محیطی مهم، شامل زاویه حمله، عدد ماخ و فرکانس نوسانات بر پایداری دینامیکی کپسول بازگشتی مورد تحلیل قرار گرفته‌است. محدوده تغییرات زاویه حمله متوسط بین صفر تا ۱۵ درجه، تغییرات عدد ماخ بین ۰/۸ تا ۲ و تغییرات فرکانس کاهش یافته بین ۰/۰۵۶ تا ۰/۲۲۴ می‌باشد. خلاصه ای از شرایط حل‌های عددی در جدول ۱ آورده شده‌است.

جدول ۱: شرایط تحلیل‌های پارامتری جریان حول کپسول

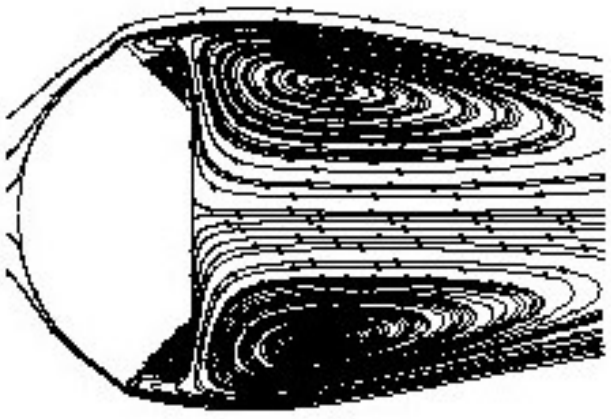
Table 1. Flow parametric analysis conditions around the capsule

α=0 Deg α=5 Deg α=10 Deg α=15 Deg	M=1.3 f=20 Hz (K=0.112)	ماخ و فرکانس ثابت، زاویه حمله متوسط متغیر
M=0.8 M=1.3 M=2	$\bar{\alpha}$=0 Deg f=20 Hz (K=0.112)	فرکانس و زاویه حمله متوسط ثابت، ماخ متغیر
f=10 Hz (K=0.056) f=40 Hz (K=0.224)	M=1.3 Deg $\bar{\alpha}$=0 Deg	ماخ و زاویه حمله متوسط ثابت، فرکانس متغیر

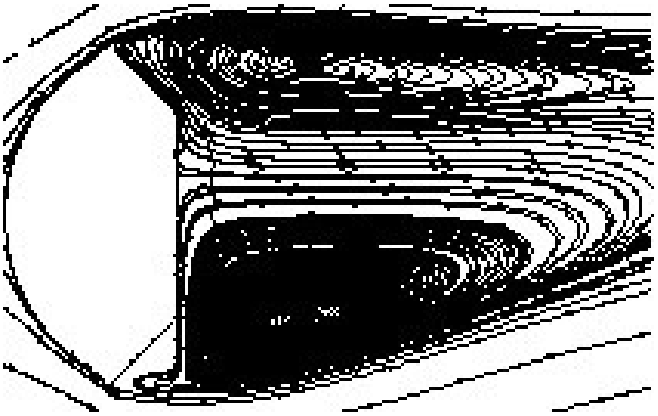
٦- تاثیر زاویه حمله متوسط

اثر زاویه حمله بر پایداری دینامیکی کپسول‌های بازگشتی توسط محققین بسیاری صورت گرفته است و همگی بر این موضوع که زاویه حمله

یکی از موثرترین پارامترهایی است که بر پایداری دینامیکی محموله موثر است، اتفاق نظر دارند. در این بخش، سایر شرایط جریان شامل عدد ماخ ۱/۳ و فرکانس کاهش یافته ۰/۱۱۲ (۲۰ هرتز) ثابت مانده و جریان ناپایا حول کپسول بازگشتی موسس‌سی در زوایای حمله متوسط ۰، ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه در حرکت پیچشی مورد مطالعه قرار گرفته است. دامنه نوسانات در تمام حرکت ها ۲۰ درجه درنظر گرفته شده است. در شکل ۵ گردابه‌های ایجاد شده در پشت کپسول بازگشتی در حالت دائم در زوایای حمله متوسط صفر، ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۵ مشاهده میشود با افزایش زاویه حمله متوسط ساختار گردابههای پشت کپسول تغییر کرده و از دو گردابه متقارن به یک گردابه متمایل می‌شوند. در شکل‌های ۶ تا ۸ نمودارهای تغییرات ضریب پسا، برآ و پیچشی بر حسب زاویه حمله متوسط در حالت دائم مشخص شده است. همانطور که مشاهده می‌گردد با افزایش زاویه حمله، ضریب پسا و ضریب ممان پیچشی حول مرکز جرم کاهش یافته و ضریب برآ افزایش مییابد. علت این موضوع را می‌توان در ساختار گردابه‌های پشت جسم در زوایای حمله مختلف جستجو کرد. همانطور که ذکر شد، با افزایش زاویه حمله، ساختار متقارن گردابههای پشت جسم به هم خورده و کمکم تبدیل به یک گردابه میشود. علت این امر بخاطر جابجایی محل شوک با تغییر زاویه حمله متوسط است که باعث می‌شود اختلاف فشار ناحیه جلو و پشت کپسول در پایین آن بیشتر از قسمت بالا گردد و لذا گردابه‌های قوی‌تری در قسمت پایین کپسول نسبت به بالای آن ایجاد شده و تقارن آنها از بین برود. این موضوع قدرت یک گردابه شکل گرفته در پایین پشت جسم را در مقابل مجموع دو گردابه اولیه کاهش داده (ضریب درگ کاهش می یابد)، اما به هم خوردن تقارن گردابه‌ها و تشکیل یک گردابه تنها در پایین پشت جسم باعث میگردد که برآیند نیروی برآ افزایش یابد. ضرب مجموع نیروهای پسا و برآ در فاصله آنها تا مرکز جرم تعیین کننده رفتار ممان پیچشی است که مشخص می‌شود با افزایش زاویه حمله در حال کاهش می‌باشد.

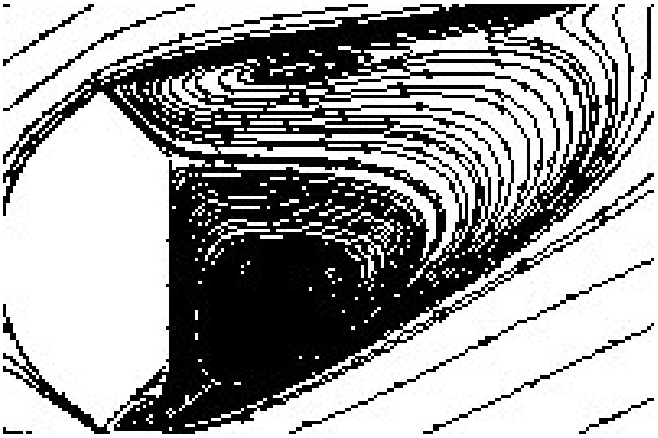


α_m=0 Deg



α_m=5 Deg

α_m=10 Deg



α_m=15 Deg

Fig. 5. Flow structure at steady state conditions

شکل ۵: ساختار جریان در حالت دائم

تفاوت ساختار جریان در حالت پایا و ناپایا باعث تغییر در رفتار نیروها و ممان‌های وارده بر جسم در حرکت‌های دینامیکی آن می‌شود. در شکل ۹، ساختار گردابه‌های پشت کپسول در حالت ناپایا در چندین حالت مختلف نشان داده شده‌است. مقایسه‌ای از ساختار جریان‌ها در زوایای حمله یکسان (به عنوان مثال زاویه ۵ درجه) بین حالت پایا (شکل ۵) و حالت ناپایا (شکل ۹) کاملاً اختلاف فاز را در تشکیل و کامل شدن گردابه‌ها نشان می‌دهد.

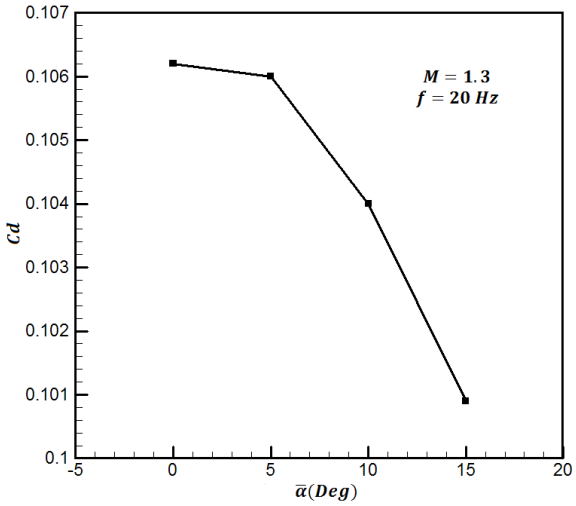


Fig. 6. Drag coefficient distribution at steady state conditions

شکل ٦: توزیع ضریب پسا در حالت دائم

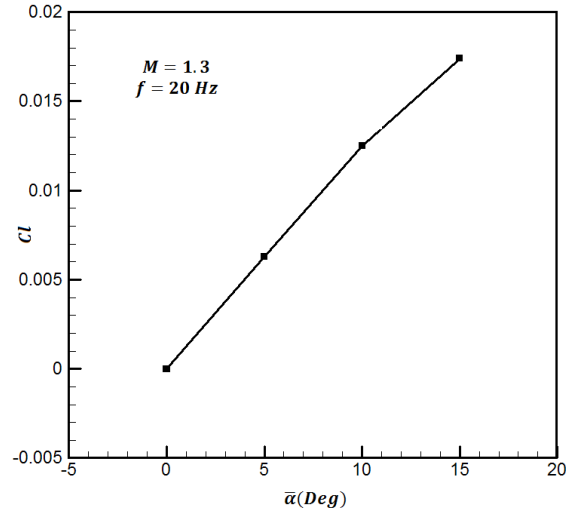


Fig. 7. Lift coefficient distribution at steady state conditions

شکل ۷: توزیع ضریب برآ در حالت دائم

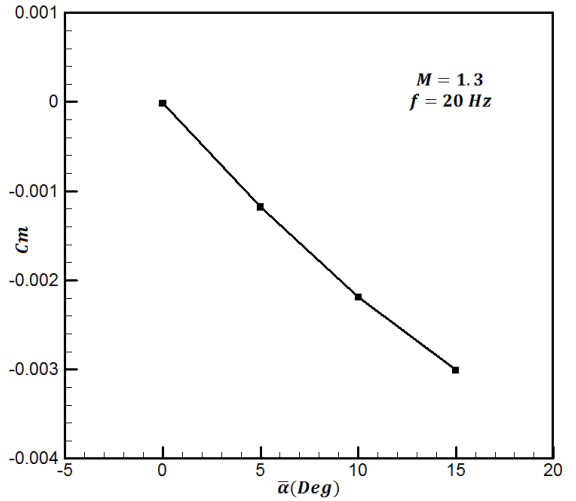


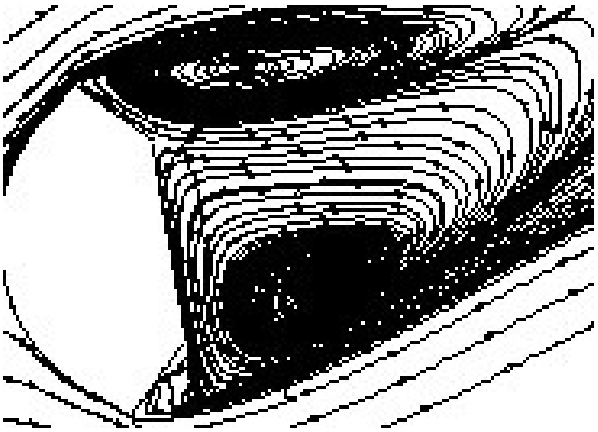
Fig. 8. Pitching moment coefficient distribution at steady state conditions

شکل ۸: توزیع ضریب پیچشی در حالت دائم

مشاهده می‌گردد که گردابه‌های نامتقارن شکل گرفته در حالت دائم، در حل ناپایا به طور کامل شکل نگرفته و قبل از شکل‌گیری آنها جسم حرکت کرده و به گام زمانی بعد می‌رود. این موضوع باعث می‌شود که توزیع برآ در حالت دائم و غیردائم متفاوت شود. بدین صورت که کپسول در پایین آمدن مقدار ضریب برآی پایین‌تری نسبت به حالت پایا تجربه می‌کند (تاخیر فاز) و در حالت بالا رفتن برعکس (تقدم فاز).

زمان ۰/۰۰۴ و زاویه حمله ۵- درجه
α_m=5 Deg

زمان ۰/۰۰۴ و زاویه حمله ۵ درجه
α_m=10 Deg



زمان ۰/۰۰۴ و زاویه حمله ۵ درجه
α_m=15 Deg

Fig. 9. Flow structure at unsteady state conditions

شکل ۹: ساختار جریان در حالت غیردائم

جهت مقایسه دقیقتر نتایج شبیه‌سازی جریان ناپایا، تغییرات ضریب پسا (شکل ۱۰)، ضریب برآ (شکل ۱۱) و گشتاور پیچشی (شکل ۱۲) بر اساس تغییرات زاویه حمله در نوسان پیچشی آورده شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش زاویه حمله، ضریب پسای متوسط کاهش و ضریب برآی متوسط افزایش و گشتاور پیچشی کاهش یافته است. مقدار متوسط هر متغیر در حرکت ناپایا، مرکز حلقه هیسترزیس آن است. همانطور که بیان شد علت این امر تغییر تقارن گردابه‌های تشکیل شده در هر حالت به علت جابجایی شوک می‌باشد. این موضوع در حالت دائم (شکل‌های ۷ و ۸) نیز به وضوح دیده می‌شود. جهت‌های نشان داده شده در نمودارها، تفاوت بین جریان دائم و غیردائم را نشان می‌دهد. بدین صورت که در همه زوایای حمله متوسط مختلف، کپسول در پایین آمدن، ممان پیچشی کمتری را نسبت به حالت استاتیک و در حالت بالا رفتن ضریب ممان پیچشی بیشتری را نسبت به حالت استاتیک تجربه می‌کند. این روند برای ضریب برآ نیز به همین صورت می‌باشد. جهت چرخش در پایداری اهمیت بسیاری داشته و با معکوس شدن این جهت، پایداری و ناپایداری دستخوش تغییر می‌شود.

۷- تاثیر عدد ماخ

عدد ماخ یکی دیگر از پارامترهای تاثیرگذار بر پایداری دینامیکی می‌باشد. نکته قابل ذکر این است که تاثیر عدد ماخ بر پایداری دینامیکی ارتباط مستقیمی با زاویه حمله دارد. در این بخش پارامترهای زاویه‌حمله متوسط (صفر درجه) و فرکانس ثابت (K=۰/۱۱۲) در نظر گرفته شده و جریان حول این کپسول بازگشتی در سه رژیم زیرصوت، گذرصوت و مافوق‌صوت بررسی شده است. گردابه‌های پشت کپسول در سه عدد ماخ ۰/۸، ۱/۳ و ۲ در شکل ۱۳ نشان داده شده‌اند. مشاهده می‌گردد که با افزایش عدد ماخ جریان و تغییر رژیم جریان از مادون‌صوت به مافوق‌صوت گردابه‌های شکل گرفته کوچکتر و کشیده‌تر می‌شوند و مرکز آنها از جسم فاصله میگیرد. این امر می‌تواند

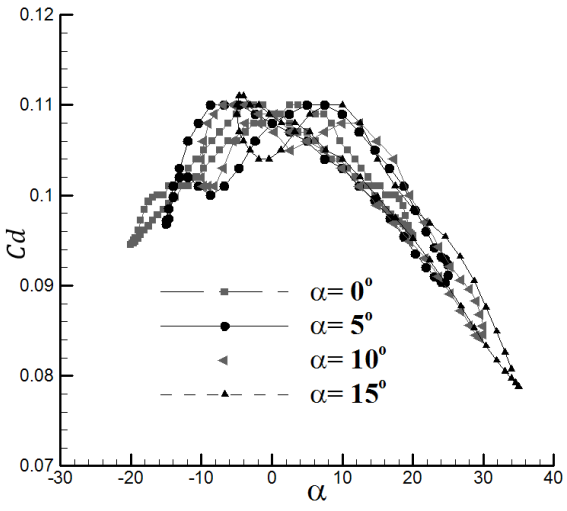


Fig. 10. Drag coefficient at different mean angle of attack, Mach number 1.3, reduced frequency 0.112

شکل ۱۰: ضریب پسا در زوایای حمله متوسط مختلف، ماخ ۱/۳، فرکانس کاهش یافته ۰/۱۱۲

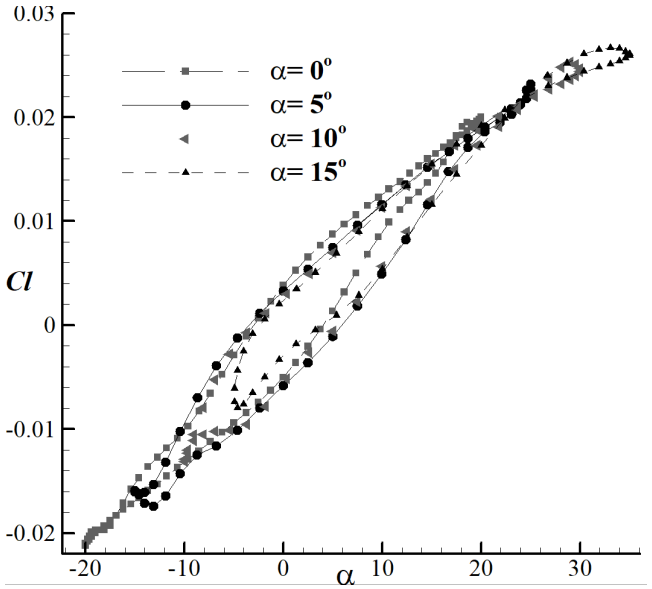


Fig. 11. Lift coefficient at different mean angle of attack, Mach number 1.3, reduced frequency 0.112

شکل ۱۱: ضریب برا در زوایای حمله متوسط مختلف، ماخ ۱/۳، فرکانس کاهش یافته ۰/۱۱۲

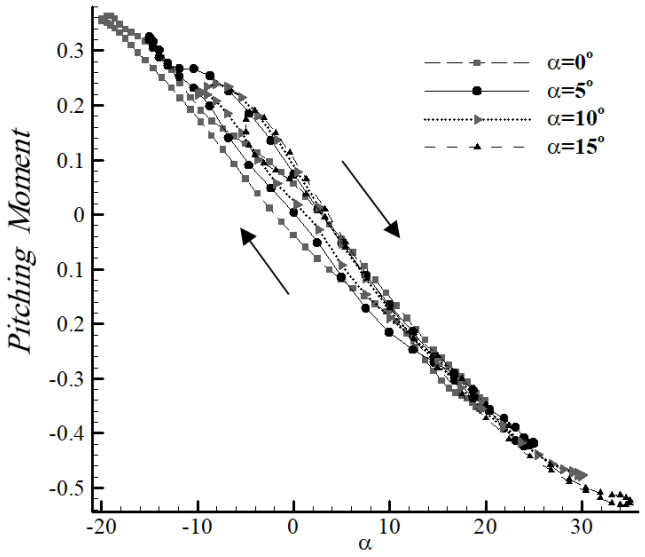


Fig. 12. Pitching moment at different mean angle of attack, Mach number 1.3, reduced frequency 0.112

شکل ۱۲: گشتاور پیچشی در زوایای حمله مختلف، ماخ ۱/۳، فرکانس کاهش یافته ۰/۱۱۲

اثر گردابه‌ها را در نیروها و ممان‌های وارد به جسم کاهش دهد. علت این موضوع نیز به تشکیل شوک در جریان مافوق‌صوت و کاهش اختلاف فشار ناحیه جلو و پشت کپسول و تشکیل گردابه‌های ضعیف‌تر برمی‌گردد.

در شکل‌های ۱۴ تا ۱۶ تغییرات ضریب پسا، برآ و پیچشی بر حسب زاویه حمله متوسط در حالت دائم مشخص شده‌اند. مشاهده می‌گردد که با تغییر رژیم جریان از مادون‌صوت به مافوق صوت و افزایش عدد ماخ، مقدار ضریب درگ افزایش می‌یابد اما مقدار ضریب برآ و ممان پیچشی تغییر چندانی نمی‌کند.

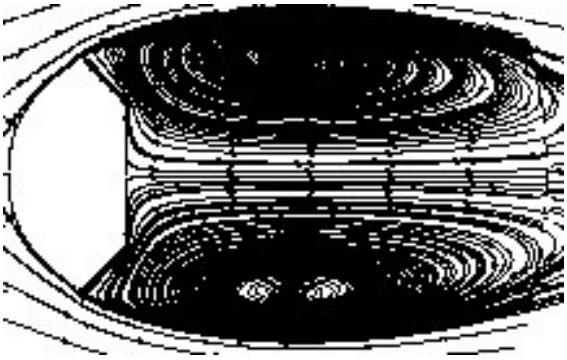


Fig. 13. Flow structure for different Mach number at steady state conditions

شکل ۱۳: ساختار جریان در اعداد ماخ مختلف در حالت دائم

همانطور که در ساختار گردابه‌ها مشاهده شد، با افزایش عدد ماخ اثر آن ها کمتر می‌شود و لذا در این مورد سهم افزایش درگ می‌تواند ناشی از پسای موجی و شکل‌گیری شوک‌های قوی در نزدیکی جسم باشد. در رژیم جریان مافوق‌صوت، با افزایش عدد ماخ، با اینکه پسای موجی افزایش می‌یابد اما ساختار گردابه‌ها نیز در تعیین نیروی درگ تعیین‌کننده هستند. دورتر شدن و ضعیف‌تر شدن گردابه‌های اصلی و از بین رفتن گردابه‌های ثانویه نزدیک جسم با افزایش عدد ماخ در جریان مافوق صوت، باعث می‌گردد پسا کمی کاهش پیدا کند. در واقع در جریان مافوق صوت اثر ترکیبی پسای موجی و فشاری ناشی از گردابه‌های پشت جسم تعیین‌کننده پسای کلی جسم هستند که در این تحلیل با افزایش عدد ماخ باعث کاهش ناچیز پسا شده‌اند. اما از آنجا که این تحلیل در زاویه حمله صفر صورت گرفته، با شکلگیری گردابه‌های متقارن در پشت جسم، انتظار می‌رود که ضریب برآ و ممان پیچشی در محدوده صفر بدون تغییر بمانند. این تغییر مشاهده شده در نمودارها به دلیل خطای عددی ظاهر شده است. ساختار گردابه‌های پشت جسم در حرکت نوسانی پیچشی در برخی زمان‌ها برای اعداد ماخ مختلف در شکل ۱۷ آورده شده‌اند.

همانطور که مشاهده می‌شود در حرکت دینامیکی نیز گردابه‌های پشت کپسول در رژیم جریان مادون و مافوق صوت کاملاً متفاوت بوده و با افزایش عدد ماخ کوچک‌تر و کشیده‌تر شده است. لذا انتظار می‌رود که اثر گردابه‌ها در رژیم جریان مادون‌صوت در تعیین نیروها و ممان‌های حول جسم بیشتر

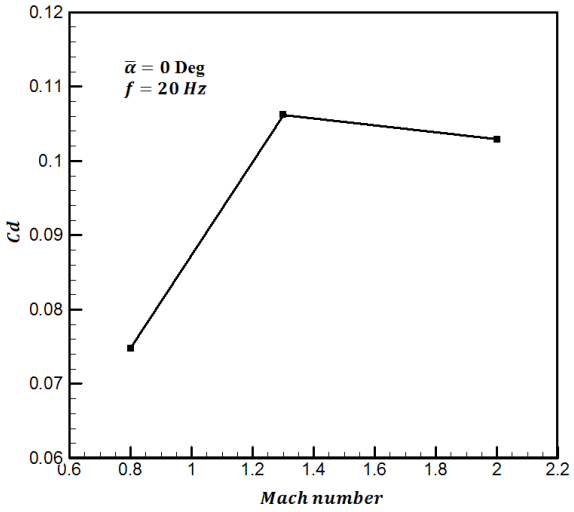


Fig. 14. Drag coefficient for different Mach number at steady state conditions

شکل ۱٤: توزیع ضریب پسا بر اساس اعداد ماخ در حالت دائم

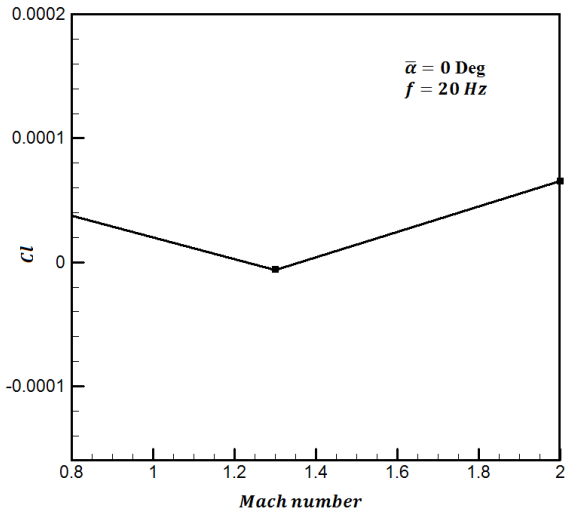


Fig. 15. Lift coefficient for different Mach number at steady state conditions

شکل ۱۵: توزیع ضریب برآ بر اساس اعداد ماخ در حالت دائم

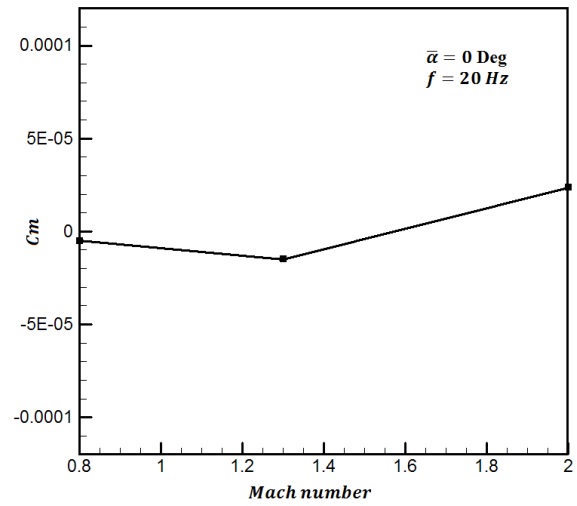
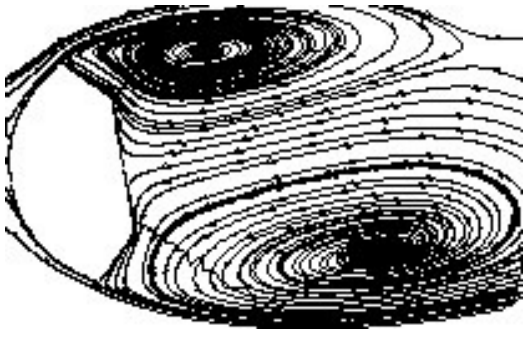


Fig. 16. Pitching moment coefficient for different Mach number at steady state conditions

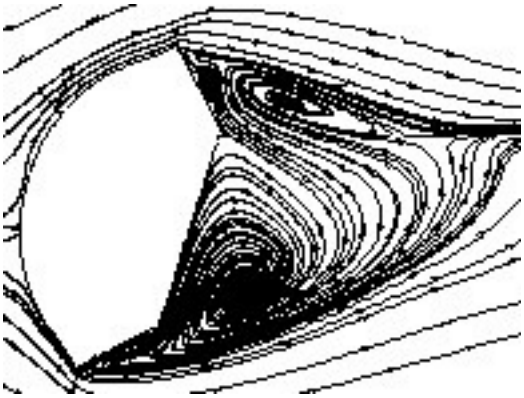
شکل ۱۶: توزیع ضریب پیچشی بر اساس اعداد ماخ در حالت دائم

از رژیم جریان مافوق‌صوت گردد. همچنین تاثیرپذیری پایداری یا ناپایداری جسم در حرکت دینامیکی برای رژیم جریان مادون‌صوت بیشتر از رژیم جریان مافوق‌صوت باشد. تشکیل شوک در جریان مافوق‌صوت و جابجایی آن در نوسان جسم، عامل مهمی در تفاوت شکل‌گیری گردابه‌ها می‌باشد بطوریکه حضور شوک و کاهش اختلاف فشار ناحیه جلو و پشت جسم باعث ایجاد گردابه‌های ضعیف‌تر نسبت به جریان مادون‌صوت می‌شود. برای بررسی و مقایسه دقیقتر، توزیع ضریب پسا (شکل ۱۸)، ضریب برآ (شکل

زمان ۰/۱۴ و زاویه حمله ۱۹ درجه
M_∞=0.8



زمان ۰/۰۰۴ و زاویه حمله ۹- درجه
M_∞=0.8



زمان ۰/۲ و زاویه حمله ۱۹ درجه
M_∞=2

زمان ۰/۰۰۹ و زاویه حمله ۱۸- درجه
M_∞=2

Fig. 17. Flow structure around the capsule for different Mach number

شکل ۱۷: ساختار جریان حول کپسول در اعداد ماخ مختلف

۱۹) و توزیع گشتاور پیچشی (شکل ۲۰) که برای تعیین مشتقات پایداری حائز اهمیت است، در اعداد ماخ مختلف مشخص شده است. همانطور که مشاهده میشود برای اعداد ماخ مختلف، با کاهش زاویه حمله (پایین آمدن) ممان پیچشی کمتری نسبت به حالت استاتیکی به جسم اعمال می‌شود و با افزایش زاویه حمله این ممان، نسبت به حالت استاتیکی بیشتر می‌شود. در این حالت نیز ضریب برآ کاملا مشابه ممان پیچشی عمل میکند. نتایج نشان می‌دهند که با افزایش زاویه حمله گشتاور پیچشی کاهش و ضریب برآ افزایش میابد. تغییرات ضریب پسا نسبت به زاویه حمله، در اعداد ماخ مختلف حالت متقارن دارد که این تقارن در اعداد ماخ بالاتر کمتر می‌شود. حلقه‌های هیسترزیس تشکیل شده در توزیع ضرایب مختلف، برای جریان مادون‌صوت دارای ضخامت بیشتری نسبت به جریان مافوق‌صوت می‌باشند. این امر بیانگر آن است که اختلاف فاز بین حرکت دینامیکی و حالت دائم برای رژیم مادون‌صوت بزرگتر از رژیم جریان مافوق صوت است. علت این موضوع را نیز می توان به گردابه‌های بزرگتری که در رژیم جریان مادون صوت شکل می‌گیرد و تاثیرپذیری بیشتری که جسم و نیروهای روی آن از گردابهها می‌گیرند، نسبت داد. در توزیع تمام ضرایب، حلقه‌های نسبتا متقارنی برای رژیم مادون‌صوت دیده می‌شود اما با ورود به جریان مافوق

صوت این تقارن کمتر شده و در ماخهای بالاتر بدتر می‌گردد. علت این امر مربوط به متفاوت بودن فرصت مناسب برای شکل‌گیری جریان در بالارفتن و پایین رفتن است که با افزایش ماخ بدتر می‌شود. این موضوع دو عامل دارد، یکی تشکیل شوک و قوی‌تر شدن آن بوده و دیگری عدم تقارن در شکل‌گیری گردابه‌ها در بالا رفتن و پایین آمدن جسم است [۲۷].

مقایسه توزیع ضریب ممان پیچشی، تغییر زیادی در مقدار بیشینه و کمینه نمودارها در اعداد ماخ مختلف نشان نمی‌دهد، اما در مورد ضریب برآ چنین نیست و با افزایش مقدار ماخ، بیشینه و کمینه ضریب برآ نیز افزایش می‌یابد. این موضوع به خاطر کاهش اثر گردابه‌های پشتی در نیروهای وارد بر جسم با افزایش عدد ماخ و همچنین افزایش مقدار فشار جلوی جسم در زوایای حمله در اعداد ماخ بالاتر است.

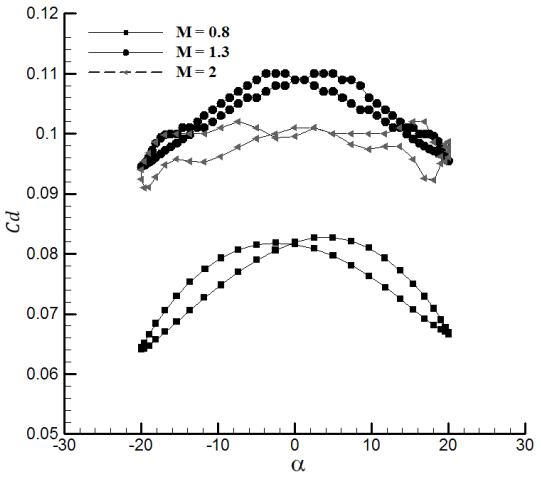


Fig. 18. Drag coefficient for different Mach number, mean angle of attack zero, reduced frequency 0.112

شکل ۱۸: ضریب پسا در اعداد ماخ مختلف، زاویه حمله متوسط صفر، فرکانس کاهش یافته ۰/۱۱۲

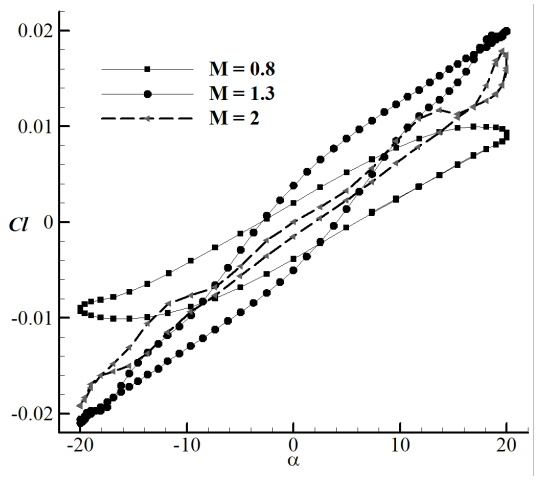


Fig. 19. Lift coefficient for different Mach number, mean angle of attack zero, reduced frequency 0.112

شکل ۱۹: ضریب برآ در اعداد ماخ مختلف، زاویه حمله متوسط صفر، فرکانس کاهش یافته ۰/۱۱۲

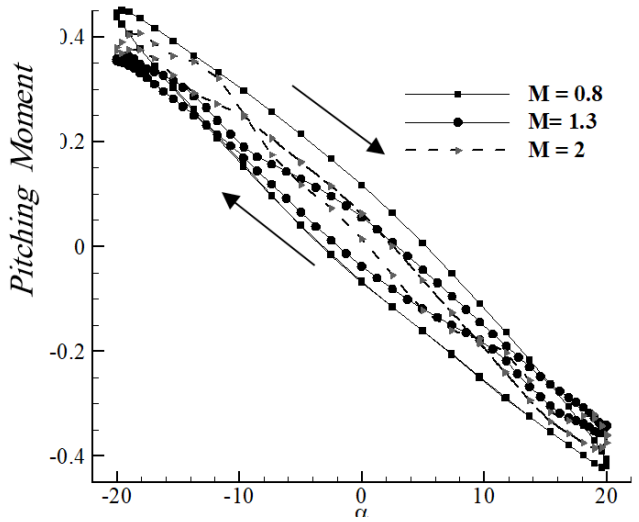


Fig. 20. Pitching moment coefficient for different Mach number, mean angle of attack zero, reduced frequency 0.112

شکل ۲۰: گشتاور پیچشی در اعداد ماخ مختلف، زاویه حمله متوسط صفر، فرکانس کاهش یافته ۰/۱۱۲

۸- تاثیرفرکانس نوسانات

از دیگر پارامترهایی که بر پایداری دینامیکی تاثیر مستقیمی می‌گذارد، فرکانس نوسانات می‌باشد. فرکانس نوسانات می‌تواند ساختار جریان حول یک جسم نوسانی را کاملاً تغییر داده و لذا توزیع فشار، نیروها و گشتاور را نیز تحت تاثیر قرار دهد. در واقع اثرات ناپایی جریان وابستگی مستقیم به فرکانس نوسانات دارد و اصولا جریان های ناپایا بر اساس فرکانس‌های مختلف دسته‌بندی می‌شوند. در فرکانس‌های پایین که جریان به حالت دائم نزدیک است، جریان را شبه پایا می‌نامند و با افزایش فرکانس‌ها ناپایی جریان افزایش می‌یابد. بر اساس تئوری جریان های ناپایا افزایش فرکانس‌ها تا حدی (برای ایرفویل ها معمولا $K<0.3$) جهت نمودارهای هیسترزیس را تغییر نمی‌دهد؛ اما بیشتر از آن علاوه بر افزایش اختلاف فاز، جهت نمودارهای هیسترزیس نیز تغییر می‌یابند. این موضوع نیز به تداخل اثرات ریزش گردابه‌ها و ویک برمی‌گردد که در فرکانس‌های مختلف متفاوت می‌شوند. در این بخش، تاثیر فرکانس نوسانات بر پایداری دینامیکی مطالعه شده و پایداری دینامیکی در سه فرکانس کاهش یافته ۰/۰۵۶، ۰/۱۱۲ و ۰/۲۲۴ بررسی شده است. در این حل‌ها، مقدار زاویه حمله متوسط صفر و عدد ماخ جریان آزاد ۱/۳ در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است گردابه‌های پشت کپسول در حالت دائم به علت ثابت بودن شرایط جریان، تغییر نمی‌کند. توزیع ضریب پسا در شکل ۲۱، ضریب برآ در شکل ۲۲ و توزیع گشتاور پیچشی در شکل ۲۳ در فرکانس‌های مختلف نشان داده شده است. فرکانس باعث می‌شود که اختلاف فاز حالت استاتیک (دائم) و دینامیک افزایش یابد و گردابه‌های پشت جسم فرصت کافی برای شکل‌گیری را نداشته باشند و نتوانند خود را با حرکت جسم منطبق کنند و لذا نمودارهای هیسترزیس شکل گرفته در حرکت دینامیکی فاصله بیشتری از حالت دائم می‌گیرند (چاق‌تر می‌شوند). کاهش فرکانس باعث می‌شود که حرکت دینامیکی به حالت پایا

نزدیک شود (شبه پایا) و تغییرات فشار (نیروها و ممان‌ها) خود را با حرکت جسم منطبق کنند و لذا توزیع ضرایب به حالت دائم نزدیک‌تر شوند (لاغرتر شوند). در این تحقیق مشاهده می‌گردد که بین فرکانس کاهش‌یافته ۰/۰۵۶ و ۰/۱۱۲ تفاوت چندانی ایجاد نمی‌شود اما فرکانس کاهش یافته ۰/۲۲۴ (۴۰ هرتز) اختلاف فاز بالایی نسبت به دو فرکانس دیگر می‌گیرد. در این حالت نیز مشابه حالتهای قبلی مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله گشتاور پیچشی کاهش و ضریب برآ افزایش یافته است. در فرکانس‌های مختلف مشاهده می‌شود که کپسول در پایین آمدن ممان پیچشی کمتری نسبت به حالت استاتیکی تجربه کرده و در بالا رفتن ممان پیچشی بیشتری نسبت به حالت استاتیکی دارد و افزایش فرکانس باعث تغییر در جهت حلقه هیسترزیس نشده‌است. این روند در مورد ضریب برآ و پسا نیز مشابه ممان پیچشی می‌باشد.

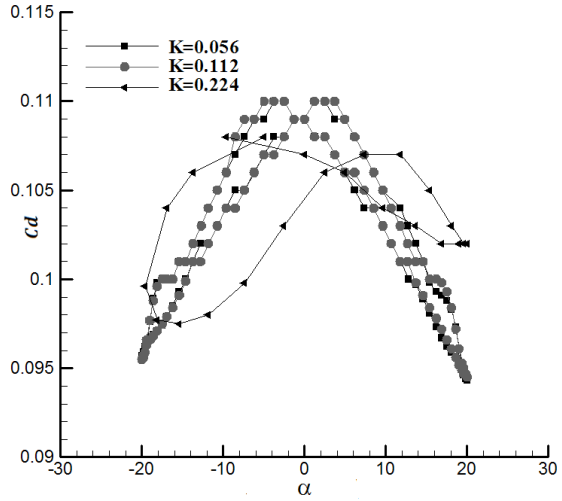


Fig. 21. Drag coefficient for different frequency, Mach number 1.3, mean angle of attack zero

شکل ۲۱: ضریب پسا در فرکانس های مختلف، ماخ ۱/۳، زاویه حمله متوسط صفر

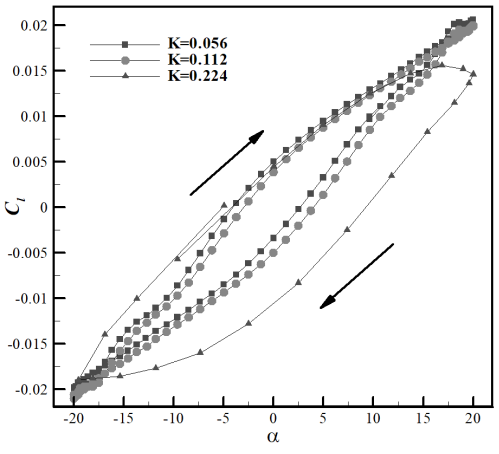


Fig. 22. Lift coefficient for different frequency, Mach number 1.3, mean angle of attack zero

شکل ۲۲: ضریب برآ در فرکانس های مختلف، ماخ ۱/۳، زاویه حمله متوسط صفر

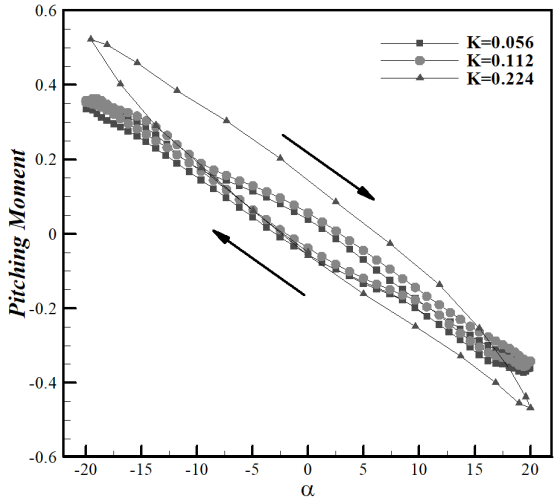


Fig. 23. Pitching moment coefficient for different frequency, Mach number 1.3, mean angle of attack zero

شکل ۲۳: گشتاور پیچشی در فرکانس های مختلف، ماخ ۱/۳، زاویه حمله متوسط صفر

۹- تحلیل پایداری دینامیکی

پایداری دینامیکی یعنی تمایل دامنه‌های حرکت اغتشاشی یک جسم پرنده به کاهش یافتن به سمت صفر یا به سمت مقداری منطبق بر یک شرایط استاتیکی جدید، بعد از برداشتن اغتشاشات است. در بررسی پایداری استاتیکی کافی است تغییرات ممان‌ها و یا نیروها بواسطه اغتشاشات به دست آورده شود. اما برای درک معیار پایداری دینامیکی حتما نیاز است که معادلات حرکت جسم تحلیل گردد چون در آن پاسخ جسم نسبت به اغتشاشات دارای اهمیت است. تحلیل دینامیک اجسام بالستیک نشان می‌دهد، حرکت پیچشی اجباری یا آزاد یک جسم در تونل باد مشابه تقریب دوره کوتاه[1] یک جسم در پرواز مستقیم است. با فرض اینکه زاویه حمله جسم با زاویه اویلر برابر بوده ($\alpha=\theta$) و نرخ پیچش با تغییرات زمانی زاویه حمله برابر باشد ($\dot{\alpha}=\dot{\theta}=q$)، در نهایت معادله حاکم بر حرکت کپسول درنوسان پیچشی اجباری به صورت رابطه زیر می‌باشد:

$$\ddot{\alpha}-(c_{m\dot{\alpha}}+c_{mq})\frac{\dot{\alpha}c}{2U}-c_{m\alpha}\alpha=f(t) \qquad (۲)$$

در این حالت معادله فوق یک حل هارمونیک ساده خواهد بود. بنابراین آنچه که در تحلیل پایداری دینامیکی یک جسم در حرکت پیچشی حائز اهمیت است، ضریب مشتقات دینامیکی طولی $(C_{m_q}+C_{m_{\dot{\alpha}}})$ است که به عنوان پارامتر تعیین‌کننده پایداری دینامیکی حرکت جسم معرفی می‌گردد [۲۴]. مثبت بودن آن نشان‌دهنده ناپایداری دینامیکی و منفی بودن آن بیانگر پایداری دینامیکی جسم بالستیک می‌شود. همانطور که در مقدمه نیز بیان شد تغییرات ضریب دمپینگ شکل‌های بلانت به پارامترهای هندسی و محیطی وابستهاند. تحقیقات زیادی در این خصوص صورت گرفته است و یک سری معیارهای پایداری دینامیکی کلی بیان شده‌اند. اما معیارهای ارزیابی دقیق

1 Short Period

برای پایداری دینامیکی هر جسم بازگشتی با توجه به هندسه‌ای که دارد، متفاوت است و نمی‌توان یک معیار دقیق برای تمام هندسه ها بیان نمود. مشتقات دینامیکی طولی که از بسط ضریب ممان پیچشی به صورت تابعی از زاویه حمله، تغییرات زاویه حمله و نرخ پیچش و کمک گرفتن از رابطه (۱) محاسبه می‌شود، به صورت زیر خلاصه می‌گردد [۲۸]:

$$C_{m_{\dot{\alpha}}}+C_{m_q}=\frac{2V\int C_m d\alpha}{D\left(T/2\right)\bar{\alpha}^2\omega^2} \qquad (۳)$$

همانگونه که از رابطه (۳) مشاهده می‌گردد برای تعیین این مشتقات نیاز به تعیین توزیع گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله است. بنابراین پس از حل عددی جریان حول کپسول بازگشتی و بررسی فیزیک حاکم بر جریان، برای تحلیل پایداری دینامیکی هندسه مورد نظر، لازم است مشتقات پایداری دینامیکی برای هر مورد محاسبه شود. مقادیر مشتقات دینامیکی به دست آمده در زوایای حمله متوسط، اعداد ماخ و فرکانس‌های مختلف به ترتیب در شکل‌های ۲۴، ۲۵ و ۲۶ دیده می‌شوند. همانگونه که در شکل ۲۴ مشاهده می‌شود تغییرات مشتقات دینامیکی بر اساس زاویه حمله به گونه‌ای می‌باشد که در زاویه حمله صفر بیشترین مقدار ناپایداری دینامیکی وجود داشته و در زاویه حمله ۵ درجه پایداری دینامیکی افزایش می‌یابد. این موضوع باعث می‌گردد که طراحان فضاپیماهای بازگشتی برای حفظ زاویه حمله ورود به جو در هنگام بازگشت به زمین موقعیت مرکز جرم را در مرکز هندسی جسم قرار ندهند تا وجود زاویه حمله و پایداری دینامیکی آن در بازگشت تضمین شود. در مرجع [۱۱] نیز بررسی اثر زاویه حمله برای کپسول اوریون به صورت تجربی انجام شده که در آن محدوده افزایش زاویه حمله مجاز ۱۰ درجه اعلام شده‌است درحالیکه تحلیل حاضر نشان می‌دهد که این افزایش برای کپسول موسس‌سی نباید بیشتر از ۵ درجه باشد.

در شکل ۲۵ مشاهده می‌شود که ناپایداری دینامیکی اجسام بازگشتی در رژیم مادون‌صوت حالت بحرانی‌تری دارند و با افزایش عدد ماخ پایداری دینامیکی افزایش یافته است. برای کپسول موسس‌سی در شرایط پروازی عدد ماخ ۱/۳ (رژیم گذرصوت) بیشترین پایداری دینامیکی مشاهده می‌شود. هرچند که اثر عدد ماخ روی پایداری دینامیکی یک جسم کاملا به هندسه و زاویه حمله آن وابسته است، اما نتایج کلی سایر تحقیقات [۲۰، ۲۹-۳۱] نیز نشان می‌دهند که در رژیم ماوراءصوت ضریب دمپینگ وابستگی زیادی به عدد ماخ ندارد اما بین رژیم ماوراءصوت تا مادونصوت، به طور کلی ضریب دمپینگ روند افزایشی را پیدا می‌کند و جسم از لحاظ دینامیکی ناپایدارتر میشود اما در دو محدوده ماخ مافوق‌صوت بین ۱ الی ۳ و یا محدوده ماخ گذرا (حدود ماخ ۰/۸ تا ۱/۳) انتظار تغییراتی در ضریب دمپینگ داریم (بستگی به هندسه جسم). بعد از آن روند افزایشی ضریب دمپینگ و افزایش ناپایداری در محدوده رژیم جریان مادون صوت انتظار می‌رود [۳۱]. نمونه‌ای از نتایج تحقیق تجربی شونبرگ [۲۹] و تحلیلی اسمیت [۳۰] نیز نشان می‌دهد که نوسانات در رژیم ماوراءصوت تقریبا ثابت است و با کاهش عدد ماخ (حدود ماخ ۳) کاهش می‌یابد (پایداری افزایش می‌یابد) و بعد از آن به سرعت

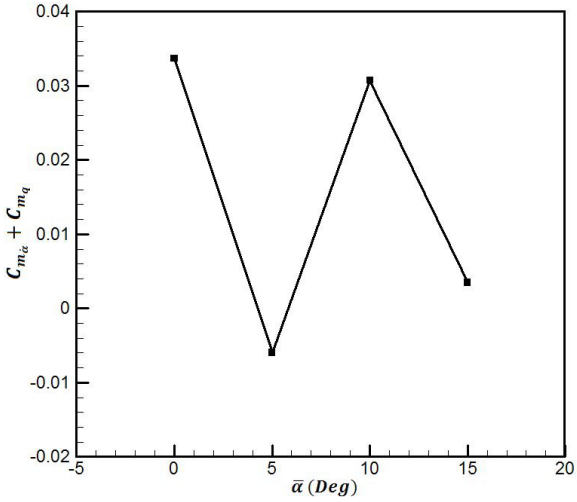


Fig. 24. Damping coefficient variation with the angle of attack

شکل ۲۴: تغییرمشتقات پایداری دینامیکی طولی با زاویه حمله

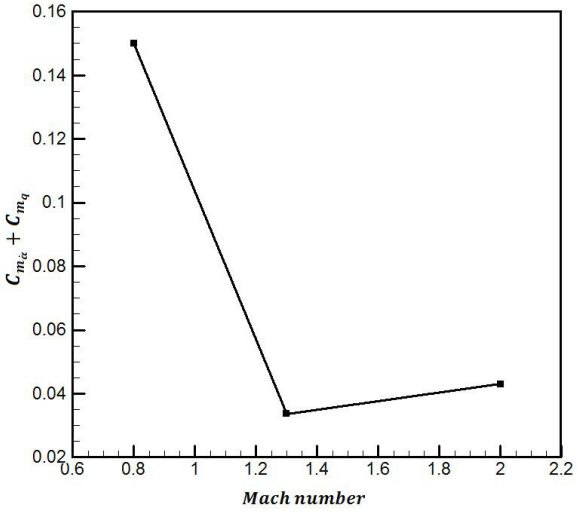


Fig. 25. Damping coefficient variation with the Mach number

شکل ۲۵: تغییر مشتقات پایداری دینامیکی طولی با عدد ماخ

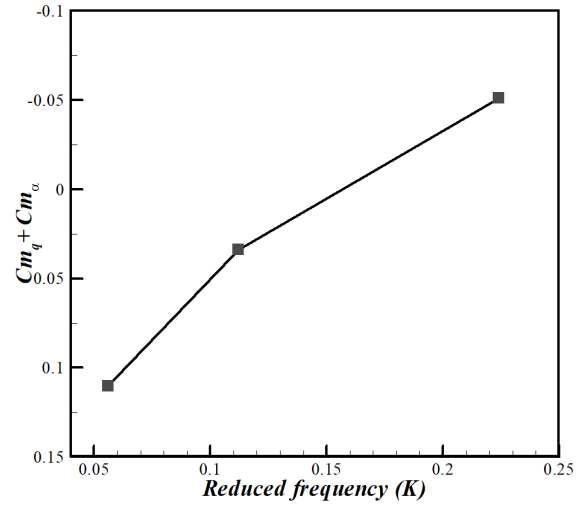


Fig. 26. Damping coefficient variation with the frequency

شکل ۲۶: تغییر مشتقات پایداری دینامیکی طولی با فرکانس

نوسانات رشد پیدا می‌کنند (ناپایدارتر میشوند). همانطور که بیان شد، هندسه در تعیین این عدد ماخ بحرانی بسیار تاثیرگذار است، به عنوان مثال در تحقیقات تجربی کلارک [۳۱]، این عدد ماخ بحرانی، حدود ۲/۵ گزارش شده‌است. علت این تغییرات، به اختلاف فشار جلو هندسه و پشت هندسه مربوط می‌شود. در اعداد ماخ مافوق صوت بالا (ماوراءصوت)، ضریب فشار پشت جسم با نرخ بیشتری نسبت به فشار جلو جسم کاهش پیدا می‌کند و باعث افزایش پایداری می‌شود. درحالیکه در اعداد ماخ مافوق‌صوت پایین‌تر این روند برعکس شده و باعث شروع ناپایداری دینامیکی و افزایش سریع آن می‌گردد. این روند در رژیم جریان مادون‌صوت نیز ادامه می‌یابد. هنگامیکه ضریب فشار جلو جسم سریع‌تر از پشت جسم شروع به کاهش می‌کند، رفتار نوسانی جسم افزایش یافته و ضریب دمپینگ نیز افزایش می‌یابد (ناپایدارتر می‌شود). نکته مهم در تغییرات ضریب دمپینگ با عدد ماخ این است که برای هندسه مورد تحلیل در مقاله حاضر، ضریب دمپینگ در تمام رژیم جریان‌ها مثبت بوده و لذا جسم از لحاظ دینامیکی ناپایدار است و تحلیل ذکر شده مربوط به روند تغییرات پایداری در رژیم‌های مختلف نسبت به یکدیگر است.

تحلیل‌های فرکانس نوسانات بر پایداری دینامیکی نیز در شکل ۲۶ نشان می‌دهد که با افزایش فرکانس نوسانات، پایداری دینامیکی افزایش یافته است. نتایج تحقیقی که در خصوص تاثیر فرکانس نوسانات بر پایداری دینامیکی کپسول وایکینگ صورت گرفته نیز بیانگر همین نتیجه است [۶].

نکته مهم در تحلیل جریان‌های ماوراءصوت این است که دمای حول اجسام بازگشتی به هنگام بازورود به جو زمین به علت شکل هندسی و شوک کمانی ایجاد شده در جلو آنها به شدت افزایش می‌یابد. تحقیقات صورت گرفته نشان می‌دهد که دمای بالای گاز بیشترین تاثیر خود را بر شار حرارتی وارد بر سطح جسم می‌گذارد و تاثیر چندانی بر توزیع فشار روی سطح ندارد [۳۲]. از اینرو نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی به واسطه دمای بالا، تغییر چندانی نکرده و پایداری دینامیکی اجسام نیز دستخوش تغییرات چندانی نمی‌شود و نتایج به دست آمده در این تحقیق برای دماهای بالا نیز قابل استفاده است.

۱۰- نتیجه‌گیری

در این مقاله تاثیر پارامترهای محیطی شامل زاویه حمله، عدد ماخ و فرکانس نوسانات بر پایداری دینامیکی یک کپسول بازگشتی در حرکت نوسانات پیچشی اجباری بررسی شده است. به این منظور شبیه‌سازی عددی جریان ناپایا حول این کپسول به صورت سه‌بعدی و به روش شبکه‌بندی لغزشی با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت صورت گرفته است. ممان‌های آیرودینامیکی حول جسم در نوسان اجباری محاسبه و مشتقات دینامیکی لازم برای بررسی پایداری دینامیکی استخراج شده‌است. تحلیل پایداری دینامیکی کپسول بازگشتی موسسسی نشان میدهد که این هندسه از لحاظ دینامیکی ناپایدار است.

تحلیل گردابه‌ها بیانگر تفاوت در ساختار جریان در حالت پایا و ناپایا است که باعث تغییر در رفتار نیروها و ممان‌های وارده بر جسم در حرکت‌های دینامیکی آن می‌شود. نتایج، اختلاف فاز ایجاد شده در ساختار گردابه های پشت کپسول در حالت پایا و ناپایا را نشان می‌دهد. همچنین نتایج حاکی از آن است که با افزایش زاویه حمله، ضریب برآ و ضریب برآی متوسط افزایش و گشتاور پیچشی کاهش یافته و حلقه های هیسترزیس تشکیل شده در توزیع ضرایب، برای جریان مادون‌صوت دارای ضخامت بیشتری نسبت به جریان مافوق‌صوت می باشند. این امر بیانگر آن است که اختلاف فاز بین حرکت دینامیکی و حالت دائم برای رژیم مادون صوت بزرگتر از رژیم جریان مافوقصوت است. در این تحقیق مشاهده می‌گردد که بین فرکانس کاهش یافته ۰/۰۵۶ و ۰/۱۱۲ تفاوت چندانی در توزیع ضرایب دیده نمی‌شود اما فرکانس کاهش یافته ۰/۲۲۴ (۴۰ هرتز) اختلاف فاز بالایی نسبت به دو فرکانس دیگر میگیرد.

بررسی تاثیر پارامترهای مختلف بر پایداری دینامیکی حول کپسول موسسی نشان می‌دهد که فاصله گرفتن از زاویه حمله متوسط صفر (تا ۵ درجه) باعث افزایش پایداری دینامیکی کپسول مورد نظر می‌شود. همچنین ناپایداری این کپسول در رژیم مادون‌صوت حالت بحرانی تری نسبت به رژیم مافوق‌صوت دارند و با افزایش عدد ماخ، پایداری دینامیکی افزایش می‌یابد. تحلیل های فرکانسی بر پایداری دینامیکی نیز نشان می‌دهد که با افزایش فرکانس نوسانات، پایداری دینامیکی کپسول موسس‌سی افزایش می‌یابد. خلاصه محدوده پایداری این کپسول بر مبنای تحلیل‌های صورت گرفته در جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۲: محدوده پایداری کپسول موردنظر بر مبنای پارامترها

Table 2. Range of dynamic stability of the Muses-c capsule

پارامتر	محدوده پایداری
زاویه حمله متوسط	$4°<\alpha_m<6°$
فرکانس کاهش یافته	$K>0.2$
ماخ	ناپایدار در $\bar{\alpha}=0$ و $K=112$

فهرست علائم

α	زاویه حمله موضعی
$\dot{\alpha}$	نرخ تغییرات زاویه حمله
$\bar{\alpha}$	زاویه حمله متوسط
t	زمان
ω	سرعت زاویه‌ای
T	زمان تناوب
f	فرکانس
x, y, z	مختصات در راستای طول، عرضی و ارتفاع
M	عدد ماخ

K	فرکانس کاهش یافته
Re	عدد رینولدز
C_{m_α}	مشتق دینامیکی ناشی از نرخ تغییرات زاویه حمله
C_{m_q}	مشتق دینامیکی ناشی از نرخ پیچش
C_l	ضریب برآ
C_d	ضریب پسا
C_m	ضریب ممان پیچشی

منابع

[1] J.H. Allen, Motion of a ballistic missile angularly misaligned with the flight path upon entering the atmosphere and its effect upon aerodynamic heating, aerodynamic loads, and miss distance, *NACA TN4048*, (1957).

[2] 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, *NACA TR32-380*, (1963).

[3] J.D. Bird, D.E. Reese Jr, Stability of ballistic reentry bodies, *NACA RM L58E02A*, (1958).

[4] G.T. Chapman, C. Berner, W.H. Hathaway, G. Winchenbach, R. Mitcheltree, The use of spherical bases to eliminate limit cycles of blunt entry vehicles, *AIAA Paper*, 1023 (1999) 1999.

[5] H. Fletcher, W. Wolhart, Damping in pitch and static stability of supersonic impact nose cones, and manned reentry capsules at mach numbers from 1.93 to 3.05, *NASA TM X-347*, (1960).

[6] C.H. Whitlock, P.M. Siemers, Parameters influencing dynamic stability characteristics of Viking-type entry configurations at mach 1.76, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 9(7) (1972) 558-560.

[7] P. Jaffe, Dynamic stability tests of spinning entry bodies in the terminal regime, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 8(6) (1971) 575-579.

[8] M.V. Krumins, Drag and Stability of Mars Probe/Lander Shapes, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 4(8) (1967) 1052-1057.

[9] F.D. Steketee, Dynamic stability of space vehicles, *NACA CR-935* (1967).

[10] A. Guidi, Q. Chu, J. Mulder, F. Nicolosi, Virtual reality modeling simulation of the re-entry motion of an axialsymmetric vehicle, in: 34th COSPAR Scientific Assembly, *TX USA*, 2002.

[11] D.B. Owens, V.V. Aubuchon, Overview of orion crew module and launch abort vehicle dynamic stability, in: *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Hawaii, USA, 2011.

[12] S. Koga, A. Hidaka, R. Tagai, T. Kimura, T. Yoshinaga, S. Nagai, H. Nishijima, Dynamic stability testing of a reentry lifting capsule in a transonic wind tunnel, in: *52nd Aerospace Sciences Meeting*, Maryland, USA, 2014.

[13] S.M. Murman, Dynamic simulations of atmospheric-entry capsules, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 46(4) (2009) 829-835.

[14] E. Stern, V. Gidzak, G.V. Candler, Estimation of dynamic stability coefficients for aerodynamic decelerators using CFD, in: *AIAA Applied Aerodynamics Conference*, New Orleans, LA, 2012.

[15] S. Teramoto, K. Hiraki, K. Fujii, Numerical analysis of dynamic stability of a reentry capsule at transonic speeds, *AIAA journal*, 39(4) (2001) 646-653.

[16] S. Teramoto, K. Fujii, Mechanism of dynamic instability of a reentry capsule at transonic speeds, *AIAA journal*, 40(12) (2002) 2467-2475.

[17] T. Abe, S.i. Sato, Y. Matsukawa, K. Yamamoto, K. Hiraoka, Study for dynamically unstable motion of reentry capsule, *AIAA Paper*, 2589 (2000) 2000.

[18] S.E. Cliff, S.D. Thomas, The apollo capsule optimization for improved stability and computational/experimental data comparisons, *NASA TM-213457*, (2005).

[19] H. Zhang, Z. Zhang, X. Yuan, W. Liu, Y. Xie, Y. Ye, Physical analysis and numerical simulation for the dynamic behaviour of vehicles in pitching oscillations or rocking motions, *Science in China Series E: Technological Sciences*, 50(4) (2007) 385-401.

[20] C.D. Kazemba, R.D. Braun, I.G. Clark, M. Schoenenberger, Survey of blunt body dynamic stability in supersonic flow, in: *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Minnesota, USA, 2012.

[21] C.D. Kazemba, R.D. Braun, M. Schoenenberger, I.G. Clark, Dynamic stability analysis of blunt-body entry vehicles using time-lagged aftbody pitching moments, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 52(2) (2015) 393-403.

[22] D. Sugimoto, H. Nagai, K. Asai, K. Hiraki, Experimental study on dyanmics instability of re-entry capsule-shaped body using pressure sensitive paint, in: *48th AIAA aerospace sciences meeting*, 2010.

[23] P.N. Desai, R.A. Mitcheltree, and F. McNeil, Cheatwood sample returns missions in the coming decade, *51st International Astronautical Congress*, Brazil, 2000.

[24] M. Shakeri, *Dynamic Stability Analysis of a Reentry*

plunging oscillations in wind tunnel, *Modares Mechanic Engineering Journal*, 14(10) (2014) 159-166.

[29] M. Schroenenberger, L. Yates, W. Hathaway, Dynamic stability testing of the mars science laboratory entry capsule, *AIAA Paper*, 3917 (2009) 2009.

[30] B. Smith, R.D. Braun, I.G. Clark, *Oscillation of supersonic inflatable aerodynamic decelerators at Mars*, Master of Science Thesis, Georgia Institute of Technology, 2010.

[31] I.G. Clark, *Aerodynamic design, analysis, and validation of a supersonic inflatable decelerator*, PhD Thesis, Georgia Institute of Technology, 2009.

[32] R. Kamali moghadam, *TLNS-PNS dual-code for efficient computing hypersonic equilibrium axisymmetric flows over blunt bodies*, Master of Science Thesis, Sharif University of Technology, 2006.

Space Capsule in Pitching Motion with Free and Forced Oscillations, Master of Science thesis, Aerospace Research Institute, 2014.

[25] R. Kamali moghadam, M. Shakeri, Dynamic stability analysis of a conic reentry space capsoul in pitching motion with free and forced oscillations, in: *23th ISME Conference*, Tehran, Iran, 2015.

[26] K. Hiraki, Y. Inatani, N. Ishii, T. Nakajima, M. Hinada, Dynamic stability of Muses-C capsule, in: *21st international symposium on space technology and science*, Omiyo, Japan, 1998.

[27] A. Davari, M. Soltani, Effects of plunging motion on unsteady aerodynamic behavior of an aircraft model in compressible flow, *Iranian Journal of Science and Technology*, 31(B1) (2007) 49.

[28] F. Rasi marzabadi, R. Kamali moghadam, Longitudinal dynamic derivatives of an airfoil under pitching and

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

R. Kamali Moghadam and M. Shakeri, “Numerical Investigation of Environmental Parameters Effect on Dynamic Stability of a Reentry Capsule” *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 49(2) (2017) 325-340.

DOI: 10.22060/mej.2016.758