

# طراحی پیکره‌بندی یک کپسول فضایی مخروط - سرپخ با تأکید بر

## ضریب گشتاور پیچشی و پایداری استاتیکی

سهیلا عبدالهی<sup>۱</sup>، محمد رضانی<sup>۲</sup> و محمد ابراهیمی<sup>۳</sup>

پژوهشگاه هوافضا

وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۶/۰۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۱۲/۱۰)

### چکیده

هدف اصلی از این تحقیق، تعیین پیکره‌بندی اولیه یک کپسول فضایی سرنشین‌دار است به گونه‌ای که قادر باشد پس از انجام مأموریت زیرمداری، سرنشین خود را سالم به زمین بازگرداند. در طی مسیر پرواز زیرمداری، حفظ پایداری کپسول فضایی در وضعیت مشخص بسیار اهمیت دارد زیرا اعمال چرخش‌های زیاد و تکان‌های شدید سلامت سرنشین و موفقیت مأموریت را به خطر می‌اندازد. بدین منظور، در این تحقیق با بهره‌گیری از هندسه فضایی‌های سرنشین‌دار متداول جهان که عموماً مخروط - سرپخ است، پنج نمونه هندسه پیشنهاد شده است. سپس با استفاده از شبیه‌سازی عددی، ضریب گشتاور پیچشی و مشخصات پایداری آن‌ها در شرایط بحرانی باز ورود به جو غلیظ، استخراج و با یکدیگر مقایسه شده است. شرایط بحرانی مورد بررسی کپسول فضایی، سرعت با ماخ ۳/۱۵ در ارتفاع ۲۵ کیلومتری از سطح زمین و در زوایای حمله مختلف می‌باشد. در این مقاله، ضریب گشتاور پیچشی  $C_m$  و شیب ضریب گشتاور نسبت به زاویه حمله  $C_{m\alpha}$  به عنوان عامل تعیین کننده پایداری استاتیکی مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است. در نهایت، بهینه‌ترین هندسه کپسول فضایی از لحاظ الزامات سامانه و ملاحظات آیرودینامیکی و بر مبنای حداکثر پایداری استاتیکی و همچنین بازدهی حجمی مناسب طراحی و انتخاب شده است.

**واژه‌های کلیدی:** پایداری استاتیکی، ضریب گشتاور پیچشی، کپسول فضایی، پیکره‌بندی مخروط - سرپخ

## Configuration Design of Space Capsule Considering Pitching Moment Coefficient and Static Stability Factor

S. Abdolahi, M. Ramezani and M. Ebrahimi

Aerospace Research Institute

Ministry of Science, Research and Technology

(Received: 26/August/2016 ; Accepted: 28/February/2017)

### ABSTRACT

The main purpose of this study is to determine the initial configuration of suborbital manned spacecraft in the conceptual design phase. During the suborbital flight path, stability of capsule is very important factor for the success of the mission. For this purpose, in this study using conventional manned spacecraft geometries which are generally blunt-cone shape, 5 configurations of space capsule are proposed. The configurations are numerically investigated during reentry phase at altitude of the 25 km from earth surface with Mach number 3.15 for different angles of attack. In order to determine longitudinal static stability characteristics of configurations during re-entry phase, the pitching moment coefficients of configurations are studied and compared to each other. Finally, the optimal configuration of the space capsule considering system requirements and base on the suitable static stability and volumetric efficiency is proposed.

**Keywords:** Static Stability, Pitching Moment Coefficient, Space Capsule, Blunt-cone Configuration

۱- مربی (نویسنده پاسخگو): sabdolahi@ari.ac.ir

۲- کارشناس ارشد: ramezani@ari.ac.ir

۳- استادیار: mebrahimi@ari.ac.ir

## ۱- مقدمه

تست پرواز آزاد<sup>۱۰</sup> بر روی مدل کوچک شده مرکوری، داده برداری‌هایی درخصوص پایداری کپسول توسط ناسا انجام شده است [۱]. در تحقیقی دیگر در سال ۱۹۶۱، تعیین مشخصات آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی برای مدل‌های مختلف از پیکره‌بندی‌های کپسول بازگشتی مرکوری به همراه سامانه فرار با استفاده از آزمایشات تونل باد برای بازه وسیعی از عدد ماخ انجام شده و براساس آن، طراحی پیکره‌بندی کپسول بازگشتی مرکوری بهبود یافته است [۲]. در همین سال‌ها، تحقیقات جامعی درخصوص طراحی هندسه اجسام پخ مانند سیلندرهایی با نسبت لاغری<sup>۱۱</sup> پایین در جریان با سرعت مختلف برای مأموریت‌های فضایی مورد مطالعه قرار گرفت و اثرات شکل پیش‌بدنه و پس‌بدنه بر مشخصات آیرودینامیکی طولی این هندسه‌ها به وسیله آزمایشات تونل باد و روش‌های تئوری بررسی و نتایج آن منتشر شد [۳-۴]. در این تحقیقات، ضریب گشتاور پیش‌چی Cm و Cm<sub>e</sub> جهت تعیین میزان پایداری بدنه مورد بررسی قرار گرفته است [۵].

فضایمای جیمینی برخلاف مرکوری، یک فضایمای ماژولار محسوب می‌شد. شکل کلی کپسول بازگشتی جیمینی بسیار مشابه کپسول بازگشتی مرکوری بود با این تفاوت که برای اضافه کردن یک سرنشین به تعداد سرنشینان فضایمای، قطر کپسول از ۱/۰۲ m به ۱/۵۶ m افزایش یافت.

فضایمای آپولو با هدف مأموریت ارسال انسان به ماه و بازگشت سالم آن به زمین طراحی و ساخته شد. در حین طراحی و توسعه بدنه کپسول فضایمای آپولو، تحقیقات وسیعی برای استخراج مشخصات آیرودینامیکی و پایداری این کپسول صورت گرفت. به عنوان نمونه، در سال ۱۹۶۷ یک سری آزمایشات تونل باد برای استخراج مشخصات پایداری استاتیکی و دینامیکی مدل اصلی و اولیه کپسول فضایمای انجام شد [۶]. همچنین در این آزمایشات، مطالعات پارامتریک بر روی تأثیر تغییرات ابعاد هندسی اصلی کپسول فضایمای آپولو شامل هندسه سپر حرارتی و شعاع گوشه‌های آن بر مشخصات آیرودینامیکی و پایداری انجام شد. در این تحقیق تعداد زیادی اصلاحات هندسی به منظور افزایش مشخصات پایداری و افزایش نسبت نیروی برآ به پسای بدنه صورت گرفت. در این مطالعه، پارامتر ضریب گشتاور پیش‌چی Cm حول مرکز جرم برای تعیین

در تحقیق حاضر، هدف توسعه پیکره‌بندی یک کپسول فضایی<sup>۱</sup> است که بتواند پروازهای زیرمداری را انجام دهد و در طی این مأموریت‌ها انسان را به عنوان سرنشین خود به فضا حمل نموده و سالم به زمین بازگرداند. در این راستا، مطالعات گسترده‌ای در زمینه مأموریت‌ها و پیکره‌بندی‌های مشابه که پیش از این توسط دیگر کشورها مورد استفاده قرار گرفته، انجام شده است. این روش از مطالعه و تحقیق جهت سهولت در امر طراحی استفاده می‌شود زیرا کپسول‌های فضایی مطرح دنیا پس از انجام طراحی‌های دقیق و آزمایش‌های فراوان مورد بهره‌برداری قرار گرفته‌اند. لذا مطالعه و بررسی گزارشات فنی و مقاله‌های مربوط به این کپسول‌ها می‌تواند در روند طراحی مفهومی بسیار مفید بوده و منجر به کاهش زمان و هزینه طراحی شود.

با توجه به مأموریتی که برای انجام این تحقیق تعریف شده و محدودیت‌هایی که از لحاظ طراحی و ساخت در کشور وجود دارد، از میان مدل‌های مختلف، کپسول‌های فضایی که عموماً فضایمادهایی<sup>۲</sup> با سرنشین انسان هستند به عنوان پیکره‌بندی کلی انتخاب شده است. از جمله این فضایمها می‌توان فضایمای مرکوری<sup>۳</sup>، جیمینی<sup>۴</sup>، آپولو<sup>۵</sup>، سایوز<sup>۶</sup>، دراگون<sup>۷</sup>، شنزو<sup>۸</sup>، شنزو<sup>۹</sup>، اورایون<sup>۹</sup> را اشاره کرد. مأموریت اصلی پروژه مرکوری اعزام اولین فضانورد آمریکایی به مدار زمین بود. کپسول فضایی مرکوری تنها کپسول یکپارچه‌ای است که تاکنون استفاده شده است. پس از آن، سایر فضایمها به صورت ماژولار ساخته شده‌اند. مرکوری یک فضایمای تک‌سرنشین با وزن حدود ۱۹۰۰ kg است که برای پروازهای زیرمداری و مداری با مدت زمان حداکثر ۱/۵ روز طراحی شده بود. حجم داخلی کابین این کپسول مخروطی شکل، ۱/۷ m<sup>3</sup> و فضای قابل استفاده فضانورد حدود ۱ m<sup>3</sup> بود که به سختی فضای کافی برای قرارگرفتن یک نفر را داشت. در طراحی کپسول بازگشتی مرکوری مطالعات مختلفی در زمینه بررسی پایداری استاتیکی انجام شده است. در یک تحقیق در سال ۱۹۶۰ با استفاده از

- 
- 1- Space capsule
  - 2- Spacecraft
  - 3- Mercury
  - 4- Gemini
  - 5- Apollo
  - 6- Soyuz
  - 7- Dragon
  - 8- Shenzhou
  - 9- Orion

---

10- Free-flight test

11- Fineness ratio

اجرا گردیده است [۱۰]. در این راستا، شبیه‌سازی‌های عددی در شرایط ورود به جو برای مدل‌های مختلف کپسول انجام شده و نحوه شکل‌گیری جریان و مشخصات آیرودینامیکی [۱۱] و پایداری آن‌ها استخراج شده است و اثر پارامترهای مختلف بر پایداری استاتیکی و دینامیکی مورد بررسی قرار گرفته است [۱۲]. در نهایت نیز این فضاپیماها توانسته‌اند مأموریت‌های موفق را پشت‌سر بگذارند. در ایران نیز فعالیت‌هایی در زمینه طراحی و ساخت یک فضاپیمای سرنشین‌دار زیرمداری از سال ۱۳۹۳ آغاز شده است [۱۳].

هدف اصلی از این تحقیق تعیین پیکره‌بندی اولیه یک کپسول فضایی سرنشین‌دار است که قادر باشد پس از انجام یک مأموریت زیرمداری، سرنشین خود را سالم به زمین بازگرداند. پروفیل پروازی که برای این کپسول فضایی سرنشین‌دار در نظر گرفته شده یک سهمی با ارتفاع اوج ۱۵۰ km است. کپسول فضایی در فاز بازگشت و در خارج از جو غلیظ، به‌وسیله زیرسامانه کنترل، هدایت و ناوبری، طوری هدایت می‌شود که بتواند به صورت پایدار به گونه‌ای که سر پخ آن رو به جریان قرار گیرد، وارد جو شود. با ورود به جو، زیرسامانه کنترل غیرفعال شده و نیروهای آیرودینامیکی به بدنه کپسول بازگشتی اعمال می‌گردد. با توجه به این‌که سر پخ کپسول در مسیر بازگشت در مقابل جریان قرار می‌گیرد، نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی قابل توجهی ایجاد می‌شود که نقش مهمی در کاهش سرعت و پایداری کپسول فضایی پیش از عملکرد سامانه بازیابی ایفا می‌کند.

در طی مسیر پروازی کپسول فضایی، حفظ پایداری در وضعیتی مشخص بسیار اهمیت دارد زیرا اعمال چرخش‌های زیاد و تکان‌های شدید، سلامت سرنشین و موفقیت مأموریت را به خطر می‌اندازد. از سوی دیگر، ایجاد فضای مناسب برای حمل یک سرنشین انسان از الزامات اساسی است که باید در طراحی پیکره‌بندی این کپسول مدنظر قرار گیرد. بنابراین، طرح پیشنهادی کپسول فضایی می‌بایست بازدهی حجمی مناسبی نیز داشته باشد.

طرح‌های امروزی موجود در جهان، عموماً به منظور انجام مأموریت‌های مداری طراحی شده‌اند و زیرسامانه‌های بازیابی و فرود آرام آن‌ها مجهز به سامانه‌های کنترلی فعال پیچیده با تکنولوژی بالا و پرهزینه می‌باشد که این تکنولوژی‌ها هم اکنون در ایران به بلوغ کافی نرسیده است و از طرفی، برای یک

پایداری استاتیکی مدل کپسول فضایی مدنظر قرار گرفته است. در سال ۱۹۶۸، در تحقیق دیگر مشخصات پایداری استاتیکی برای کپسول بازگشتی آپولو در دو شرایط با و بدون اجزای متصل‌شده به بدنه<sup>۱</sup> در زوایای حمله صفر تا ۳۶۰ درجه برای ماخ‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت [۷]. در این گزارش، بیان شده است که با طراحی مکان مرکز جرم و قرارگیری آن در محدوده مشخص، می‌توان به نسبت نیروی برآ به پسای مورد نیاز، در کنار پایداری مناسب بدنه دست پیدا کرد. در این تحقیق نیز ضریب گشتاور پیچشی Cm را به عنوان مشخصات پایداری استاتیکی بدنه و تعیین زاویه تریم مورد بررسی قرار داده است و نتیجه‌گیری نموده که اگر زاویه تریم به گونه‌ای باشد که کپسول از سر پخ آن رو به جریان قرار نگیرد، در حین بازیابی، گرمای زیادی که خارج از محدوده تحمل سازه کپسول است، تولید خواهد شد. ضمن این‌که فشار g بسیار بالایی به سرنشینان کپسول وارد می‌آید [۷].

پس از آن، فضاپیمای سایوز موفق‌ترین فضاپیمای سرنشین‌داری است که تا به امروز ساخته شده است. شنزو نیز پیکره‌بندی بسیار شبیه به اولین فضاپیمای سایوز دارد. در سال ۲۰۰۵ و پس از بازنشستگی شاتل‌های فضایی، به منظور پاسخگویی به نیاز وجود فضاپیمایی برای ارسال فضانوردان، پروژه طراحی نسل جدید فضاپیماهای ارسال انسان به فضا در ناسا تعریف شد. این پروژه بعدها با نام پروژه طراحی فضاپیمای اورایون به پیشرفت خود ادامه داد [۸]. در این راستا، روش‌های مختلفی برای توسعه ضرایب آیرودینامیکی استاتیکی مدول سرنشین اورایون مورد استفاده قرار گرفت. نمونه‌ای از این نتایج در مرجع [۹] برای رژیم جریان زیرصوت و مافوق‌صوت ارائه شده است. این نتایج به‌وسیله آزمایش‌های تجربی تونل باد و روش‌های عددی برای مدول سرنشین اورایون با هندسه متقارن و بدون اجزای متصل به بدنه استخراج شد. داده‌های به‌دست‌آمده در این تحقیق، جریان با رینولدز مختلف را برای سناریوی بازورود به جو و سناریوی فرار<sup>۲</sup> پوشش می‌دهد.

در تمامی این فضاپیماها، برای دستیابی به ایمنی کافی و اطمینان از عملکرد فضاپیما، پرتاب‌های آزمایشی متعدد زیرمداری بدون سرنشین، برای آزمون عملکرد زیرسامانه‌های مهم از جمله زیرسامانه کنترل، بازیابی، برج‌فرار<sup>۳</sup> و ... تعریف و

1- Surface protuberances

2- Abort

3- Escape tower

## ۲- معرفی پنج پیکره‌بندی پیشنهادی کپسول فضایی

یکی از موارد مهم در طراحی یک فضاپیما سرنشین‌دار، تعیین پیکره‌بندی اصلی بدنه فضاپیما است به‌گونه‌ای که قابلیت حمل یک سرنشین و جانمایی مناسب سایر تجهیزات فضاپیما را داشته باشد ضمن این‌که الزامات طراحی را از لحاظ مشخصات آیرودینامیکی و پایداری در شرایط پروازی مختلف رعایت نماید. با توجه به بررسی‌های انجام‌شده بر فضاپیماهای مختلف و مأموریت آن‌ها، می‌توان به این نتیجه رسید که اغلب فضاپیماهای کپسولی که با هدف ارسال انسان به مدار طراحی شده‌اند، دارای شکل هندسی مخروط-سریخ هستند. این هندسه به‌عنوان هندسه‌ای تثبیت‌شده در فضاپیماهایی با مأموریت مشابه، مورد استفاده قرار گرفته است. از آن‌جایی‌که اطلاعات خوبی درخصوص مشخصات آیرودینامیکی بعضی از این فضاپیماها موجود است، با توجه به محدودبودن امکانات و صرفه‌جویی در زمان و هزینه، این موضوع کمک شایانی به تعیین هندسه نهایی می‌نماید. در این تحقیق، نمونه‌های اولیه از طرح که بتواند الزامات مأموریت را تا حد امکان پوشش دهد، انتخاب شده است. در این مرحله از طراحی که مرحله‌ای مقدماتی است می‌توان با طراحی‌های نرم‌افزاری ارزان و سریع بررسی‌های مورد نظر را انجام داد که موضوع این تحقیق می‌باشد. پس از انتخاب طرح اولیه مورد نظر در طراحی مفهومی، لازم است تحلیل‌های دقیق‌تری در فازهای بعدی طراحی در زمینه پایداری استاتیکی و دینامیکی انجام شود. با توجه به مقدم‌بودن تحلیل پایداری استاتیکی در طراحی مفهومی و به‌خصوص اهمیت آن در فاز بازورود به جو غلیظ، در ابتدای امر تحلیل پایداری استاتیکی مدنظر قرار گرفته است. سپس به دلیل زمان‌بر بودن شبیه‌سازی عددی در تحلیل‌های دینامیکی، این دست از تحلیل‌ها در پیکره منتخب بررسی می‌شود و چنان‌چه نیازی به اصلاح باشد در فاز نهایی طراحی اعمال خواهد شد.

در انتخاب پیکره‌بندی از هندسه فضاپیماهای سریخ متداول جهان نظیر اورایون، دراگون، سایوز و فضاپیماهای مشابه دیگر که در شکل ۱ نشان داده شده است، استفاده می‌شود. این فضاپیماها هرکدام برای مأموریتی خاص طراحی و ساخته شده‌اند و تجهیزات پروازی آن‌ها به‌خصوص تجهیزات کنترلی هرکدام نیز با دیگری متفاوت است. در این مقاله، پیکره‌بندی‌هایی انتخاب شده‌اند که تا حدود زیادی شبیه به

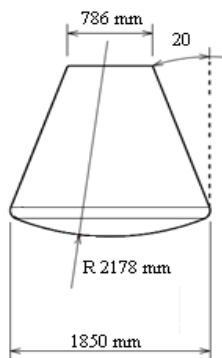
مأموریت زیرمداری به صرفه نیست. لذا در این پروژه که دارای سناریوی پروازی زیرمداری است و تعریف آن منطبق بر امکانات داخل کشور می‌باشد، استفاده صددرصدی از نتایج چنین طرح‌هایی به صرفه و قابل اجرا نخواهد بود. از این‌رو، در این تحقیق سعی شده با بهره‌گیری از مدل‌های موجود و اعمال تغییراتی در آن‌ها پایداری موردنظر به صورت غیرفعال فراهم شود و با یک طراحی آیرودینامیکی مناسب، پایداری فضاپیما به‌طور ذاتی و به‌وسیله نیروهای آیرودینامیکی وارد بر کپسول و گشتاورهای ناشی از آن، ایجاد شود. این امر در اولویت اول طراحی هندسه بدنه قرار گرفته است. در حقیقت، این پروژه بخشی از طرح فضاپیما حامل سرنشین در ایران است که برای اولین بار با طراحی بومی صورت گرفته و ابعاد و پیکره‌بندی اصلی این طرح براساس مأموریت، سناریوی پروازی و مشخصات موتورهای پرتاب‌کننده (حامل) موجود در ایران انجام گرفته است. ضمن این‌که در جزئیات طرح امکانات و توانمندی‌های فناوری و ساخت موجود در کشور نیز درنظر گرفته شده است. از این مدل، به‌طور کاربردی می‌توان برای مأموریت‌های زیرمداری و در توسعه و آزمایش زیرسامانه‌ها تا بلوغ کامل آن‌ها استفاده کرد.

هندسه منتخب در این تحقیق که ترکیبی از مخروط در بدنه و سیلندر در پیش‌بدنه می‌باشد در هیچ یک از مراجع از لحاظ پایداری استاتیکی مورد بررسی قرار نگرفته است که این موضوع تمایز طرح هندسی این تحقیق با دیگر تحقیقات را نشان می‌دهد. تفاوت بارز دیگر طرح حاضر دستیابی به هندسه جدیدی از کپسول فضایی برای مأموریت پروازی موردنظر است که منطبق بر مشخصات موتورهای حامل بومی ایران با درنظر گرفتن توانمندی‌های فناوری و ساخت موجود در کشور است. وجه تمایز دیگر این هندسه با سایر فضاپیماهای مشابه این است که این وسیله پایداری خود را بدون استفاده از سامانه‌های کنترل فعال حفظ می‌نماید.

در این تحقیق، پنج نمونه هندسه پیشنهادی کپسول فضایی با روش عددی در شرایط بحرانی بازورود به جو غلیظ، شبیه‌سازی شده و ضریب گشتاور پیچشی و مشخصات پایداری آن‌ها، استخراج و با یکدیگر مقایسه شده است. در این تحقیق، ضریب گشتاور پیچشی به‌عنوان یکی از پارامترهای اصلی در حفظ پایداری مورد بررسی قرار گرفته است [۷-۶ و ۱۴] زیرا این عامل می‌تواند ناپایداری‌های مخربی از نظر استاتیکی و دینامیکی به بدنه اعمال نماید. در پایان هندسه مناسب برای انجام این مأموریت فضایی ارائه شده است.

در طراحی پنج پیکره‌بندی پیشنهادی، دو قید هندسی سپر حرارتی در نظر گرفته شده است، یکی شعاع انحنای عرق‌چین پیش‌بدنه معادل ۲/۱۷۸ m و دیگری حداکثر قطر بدنه ۱/۸۵ m است. طراحی سپر حرارتی با ملاحظات گرمایشی صورت می‌گیرد [۱۷-۱۸] که موضوع این مقاله نمی‌باشد. زاویه نیم‌مخروط ناقص در مدل‌های مذکور، به استثناء مدل شماره ۳، ۲۰ درجه می‌باشد. همچنین، قطر بدنه در سمت دیگر ۰/۷۸۶ m است. کپ مربوط به دماغه راکت در مسیر رفت در این قسمت قرار می‌گیرد که در پایان سوزش موتور از کپسول فضایی جدا می‌گردد. شماتیکی از ابعاد اصلی کپسول در شکل ۳ نشان داده شده است.

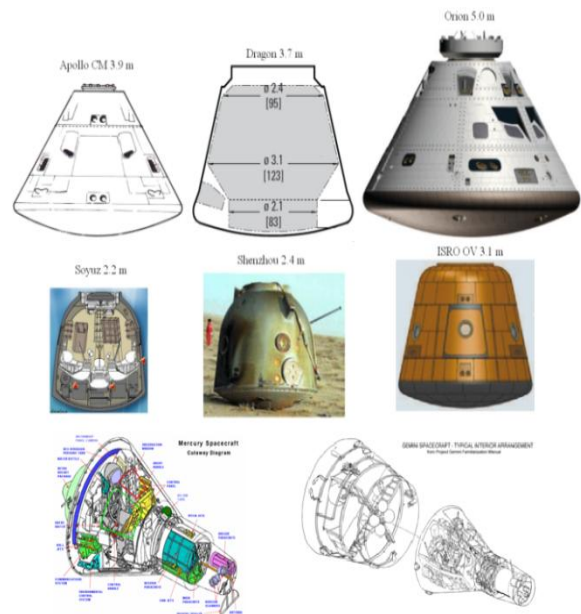
همان‌طور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، هندسه شماره (۱) بیشترین شباهت را به فضاپیمای اورایون دارد و هندسه شماره (۲) و (۴) از افزودن یک بخش استوانه‌ای به ترتیب به پیش‌بدنه و پس‌بدنه اورایون حاصل شده‌اند. در مخروط ناقص هندسه شماره (۳) انحنایی در نظر گرفته شده است که این انحناء هندسه فضاپیمای موردنظر را تا حدودی شبیه به ماژول بازگشتی فضاپیمای سایوز نموده است. هندسه شماره (۵) نیز همان هندسه شماره (۴) است که در بخش استوانه‌ای پس‌بدنه آن از چهار سطح آیرودینامیکی پایداری‌کننده به شکل بالک استفاده شده است.



شکل (۳): شماتیکی از ابعاد اصلی طرح‌های پیشنهادی کپسول فضایی.

هندسه‌های مورد بررسی دارای طول‌های مختلفی هستند. با این وجود، محاسبات آیرودینامیکی با فرض یکسان بودن مرکز جرم در تمامی پیکره‌بندی‌ها صورت گرفته است. فاصله طولی و عرضی مرکز جرم از سریخ هندسه‌ها به ترتیب ۵۳۱ و ۷۷ در نظر گرفته شده است. همچنین، در تخمین ضرایب آیرودینامیکی، طول مرجع همان حداکثر قطر بدنه مخروطی

هندسه فضاپیماهای مذکور می‌باشد. این پیکره‌بندی‌ها در شکل ۲ نشان داده شده است. در این تحقیق، تأثیر تغییرات هندسی در بخش‌های مختلف بدنه بر پایداری ذاتی فضاپیما مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته شده است زیرا تغییرات هندسی در پیش‌بدنه<sup>۱</sup>، پس‌بدنه<sup>۲</sup> و بخش میانی تأثیر زیادی در توزیع فشار آیرودینامیکی و در نتیجه گشتاورهای ناشی از آن خواهد داشت [۱۵-۱۶].



شکل (۱): فضاپیماهای سرنشین‌دار متداول جهان.



شکل (۲): نمای دوبعدی از شماتیک طرح‌های پیشنهادی کپسول فضایی زیرمداری.

1- Forebody  
2- Aftbody

در این شبیه‌سازی از حل‌کننده برپایه چگالی با فرمولاسیون صریح استفاده شده است که با توجه به رژیم جریان تراکم‌پذیر، این حل‌کننده انتخاب مناسبی است. همچنین، فرمولاسیون صریح در مقایسه با فرمولاسیون پیوسته از سرعت بالاتر و نیاز به حجم حافظه کمتری برخوردار است. جریان، سه‌بعدی و کاملاً آشفته بوده و مدل اغتشاشی  $k-\omega$  SST استفاده شده است. در گسسته‌سازی معادلات از روش مرتبه دوم استفاده شده و معیار همگرایی باقی‌مانده‌ها در حل عددی تا دقت  $10^{-6}$  در نظر گرفته شده است. شرایط مرزی شامل مرز فشار دور دست، صفحه تقارن و دیواره می‌باشد. با توجه به این‌که هدف از اجرای نرم‌افزار و حل عددی در این مقاله، بررسی پایداری استاتیکی پیکره‌بندی‌های معرفی شده به هنگام بازورود به جو است، لذا محاسبات در شرایط بحرانی مسیر بازگشت انجام شده که در ادامه توضیح بیشتری در این خصوص ارائه شده است.

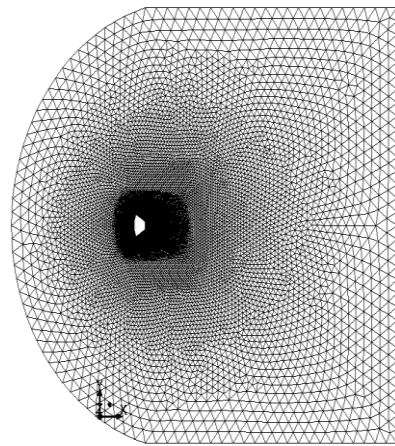
تحقیق حاضر برای یک مأموریت زیرمداری تا ارتفاع  $150 \text{ km}$  از سطح زمین در نظر گرفته شده است. بر این اساس، شبیه‌سازی مسیر پرواز برای کپسول فضایی با توجه به الزامات مأموریتی انجام شده است. منحنی متغیرهای پروازی ارتفاع و سرعت به دست آمده از شبیه‌سازی در اشکال (۷-۶) نمایش داده شده است. همان‌طور که از این نمودارها مشخص است، بازورود به جو غلیظ در ارتفاع حدود  $50 \text{ km}$  کیلومتری از سطح زمین و در حدود ثانیه ۴۰۰ از پرواز اتفاق افتاده است. در این زمان سرعت کپسول در حداکثر مقدار خود معادل  $4/25$  ماخ است و پس از آن با اعمال نیروهای آیرودینامیکی، کاهش سرعت کپسول آغاز می‌شود.

از آنجایی‌که حل جریان سه‌بعدی در تمامی سرعت‌های کپسول و برای هندسه‌های مختلف و تعداد قابل توجهی زاویه حمله، زمان محاسباتی بالایی نیاز دارد، در فاز طراحی مفهومی، شرایط فشار دینامیکی حداکثر که نیروهای آیرودینامیکی به بیشترین مقدار خود می‌رسند برای حل جریان در نظر گرفته شده است. این شرایط براساس اطلاعات شبیه‌سازی پرواز شکل‌های ۷-۶، در ارتفاع  $25 \text{ km}$  از سطح زمین و در ماخ  $3/15$  اتفاق می‌افتد. زاویه حمله برای پوشش حالات مختلف از چرخش کپسول  $22/5$ ،  $45$ ،  $60$ ،  $90$  و  $135$  درجه مدل شده است. چگالی هوا در ارتفاع  $25$  کیلومتری،  $0/04 \text{ kg/m}^3$  بوده و زمان نیز به صورت پایا در نظر گرفته شده است.

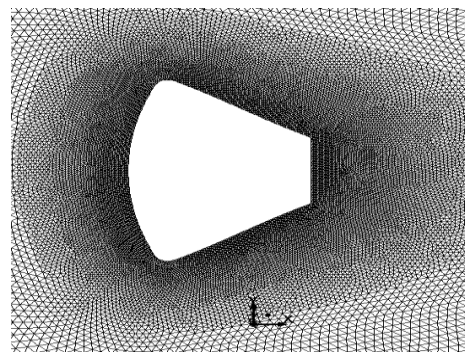
$1/85 \text{ m}$  و مساحت مرجع که سطح مقطع قطورترین بخش بدنه است،  $2/688 \text{ m}^2$  در نظر گرفته شده است.

### ۳- شبیه‌سازی عددی

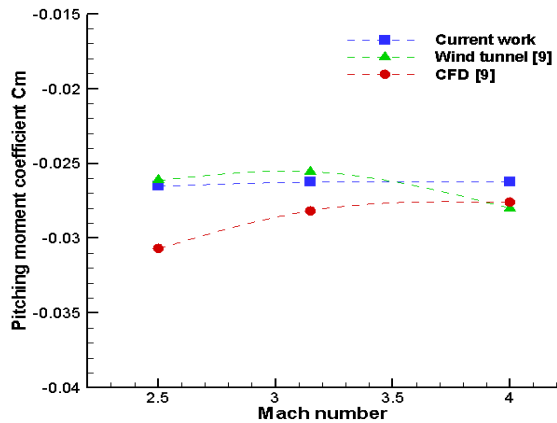
در این بخش چگونگی شبیه‌سازی عددی جریان حول کپسول فضایی توسط نرم‌افزار فلونت ارائه شده است. مدل‌سازی سه‌بعدی هندسه کپسول و تولید شبکه محاسباتی میدان جریان توسط نرم‌افزار گمبیت انجام شده است. در شبکه‌بندی میدان محاسباتی اطراف هر یک از مدل‌های کپسول فضایی موردنظر، از شبکه بی‌سازمان استفاده شده است. نمونه‌ای از نمای جانبی شبکه‌بندی سه‌بعدی دامنه حل عددی اطراف کپسول فضایی در شکل‌های ۵-۴ نشان داده شده است. تعداد شبکه‌های حجمی، برای تمامی پیکره‌بندی‌های شکل ۲ به‌طور متوسط  $700000$  شبکه می‌باشد. شبکه‌بندی و مدل‌سازی عددی در مرجع [۱۳] به‌طور کامل شرح داده شده و نتایج استقلال از شبکه و کیفیت شبکه در این مرجع ارائه شده است.



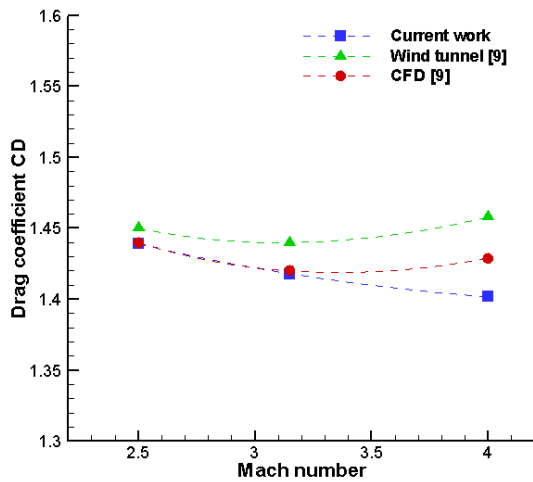
شکل (۴): نمای جانبی شبکه‌بندی سه‌بعدی و دامنه حل عددی اطراف کپسول فضایی.



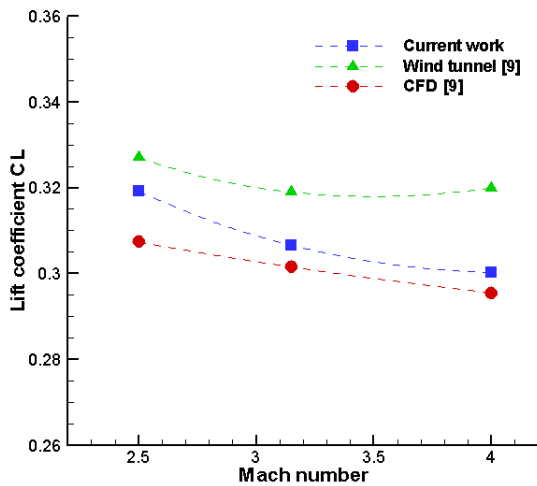
شکل (۵): نمای نزدیک از شبکه‌بندی عددی اطراف کپسول فضایی.



(الف)



(ب)



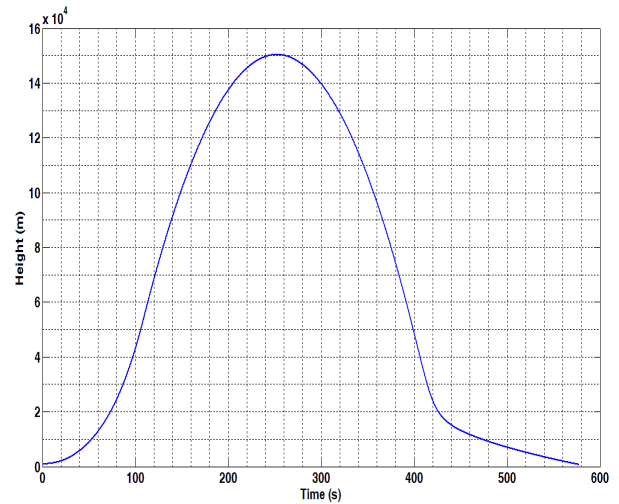
(ج)

شکل (۸): صحنه‌گذاری روش عددی با استفاده از مدل اورایون

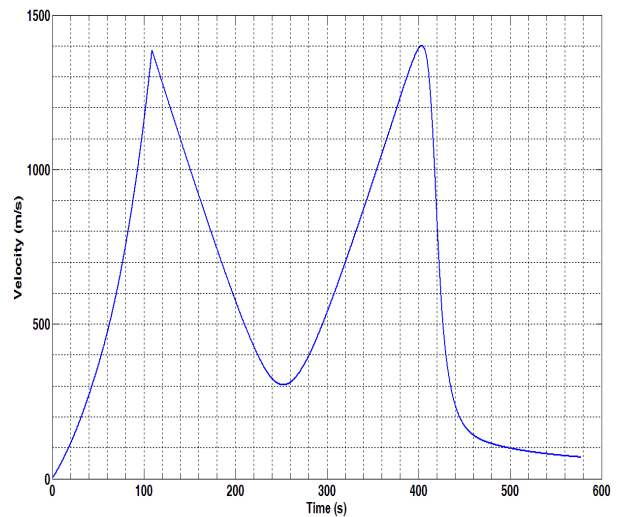
[۹] الف) مقایسه ضریب گشتاور پیچشی

ب) مقایسه ضریب درگ

ج) مقایسه ضریب لیفت.



شکل (۶): تغییرات ارتفاع کپسول فضایی در طول زمان پرواز.

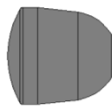
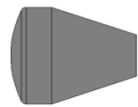



شکل (۷): تغییرات سرعت کپسول فضایی در طول زمان پرواز.

به دلیل این‌که نتایج معتبر تجربی برای پیکره‌بندی‌های پیشنهادشده در این تحقیق در اختیار نیست، از این‌رو برای صحنه‌گذاری روش عددی حاضر، مدلی از فضاپیمای اورایون مطابق با [۹] ایجاد شد و مشخصات آیرودینامیکی آن در زاویه حمله ۱۴ درجه برای اعداد ماخ ۲/۵، ۳/۱۵ و ۴ در رینولدز  $5/3 \times 10^6$  و  $1/5 \times 10^6$  اجرا گردید. سپس نتایج مدل‌سازی عددی با نتایج [۹] که با روش‌های مختلف تجربی و عددی استخراج و منتشر شده است مورد مقایسه قرار گرفت. نتیجه صحنه‌گذاری برای ضریب ممان پیشچی، ضریب پسا و ضریب برآ در شکل ۸ ارائه شده است.

کپسول بهتر خواهد بود. تخمین شیب نمودار ضریب گشتاور پیچشی برحسب زاویه حمله  $Cm_\alpha$  برای زاویه حمله بین ۲۲/۵ تا ۴۵ درجه در جدول ۲ ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در تمامی پیکره‌بندی‌ها حول زاویه تریم ۲۲/۵ درجه،  $Cm_\alpha$  منفی است. یعنی تمامی پیکره‌بندی‌ها از پایداری استاتیکی برخوردار هستند.

**جدول (۱):** ضریب گشتاور پیچشی کپسول فضایی حول مرکز جرم در شرایط حداکثر فشار دینامیکی.

ضریب گشتاور پیچشی $Cm$			
هندسه ۳	هندسه ۲	هندسه ۱	زاویه حمله درجه
			۲۲/۵
-۰/۰۰۴۸	-۰/۰۰۱۸	۰/۰۲۲۶	۲۲/۵
-۰/۱۵۷	-۰/۱۶۴	-۰/۰۸۴	۴۵
-۰/۲۲۸	-۰/۲۸۲	-۰/۱۳۰	۶۰
-۰/۳۱۲	-۰/۴۷۷	-۰/۱۶۵	۹۰
-۰/۳۳۷	-۰/۵۲۱	-۰/۱۸۲	۱۳۵
۲۲/۵	-۰/۰۷۳۱	-۰/۰۱۹	۲۲/۵
۴۵	-۰/۳۶۱	-۰/۲۳۱	۴۵
۶۰	-۰/۴۵۳	-۰/۳۶۱	۶۰
۹۰	-۰/۶۳۳	-۰/۴۲۲	۹۰
۱۳۵	-۰/۶۶۹	-۰/۳۷۲	۱۳۵

**جدول (۲):** تخمین شیب نمودار ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله برای زاویه حمله بین ۲۲/۵ تا ۴۵ درجه.

$Cm_\alpha$ (deg <sup>-1</sup> )	پیکره‌بندی
-۰/۰۰۴۷۶	۱
-۰/۰۰۷۲۳	۲
-۰/۰۰۶۷۸	۳
-۰/۰۰۹۳۹	۴
-۰/۰۱۲۸	۵

همان‌طور که مشاهده می‌شود روش عددی به‌کاررفته از دقت خوبی در این رژیم جریان برخوردار است. پس از صحت‌گذاری نتایج شبیه‌سازی عددی و تأیید مدل‌های فیزیکی استفاده‌شده، پیکره‌بندی‌های پیشنهادشده در این تحقیق نیز به همین روش شبیه‌سازی شده‌اند.

#### ۴- ارائه و تحلیل نتایج

همان‌طور که در بخش قبل شرح داده شد، شرایط جریان برای انجام شبیه‌سازی عددی در نقطه‌ای از مسیر بازگشت در نظر گرفته شده که فشار دینامیکی جریان هوا حداکثر مقدار خود را دارد. این شرایط در ارتفاع ۲۵ کیلومتری از سطح زمین است که کپسول فضایی در این نقطه از پرواز سرعت معادل ۳/۱۵ ماخ دارد. زاویه حمله تریم کپسول فضایی ۲۲/۵ درجه در نظر گرفته شده است. سپس در مراحل بعد، زاویه حمله ۴۵، ۶۰، ۹۰ و ۱۳۵ درجه شبیه‌سازی شده است.

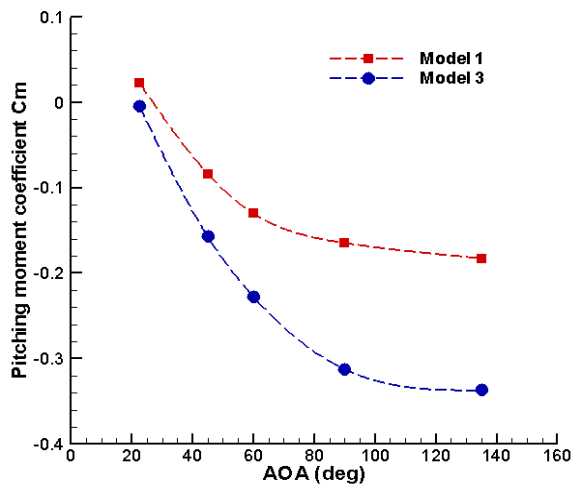
در این مقاله، گشتاور پیچشی  $Cm$  حول مرکز جرم و  $Cm_\alpha$  به عنوان عوامل اصلی در حفظ پایداری استاتیکی کپسول مورد مطالعه قرار گرفته است. جدول ۱ مقادیر ضریب گشتاور پیچشی را برای هندسه‌های پیشنهادی در زوایای حمله مختلف و شرایط فشار دینامیکی حداکثر ارائه کرده است.

ضریب گشتاور پیچشی منفی (پاد ساعتگرد) بدان معنی است که با ایجاد زاویه حمله مثبت (ساعتگرد)، نیروهای آیرودینامیکی اعمال‌شده به بدنه کپسول، گشتاوری در جهت پاد ساعتگرد اعمال می‌نمایند و برعکس. در نتیجه کپسول فضایی را به حالت اولیه خود باز می‌گردانند و از واگراشدن و ناپایداری جلوگیری می‌کنند. در این مقاله، مقادیر  $Cm$  برای زاویه حمله تریم ۲۲/۵ درجه و بالاتر از آن در نظر گرفته شده است.

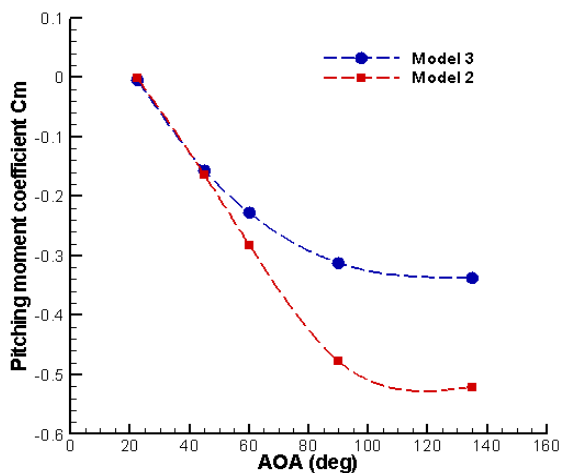
برای بررسی پایداری استاتیکی لازم است تا پارامتر  $Cm_\alpha$  به‌خصوص در زوایای حمله پایین، حول زاویه تریم، بررسی شود. این پارامتر همان تغییرات ضریب گشتاور پیچشی در مقابل تغییر زاویه حمله بوده که برای تأمین پایداری استاتیکی، طبق توضیحات بالا  $Cm_\alpha$  باید منفی باشد [۱۴]. در نمودار تغییرات ضریب گشتاور پیچشی در مقابل زاویه حمله، شیب منفی نسبت به زاویه حمله تریم نشان‌دهنده پایداری استاتیکی است و هرچه شیب منفی نمودار بیشتر باشد، پایداری استاتیکی



بنابراین، با توجه به موارد مذکور، هندسه (۲) از اولویت بالاتری نسبت به هندسه (۳) برخوردار است.



شکل (۹): مقایسه تغییرات ضریب گشتاور پیچشی در مقابل زاویه حمله برای هندسه‌های (۱) و (۳).



شکل (۱۰): مقایسه تغییرات ضریب گشتاور پیچشی در مقابل زاویه حمله برای هندسه‌های (۲) و (۳).

با توجه به شباهت ظاهری هندسه‌های (۴) و (۵)، این دو هندسه در شکل ۱۱ با یکدیگر مقایسه شده‌اند. هندسه (۵) همان هندسه (۴) به همراه چهار بالک پایدارکننده است و همان‌گونه که انتظار می‌رود نصب بالک موجب افزایش پایداری گردیده است. در زوایای حمله بالا همان‌گونه که از شیب مثبت نمودار هندسه (۴) مشخص است، با توجه به این‌که همچنان گشتاور پیچشی تولیدشده منفی است اما میزان گشتاور تولیدشده و در نتیجه پایداری نسبت به زاویه حمله قبل،

شایان ذکر است که تغییرات ضریب گشتاور پیچشی در مقابل زاویه حمله به صورت خطی فرض شده است و این نتایج، تقریبی است که به دلیل تعمیم به تمامی هندسه‌ها می‌توان به آن استناد نمود. نتایج به دست آمده این امکان را به طراح می‌دهد که هندسه مناسب را انتخاب نماید. پس از انتخاب هندسه موردنظر در طراحی مفهومی، لازم است تحلیل‌های دقیق‌تری در فازهای بعدی طراحی در زمینه پایداری استاتیکی و البته دینامیکی انجام گردد.

در مدل‌های پیشنهادی کمترین طول فضاپیما، مربوط به هندسه‌های (۱) و (۳) است. ضریب گشتاور پیچشی این دو هندسه در شکل ۹ با یکدیگر مقایسه شده‌اند. همان‌طور که در نمودار مشاهده می‌شود مقدار قدرمطلق ضریب گشتاور پیچشی هندسه (۳) در تمامی زوایای حمله بررسی شده بیش از مقدار هندسه (۱) بوده و  $Cm_\alpha$  نمودار هندسه (۳) نیز منفی‌تر است. این مقایسه نشان می‌دهد که هندسه (۳) دارای پایداری مناسب‌تری نسبت به هندسه (۱) است.

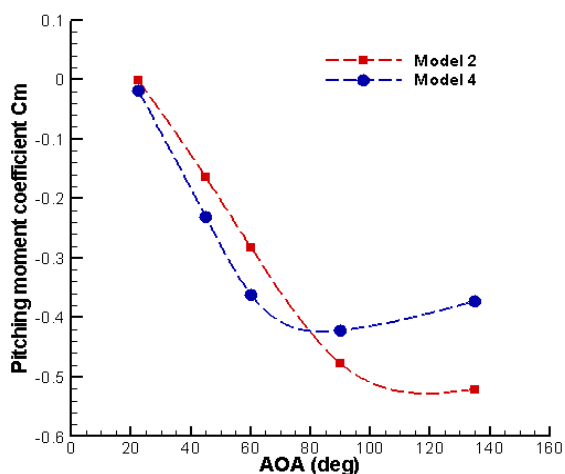
از معایب دیگر هندسه (۱) در مقایسه با هندسه (۳)، می‌توان به بازده حجمی کمتر و جانمایی محدود برای تجهیزات زیرسامانه‌ها اشاره نمود. در هندسه (۱) برای زیرسامانه بازیابی و کاهنده سرعت فضای کمتری اختصاص می‌یابد. علاوه بر مطالب عنوان شده با توجه به طول کم هندسه (۱) و ابعاد داخلی کابین تحت فشار، فضای لازم برای استقرار سرنشین مناسب نمی‌باشد. به همین دلیل، می‌توان از هندسه (۱) به عنوان مدل مناسب صرف نظر نمود.

در شکل ۱۰ ضریب گشتاور پیچشی هندسه (۲) و (۳) با یکدیگر مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود قدرمطلق ضریب گشتاور پیچشی هندسه (۳) در مقایسه با هندسه (۲) تقریباً در تمامی زوایای حمله، کمتر می‌باشد. در واقع، عامل اصلی شیب منفی  $Cm_\alpha$  هندسه (۲) است که اختلاف قابل توجه‌ای نسبت به هندسه (۳) پیدا می‌کند. همچنین، طول هندسه (۳) نسبت به هندسه (۲) کمتر است که این موضوع می‌تواند در طراحی دماغه راکت در فاز رفت محدودیت‌هایی ایجاد کند.

از سوی دیگر، انحنای اجایو پس‌بدنه در هندسه (۳) می‌تواند موجب افزایش پیچیدگی و هزینه بالای ساخت گردد.

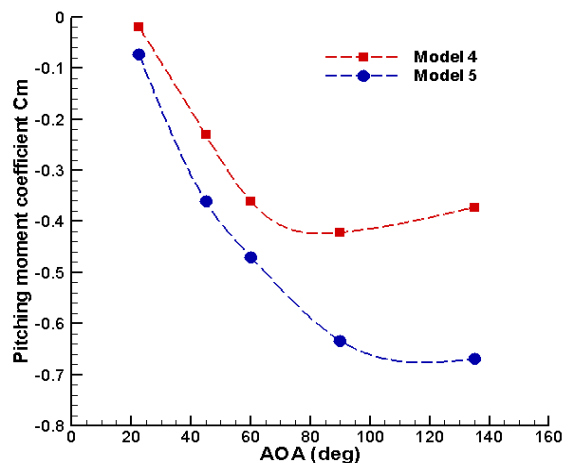
دارند که عیب مدل (۱) را برطرف می‌نماید. در مدل (۲) این بخش سیلندری در پیش‌بدنه کپسول و در مدل (۴) در بخش پس‌بدنه کپسول اضافه شده است.

همان‌طور که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، پایداری استاتیکی هندسه (۴) در زوایای حمله کوچک‌تر یا مساوی ۶۰ درجه، کمی بیشتر از هندسه (۲) بوده و در زوایای حمله بالاتر این پایداری در مقایسه با پایداری هندسه (۲) کاهش می‌یابد. هندسه (۴) از نظر جرمی نسبت به هندسه (۲) از اولویت بالاتری برخوردار بوده و دارای جرم کمتری است، ولی بازده حجمی هندسه (۲) مطلوب‌تر است. همچنین، همان‌طور که گفته شد در هندسه (۲)، بخش سیلندری در قسمت پیش‌بدنه و بعد از سپرحرارتی قرار می‌گیرد. این فضای اضافی بستر مناسبی را جهت نصب تجهیزات الکترونیکی و مخابراتی اعم از آنتن‌ها و دوربین‌ها فراهم نموده که این امر موجب سهولت در دریافت و ارسال سیگنال‌های مخابراتی خواهد شد. در هندسه (۴)، مشکل پیچیدگی جانمایی مجموعه بازیابی و متعلقات آن مانند هندسه (۳) وجود دارد. هندسه (۴) فضای لازم برای استقرار سرنشین را داشته ولیکن در مقایسه با هندسه (۲)، فضای کافی برای نصب تجهیزات را ندارد. تنها اولویت هندسه (۴) نسبت به هندسه (۲) اندک پایداری بیشتر در زوایای حمله کوچک‌تر یا مساوی ۶۰ درجه است و با توجه به این که هندسه (۲) نیز در این محدوده، از پایداری مناسبی برخوردار است می‌توان از این اختلاف ناچیز، صرف‌نظر نمود. مطالب فوق نشان می‌دهند، هندسه (۲) در مقایسه با هندسه (۴) از مزایای بیشتری برخوردار است.



شکل (۱۲): مقایسه تغییرات ضریب گشتاور پیچشی در مقابل زاویه حمله برای هندسه‌های (۲) و (۴).

کاهش یافته است و مقادیر  $Cm_\alpha$  از منفی به مثبت تغییر کرده است [۱۴].



شکل (۱۱): مقایسه تغییرات ضریب گشتاور پیچشی در مقابل زاویه حمله برای هندسه‌های (۴) و (۵).

اگرچه بالک‌های پایدارکننده هندسه (۵) اثرات مثبتی بر پایداری استاتیکی به ویژه در زوایای حمله بالا دارند ولی وجود این بالک‌ها می‌تواند موجب افزایش پیچیدگی در ساخت و همچنین اختلال در فرایند بازیابی شود. به عنوان مثال، با قرارگرفتن مدل (۵) در زاویه حمله، به دلیل عبور جریان نامتقارن بر روی بالک‌ها و همچنین احتمال عدم هم‌محوری دقیق بالک‌ها با بدنه، امکان ایجاد رول ناخواسته افزایش می‌یابد. اگر فرکانس چرخش رول ایجادشده از حد مجاز بیشتر گردد، این امکان وجود دارد که مکانیسم کاهش سرعت عملکرد مناسبی نداشته و مأموریت زیرسامانه بازیابی با شکست مواجه شود. یا در حالت دیگر بعد از خروج چترهای زیرسامانه بازیابی و قبل از پربادشدن آن‌ها، ممکن است به دلایل مختلف و پیش‌بینی نشده از جمله نوسانات و یا رول ناخواسته، چترها به دور این بالک‌ها پیچیده و گیر کنند، در این صورت نیز عملکرد زیرسامانه بازیابی با شکست کامل مواجه می‌شود [۱۹]. بنابراین، همان‌طور که مشاهده می‌شود در زوایای حمله پایین هر دو هندسه در محدوده پایداری مناسبی قرار دارند که در این شرایط طراح به منظور انتخاب هندسه برتر باید پارامترهای دیگر طراحی را مدنظر قرار دهد تا هندسه بهینه را انتخاب نماید. لذا با توجه به مطالب ذکرشده هندسه (۴) به عنوان هندسه مناسب‌تر نسبت به هندسه (۵) انتخاب گردیده است.

در ادامه، دو هندسه منتخب (۲) و (۴) از نظر پایداری استاتیکی با یکدیگر مقایسه می‌شوند. هر دو مدل (۲) و (۴) نسبت به مدل (۱)، در یک بخش سیلندری اضافه‌شده تفاوت

در هندسه پیش‌بدنه یا پس‌بدنه و یا تغییر در زاویه مخروط ایجاد شده است. سپس ضریب گشتاور پیچشی  $Cm_\alpha$  و  $Cm$  این بدنه‌ها به روش عددی استخراج و با یکدیگر مقایسه شد. هر چقدر  $Cm_\alpha$  منفی‌تر باشد، گشتاور اعمال‌شده به بدنه برای ایجاد پایداری مناسب‌تر است. نتایج نشان داد هندسه مخروط-سریخ با یک بخش سیلندری در پیش‌بدنه بهترین شرایط را هم از نظر پایداری و هم از نظر بازدهی حجمی و جانمایی زیرسامانه‌ها ارائه می‌دهد.

## ۶- مراجع

1. Sommer, S.C., Short, B.J., and Compton, D.L. "Free-Flight Measurements of Static and Dynamic Stability of Models of the Project Mercury Re-entry Capsule at Mach Numbers 3 and 9.5", NASA TM X-373, 1960.
2. Smith, R.P. "Static Longitudinal Stability Characteristics of Various Mercury Escape Configurations And of a Proposed Alternate Escape Configuration for Mach Numbers of 0.05 to 9.60", NASA-Techdoc-19670022202, 1961.
3. Reese, D.E., and Wehrend, W.R. "An Investigation of the Static and Dynamic Aerodynamic Characteristics of a Series of Blunt-Nosed Cylinder-Flare Models at Mach Numbers from 0.65 to 2.20, National Aeronautics and Space Administration", NASA TM X-110, 1960.
4. McDearmon, R., and Lawson, W. "Investigation of the Normal Force, Axial Force, and Pitching Moment Characteristics of Blunt Low Fineness Ratio Bodies of Revolution at a Mach number of 3.55", National Aeronautics and Space Administration, Technical memorandum X-467, 1961.
5. Compton, D.L. "Free-Flight Measurements of Drag and Static Stability for a Blunt-Nosed 10 Deg Half-Angle Cone At Mach Number 15", technical memorandum X-507, 1961.
6. Willidm, C., Moseley, Jr., Robert Moore, JK, undJuck E.H. "Stability Characteristics of the Apollo Command Module", NASA TN-D-3890, 1967.
7. William, C., Moseley, J., Ralph, E.G. and Jack, E.H. "Aerodynamic Stability Characteristics of the Apollo Command Module", NASA TN-D-4688, 1968.
8. Murphy, K. J., Bibb, K. L., Brauckmann, G. J., Rhode, M. N., Owens, B., Chan, D. T., Walker, E. L., Bell, J. H., and Wilson, T. M. "Orion Crew Module Aerodynamic Testing", 29<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, Hawaii, 2011.

در یک بررسی، پایداری دینامیکی فضاپیما نیز مدنظر قرار گرفته است و نتایج نشان می‌دهد که پیکره منتخب از پایداری دینامیکی مناسبی برخوردار است. پارامتر  $Cm_\alpha + Cm_q$  به‌طور مستقل برای بررسی و محاسبه میزان پایداری دینامیکی وسیله استفاده می‌شود که لازم است حول زاویه تریم وسیله مورد بررسی قرار گیرد. مقدار منفی این پارامتر، نشان‌دهنده دمپینگ مثبت و مطلوب در وسیله است که نشان می‌دهد که هندسه وسیله به‌طور ذاتی قادر است نوسان ناخواسته را دمپ کرده و از واگراشدن نوسانات و در نتیجه عدم پایداری جلوگیری نماید.

نتایج بررسی‌ها برای دو پیکره‌بندی منتخب شماره (۱-۲) در جدول ۳ ارائه شده است. پارامتر  $Cm_\alpha + Cm_q$  در زاویه تریم ۲۲ درجه و نسبت به مرکز جرم محاسبه شده است. نتایج پیکره‌بندی شماره (۲) حداکثر مقدار قدرمطلق ضریب دمپینگ حول زاویه تریم را نشان می‌دهد. بنابراین، پیکره‌بندی شماره (۲) قابلیت دمپ‌کردن نوسانات ایجادشده حول زاویه تریم را دارا می‌باشد.

**جدول (۳):** مقادیر  $Cm_\alpha + Cm_q$  نسبت به مرکز جرم در زاویه تریم ۲۲ درجه.

مرکز جرم m (x,y)	(۰/۷ و ۰/۰۳)	(۰/۷ و ۰/۰۵)	(۰/۵ و ۰/۰۷)
پیکره‌بندی ۱	۰/۰۲۸۵	-۰/۰۰۸۱	-۰/۰۰۰۲
پیکره‌بندی ۲	-۰/۰۰۸۷	-۰/۰۰۵۸	-۰/۰۱۱۲

شایان ذکر است هندسه‌های مذکور از نظر تولید گرمایش آیرودینامیکی دارای شرایط مشابه هستند زیرا گرمایش آیرودینامیکی رابطه مستقیمی با سرعت و شکل اجسام پرنده دارد. پیکره‌بندی‌های پیشنهادشده از لحاظ هندسه سپر حرارتی و سطح رو به جریان تقریباً مشابه یکدیگر بوده و همچنین دارای شرایط پروازی یکسان هستند.

## ۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله پنج هندسه پیشنهادی برای بدنه یک کپسول فضایی سرنشین‌دار با مأموریت زیرمداری ارائه و از نظر پایداری استاتیکی با یکدیگر مقایسه شد. هندسه‌های پیشنهادی برگرفته از هندسه فضاپیماهای رایج جهان به شکل مخروط-سریخ با قطر بزرگ ۱/۸۵ m در نظر گرفته شد که هرکدام با تغییراتی

- 4<sup>th</sup> International Planetary Probe Workshop, ID 20060045567, United States, 2006.
15. Nichols, J. and Nierengarten E. "Aerodynamic Characteristics Of Blunt Bodies", JPL Technical report No. 32-677, Jet Propulsion laboratory, California Institute of Technology, 1964.
  16. Abdolahi, S., Ramezani, M. Ebrahimi, M., "Investigation of the Effect of the Forebody Shape on the Center of the Pressure During Re-entry", 3<sup>rd</sup> National & 1<sup>st</sup> International Conference on Applied Research Electrical, Mechanical & Mechatronics Engineering, Tehran, 2016 (in Persian) .
  17. Tahsini, A.M. "Conceptual Designe of Aerodynamic Heating of Spacecraft", Technical Report No. ARI-93-10-NSLE1-AER-AHE-1-1, 2015. (in Persian)
  18. Fazilati, J. "Conceptual Designe of Energy Absorbent, Anti Shock and Heat Shield of Spacecraft", Technical Report No. ARI-93-10-NSLE1-SEP-LSA-1-1, 2015 (in Persian).
  19. Ebrahimi, M. "Conceptual Designe of Recovery System of Spacecraft", Technical Report No. ARI-93-10-NSLE1-REC-PAR-1-1, 2015 (in Persian).
  9. Bibb, K., Walker, E., Brauckmann, G., and Robinson, P. "Development of the Orion Crew Module Static Aerodynamic Database", Part II: Subsonic/Supersonic, 29<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, Hawaii, 2011.
  10. Stroud, K.J. and Klaus, D.M., "Spacecraft Design Considerations for Piloted Reentry and Landing", NASA Technical reports, ID No. 20080026216, 2008.
  11. Mehta, R.C. "Computations of Flowfield over Reentry Modules at High Speed", Chapter 16, Computational Simulations and Applications, InTech, 2011.
  12. Kazemba, C.D., Braum, R. D., Clark, I.G. and Schoenenberger, M. "Survey Of Blunt Body Dynamic Stability In Supersonic Flow", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Minneapolis, 2012.
  13. Ramezani, M., Abdolahi, S., Ebrahimi, M. "Estimation of the Aerodynamic Coefficients of Re-Entry Body in Continuum Flow", The 13<sup>th</sup> Conference of Iranian Aerospace Society, Tehran, 2014. (in Persian)
  14. Fremaux, C., Johnson, R. "Subsonic Dynamic Stability Tests of a Sample Return Entry Vehicle",