

بررسی تجربی و عددی مشخصات آیرودینامیکی یک کپسول فضایی سیلندری در جریان‌های محوری مافوق و مادون‌صوت

سهیلا عبدالهی^۱

پژوهشگاه هوافضا

وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

(تاریخ دریافت: ۹۴/۹/۱؛ تاریخ پذیرش: ۹۴/۱۰/۱۵)

چکیده

در این تحقیق، مشخصات آیرودینامیکی یک کپسول فضایی در رژیم‌های جریانی مختلف با استفاده از ابزار آزمایشگاهی تونل باد و شبیه‌سازی عددی مورد مطالعه قرار گرفته است. مدل ساده‌شده کپسول فضایی موردنظر به صورت یک سیلندر بدون دماغه با سر پخ و ضریب باریک‌شوندگی ۳ در نظر گرفته شده است. در مرحله اول مدل سیلندر در تونل باد سه‌منظوره در جریان‌های محوری مادون و مافوق‌صوت برای زوایای حمله مختلف مورد آزمایش قرار گرفته و ضرایب نیروهای آیرودینامیکی و ممان‌پیچشی از طریق یک بالانس ۶ مؤلفه داده‌برداری شده است. در آزمایش‌های تونل باد از طریق تکنیک تصویربرداری شیلیرین نحوه شکل‌گیری شوک کمانی منفصل، موقعیت و قدرت شوک در سرعت‌های مختلف آشکارسازی شده است. در مرحله بعد، به منظور ارزیابی دقت روش عددی در حل این مسئله، از مدل‌سازی عددی برای تعیین مشخصات آیرودینامیکی مدل موردنظر استفاده شده و نتایج آن در قالب ضرایب آیرودینامیکی، آشکارسازی جریان، موقعیت و فاصله امواج شوک با نتایج آزمایش تونل باد مقایسه و دقت خوبی را نشان می‌دهد. نتایج نیرویی نشان می‌دهد که بدنه سیلندری با سر پخ و ضریب باریک‌شوندگی پایین دارای ضریب نیروی پسای قابل توجهی است، به نحوی که می‌توان از این ویژگی برای کاهش سرعت کپسول فضایی در فاز بازگشت به زمین استفاده نمود. آشکارسازی جریان نیز نشان می‌دهد که موقعیت و قدرت امواج ضربه‌ای با تغییرات سرعت تغییر نموده به طوری که فاصله شوک منفصل از لبه حمله سیلندر با افزایش عدد ماخ کاهش یافته و موج شوک کمانی قوی‌تری پدید آورده و همچنین موج ضربه‌ای نیز مایل‌تر شده است.

واژه‌های کلیدی: کپسول فضایی سیلندری، مشخصات آیرودینامیکی، آشکارسازی جریان، تونل باد، حل عددی

Experimental and Numerical Investigation of Aerodynamic Characteristics of a Circular Cylinder in an Axial Flow

S. Abdolahi

Aerospace Research Institute

Ministry of Science, Research, and Technology

(Received: 22/November/2015; Accepted: 5/ January/2016)

ABSTRACT

In this study, aerodynamic characteristics of a circular cylinder in an axial flow have been investigated numerically and experimentally. The model has been considered as a cylinder with truncated nose and fineness ratio of 3 (length to diameter ratio of 3). The investigation involves a series of wind tunnel measurements, flow visualization, and numerical simulation. We used different Mach numbers, ranging from 0.3 to 2.4, to cover subsonic, transonic, and supersonic flows. The flow visualization through Schlieren imaging was performed at supersonic flow to study separation bubble and shock wave formation on cylindrical body. Axial force coefficient results show that this unconventional shaped cylindrical body with truncated nose and low fineness ratio has significant drag value, which is an order of magnitude larger than most high fineness ratio and pointed nose cylindrical bodies. The results show that by increasing Mach number, the shock stand-off distance is decreased and the strength of the shock is increased. The comparison between numerical and wind tunnel test results shows good agreements with reasonable accuracy to estimate aerodynamic force coefficients and flow structure.

Keywords: Cylindrical Model, Aerodynamic Characteristics, Flow Visualization, Wind Tunnel, Numerical Simulation

فهرست علائم و اختصارات

CA	ضریب نیروی محوری
CM	ضریب ممان پیچشی
CN	ضریب نیروی نرمال
D	قطر سیلندر

علائم یونانی

δ	فاصله شوک کماتی منفصل از سرسیلندر (متر)
β	زاویه انحراف شوک (درجه)

۱- مقدمه

هدف از این تحقیق، تعیین مشخصات آیرودینامیکی یک کپسول فضایی با بدنه سیلندری شکل می‌باشد. مشخصات آیرودینامیکی سیلندر با جریان محوری در برخی از کتاب‌های مرجع موجود است [۱] و مطالعات مختلفی در این زمینه صورت گرفته است. به‌عنوان نمونه، یکی از مسائلی که در جریان محوری حول سیلندر دایره‌ای با لبه‌های تیز مورد توجه محققان قرار گرفته است، مسئله جدایش جریان از سطح و بازگشت مجدد آن به سطح است که در مشخصات آیرودینامیکی مؤثر است. این مسئله برای اولین بار در سال ۱۹۷۵ توسط شخصی به‌نام اتا^۱ مورد بررسی قرار گرفت [۲-۳]. در این تحقیق جریان جدا شده و مجدداً متصل شده به بدنه سیلندر دایره‌ای با تقارن محوری به‌صورت تجربی مدل‌سازی شده و طول برگشت آن اندازه‌گیری شده است. همچنین، در این تحقیق داده‌های میدان فشار، سرعت نوسانی و متوسط زمانی اندازه‌گیری و محاسبه شده است. در تحقیقات جداگانه‌ای که بر سیلندر با جریان محوری و لبه تیز در رینولدز ۴۰,۸۰۰ تا ۶۰,۰۰۰ [۲] و همچنین، در رینولدز ۱۰۰,۰۰۰ [۴] انجام شد؛ مشخص گردید یکی از ویژگی‌های طول بازگشت جریان جدا شده از روی سطح سیلندر در جریان آشفته، مستقل بودن آن نسبت به عدد رینولدز است. طول بازگشت جریان جدا شده از روی سطح سیلندر در نتایج این تحقیقات برابر ۱/۶ قطر گزارش شده است. علاوه بر مطالعات آزمایشگاهی، از روش‌های عددی نیز برای شبیه‌سازی جریان روی سیلندر استفاده شده است [۵]. در همین سال‌ها، اتا و همکارانش در تحقیق دیگر انتقال حرارت در جریان حول سیلندر پخ را مورد مطالعه قرار داده‌اند [۶].

علاوه بر این، مطالعات کاربردی نیز در این زمینه انجام شده است. یک بدنه سیلندری شکل در جریان محوری نمایانگر پیکره‌ای است که در وسایل نقلیه هوایی کاربردهای فراوانی دارد. بیش‌تر بدنه‌های سیلندری در کاربردهای هوافضایی به‌گونه‌ای طراحی شده‌اند که دارای ضریب لاغری^۲ (نسبت طول به قطر) بالا باشند تا از این طریق مقدار نیروی پسا کاهش یافته و عملکرد وسیله پرنده بهبود یابد [۷]. با این حال، توسعه بدنه‌های سیلندری برای اهداف مختلف با کاربردهای متنوع سبب شده است تا پیکره‌بندی‌هایی طراحی شود که از لحاظ آیرودینامیکی ایده‌آل نیستند و مطالعاتی نیز در این زمینه انجام شده است [۸].

در سال ۲۰۰۶ هیگوجی^۳ و همکارانش رفتار جریان حول بدنه‌های سیلندری با ضریب لاغری بالا را بررسی نموده‌اند [۹]. در این تحقیق نحوه شکل‌گیری حباب جدایش در لبه حمله سیلندر، گسترش آن روی بدنه و پیوستن مجدد لایه برشی به بدنه‌های سیلندری با ضریب لاغری مختلف مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان داد با کاهش ضریب لاغری، حباب جدایش ایجاد شده از لبه سیلندر روی بدنه توسعه می‌یابد و لایه برشی دیگر به بدنه سیلندر نمی‌چسبد. بلک^۴ و همکارانش نیز در سال ۲۰۰۶ [۱۰] تعدادی آزمایش تجربی روی دو مدل سیلندر با دماغه‌هایی به شکل اوجایو و نیم کره و یک سیلندر بدون دماغه با لبه تیز، با جریان محوری در تونل باد سرعت پایین نیروی هوایی آمریکا انجام داده‌اند. در این نتایج که در جریان با ماخ ۰/۵۵ و زاویه حمله صفر تا ۸۰ درجه آزمایش شده، مدل سیلندر بدون دماغه نسبت به دو مدل دیگر از نیروی پسای بالاتری برخوردار است. همچنین، نتایج نشان می‌دهد که نیروی لیفت و ممان پیچشی برای سیلندر با دماغه به شکل اوجایو و کروی یکسان است ولی سیلندر بدون دماغه نیروی لیفت کم‌تر و ممان پیچشی بیش‌تری در جهت پایداری وسیله دارد. در تحقیق دیگر برای حذف اثر متعلقات آزمایش تونل باد مانند نگه‌دارنده مدل و بالانس از روش‌هایی مغناطیسی برای معلق نگه‌داشتن مدل سیلندر استفاده نموده‌اند [۱۱]. در ادامه تحقیق ذکر شده، تأثیر نسبت طول به قطر استوانه بر نیروی پسا در دو مدل تونل باد مورد مطالعه قرار گرفت [۱۲]. در بررسی دیگر در سال ۲۰۰۹ [۱۳] مطالعات آیرودینامیکی روی چندین بدنه موشک با اشکال سیلندری نامتعارف با ضریب لاغری ۸ در

2- Fineness Ratio

3- Higuchi

4- Blake

1- Ota

آیرودینامیکی کپسول‌های فضایی و تعیین پایداری آنها کاربرد قابل توجهی دارد. کپسول‌های فضایی وسایلی هستند که تجهیزات، حسگرها و ابزار اندازه‌گیری علمی و تحقیقاتی را با خود تا ارتفاعات موردنظر در فضا حمل می‌کنند و نتایج آزمایش‌هایی را که در ارتفاعات بالا انجام می‌شود، ثبت و به زمین ارسال می‌کنند. این کپسول‌ها توسط موتور به فضا ارسال شده و پس از پایان سوخت موتور و پیش از ارتفاع اوج از موتور جدا می‌شوند و بعد از مدت زمانی حدود ۲۰ دقیقه (این مدت برای مأموریت مختلف متفاوت است) به وسیله چتر فرود می‌آیند و بازیابی می‌شوند. از الزامات اصلی بازیابی کپسول‌های فضایی این است که کپسول بتواند در مسیر بازگشت به زمین، کاهش سرعت موردنظر را داشته باشد تا سرعت آن به حد مناسب برای باز شدن چترهای ترمزی سامانه بازیابی برسد. سناریوها و روش‌های مختلفی در طول فاز بازیابی برای کاهش سرعت محموله‌های فضایی زیرمداری، مورد استفاده قرار می‌گیرد تا از این طریق بتوان شرایط مناسب و امنی را برای بازیابی محموله فضایی فراهم نمود. از جمله این روش‌ها می‌توان به استفاده از چترهای ترمزی مافوق صوت، استفاده از صفحات ترمزی آیرودینامیکی [۲۰] و یا روش بازیابی افقی محموله [۲۱-۲۲] اشاره کرد. در تمامی این روش‌ها نیروی پسا در فاز بازیابی به حد قابل توجهی افزایش می‌یابد تا مانند ترمزی از سرعت محموله فضایی بکاهد. استفاده از هریک از این روش‌ها پیچیدگی خاص خود را دارد و در مواردی نیز مانند چترهای مافوق صوت از تکنولوژی و هزینه بالایی برخوردار است.

در این تحقیق از یک طرح جدید و کم‌هزینه استفاده شده است که پیچیدگی و هزینه زیاد روش‌های ذکر شده قبلی را ندارد و کپسول سیلندری بعد از جداسدن از دماغه و موتور، بازیابی می‌شود. در این طرح کپسول فضایی در انتهای فاز اوج‌گیری، از موتور و دماغه خود جدا می‌شود و به شکل یک سیلندر با دو سر پخ در می‌آید. عدم وجود دماغه روی بدنه سیلندر در مسیر بازگشت به زمین، شرایط را برای عدم چرخش کپسول حول محور عرضی خود فراهم می‌نماید. همچنین، این طرح قابلیت این را دارد تا با استفاده از بالک‌های پایدارکننده ساده و بدون آن که از مکانیزم‌های کنترلی فعال پیچیده با تکنولوژی بالا و گران استفاده نماید، مأموریت خود را بدون چرخش و دوران حول محور عرضی خود به صورت پایدار به پایان رساند [۱۶] که در ادامه مقاله شرح داده خواهد شد.

مرکز مهندسی، توسعه و تحقیق موشک آمریکا انجام شده است. این مطالعات در سرعت جریان مختلف شامل جریان مادون صوت و مافوق صوت و در زوایای حمله صفر تا ۳۰ درجه با روش‌های مختلف تجربی، عددی و نیمه تجربی انجام شده و دقت این روش‌ها برای پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی در هندسه‌های نامتعارف و پخ مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج این تحقیق به صورت ضرایب آیرودینامیکی نیرو و ممان پیچشی و همچنین، مرکز فشار آیرودینامیکی ارائه و با یک‌دیگر مقایسه شده است.

در سال‌های اخیر برای اولین بار در کشور، به منظور بررسی مشخصات آیرودینامیکی یک کپسول فضایی زیرمداری حامل سرنشین به شکل سیلندر با سر پخ، مدل‌هایی از سیلندر مورد مطالعه آیرودینامیکی قرار گرفته است. در یک مطالعه، برای شبیه‌سازی جریان حول سیلندر در جریان مافوق صوت از روش‌های عددی و نیمه تجربی استفاده شده و نتایج با یک‌دیگر مقایسه شده است. در این تحقیق اثر حذف گوشه‌های تیز در مدل سیلندر نیز بررسی شده و نشان داده شد که سیلندر با لبه حمله تیز پایداری استاتیکی بهتری برای وسیله پرنده برقرار می‌نماید [۱۴]. در بررسی دیگر سیلندر با لبه‌هایی به شکل مختلف پخ و نوک تیز، در نظر گرفته شده و ضرایب آیرودینامیکی آنها با یک‌دیگر مقایسه شده است. نتایج این مقاله نشان می‌دهد سیلندر با لبه حمله تیز دارای امواج ضربه‌ای قوی‌تر بوده است، از این رو نیروی پسای بیش‌تری تولید می‌نماید [۱۵]. در تحقیقی دیگر برای حذف اثر نگه‌دارنده‌های مدل و بالانس در آزمایش تونل باد، تست پروازی در شرایط گذر صوت استفاده شده و نتایج آن با نتایج حل عددی مقایسه شده است [۱۶]. از موضوعات دیگر، محاسبه شار حرارتی تولید شده روی سیلندر بدون دماغه در سرعت‌های بالا است. در این تحقیق، گرمایش آیرودینامیکی محموله سیلندری و اجزای خارجی متصل به آن در فاز خروج و بازگشت به جو تحلیل و محاسبه شده است [۱۷]. همچنین، مشخصات آیرودینامیکی کاوشگر فضایی سیلندری شکل به روش تجربی استخراج و نتایج آن در کنفرانس‌های معتبر ارائه شده است [۱۸-۱۹]. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تحقیقات روی سیلندر بدون دماغه با جریان محوری در سال‌های اخیر نیز ادامه داشته و از موضوعات کاربردی در ایران بوده است. تحقیق حاضر در خصوص تعیین مشخصات آیرودینامیکی یک بدنه پخ سیلندری شکل با ضریب لاغری پایین است که در طراحی

۲- تجهیزات آزمایشگاهی و مشخصات مدل

آزمایش تجربی موردنظر در یک تونل باد سه‌منظوره که دارای سه رژیم کاری مادون‌صوت، حدودصوت و مافوق‌صوت از نوع مکشی با عملکرد دائمی است، انجام شده است. محفظه آزمون این تونل باد به ابعاد $1/4 \text{ m} \times 1/6 \text{ m} \times 0/6 \text{ m}$ می‌باشد. عدد رینولدز این تونل بین $6/37$ تا 70 میلیون بر واحد متر است. همچنین، محدوده عدد ماخ در این تونل بین $0/3$ تا $2/5$ می‌باشد. شدت آشفتگی جریان اندازه‌گیری شده در تونل باد، بسته به عدد ماخ از $0/3$ تا $2/5$ ، بین $0/4$ تا $1/4$ درصد است. دیواره این تونل دارای مجراهایی است که علاوه بر پایدارتر نمودن موج ضربه‌ای، از انعکاس موج حاصل از برخورد با دیواره و برگشت آن بر روی مدل جلوگیری می‌نماید.

آزمایش تونل باد روی مدلی از سیلندر با سر پخ و با نسبت طول به قطر ۳ انجام شده است. طول مدل اصلی کپسول سیلندری در پرواز واقعی 1830 میلی‌متر و قطر آن 610 میلی‌متر بوده است [۱۶]. مدل آزمایش تونل باد با مقیاس $0/082$ ساخته شده است. ابعاد مدل آزمایش تونل باد در جدول ۱ ارائه شده است. داده‌های ضرایب آیرودینامیکی ارائه شده در این مقاله با استفاده از قطر و سطح مقطع استوانه به‌عنوان طول و سطح مرجع، بی‌بعد شده است. در شکل ۱ محفظه آزمون و مدل نصب شده در آن نشان داده شده است. داده‌های آزمایش تونل باد به‌وسیله یک بالانس ۶ مؤلفه که در درون مدل جاسازی شده، جمع‌آوری شده است.

جدول (۱): ابعاد مدل در آزمایش تونل باد و حل عددی.

ردیف	قطر (m)	طول (m)	سطح مقطع (m^2)
مدل تونل باد	۰/۰۵	۰/۱۵	۰/۰۰۱۹۶
مدل عددی	۰/۶۱۰	۱/۸۳	۰/۲۹۲۲

سرعت جریان تونل باد، در زمان داده‌برداری معادل ماخ $0/3$ ، $0/6$ ، $0/9$ ، $1/5$ و $2/4$ تنظیم شده است تا شرایط جریان مادون‌صوت، گذرصوت و مافوق‌صوت پوشش داده شود. زوایای حمله برای جریان مادون‌صوت از صفر تا 90 درجه و برای جریان گذرصوت و مافوق‌صوت از صفر تا 30 درجه آزمایش شده است که دلیل آن در قسمت بعد شرح داده خواهد شد. شرایط آزمایش تونل باد به‌صورت خلاصه در جدول ۲ ارائه شده است.

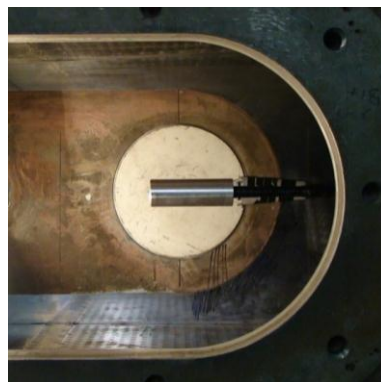
علاوه بر این سر پخ دیگر بدنه سیلندری که رو به جریان قرار دارد نیز در فاز بازگشت به زمین، نیروی پسای آیرودینامیکی بالایی را تولید می‌نماید که در کاهش سرعت کپسول در فاز بازگشت به زمین مؤثر است. این نیروی پسای آیرودینامیکی سرعت کپسول را تا سرعت حدی چترهای مادون‌صوت کاهش می‌دهد. این شیوه برای محموله‌های فضایی زیرمرداری که حساس به چرخش هستند مانند کپسول فضایی حامل سرنشین موجود زنده، با هزینه کم قابل استفاده است.

باتوجه به اهمیت صنعتی و کاربردی بودن این تحقیق و همچنین، بازیابی و حفظ سلامت محموله و یا موجود زنده سرنشین این کپسول فضایی، در اختیار داشتن داده‌های معتبر تجربی آیرودینامیکی از این کپسول فضایی الزامی است. از مهم‌ترین داده‌های تجربی آیرودینامیکی لازم برای تکمیل این مأموریت فضایی، در حوزه‌های مختلف آیرودینامیک، دینامیک پرواز، کنترل و سازه، ضرایب آیرودینامیکی نیرو و ممان پیچشی در سرعت‌ها و زوایای حمله مختلف و همچنین، تخمین دقیق موقعیت و شکل امواج شوک می‌باشد. باتوجه به عدم وجود داده‌های تجربی جامع معتبر در سه رژیم صوتی برای سیلندر با نسبت لاغری ۳ در جریان محوری و همچنین، بالابودن ریسک استفاده از برخی داده‌های آزمایشگاهی موجود به‌دلیل خطرات جانی برای سرنشین کپسول و یا شکست مأموریت، آزمایش‌هایی برای یک مدل سیلندر مشابه در تونل باد سه منظوره در جریان مادون‌صوت، گذرصوت و مافوق‌صوت به‌منظور تعیین مشخصات آیرودینامیکی و پایداری یک کپسول فضایی سیلندری شکل بدون دماغه^۱ و ضریب لاغری کم انجام شد. هدف دیگر این تحقیق باتوجه به هزینه‌های زیاد آزمایش‌های تونل باد، دستیابی به‌روش‌های عددی مطمئن برای تهیه و ارائه بانک اطلاعاتی در محدوده وسیع‌تری از سرعت، ارتفاع و زاویه حمله می‌باشد. همچنین، باتوجه به یافته‌های تحقیق شده از ساختار و پدیده‌های جریان به‌وسیله تکنیک آشکارسازی جریان در آزمایش تونل باد (شامل امواج شوک، قدرت و موقعیت شوک و جدایش جریان)، در این تحقیق دقت روش عددی در شکل‌گیری امواج فشاری، قدرت شوک کمانی، تخمین صحیح موقعیت شوک منفصل، فاصله آن نسبت به سیلندر، تحقیق و اعتبارسنجی می‌شود که تاکنون در تحقیقات پیشین به این موضوع پرداخته نشده است.

از نتایج متوسط برای داده نیروی محوری در جریان مافوق صوت ± 0.08 و در جریان مادون صوت ± 0.03 می باشد.

جدول (۳): بازه اندازه گیری بالانس و خطای آن در هر مؤلفه.

خطا	بازه	نیرو و ممان
٪۰/۴۹	۱۰ تا ۱۰ Kgf	نیروی نرمال
٪۰/۱۱	۰ تا ۹ Kgf	نیروی محوری
٪۰/۵۲	۱ تا ۱ Kgf.m	ممان پیچشی



شکل (۱): مدل و مکانیزم نگه دارنده در محفظه آزمون تونل باد.

۴- نتایج آزمایش تونل باد

در این بخش ضرایب آیرودینامیکی و گشتاور پیچشی به دست آمده از آزمایش تونل باد کپسول سیلندری در جریان محوری در قالب نمودار ارائه شده است. نیروهای آیرودینامیکی، ضریب نیروی نرمال C_N و ضریب نیروی محوری C_A ، به صورت تابعی از زاویه حمله گزارش شده است. بخشی از این نتایج در مقاله کنفرانس مرجع [۱۶] ارائه و با نتایج به دست آمده از روش نیمه تجربی و داده های تست پروازی مقایسه شده است.

شکل ۲ نمودار ضریب نیروی نرمال C_N و ضریب نیروی محوری C_A را در ماخ زیر صوت ۰/۳ برای زاویه حمله صفر تا ۹۰ درجه نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود، مقادیر ضریب نیروی محوری C_A در زوایای حمله پایین تا حدود ۱۵ درجه، تقریباً ثابت است و پس از آن با افزایش زاویه حمله شروع به کاهش می کند. از طرف دیگر، ضریب نیروی نرمال C_N با افزایش زاویه حمله افزایش می یابد به طوری که برخلاف نیروی محوری در زاویه حمله ۶۰ درجه به حداکثر مقدار خود می رسد. همچنین، تغییرات C_N برای زوایای حمله بالای ۶۰ درجه بسیار کم است. این نکته قابل ذکر است که نیروی نرمال، در زوایای حمله بالا حدود ۹۰ درجه، هم راستا با جریان است. افزایش زاویه حمله، سبب افزایش اختلاف فشار بین دو سطح می شود. این عامل ضریب نیروی نرمال را افزایش می دهد. در زاویه حمله ۹۰ درجه این دو سطح شامل یک سطح کاملاً رو به جریان و دیگری در پشت سیلندر، در ناحیه کم فشار دنباله است که باعث می شود ضریب نیروی نرمال قابل توجهی ایجاد شود.

شکل ۳ نمودار ضریب نیروی نرمال C_N و ضریب نیروی محوری C_A را در ماخ زیر صوت ۰/۶ نشان می دهد. روند

برای طراحی دقیق تر کپسول فضایی، نیاز به بررسی پدیده های جزئی جریان است. به همین منظور، در این تحقیق از روش آشکارسازی جریان استفاده شده است. بخشی از دیواره های محفظه آزمون تونل باد دارای پنجره هایی از جنس شیشه های نوری می باشد که امکان بهره گیری از روش های آشکارسازی از جمله سایه نگاری و شیلیرین را فراهم می نماید. سیستم شیلیرین، متشکل از یک پروژکتور مولد نور متمرکز موازی، دو آینه مقعر به قطر ۳۰ سانتی متر و یک دوربین فیلم برداری با سرعت ۲۴ تصویر در ثانیه است. در این روش می توان امواج فشاری و امواج انبساطی ایجاد شده و همچنین، نواحی حباب جدایش را در جریان مافوق صوت مشاهده نمود.

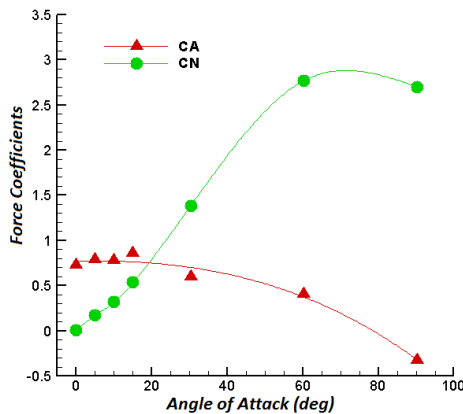
جدول (۲): شرایط انجام آزمایش تونل باد.

عدد ماخ	Re/L	زاویه حمله (درجه)
۰/۳	۵۶۹۱۱۱۵	۰-۹۰
۰/۶	۹۷۴۷۳۴۵	۰-۹۰
۰/۹	۱۱۴۸۰۰۴۵	۰-۳۰
۱/۵	۹۸۴۷۰۶۳	۰-۳۰
۲/۴	۴۸۱۹۵۲۱	۰-۳۰

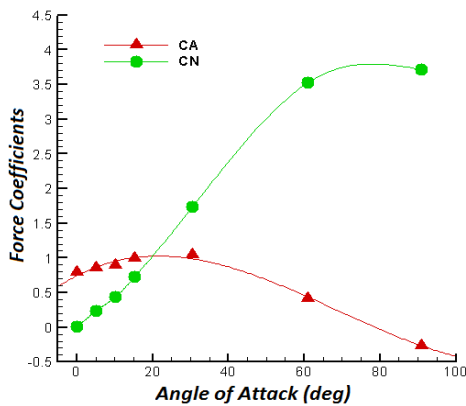
۳- تحلیل خطا

همان طور که گفته شد داده های آزمایش تونل باد به وسیله یک بالانس ۶ مؤلفه که در درون مدل جاسازی شده جمع آوری شده است. داده های جمع آوری شده دارای عدم قطعیتی ناشی از اندازه گیری های بالانس می باشد. بازه اندازه گیری بالانس نیرو و ممان و خطای آن در هر مؤلفه در جدول ۳ ارائه شده است. به منظور تکرار پذیری نتایج، هر کدام از آزمایش ها طی سه تکرار انجام شده است. نتایج نشان می دهد که حداکثر خطای انحراف

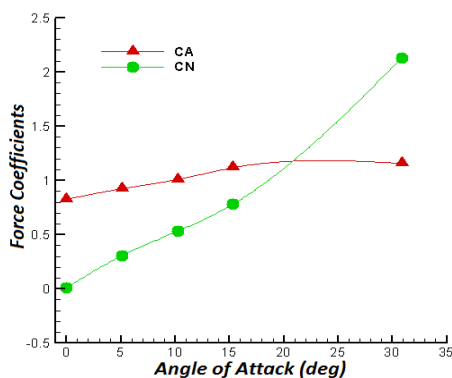
سیلندر تحمل نماید که برآیند آن نیروی محوری بالایی تولید می‌نماید.



شکل (۲): نمودار ضریب نیروی نرمال و محوری از داده‌های تونل باد در ماخ ۰/۳.



شکل (۳): نمودار ضریب نیروی نرمال و محوری از داده‌های تونل باد در ماخ ۰/۶.



شکل (۴): نمودار ضریب نیروی نرمال و محوری از داده‌های تونل باد در ماخ ۰/۹.

تغییرات این ضرایب مشابه شکل ۲ است با این تفاوت که مقادیر نیروی نرمال در هر زاویه حمله، در ماخ ۰/۶ نسبت به ماخ ۰/۳، افزایش قابل توجهی دارد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در زاویه حمله ۵ درجه مقدار C_N در ماخ ۰/۳ معادل ۰/۱۷ و در ماخ ۰/۶ معادل ۰/۲۳۶ است. در زاویه حمله ۹۰ درجه نیز مقدار C_N در ماخ ۰/۳ معادل ۲/۷ و در ماخ ۰/۶ معادل ۳/۷ است. در حقیقت افزایش سرعت در زاویه حمله، سبب افزایش اختلاف فشار بین دو سطح شده است که مقادیر C_N بیش‌تری ایجاد می‌کند.

شکل ۴ نیز نتایج C_A و C_N را در شرایط گذر صوتی با ماخ ۰/۹ برای زاویه حمله صفر تا ۳۰ درجه ارائه می‌کند. این جریان گذار شرایط ناپایداری را به جریان اعمال می‌کند که نوسانات شدیدی را به مدل القا می‌نماید. همین عامل در این آزمایش سبب شد تا در زاویه حمله بالاتر از ۳۰ درجه، نوساناتی به مدل و پایه نگه‌دارنده آن القاء گردد. این نوسانات مانع از داده‌برداری صحیح می‌شود و از سوی دیگر می‌تواند باعث شکستگی یا هرگونه خرابی در نگه‌دارنده و بالانس و سایر تجهیزات متصل به مدل شود. از این‌رو آزمایش‌ها در ماخ ۰/۹ از زاویه حمله صفر تا ۳۰ درجه انجام شده است.

شکل‌های ۵-۶ ضرایب C_A و C_N را برای جریان مافوق صوت ۱/۵ و ۲/۴ نشان می‌دهد. طبق نمودار شکل ۶، برای جریان با ماخ ۲/۴، ضریب نیروی محوری C_A در زاویه حمله صفر درجه، در حدود ۹۵ درصد نسبت به مقادیر معادل آن در جریان گذر صوت با ماخ ۰/۹ تغییر کرده و از مقدار ۰/۸۲ به مقدار ۱/۶ افزایش یافته است. البته این افزایش نیرو نسبت به جریان مادون صوت بسیار چشم‌گیرتر خواهد بود به طوری که، براساس داده‌های ارائه‌شده در نمودارها، ضریب نیروی محوری C_A در ماخ ۲/۴ با زاویه حمله صفر درجه در حدود ۱۱۹ درصد نسبت به مقادیر معادل آن در جریان مادون صوت با ماخ ۰/۳ تغییر کرده و از مقدار ۰/۷۳ به مقدار ۱/۶ افزایش یافته است.

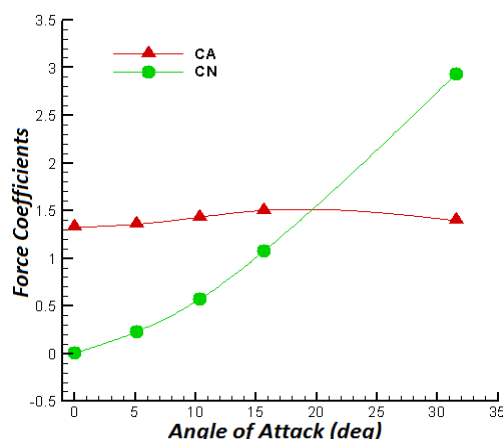
سیلندر در جریان مافوق صوت برخلاف جریان مادون صوت، باعث ایجاد موج ضربه‌ای بسیار قوی در بالادست جریان می‌شود. موج ضربه‌ای فشار جریان را به‌طور چشم‌گیری افزایش و سرعت جریان را کاهش می‌دهد. برای این مدل با سر پخ، ایجاد شوک قوی سبب افزایش ناحیه سکون و پرفشار در جلوی مدل می‌شود. این عامل سبب می‌شود صفحه جلویی سیلندر که رو به جریان است، جریان پرفشاری را در جهت محور بدنه

البته مدل استفاده شده در مرجع [۱۳] دارای ضریب لاغری بیش‌تری است ولی از آنجایی که عمده نیروی پسا در زاویه حمله صفر ناشی از امواج فشاری سرسیلندر است، نتایج برای اعتبارسنجی نتایج تونل باد قابل مقایسه است.

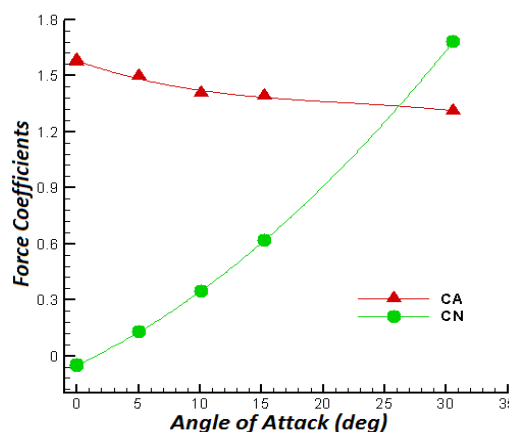
شکل‌های ۹-۸ نیز نتایج ضریب ممان‌پیچشی C_M را برحسب زاویه حمله به‌ترتیب برای جریان زیرصوت و مافوق‌صوت نشان می‌دهند. تمامی مقادیر ممان‌پیچشی نسبت به سرسیلندر محاسبه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با ایجاد زاویه حمله مثبت، ممان‌پیچشی در جهت منفی ایجاد شده و مقادیر قدرمطلق ممان‌پیچشی با افزایش زاویه حمله افزایش می‌یابد. این روند تغییرات، شیب منفی را برای ممان‌پیچشی نشان می‌دهد که برای ایجاد پایداری استاتیکی بسیار مطلوب است. در کپسول‌های فضایی با محموله‌های حساس مانند کپسول‌های حامل سرنشین که جهت اعمال شتاب در سلامت موجود زنده بسیار اهمیت دارد، باید تا حد امکان از چرخش وسیله جلوگیری نمود تا جهت قرارگیری سرنشین نسبت به جهت پرواز تغییر نکند. این کار عموماً با به‌کارگیری سیستم‌های کنترلی فعال انجام می‌شود که از تکنولوژی پیچیده و پرهزینه‌ای برخوردار است. طرح کپسول سیلندری ارائه‌شده در این مقاله این قابلیت را دارد تا با به‌کارگیری بالک‌های آیرودینامیکی ساده و تعیین مرکز جرم مناسب، به‌طور غیرفعال و کم‌هزینه، پایداری کامل را برای وسیله در شرایط پرواز زیرمداری فراهم نمود [۱۶].

۵- آشکارسازی جریان مافوق‌صوت حول سیلندر

شکل ۱۰، تصویر شیلیرین از آشکارسازی جریان مافوق‌صوت حول مدل سیلندر در زاویه حمله صفر را نشان می‌دهد. همان‌طور که در این تصویر مشاهده می‌شود، به‌دلیل وجود جسم در مقابل جریان مافوق‌صوت یک موج ضربه‌ای ایجاد شده است. این موج ضربه‌ای، برخلاف بدنه سیلندری دماغه نوک‌تیز که یک موج ضربه‌ای متصل ایجاد می‌کند، دارای یک موج ضربه‌ای منفصل^۱ است. در این مدل، سر پخ کپسول سیلندری یک انحراف شدیدی را در جریان پدید می‌آورد که سبب ایجاد یک موج ضربه‌ای قوی منفصل در جلوی سیلندر می‌شود. این موج ضربه‌ای که به‌شکل قوسی در فاصله کمی از سرسیلندر قرار می‌گیرد به شوک کماتی^۲ [۲۳] معروف است.



شکل (۵): نمودار ضریب نیروی نرمال و محوری از داده‌های تونل باد در ماخ ۰/۱۵.



شکل (۶): نمودار ضریب نیروی نرمال و محوری از داده‌های تونل باد در ماخ ۰/۲۴.

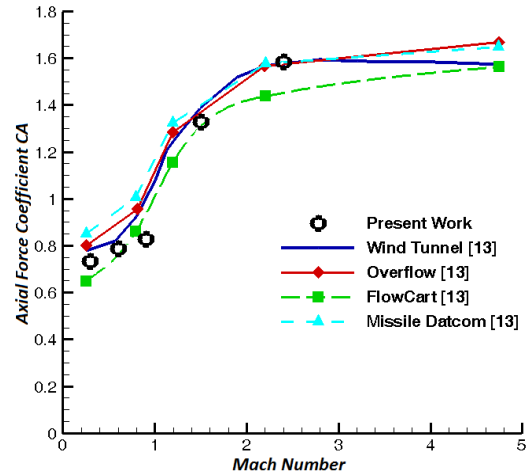
در جریان مافوق‌صوت، شوک قوی ایجادشده در جلوی سیلندر، سرعت جریان را نیز به‌طور چشم‌گیری کاهش می‌دهد. کاهش سرعت سبب جدایش جریان می‌شود. جدایش جریان باعث جدایش گردابه‌هایی از روی سطح بدنه می‌شود. با افزایش زاویه حمله، ناحیه جدایش جریان به لبه جلویی سیلندر نزدیک‌تر می‌شود و جدایش سریع‌تر اتفاق می‌افتد. ریزش گردابه در جریان پایین‌دست نوساناتی را روی بدنه مدل و نگهدارنده آن ایجاد می‌کند. این عامل مانع می‌شود که مدل با سرعت مافوق‌صوت، در زوایای حمله بالاتر از ۳۰ درجه آزمایش شود. زیرا نوسانات شدید از دقت نتایج کاسته و باعث شکست سازه، بالانس و سایر تجهیزات آزمایش می‌شود.

نتایج ضریب نیروی پسای محوری با نتایج حاصل از تحقیقات انجام‌شده در مرجع [۱۳] که با سه روش عددی و یک روش تونل باد استخراج‌شده، در شکل ۷ مقایسه شده است.

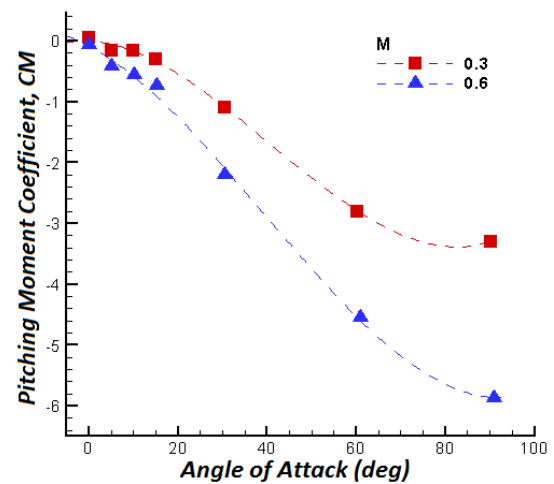
1- Detached Shock
2- Bow Shock

در موج کمائی ایجادشده روی سیلندر، می توان موج نرمال، موج ضربه‌ای مایل و همچنین، موج ماخ را شناسایی کرد [۲۴]. در ناحیه کوچک A از شکل ۱۰ موج ضربه‌ای خواص موج نرمال را خواهد داشت. در این ناحیه موج ضربه‌ای به صورت تقریباً قائم قرار گرفته است به طوری که جریان بالادست بر امتداد موج عمود می باشد. این موج نرمال در فاصله مشخص δ از سر سیلندر قرار می گیرد که در این مقاله در شرایط مختلف با دقت $0/1$ میلی متر اندازه گیری و نتایج آن ارائه شده است. پشت شوک نرمال در ناحیه A، جریان مادون صوت است و سرعت جریان به مقادیر بسیار کم در جلوی سیلندر کاهش می یابد. برعکس در این ناحیه، مقادیر فشار از فشار اتمسفر به مقادیر بزرگی افزایش می یابد. این عامل سبب می شود منطقه سکون قابل توجهی در جلوی سیلندر ایجاد شود که نیروهای فشاری زیادی در راستای محور بدنه به بدنه اعمال می نماید. با دور شدن از محور مرکزی سیلندر، موج ضربه‌ای ضعیف تر شده و به صورت منحنی درمی آید. در ناحیه B موج ضربه‌ای به شکل مایل و با یک زاویه تقریباً ثابت قرار گرفته است. بنابراین در این ناحیه جریان، موج ضربه‌ای مایل را تجربه می کند. قدرت شوک مایل با زاویه انحراف β مشخص می شود که در این مقاله در شرایط مختلف اندازه گیری و نتایج آن ارائه شده است. در ادامه در فاصله‌ای دورتر از مدل، از قدرت موج ضربه‌ای ایجاد شده در جریان کاسته شده و موج ماخ پدید می آید.

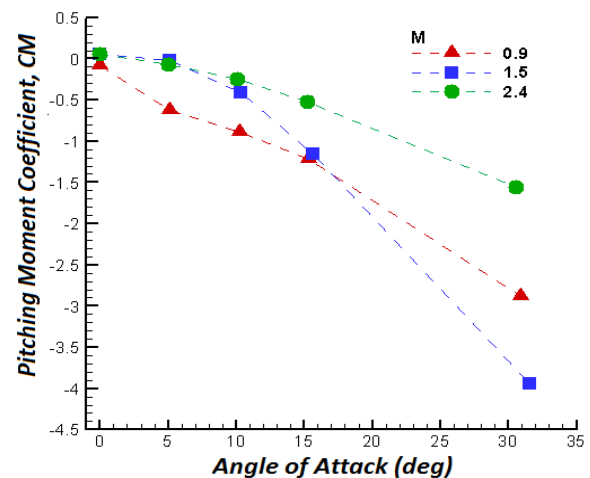
یکی از پارامترهایی که در تصاویر شیلیرین مورد بررسی قرار گرفته فاصله شوک منفصل از سرسیلندر δ می باشد که در ناحیه A مشاهده می شود. فاصله شوک منفصل از سرسیلندر δ که در شکل ۱۰ در ماخ $1/79$ و زاویه حمله صفر آشکارسازی شده، معادل $0/233$ متر است. این فاصله در ماخ $1/98$ در شکل ۱۱ به مقدار $0/208$ متر رسیده است. با افزایش سرعت جریان، فاصله شوک از سرسیلندر حدود ۱۱ درصد کوچک تر شده است. این پدیده را می توان با افزایش سرعت جریان تا ماخ $2/35$ در شکل ۱۲ با وضوح بیش تری مشاهده نمود. فاصله شوک منفصل در ماخ $2/35$ ، تا مقدار $0/182$ متر کاهش یافته است. هرچقدر فاصله شوک δ کم تر باشد، موج شوک قوی تری ایجاد می گردد. با کاهش δ تولید گرمایش آیرودینامیکی و انتقال حرارت به بدنه شدیدتر خواهد شد. این مسئله در طراحی بدنه آیرودینامیکی محموله‌هایی که برای مأموریت‌های زیرمداری به فضا ارسال می شوند بسیار حائز اهمیت است و



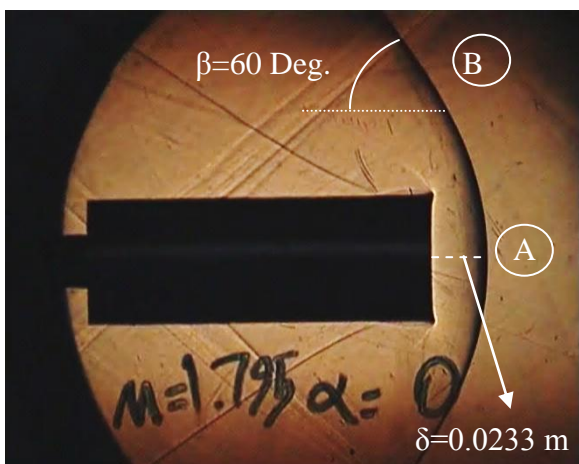
شکل (۷): مقایسه نتایج ضریب نیروی پسای محوری آزمایش تونل باد با نتایج سیلندر با ضریب لاغری ۸ در مرجع [۱۳].



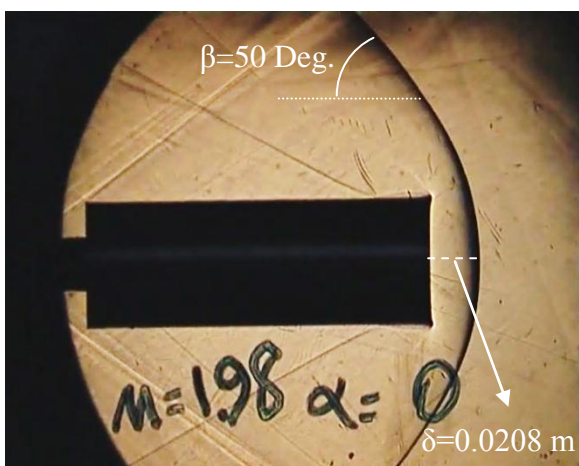
شکل (۸): نمودار ضریب ممان پیچشی از داده‌های تونل باد در ماخ $0/3$ و $0/6$.



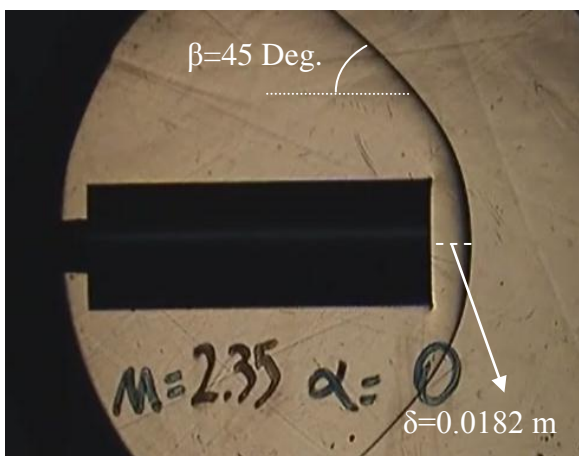
شکل (۹): نمودار ضریب ممان پیچشی از داده‌های تونل باد در ماخ $0/9$ ، $1/5$ و $2/4$.



شکل (۱۰): تصویر شیلیرین از جریان با ماخ ۱/۷۹۵ حول سیلندر در زاویه حمله صفر.



شکل (۱۱): تصویر شیلیرین از جریان با ماخ ۱/۹۸ حول سیلندر در زاویه حمله صفر.



شکل (۱۲): تصویر شیلیرین از جریان با ماخ ۲/۳۵ حول سیلندر در زاویه حمله صفر.

عموماً در چنین شرایطی با روش‌های حفاظت حرارتی^۱ و به‌کارگیری پوشش‌های عایق و یا پوشش‌های فداشونده^۲ از شدت انتقال حرارت به بدنه جلوگیری می‌شود [۲۵].

پارامتر دیگری که در تصاویر آشکارسازی جریان مورد بررسی قرار گرفته است، زاویه انحراف شوک مایل β می‌باشد. شوک مایل در ناحیه B از تصویر شکل ۱۰ اتفاق افتاده است. در تصویر شیلیرین شکل ۱۰ زاویه انحراف شوک مایل β در جریان با ماخ ۱/۷۹، حدود ۶۰ درجه است که با افزایش سرعت جریان در تصاویر شکل‌های ۱۲-۱۱ تا ماخ ۱/۹۸ و ۲/۳۵ زاویه انحراف شوک کوچک‌تر شده و به ترتیب به زاویه ۵۰ و ۴۵ درجه رسیده است. بررسی تغییرات زاویه انحراف شوک نیز نشان می‌دهد با افزایش عدد ماخ بالادستی، زاویه شوک مایل β کاهش یافته و انحراف جریان نیز بیش‌تر شده است.

شکل ۱۳ تصویر شیلیرین از شکل‌گیری حباب جدایش^۳ در لبه حمله سیلندر را نشان می‌دهد. بعد از موج شوک قوی ایجاد شده در جلوی سیلندر، سرعت جریان مافوق‌صوت به‌طور چشم‌گیری کاهش می‌یابد. کاهش سرعت در ناحیه پشت شوک سبب می‌شود، جدایش جریانی روی بدنه سیلندر پدید آید و لایه برشی از بدنه جدا گردد. در امتداد جریان بعد از اتصال مجدد لایه برشی به سطح بدنه، حباب جدایش و ناحیه‌ای از گردش جریان پدید می‌آید. این پدیده علاوه‌بر این‌که نیروی پسای بدنه را افزایش می‌دهد باعث جدایش گردابه‌هایی از روی سطح بدنه می‌شود که عامل ایجاد نوسان و ارتعاش در مدل می‌شود. نوسانات شدید از دقت نتایج کاسته و همچنین، باعث شکست سازه مدل و سایر تجهیزات آزمایش می‌شود. این پدیده سبب می‌شود در پرواز واقعی ناپایداری‌هایی به جریان اعمال شود که سبب ناپایداری دینامیکی محموله فضایی می‌شود. علاوه‌بر این گردابه‌های جداشونده در بخش انتهایی بدنه می‌تواند عملکرد سطوح آیرودینامیکی و کنترلی را که روی بدنه نصب می‌شوند تحت تأثیر قرار داده و بازیابی محموله فضایی را به‌مخاطره بیندازد. از این‌رو چگونگی رشد لایه مرزی و جدایش جریان در طول این‌گونه بدنه‌ها بسیار حائز اهمیت است.

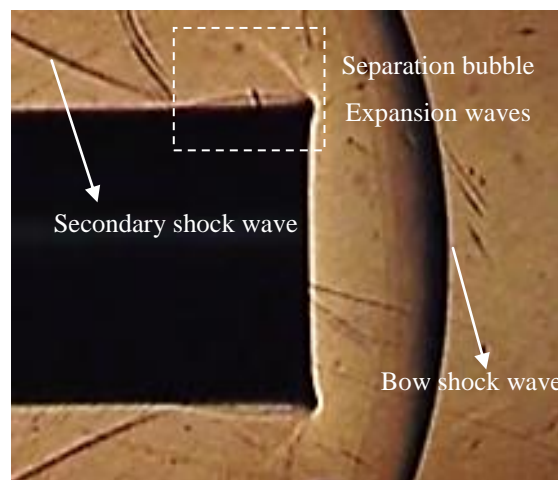
- 1- Thermal Protection System (TPS)
- 2- Ablative Heat Shield
- 3- Separation Bubble

سل‌های یکنواختی را ایجاد می‌کند. تعداد سلول این شبکه حدود سه میلیون سلول است. جدول ۴ نمونه‌ای از بررسی استقلال شبکه محاسباتی را در ماخ $1/5$ و زاویه حمله صفر نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش تعداد شبکه در ناحیه لایه مرزی تغییر چشم‌گیری در نتیجه نداشته است.

در نزدیک دیواره‌ها، فاصله اولین نقطه شبکه تا دیواره اثر زیادی بر دقت محاسبه تنش برشی و اثرات لزجت سیال دارد. البته از آنجاکه در برنامه فلونت می‌توان از توابع دیواره برای حل استفاده نمود، ضرورت ریزکردن شدید شبکه در نزدیکی دیواره از بین رفته است و اجازه داده می‌شود که نقاط مجاور مرز دیواره تقریباً کمی دور از دیواره قرار گیرند. این توابع، توابع تجربی‌ای هستند که در نقاط نزدیک دیواره، برای برآورد اثر دیوار بر روی جریان مغشوش استفاده می‌شوند. حد مجاز فاصله با در نظر گرفتن این توابع حدود 0.2 میلی‌متر برای این مدل در نظر گرفته شده است که میزان Y^+ را در محدوده 50 محاسبه می‌نماید. کیفیت شبکه در اطراف سیلندر در شکل ۱۵ نشان داده شده است. پس از تولید شبکه محاسباتی، معادلات انتگرالی بقای جرم و مومنتم با استفاده از روش‌های تفکیک حجم کنترلی در میدان محاسباتی، به‌وسیله نرم‌افزار فلونت حل می‌شود.

معادلات و مدل‌های فیزیکی در این مسئله براساس جریان قابل تراکم در نظر گرفته شده است. برای جریان‌های قابل تراکم، قانون گاز ایده‌آل به‌عنوان یک رابطه مناسب برای چگالی انتخاب شده است. همچنین، مقادیر فشار شرایط کاری معادل 101325 پاسکال در نظر گرفته شده است. در این مسأله لزجت به‌صورت مقدار ثابت 1.7894×10^{-5} کیلوگرم بر متر-ثانیه کاربرد دارد. برای شبیه‌سازی جریان مغشوش از مدل $k-\epsilon$ استاندارد که دارای قابلیت‌های اثبات‌شده در مسائل مهندسی مشابه این تحقیق است، استفاده شده است. این مدل از مدل‌های دو معادله‌ای است که بر فرض بوزینسک استوار است و بر مبنای آن تنش رینولدز با گرادیان سرعت متوسط جریان متناسب است. در این پروژه براساس هندسه و نوع تحلیل، شرایط مرزی فشاردور دست، صفحه تقارن و دیواره به‌کار رفته‌اند.

با توجه به این‌که در این مدل از شبکه باسازمان استفاده شده است و در ناحیه لایه مرزی تا حد زیادی خطوط شبکه بر



شکل (۱۳): تصویر شیلیترین از شکل‌گیری حباب جدایش در جریان اطراف سر سیلندر از نمای نزدیک.

۶- شبیه‌سازی عددی

محموله در مسیر پرواز خود شرایط پروازی مختلفی را از عدد ماخ و زاویه حمله تجربه می‌کند. این شرایط ایجاب می‌کند تا بررسی‌های آیرودینامیکی در حالات مختلفی از پرواز در نظر گرفته شود. از آنجایی‌که آزمایش‌های تونل باد هزینه بالایی را دربر خواهد داشت، بررسی تمامی شرایط پروازی در آزمایش‌های تونل باد امکان‌پذیر نخواهد بود. از این‌رو در این مرحله از روش‌های عددی برای تعیین مشخصات آیرودینامیکی کپسول فضایی سیلندری شکل استفاده شده است.

شبیه‌سازی عددی به‌صورت جریان پایا و سه‌بعدی و با استفاده از حل معادلات ناویر-استوکس، توسط نرم‌افزار فلونت انجام شده است. در این مدل از حل‌کننده چگالی پایه استفاده شده است.

ابعاد مدل عددی که در جدول ۱ ارائه شده با ابعاد اصلی کپسول یکسان است. با توجه به این‌که هندسه جسم از اندازه بزرگی برخوردار است، برای بهینه‌تر شدن زمان محاسباتی لازم برای حل میدان جریان، از خاصیت تقارن آن در حل استفاده شده و تنها نیمی از سیلندر مدل شده است. دامنه حل عددی مطابق شکل ۱۴ به‌شکل نیم‌کره در نظر گرفته شده است. شعاع دامنه محاسباتی 10 برابر طول کپسول در نظر گرفته شده تا شوک ایجاد شده با مرز میدان برخورد نکند. در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود که بلوک‌های جداگانه‌ای اطراف سیلندر، به‌منظور افزایش کیفیت شبکه بر سطوح مهم، در نظر گرفته شده است. این حجم جداگانه نتایج بهتری را در ضریب منظری و نسبت اربیبی زوایای اضلاع هر سل می‌دهد که در نتیجه

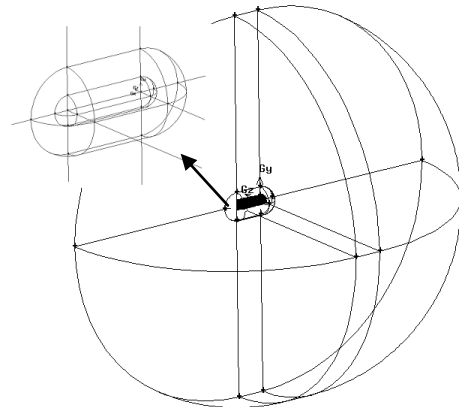
کانتور ماخ و فشار جریان حول سیلندر در صفحه تقارن برای ماخ $1/79$ در شکل‌های ۱۶-۱۷ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در قسمت جلوی سیلندر، سیال مافوق صوت به واسطه اعمال شتاب منفی ناشی از وجود جسم و سرعت پایین در نقطه سکون، دچار شوک شده است. این شوک به دلیل هندسه پخ سرسیلندر، به صورت کمانی است و از قوانین شوک کمانی تبعیت می‌کند. در همین ناحیه سرعت سیال به کم‌ترین مقدار در نقطه سکون می‌رسد. همان‌طور که در جریان قسمت جلوی سیلندر مشاهده می‌شود با عبور از شوک، فشار استاتیک از مقدار فشار اتمسفر در جریان آزاد، افزایش یافته و به حدود مقدار فشار نسبی $3/8$ اتمسفر در صفحه مقابل به جریان رسیده است. برعکس سرعت از ماخ $1/79$ به مقادیر بسیار کم در محدوده زیرصوت کاهش یافته است. این محدوده ناحیه‌ای است که به واسطه اعمال شتاب منفی ناشی از وجود جسم در جریان سیال، سرعت و عدد ماخ کاهش داشته و در نتیجه فشار استاتیک افزایش پیدا می‌کند. بعد از ناحیه سکون و چرخش جریان به سمت بدنه، امواج انبساطی در جریان پدید می‌آید. با پیشروی سیال و عبور آن از روی حباب جدایش و برخورد مجدد آن به سطح بدنه، شوک ثانویه‌ای روی بدنه ایجاد می‌شود. در نهایت جریان لایه مرزی روی بدنه با جریان مرده^۱ پشت بدنه مواجه می‌شود که عامل ایجاد یک جریان چرخشی با سرعت بسیار کم در ناحیه پشت سیلندر شده و پسای پشت^۲ را افزایش می‌دهد.

۷- مقایسه نتایج حل عددی با نتایج آزمایش تونل باد

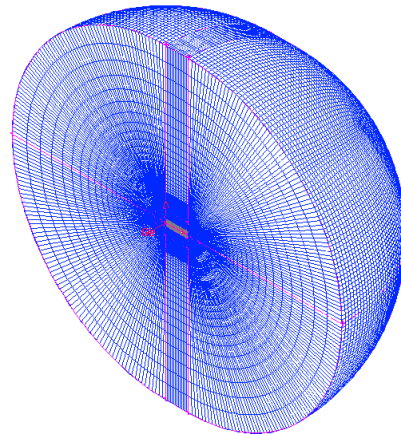
یکی از اهداف اصلی این تحقیق، صحت‌گذاری روش عددی در حل جریان حول کپسول فضایی سیلندری با سر پخ است. در این قسمت از نتایج آزمایش‌های تونل باد برای اعتبارسنجی نتایج حل عددی استفاده شده است. برای این منظور مقایسه در دو مرحله صورت گرفته است؛ مرحله اول بررسی دقت حل عددی در تخمین ضرایب آیرودینامیکی است و مرحله دوم مقایسه ساختار جریان عبوری مافوق صوت روی بدنه سیلندر است که از طریق آشکارسازی جریان انجام می‌شود.

نمودار شکل ۱۸ ضریب نیروی محوری حاصل از نتایج حل عددی را با داده‌های آزمایش تونل باد در سرعت‌های مختلف مقایسه نموده است. ضریب نیروی پسای محوری از آن جهت

جریان عمود است، به‌منظور همگرایی بهتر در ابتدا از مجزاسازی مرتبه یک استفاده شده است و بعد در پایان هر حل، تعدادی تکرار با دقت مرتبه دو انجام شده است. معیار همگرایی، رسیدن باقی مانده حل عددی به مرتبه بیش‌تر از 10^{-4} برای مؤلفه‌های سرعت و غیره و همچنین، برقراری بالانس جرمی بین مرزهای ورودی و خروجی که با انتگرال گیری دبی جرمی روی این مرزها در هر تکرار بررسی می‌شود، در نظر گرفته شده است.



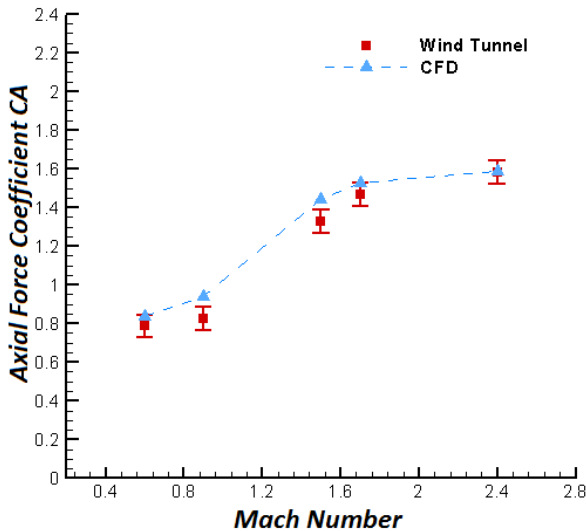
شکل (۱۴): بلوک‌بندی میدان حل اطراف مدل سه‌بعدی کپسول سیلندری.



شکل (۱۵): کیفیت شبکه‌بندی سه‌بعدی حول کپسول سیلندری از نمای صفحه تقارن.

جدول (۴): بررسی استقلال از شبکه در ماخ $1/5$ و زاویه حمله صفر.

تعداد شبکه (میلیون)	۱/۳	۳	۴
ضریب پسای محوری	۱/۵۳۵	۱/۴۴۳	۱/۴۴۷

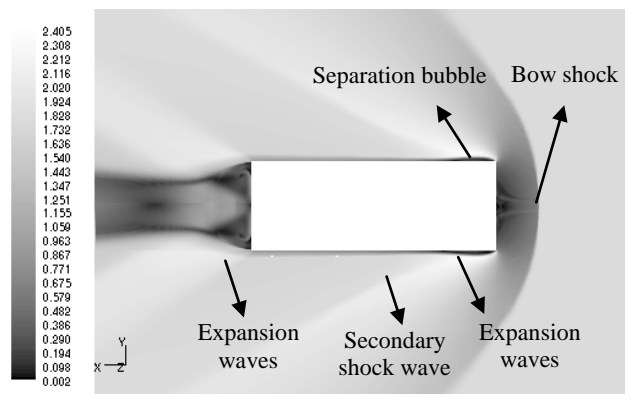


شکل (۱۸): مقایسه ضریب نیروی محوری حل عددی و آزمایش تونل باد در زاویه حمله صفر.

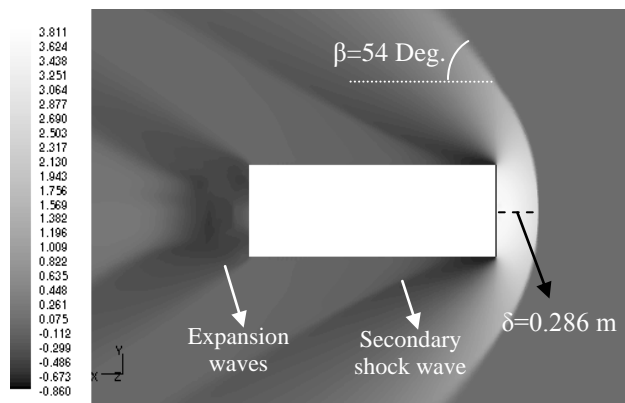
در مرحله بعد برای مقایسه بین نتایج حل عددی و آزمایش تونل باد، ساختار جریان عبوری از روی سیلندر آشکارسازی شده و نتایج آن از لحاظ تشکیل امواج شوک، موقعیت و کیفیت شکل گیری امواج شوک و ناحیه جدایش جریان با یکدیگر مقایسه شده است. شکل ۱۹ تصویر شیلیرین مربوط به آزمایش تونل باد و تصویر کانتورهای فشار مربوط به حل عددی را در ماخ ۱/۷۹ در مقابل یکدیگر نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، شوک منفصل در فاصله‌ای مشخص از لبه حمله سیلندر اتفاق افتاده است. تخمین فاصله شوک منفصل از لبه حمله سیلندر در حل عددی در مقایسه با تصویر شیلیرین از دقت خوبی برخوردار است و در محل تشکیل شوک تطبیق مناسبی بین تصاویر وجود دارد.

شکل ۲۰ نیز آشکارسازی جریان را در لبه سیلندر در ماخ ۱/۷۹ از نمای نزدیک نشان می‌دهد. نیمی از این شکل، تصویر شیلیرین و نیمی دیگر کانتور سرعت برحسب ماخ است که برای مقایسه بهتر در کنار یکدیگر رسم شده است. در این تصویر انطباق کامل موج شوک کمانی در تونل باد و حل عددی که در فاصله‌ای مشخص و مساوی از لبه حمله سیلندر قرار گرفته، از نمای نزدیک‌تر کاملاً مشخص است. علاوه بر این، روی بدنه سیلندر حباب جدایشی تشکیل شده است که معادل آن در تصویر کانتور ماخ به صورت ناحیه کم‌سرعت مشخص است. از سوی دیگر همان‌طور که در بخش قبل شرح داده شد، سرعت جریان در حین عبور از روی حباب جدایش و برخورد مجدد آن به سطح دچار شوک ثانویه‌ای در این ناحیه می‌شود. موقعیت

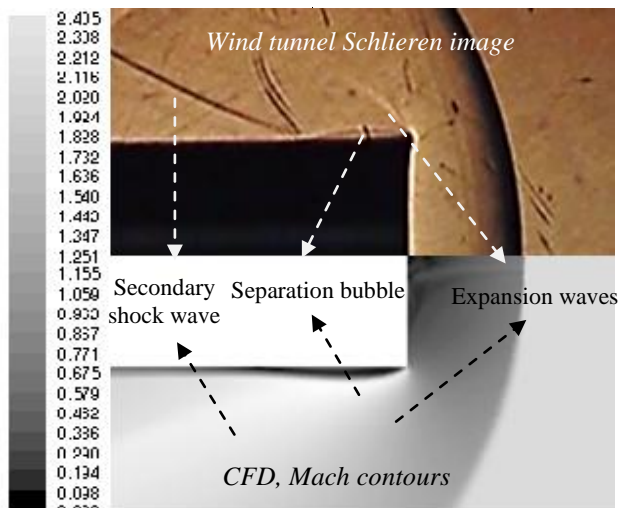
که سهم اصلی را در کاهش سرعت کپسول فضایی از سرعت مافوق صوت به مادون صوت در فاز بازگشت به زمین ایفا می‌کند، حائز اهمیت است. همان‌طور که مشاهده می‌شود نتایج حل عددی با دقت بسیار خوبی با نتایج تونل باد مطابقت دارد و خطای متوسط در حدود ۶ درصد است. بیش‌ترین مطابقت در ماخ ۲/۴ مشاهده می‌شود که مقادیر حل عددی و روش تجربی زیر ۱٪ با یکدیگر اختلاف دارند. با کم‌شدن سرعت و نزدیک‌شدن سرعت به ماخ گذر صوت نتایج حل عددی انحراف بیش‌تری را نسبت به نتایج تونل باد نشان می‌دهند. به‌عنوان نمونه در ماخ ۰/۹ که سرعت گذر صوت است اختلاف به حداکثر مقدار خود می‌رسد. پس از آن در جریان زیرصوت شرایط متفاوت می‌باشد. همان‌طور که در ماخ ۰/۶ مشاهده می‌شود نتایج حل عددی با اختلاف ۶ درصد نسبت به نتایج تونل باد محاسبه شده است که تطابق بسیار خوبی را نشان می‌دهد.



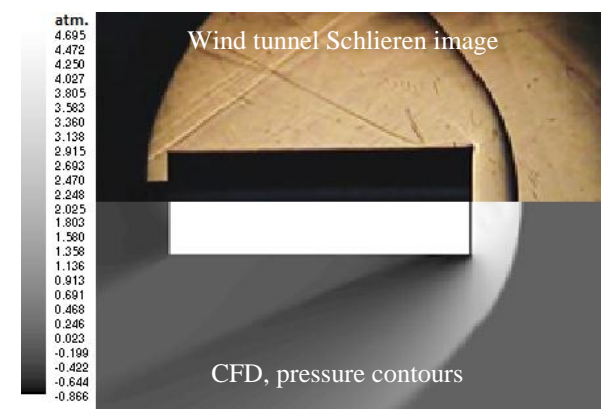
شکل (۱۶): کانتور ماخ جریان حول سیلندر در ماخ ۱/۷۹۵، از نمای جانبی.



شکل (۱۷): کانتور فشار جریان حول سیلندر در ماخ ۱/۷۹۵، از نمای جانبی.



شکل (۲۰): مقایسه کانتور ماخ حل عددی با تصویر شیلیرین تست تجربی از نمای نزدیک در ماخ ۱/۷۹.



شکل (۲۱): مقایسه کانتور فشار نسبی جریان از حل عددی با تصویر شیلیرین تست تجربی در ماخ ۱/۹۸.

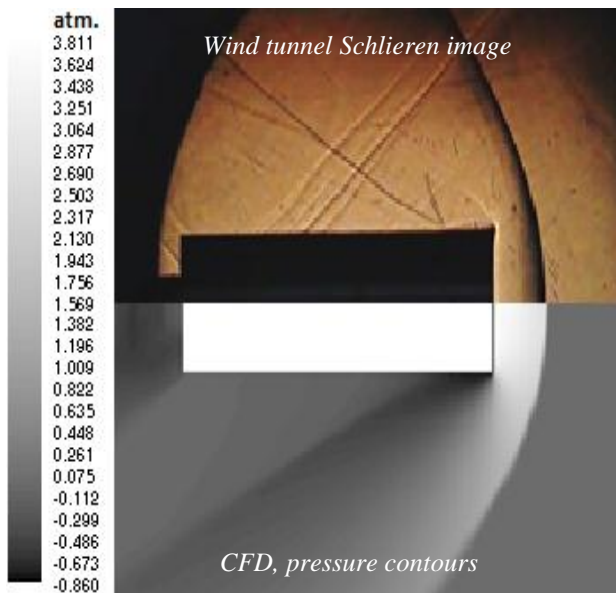


شکل (۲۲): مقایسه کانتور فشار نسبی جریان از حل عددی با تصویر شیلیرین تست تجربی در ماخ ۲/۳۵.

شوک ثانویه در هر دو تصویر شیلیرین و کانتور ماخ کاملاً بر یکدیگر منطبق است.

موارد مطرح شده برای شکل‌های ۲۱-۲۲ که به ترتیب برای ماخ ۱/۹۸ و ۲/۳۵ ارائه شده نیز قابل بررسی است. برای این تصاویر فاصله شوک از لبه حمله سیلندر قابل اندازه‌گیری بوده و مقادیر آن در شرایط مختلف در جدول ۵ نشان داده شده است. در جدول ۵، فاصله شوک منفصل از لبه حمله سیلندر δ نسبت به قطر سیلندر D بی‌بعد شده و به صورت δ/D نمایش داده شده است. نمودار شکل ۲۳ برای مشاهده روند تغییرات و مقایسه بهتر رسم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود حل عددی محل قرارگیری شوک منفصل را کمی بیش‌تر از آزمایش تونل باد تخمین زده است. به‌عنوان نمونه فاصله شوک منفصل بدست آمده از حل عددی در ماخ ۱/۹۸ در حدود ۵ درصد نسبت به تست تونل باد بیش‌تر است.

تخمین صحیح موقعیت شوک کمّانی و قدرت آن در محاسبات مربوط به نیروهای آیرودینامیکی، پایداری، انتقال حرارت و میزان گرمایش آیرودینامیکی تولیدشده و همچنین محاسبات مربوط به حفاظت‌های حرارتی و طراحی پوشش‌های فداشونده و عایق بسیار اهمیت دارد. حل عددی ارائه‌شده در این تحقیق توانسته با دقت خوبی این پدیده را پیش‌بینی نماید.



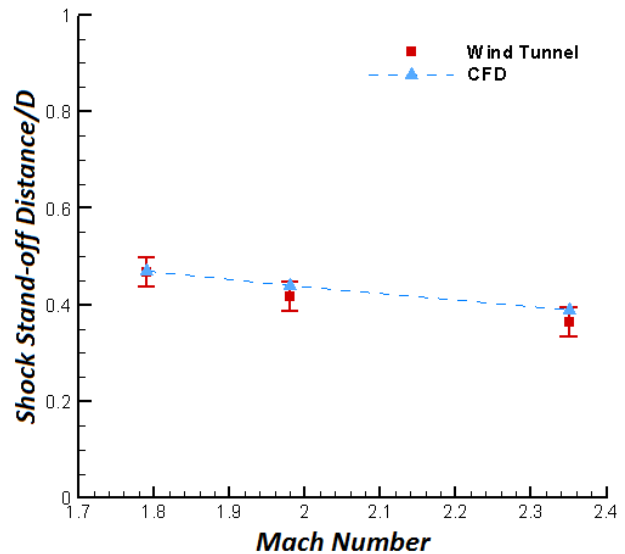
شکل (۱۹): مقایسه کانتور فشار نسبی جریان از حل عددی با تصویر شیلیرین تست تجربی در ماخ ۱/۷۹.

نتایج آشکارسازی جریان تطابق خوبی در تخمین موقعیت و شکل شوک منفصل با شبیه‌سازی عددی نشان داد؛ به‌گونه‌ای که خطای تخمین فاصله شوک تا بدنه بین ۱ تا ۶ درصد مشاهده شد. همچنین، مقایسه الگوی جریان توسعه یافته روی سیلندر در دو روش تجربی و عددی نشان داد، ناحیه سکون جریان، ناحیه حباب جدایش و سایر امواج ضربه‌ای کاملاً بر هم منطبق شده‌اند و در نتیجه مدل‌سازی عددی دقت خوبی را در شبیه‌سازی جریان حول کپسول سیلندری پخ نشان می‌دهد. در نتایج ارائه شده آشکارسازی جریان در آزمایش تونل باد، با افزایش ماخ از ۱/۷ تا ۲/۳۵، فاصله شوک کمانی منفصل δ نسبت به لبه حمله سیلندر، به میزان ۲۲ درصد کاهش یافته است. همچنین، زاویه انحراف موج β نیز نسبت به سطح بدنه سیلندر ۲۵ درصد مایل‌تر شده که انحراف بیش‌تری در جریان ایجاد می‌کند. نزدیک‌شدن این شوک به بدنه باتوجه به نتایج، افزایش فشار قابل توجهی را در ناحیه سکون در جلوی جسم به‌همراه دارد که این خود عامل افزایش چشم‌گیر در ضریب پسا است.

بدنه سیلندری با سر پخ و ضریب لاغری پایین، نیروی پسای محوری در حدود ۳ برابر بیش‌تر از بدنه‌های سیلندری باریک با دماغه از خود نشان می‌دهد. همچنین، نتایج نشان داد که ضریب نیروی محوری C_A در زاویه حمله صفر درجه با افزایش ماخ از ۰/۳ به ۲/۴ در حدود ۱۱۹ درصد افزایش یافته است. این درحالی است که مقادیر ضریب نیروی محوری C_A در زوایای حمله کم‌تر از ۳۰ درجه تقریباً ثابت است. این ویژگی سبب می‌شود در بازه قابل توجهی از زاویه حمله یعنی ۳۰- تا ۳۰ درجه، از حداکثر نیروی پسا در هر ماخ جهت کاهش سرعت کپسول بهره برد. بررسی ضریب ممان پیچشی C_M کپسول نشان داد C_M برای سرعت‌های مختلف در زاویه حمله مثبت، دارای مقادیر منفی و همچنین شیب منفی نیز است که این نشان‌دهنده پایداری استاتیکی بدنه سیلندری است. با افزایش سرعت جریان در محدوده مادون‌صوت و گذر صوتی، مقدار ممان پیچشی در جهت منفی افزایش می‌یابد که پایداری استاتیکی بیش‌تری را به‌همراه دارد.

۹- تشکر و قدردانی

نویسنده این مقاله بر خود واجب می‌داند تا از دکتر عبدالعلی حقیری و مهندس سجاد درستی که در آزمایشات تونل باد همکاری نموده‌اند و همچنین دکتر محمد ابراهیمی که زحمت



شکل (۲۳): مقایسه نتایج حل عددی با داده‌های آزمایش تونل باد در فاصله شوک منفصل δ/D .

جدول (۵): فاصله شوک منفصل از لبه حمله سیلندر نسبت به قطر سیلندر δ/D .

ماخ	δ/D آزمایش تونل باد	δ/D حل عددی
۱/۷۹	۰/۴۶۷	۰/۴۷
۱/۹۸	۰/۴۱۷	۰/۴۴
۲/۳۵	۰/۳۶۵	۰/۳۹

۸- نتیجه‌گیری

در این مقاله، مشخصات آیرودینامیکی یک بدنه سیلندری با سر پخ و نسبت طول به قطر ۳ با استفاده از آزمایش‌های تجربی و شبیه‌سازی عددی مورد مطالعه قرار گرفت. این بدنه سیلندری، مدل ساده‌شده یک کپسول فضایی با طراحی جدید است به‌گونه‌ای که می‌تواند بدون استفاده از ابزارهای کنترل فعال پیچیده و پرهزینه، مأموریت فضایی حساس خود را در فضا انجام دهد و با به‌کارگیری سطوح کنترلی ساده بدون چرخش و دوران شدید به زمین باز گردد. داده‌برداری‌های تجربی از ضرایب نیرویی و ممان پیچشی به‌وسیله یک بالانس شش مؤلفه‌ای جاسازی شده درون مدل، در محدوده ماخ ۰/۳ تا ۲/۴ در زوایای حمله صفر تا ۹۰ درجه انجام شد. همچنین، آشکارسازی جریان به‌وسیله تصویربرداری شیلیرین برای مشاهده امواج فشاری و نواحی جدایش و همچنین، پدیده‌های فیزیکی حاکم بر جریان در تونل باد به‌منظور اعتباربخشی بهتر نتایج عددی انجام شد.

Engineering and Advance Technology, Esfahan, Iran, 2012 (in Persian).

15. Etemadi, F., Abdolahi, S., and Ebrahimi, M. "Aerodynamic Assessment of Several Blunt Body Configurations", The 11th Annual Conference of Iranian Aerospace Society, Tehran, Iran, 2012 (in Persian).
16. Abdolahi, S. and Ebrahimi, M. "Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics of a Circular Cylinder in an Axial Flow", The 4th International Conference on Experimental Fluid Mech., Beihang Univ., Beijing, China, 2014.
17. Hoseini, S.A., Noori, S., and Ebrahimi, M. "Aerodynamic Heating Analysis of Payload and External Components during Re-entry Phase", Int. Conf. of the Mech. Engineering and Advanced Tech., Islamic Azad Univ., Isfahan, 2012 (In Persian).
18. Abdolahi, S. and Ebrahimi, M., "Flow Visualization of Axial Flow over Cylindrical Body", 23rd Annual Int. Mech. Engineering Conf., Tehran, Iran, 2015 (in Persian).
19. Abdolahi, S. and Ebrahimi, M. "Investigation of Aerodynamic Characteristics of Cylindrical Body Using Wind Tunnel Test", The 14th Annual Conference of Iranian Aerospace Society, Tehran, Iran, 2015 (in Persian).
20. Abdolahi, S. and Ebrahimi, M. "A Numerical Investigation of Deployable Drag Surfaces Used for Recovery System", Computational Methods and Experimental Measurements XV, WIT Transaction on Modeling and Simulation, Vol. 51, pp. 193-304, UK, 2011.
21. Ericsson, L.E. and Beyerst, M.E. "Flat Spin of a Circular Cylinder", J. Aircraft, Vol. 33, No. 4, pp. 722-729, 1996.
22. Kubota, H. and Arai, I. "Flat Spin of Slender Bodies at High Angles of Attack", Journal of Spacecraft, Vol. 20, No. 2, pp. 108-114, 1983.
23. Anderson, J.D. "Modern Compressible Flow: with Historical Perspective", Third Edition, pp. 165-166, McGraw-Hill, New York, 2003.
24. Anderson, J.D. "Fundamentals of Aerodynamics", Third Edition, pp. 530-531, McGraw-Hill, New York, 2001.
25. Bradford, J.E. and Olds, J.R. "Thermal Protection System Sizing and Selection for RLVs, Using the Sentry Code", The 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2006-4605, 2006

مسئولیت پروژه کاوشگرهای فضایی و آزمایش تونل باد را به عهده داشته‌اند، تقدیر و تشکر نماید.

۱۰- مراجع

1. Blevins, R.D. "Applied Fluid Dynamics Handbook", Van Nostrand Reinhold Company, NY, 1984.
2. Ota, T. "An Axisymmetric Separated and Reattached Flow on a Longitudinal Blunt Circular Cylinder", J. Appl. Mech, Vol. 4, No. 2, pp. 311-315, 1975.
3. Ota, T. and Motegi, H. "Turbulence Measurements in an Axisymmetric Separated and Reattached Flow Over a Longitudinal Blunt Circular Cylinder", J. Appl. Mech., Vol. 47, No. 1, pp. 1-6, 1980.
4. Kiya, M., Mochizuki, O., and Tamura, T., "Turbulence Properties of an Axisymmetric Separation and Reattaching Flow", AIAA J., Vol. 29, No. 6, pp. 936-941, 1991.
5. Halim, A. and Ghia, U. "Longitudinal Flow along Circular Cylinder and Thick Plates", Including Blunt Leading-Edge Separation, AIAA J., Vol. 25, No. 5, pp. 655-658, 1987.
6. Ota, T. and Kon, N. "Heat Transfer in an Axisymmetric Separated and Reattached Flow over a Longitudinal Blunt Circular Cylinder", J. Heat Transfers, Vol. 99, No. 1, pp. 155-157, 1977.
7. Hoerner, S. "Fluid Dynamic Drag", pp. 3-12, 1958.
8. Rogers, R.M. and Butler, C.B. "Aerodynamics Characteristics of Several Bluff Body Configurations at Subsonic and Transonic Mach Numbers", AFATL TR-72-25, 1972.
9. Higuchi, H., Langen, P.V., Sawada, H., and Tinney, C.E. "Axial Flow over a Blunt Circular Cylinder with and without Shear Layer Reattachment", Journal of Fluids and Structures, Vol. 22, No. 6, pp. 949-959, 2006.
10. Blake, W. and Cunningham, T. "Wind Tunnel Study of a Fin Stabilized Guided Projectile", The 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2006-828, 2006.
11. Higuchi, H., Sawada, H., and Langen, P.V. "Flow over a Magnetically Suspended Cylinder in an Axial Free Stream", The 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit., AIAA-2005-1078, 2005.
12. Higuchi, H., Sawada, H., and kato, H. "Sting-Free Measurements on Magnetically Supported Right Circular Cylinder Aligned with the Free Stream", J. Fluid Mech., Vol. 596, No. 1, pp. 49-72, 2008.
13. Rosema, C. and Riddle, D. "Aerodynamic Assessment of Several Blunt Body Configurations", The 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2009-910, 2009.
14. Abdolahi, S., Etemadi, F., and Ebrahimi, M. "Study on 3D Compressible Flow around the Cylindrical Body", International Conference on Mechanical