

# شبیه‌سازی عددی میدان جریان حول محموله بازگشتی از فضا و مطالعه اثرات تغییرات زاویه حمله بر ساختار میدان

در این پژوهش، درباره میدان جریان پیرامون محموله بازگشتی از فضا مطالعه شده است که یک مدل هندسی دارای پیچ و متقارن نسبت به محور عمودی است. شبیه‌سازی جریان پیرامون اجسام پرنده در رژیم پروازی فرا صوتی، از مباحث مطرح در پروژه‌های هوافضایی است. بازگشت موفقیت‌آمیز محموله‌های بازگشتی به زمین به شدت به زاویه حمله آنها هنگام ورود به اتمسفر وابسته است. به دلیل اهمیت موضوع محاسبات آیرودینامیکی وسایل پرنده و به دلیل اینکه معمولاً وسایل پرنده تاکتیکی از جمله موشک در زاویه حمله پرواز می‌کنند، موضوع یادشده اهمیت خاصی در صنایع هوافضایی دارد و در بسیاری از موارد نتایج تحقیقات انتشار نیافته است و این موضوع سبب بروز تا حد زیادی تحقیق در این حوزه را با مشکلاتی مواجه می‌کند. در این تحقیق، جریان حول اجسام متقارن در زوایای حمله مختلف بررسی خواهد شد. به این منظور میدان جریان در عدد ماخ ۷ و در زوایای حمله مختلف شبیه‌سازی و نتایج آن با داده‌های مرجع مقایسه می‌شود که نتایج دقت نسبتاً مناسبی را به ویژه برای ضرایب نیروی محوری و شکل خطوط هم‌تراز برای مولفه افقی سرعت نشان می‌دهد.

**واژه‌های کلیدی:** محموله بازگشتی، زاویه حمله، جریان ماورای صوت، دینامیک سیالات محاسباتی.

## Numerical Simulation of Flow Field around Space Reentry Capsule and Studying the Effects of Angle of Attack Variations on Flow Structure

*In this research, the flow field around the space re-entry capsule, which has blunt and symmetric geometry has been investigated. The simulation of the flow around aerial vehicles in the hypersonic flight regime is the one of the topics discussed in aerospace projects. The Successful return of the re-entry capsule to the earth of depends strongly on its angle when entering the atmosphere. Due to the importance of aerodynamic calculations of aerial vehicles, and because tactical aerial vehicles, such as rockets, usually fly at an angle of attack, this issue is of particular importance in aerospace industries. In many cases, the results of this research have not been published and this is the main reason for the difficulties of research in this subject. This research the flow analysis of symmetric body at different angles of attack. For this purpose, the flow field was simulated in Mach number 7 at different angles of attack and its results were compared with the reference data, which gives an appropriate accuracy especially for the axial force coefficients and the form of the contour lines for the axial component of the velocity.*

**Keyword:** Reentry capsule, Angle of attack, Hypersonic flow, Computational fluid dynamics

محمد کاظم مؤیدی<sup>۱\*</sup>، استادیار، آزمایشگاه پژوهشی توربولانس، دینامیک سیالات محاسباتی و احتراق، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه قم

احمد محمد میرزایی<sup>۲</sup>، کارشناس، آزمایشگاه پژوهشی توربولانس، دینامیک سیالات محاسباتی و احتراق، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه قم

\*نویسنده مخاطب، آدرس: قم، کدپستی:

۳۷۱۶۱۴۶۶۱۱

moayyedi@qom.ac.ir

M.K. Moayyedi<sup>1\*</sup>, Assistant Professor, CFD, Turbulence and Combustion Research Lab., Department of Mechanical Engineering, University of Qom

A. Mohammad Mirzaei<sup>2</sup>, M. Bc. CFD, Turbulence and Combustion Research Lab., Department of Mechanical Engineering, University of Qom

\*Corresponding Author, Postal Code: 3716146611, Qom, IRAN

moayyedi@qom.ac.ir

## مقدمه

دینامیک سیالات محاسباتی یک ابزار مؤثر و مهم در تحقیقات و طراحی‌های ایرودینامیکی محسوب می‌شود. امروزه دینامیک سیالات محاسباتی به یک ابزار طراحی قابل اتکاء و استاندارد برای مهندسان ایرودینامیک تبدیل شده است. اگرچه زمان محاسبه با توجه به پیچیدگی هندسه افزایش یافته است، هزینه روش‌های عددی در مقایسه با روش‌های تجربی کمتر است. محاسبه میدان جریان حول اجسام در زاویه حمله بالا مسئله مهم و پیچیده‌ای در علم ایرودینامیک است. جریان در زاویه حمله، نواحی بزرگ جریان سه‌بعدی جدا شده را شامل می‌شود طوری که لایه‌های مرزی جدا شده از سطح جسم در طول خطوط جدایش حرکت می‌کند، به سمت بدنه روی هم می‌غلند و به شکل یک جریان چرخشی قوی درمی‌آید [۱]. طراحی وسایل پرنده‌ای که بتوانند در شرایط پیچیده پروازی توانایی‌های مناسبی از خود نشان دهند جزء نیازهای امروز صنایع هوافضایی است. از جمله این شرایط می‌توان به مانورهای پروازی اشاره کرد که جسم پرنده در زاویه حمله بالا قرار می‌گیرد. در طراحی مناسب جسم باید بتواند در این شرایط کنترل سمتی خود را حفظ کند. هواپیماها و موشک‌هایی که در زوایای حمله بالا پرواز می‌کنند معمولاً با ضعف سطوح کنترلی در تأمین توان مورد نیاز کنترل گشتاور سمتی مواجه می‌شوند [۲]. هواپیما و موشک به طور سمتی دچار ناپایداری و ضعف کنترل پروازی خواهد شد و این مسئله محققان را به مطالعه در خصوص کنترل نیروهای سمتی نامتقارن روی بدنه علاقمند می‌کند [۲]. یکی از عمده‌ترین دلایل تحقیق در این حوزه، لزوم دستیابی به فهم دقیق از فیزیک جریان و پدیده‌هایی است که در این شرایط اتفاق می‌افتد. با توسعه کدهای کامپیوتری، این تحقیقات رشد بیشتری پیدا کرده‌اند و محققان به سمت فراهم‌سازی بستری مناسب برای پیش‌بینی صحیح‌تر میدان جریان سوق داده می‌شوند؛ تا آنجا که بحث کنترل جریان روی بدنه با هدف کنترل گردابه‌های نامتقارن روی بدنه، کنترل خطوط جدایش و کنترل جریان سمتی برای جلوگیری از جدایش عرضی از عمده‌ترین مباحث مطرح در این حوزه است. طراحی موشک‌های ماورای صوت پیشرفته به‌شدت به پیش‌بینی و فهم ساختار جریان‌های گردابی وابسته است که در راستای بدنه موشک ایجاد می‌شوند. پیش‌بینی دقیق میدان جریان نیازمند مطالعه دقیق تداخل گردابه‌های سمتی (به سمت بدنه) با بال‌ها و بالک‌هاست که در پایین‌دست جریان قرار گرفته‌اند. همچنین، تخمین فشار کل کاهش‌یافته در هسته گردابه برای طراحی صحیح هوای وارد شده مهم است [۳]. جریان‌های جدا شده با روش‌های متفاوتی از جمله روش‌های پتانسیل، روش‌های

ابگردابه‌ای<sup>۱</sup>، روش‌های پائل غیرلزج تصحیح‌شده با مدل لایه‌های برشی آزاد، معادله اویلر و روش PNS، روش‌های پیش‌روی زمانی TLNS و به طور کلی، یک ترکیب از روش‌های غیر لزج و لزج مدل‌سازی می‌شوند [۴]. معمولاً ترکیب روش‌های موجود برای پیش‌بینی بهتر قدرت و موقعیت جریان چرخشی و موقعیت خطوط لایه‌های برشی جدا شده با هدف پیش‌بینی دقیق جریان در زاویه حمله بالا لازم است. گریفت و بوی‌لند ضرایب مؤلفه‌های افقی و عمودی نیرو روی محموله بازگشتی را برای دو مورد ۵۰ و ۱۰۰ نقطه‌ای، در زاویه‌های حمله ۱۵۰-۱۸۰ درجه به دست آورده‌اند. آنها داده‌های حاصل را با نتایج تجربی مقایسه کردند و به دقت خوبی دست یافتند که نتایج حاصل از آن در کتابی با عنوان شبیه‌سازی عددی جریان ماورای صوت یونیزه پیرامون کپسول بازگشتی نوشته لئوناردو و کالابرین آورده شده است [۵]. وینگ کامندر و م. سکاران در مقاله‌ای که تأثیر زاویه حمله روی محموله بازگشتی از فضا را بررسی می‌کند، با بررسی یک مدل آشفتنه مناسب، مطالعاتی در خصوص اثر زاویه حمله و میدان جریان کلی حول محموله بازگشتی انجام دادند. پاره‌ای از مشاهدات مهم شامل رفتار پیچیده سه‌بعدی میدان جریان با زاویه حمله بررسی شده است [۶]. جیمز ن. ماس و همکاران در پژوهشی درباره بررسی اجسام ایرودینامیکی سرخ در جریان‌های با غلظت پایین، تحقیقاتی نیز در خصوص ضرایب نیروهای پسا، برآ، گشتاور و نیز، محاسبه مرکز فشار بر اثر تغییر زاویه حمله انجام دادند [۷]. در پژوهش حاضر، ساختار میدان جریان و تغییرات ضرایب نیروهای ایرودینامیکی مدل محموله بازگشتی در رژیم ماورای صوت بررسی می‌شود. به این منظور از روش شبیه‌سازی عددی با بهره‌گیری از فرضیات متناسب با مسئله حاضر استفاده شده است. در خصوص مسئله مورد نظر، پارامترهای مختلفی می‌تواند بر تغییرات کمیت‌های اساسی میدان جریان تأثیرگذار باشد، ولی پارامتر مورد بحث برای مسئله مورد نظر و در این پژوهش، اثر تغییرات زاویه حمله است و یکی از ویژگی‌های مهم پژوهش حاضر بررسی اثر این پارامتر بر ساختار میدان جریان و ضرایب ایرودینامیکی است. داده‌های حاصل از پژوهش با نتایج مراجع مرتبط مقایسه شده و مدل حاصل برای شبیه‌سازی میدان جریان و محاسبه ضرایب ایرودینامیکی تحت شرایط پروازی متفاوت استفاده شده است.

## روابط حاکم

برای شبیه‌سازی میدان جریان از الگوی حل عددی معادلات حاکم بر میدان جریان استفاده شده است. معادلات در فرم بقایی

1. Vortex Cloud

درخصوص خواص آشفتگی جریان آزاد ورودی با آن مواجه است. همچنین، رفتار بسیار مناسبی در جدایش جریان و گرادیان فشار معکوس از خود بروز می‌دهد. معادلات مدل k- $\omega$ -SST برای جریان تراکم‌پذیر مطابق معادله (۲) و (۳) است:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = H + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = H + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) \quad (3)$$

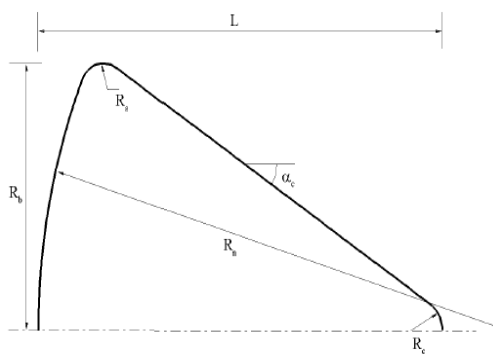
$$\mu_t = C_\mu f \frac{k}{\omega}$$

### هندسه مدل و شبکه محاسباتی

در پژوهش حاضر، هندسه مورد نظر یک شکل مخروطی است که ابعاد و اندازه‌های آن در شکل ۲۳ نمایش داده شده است. ابعاد هندسی مدل به شرح ذیل است:

$$L = 123/28 \text{ mm}, R_b = 70/36 \text{ mm}, R_n = 168/86 \text{ mm}$$

$$\alpha = 33 \text{ deg}, R_s = 7/04 \text{ mm}, R_c = 8/37 \text{ mm}$$



شکل ۲۳ - هندسه مدل در حالت دو بعدی.

### شرایط مرزی و روش حل عددی

برای حل عددی معادلات حاکم بر میدان جریان به گسسته‌سازی مکانی عبارت‌های هر معادله نیاز است. برای مدل‌سازی اثرات آشفتگی میدان جریان از مدل k- $\omega$ -SST استفاده شده است. معادلات میدان جریان، انرژی جنبشی و نرخ اضمحلال آشفتگی با روش حجم محدود مرتبه دوم بالادست جداسازی شده‌اند. برای مسئله مورد نظر دو نوع شرط مرزی به کار رفته است. با توجه به اینکه مرزها باید به اندازه کافی از جسم فاصله داشته و اثرات وجود بدنه در این نقاط ناچیز باشد، از شرط مرزی فشار دور دست در این ناحیه استفاده شده است. روی سطح جسم و در ناحیه‌ای که تماس سیال با آن، از شرط مرزی عدم لغزش برای سرعت و شرط مرزی شار حرارتی ترکیبی استفاده شده است. بنابراین، در این نوع شرط مرزی هم انتقال حرارت جابجایی در محل تماس سیال با دیواره جامد و هم انتقال حرارت هدایتی در داخل دیواره در نظر گرفته می‌شود.

و برداری در نظر گرفته و از فرضیه گاز کامل برای تناسب بین تغییرات خواص ترمودینامیکی بهره برده شده است. معادلات حاکم بر جریان شامل معادله بقای جرم، بقای اندازه حرکت خطی و انرژی مطابق معادله (۱) است:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \\ E &= \begin{bmatrix} \rho u^2 + p \\ \rho u v \\ \rho u \omega \\ (\rho e_t + p)u \end{bmatrix} \\ Q &= \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \end{bmatrix} \\ G &= \begin{bmatrix} \rho \omega \\ \rho \omega u \\ \rho \omega v \\ \rho \omega^2 + p \\ (\rho e_t + p)\omega \\ \rho v \end{bmatrix} \\ F &= \begin{bmatrix} \rho v u \\ \rho v^2 + p \\ \rho v \omega \\ (\rho e_t + p)v \end{bmatrix} \\ F_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + \omega\tau_{yz} - q_y \end{bmatrix} \\ E_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + \omega\tau_{xz} - q_x \end{bmatrix} \\ G_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + \omega\tau_{zz} - q_z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (1)$$

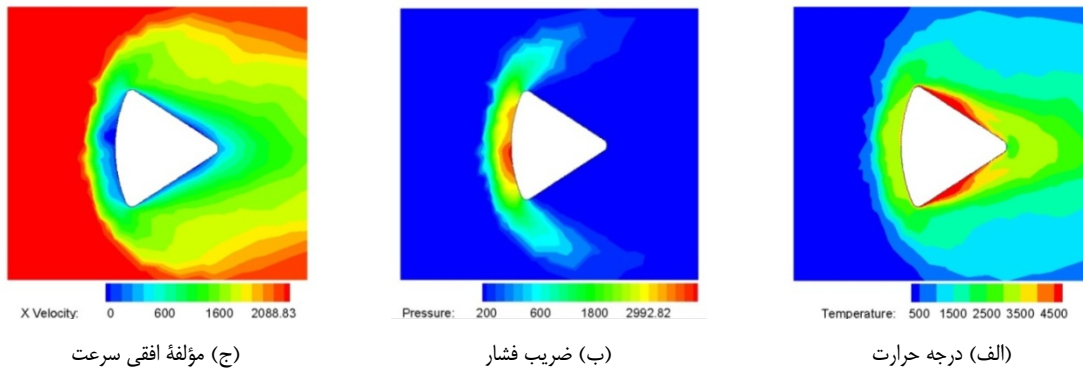
### مدل‌سازی آشفتگی

برای محاسبه اثرات آشفتگی میدان جریان از مدل آشفتگی k- $\omega$ -SST استفاده شده است که یک مدل دو معادله‌ای لزجت گردابی و بسیار متداول است. ویژگی‌های این مدل در بخش درونی لایه مرزی سبب می‌شود که در تمام ناحیه زیر لایه لزج نزدیک دیواره، عملکرد بسیار مناسبی داشته باشد و می‌تواند به عنوان یک مدل آشفتگی رینولدز پایین بدون هیچ نوع تابع میرایی اضافه به کار رود. این مدل در جریان آزاد رفتاری شبیه مدل k- $\epsilon$  دارد، اما فاقد مشکلاتی است که این روش

سرعت را نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است موج شوک به شکل متقارن در جلوی جسم تشکیل شده است. موج شوک از تبادل حرارتی بین جسم و محیط جلوگیری کرده و همین موضوع سبب افزایش بسیار زیاد دما در این ناحیه شده است. برای جلوگیری از سوختن جسم در سرعت‌های بالا، دماغه جسم به شکل پخ‌دار طراحی و ساخته شده است تا سبب جدایش موج شوک از بدنه شود. این موضوع سبب تبادل حرارتی بین دماغه جسم و محیط می‌شود و از درجه حرارت جسم می‌کاهد. مطابق انتظار در ناحیه جلوی دماغه جسم که موج شوک تشکیل می‌شود، فشار بیشتر از نقاط دیگر است و با فاصله گرفتن از جسم فشار کمتر می‌شود تا به مقدار جریان آزاد برسد.

## نتایج

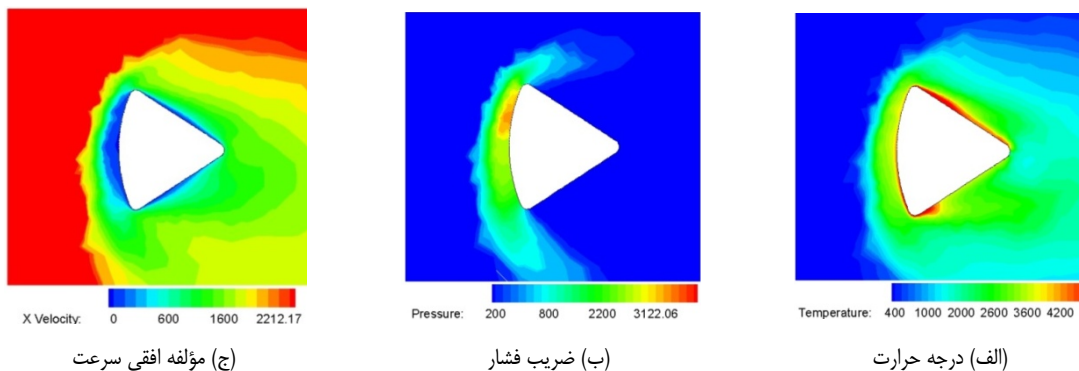
در این بخش نتایج حاصل از پژوهش ارائه می‌شود. پس از انجام حل، نتایج به دست آمده در چند گام و از نقطه نظرهای کمی و کیفی بررسی شده است. به این منظور مدل‌سازی جریان و اثر تغییرات زاویه حمله در تغییرات مؤلفه‌های میدان جریان شامل دما، فشار، سرعت، چگالی بررسی و ضرایب مؤلفه افقی و عمودی نیرو محاسبه و نتایج با نتایج حاصل از مرجع مقایسه شده است. در اولین حالت، مدل در عدد ماخ ۷، زاویه حمله صفر درجه، فشار ۱۰۱۳۲۵ پاسکال و دمای ۴۳/۲۱ درجه کلوین تحلیل شده است. در شکل ۲۴- الف تا شکل ۲۴- ج به ترتیب خطوط هم‌تراز درجه حرارت، ضریب فشار و مؤلفه افقی



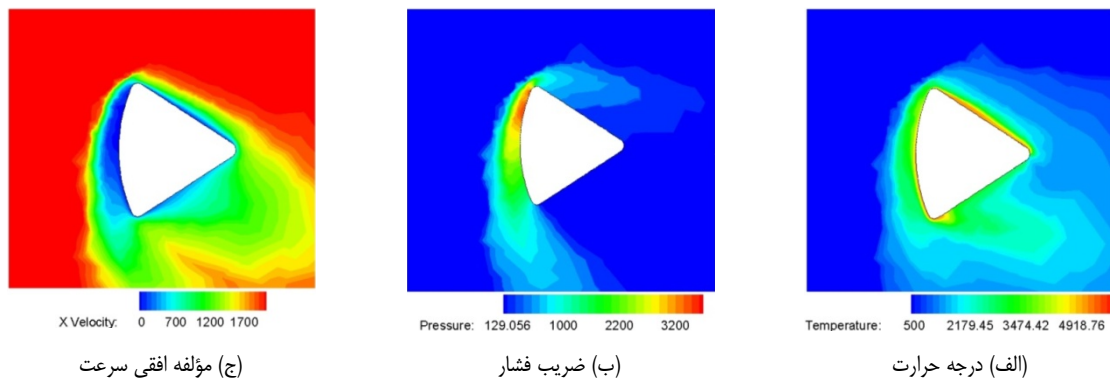
شکل ۲۴- خطوط هم‌تراز در عدد ماخ ۷ و زاویه حمله صفر درجه.

است که مطابق انتظار در نواحی تشکیل موج شوک، مقدار آن بیشتر از دیگر قسمت‌هاست و با دور شدن از موج شوک، مقدار آن به فشار جریان آزاد می‌رسد. خطوط هم‌تراز مؤلفه افقی سرعت در شکل ۲۵- ج نمایش داده شده است. به دلیل زاویه حمله کوچک جسم نسبت به جریان آزاد، در مقایسه با خطوط هم‌تراز حالت اول، عدم تقارن مشاهده می‌شود.

در حالت دوم، جریان حول جسم عدد ماخ ۷، زاویه حمله ۱۵- درجه و فشار و دمایی مشابه حالت اول بررسی شده است. در شکل ۲۵- الف خطوط هم‌تراز درجه حرارت نمایش داده شده است. چون در این حالت جسم یک زاویه حمله کوچک نسبت به جریان دارد، موج شوک به شکل کمی نامتقارن و در قسمت جلوی دماغه تشکیل شده است. در شکل ۲۵- ب خطوط هم‌تراز ضریب فشار نشان داده شده

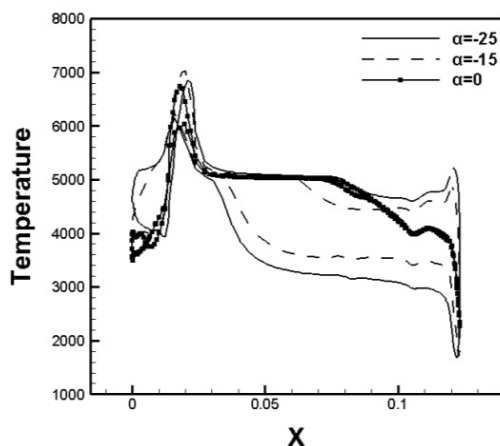


شکل ۲۵- خطوط هم‌تراز در عدد ماخ ۷ و زاویه حمله ۱۵- درجه.



شکل ۲۶- خطوط همتراز در عدد ماخ ۷ و زاویه حمله ۳۰- درجه.

به باد است. چون در جهت رو به باد، شوک تولید شده و به بدنه چسبیده است که موجب افزایش دما در جهت رو به باد نسبت به جهت پشت به باد شده است. در حالی که در جهت پشت به باد، شوک از بدنه جدا بوده است و سبب انتقال حرارت بین جسم و هوا و کاهش دما در جهت پشت به باد نسبت به جهت رو به باد شده است.



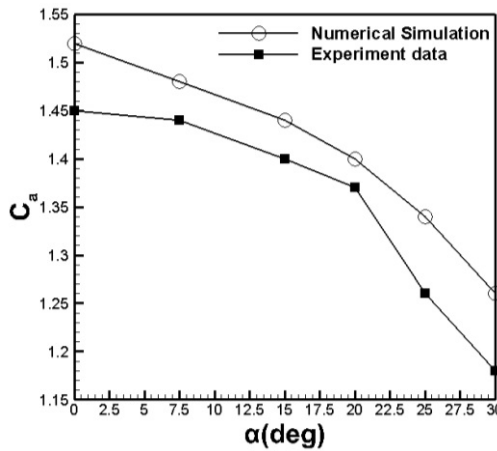
شکل ۲۷- تغییرات درجه حرارت (بر حسب درجه کلوین) روی بدنه در زوایای حمله صفر، ۱۵- و ۲۵- درجه.

در شکل ۲۸، تغییرات فشار استاتیکی بی‌بعد روی بدنه مدل در زوایای حمله صفر، ۱۵- و ۲۵- درجه نشان داده شده است که مقدار فشار در طول جسم کاهش یافته است و در ضخیم‌ترین بخش جسم که مربوط به شعاع مؤثر است، مقدار آن بیشینه شده است. در هریک از نمودارها، قسمت بالایی آن مربوط به جهت رو به باد و قسمت پایینی، مربوط به جهت پشت به باد است. در شکل ۲۹ تغییرات ضریب اصطکاک بی‌بعد روی بدنه در زوایای حمله صفر، ۱۵- و ۲۵- درجه نمایش داده شده است. همان‌طور که از نتایج مشخص است، مقدار ضریب اصطکاک از یک مقدار متوسط در ابتدای مدل آغاز شده و با رسیدن به شعاع مؤثر، به بیشترین مقدار خود

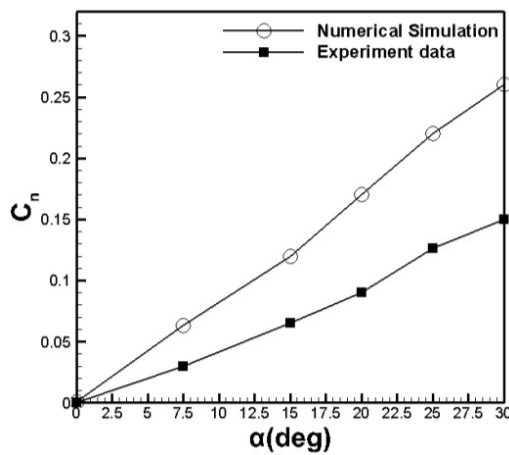
در حالت سوم، جریان حول جسم در عدد ماخ ۷، زاویه حمله ۳۰- درجه و فشار و دمایی مشابه حالت اول بررسی شده است. در شکل ۲۶- الف، که نمایش‌دهنده خطوط همتراز درجه حرارت است، به دلیل آنکه در این حالت زاویه حمله جسم نسبت به جریان بیشتر در حالت دوم است، ناتقارن بودن موج شوک بیشتر مشخص شده است. در شکل ۲۶- ب خطوط همتراز ضریب فشار نشان داده شده است که مطابق انتظار در ناحیه شروع تشکیل موج شوک، مقدار فشار بیشینه شده و به تدریج با دور شدن از این ناحیه، مقدار فشار کاهش یافته است. شکل ۲۶- ج خطوط همتراز مؤلفه افقی سرعت جریان را نمایش می‌دهد. روی دماغه جسم که محل شروع تشکیل موج شوک است، سرعت جریان آزاد کم بوده و با افزایش فاصله از این محل، سرعت جریان افزایش یافته تا کم‌کم به سرعت جریان آزاد رسیده است.

برای بررسی تغییرات خواص جریان تحت اثر تغییر ویژگی‌های جریان آزاد، پارامتر زاویه حمله به عنوان عامل متغیر انتخاب و دگرگونی این ثوابت شبیه‌سازی شده است. برای مطالعه دقیق‌تر، توزیع خواص مهم جریان لزج روی سطح جسم، فشار و درجه حرارت استخراج و درخصوص اثرات تغییر پارامترهای جریان آزاد بر آنها بحث شده و سپس، ضرایب مؤلفه‌های عمودی و افقی نیرو با نتایج مرجع مقایسه شده است. در شکل ۲۷ تغییرات درجه حرارت بی‌بعد روی بدنه مدل در زاویه حمله صفر، ۱۵- و ۲۵- درجه نشان داده شده است. بیشترین مقدار دما به به ناحیه شروع تشکیل موج شوک مربوط است، زیرا همان‌طور که در توضیحات مربوط به خطوط همتراز اشاره شد، موج شوک مشابه یک عایق عمل و از تبادل حرارت بین جسم و جریان آزاد جلوگیری می‌کند و موجب افزایش شدید دما در این ناحیه می‌شود. لازم به ذکر است در این شکل و در یک زاویه حمله، قسمت بالایی نمودار، مربوط به جهت رو به باد و قسمت پایینی نمودار، مربوط به جهت پشت

افزایش مقدار نیرو عمودی باشد. این اختلاف در زوایای حمله بالاتر، بیشتر است.



شکل ۳۰- مقایسه تغییرات ضریب نیروی محوری در عدد ماخ ۵ بر حسب زاویه حمله با نتایج تجربی مرجع [۵].

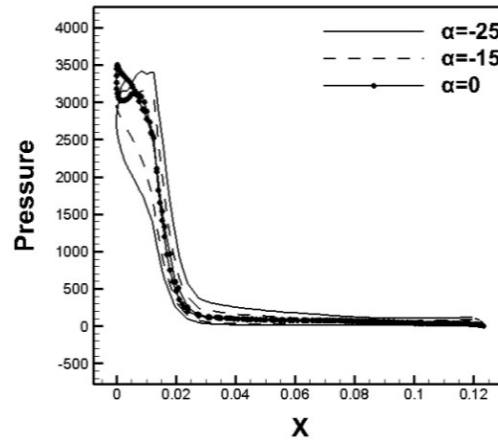


شکل ۳۱- مقایسه تغییرات ضریب نیروی عمودی در عدد ماخ ۵ بر حسب زاویه حمله با نتایج تجربی مرجع [۵].

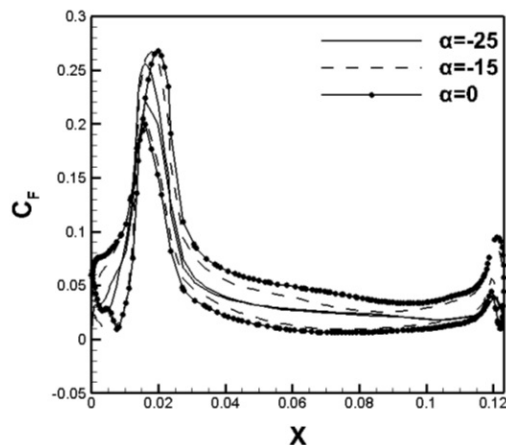
### نتیجه گیری

در این پژوهش، درباره شبیه‌سازی عددی جریان حول محموله بازگشتی مدل در حالت‌های مختلف از نقطه نظر تغییرات زاویه حمله بحث شد. هدف اصلی این تحقیق، شبیه‌سازی عددی میدان جریان اطراف محموله بازگشتی از فضا و مطالعه اثر تغییرات زاویه حمله بر ساختار میدان و بررسی تغییرات پارامترهایی از جمله ضریب فشار، ضریب اصطکاک و نیز، ضرایب نیروهای محوری و عمودی است. همان‌طور که از نتایج به دست‌آمده نیز مشخص است ضریب نیروی محوری با افزایش زاویه حمله کاهش و ضریب نیروی عمودی با افزایش زاویه حمله افزایش پیدا می‌کند. برای اطمینان یافتن از صحت محاسبات، نتایج حاصل با داده‌های آزمایشگاهی مقایسه شده است که تطابق خوبی مشاهده می‌شود.

رسیده و پس از آن در امتداد جسم کاهش یافته است. در شکل ۲۹ نیز همانند شکل ۲۷ و شکل ۲۸، قسمت بالایی یک نمودار مربوط به جهت رو به باد و قسمت پایینی نمودار، مربوط به جهت پشت به باد است.



شکل ۲۸- تغییرات فشار (بر حسب پاسکال) روی بدنه در زوایای حمله صفر، ۱۵- و ۲۵- درجه.



شکل ۲۹- تغییرات ضریب اصطکاک روی بدنه در زوایای حمله صفر، ۱۵- و ۲۵- درجه.

در شکل ۳۰ و شکل ۳۱ به ترتیب ضرایب مولفه افقی و عمودی نیرو به ازای تغییرات زاویه حمله نشان داده شده است. همان‌طور که از نتایج مشخص است، ضرایب مولفه افقی نیرو در طول جسم به طور یکنواخت کاهش می‌یابد و در مقابل ضرایب مولفه عمودی نیرو در طول جسم، کم‌کم افزایش پیدا می‌کند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی همخوانی خوبی با داده‌های تجربی مرجع [۵] به‌خصوص برای ضرایب مولفه افقی نیرو دارد. در شکل ۳۱ که تغییرات مولفه عمودی نیرو را نمایش می‌دهد، تفاوت بیشتری نسبت به نتایج داده‌های مرجع مشاهده می‌شود. دلیل این موضوع می‌تواند متأثر از فرض گاز ایده‌آل در شبیه‌سازی میدان جریان و در نتیجه، افزایش زاویه موج شوک، افزایش وسعت ناحیه پرفشار بر سطح رو به باد جسم و بنابراین،

## مراجع

- Axisymmetric Bodies Using a PNS/TLNS Multi-block Approach”, *Aerospace and Mechanics Journal*, Vol. 3, No. 4, pp.1-11, 2007.
- [5] Scalabrin, L.C., Numerical Simulation of Weakly ionized Hypersonic Flow over Reentry Capsules, Ph.D. Dissertation of Aerospace Engineering in the University of Michigan, 2007.
- [6] Sekaran M., and Achu Naik, B., “Effect of Angle of Attack on a Re-Entry Capsule” *The First International Conference on Interdisciplinary Research and Development*, Thailand, 2011.
- [7] Moss, J.N., Glass, C.E., and Greene, F.A., “Blunt Body Aerodynamics for Hypersonic Low Density Flows”, NASA Langley Research Center, VA 23681-2199, 2005.
- [1] Rom, J., *High Angle of Attack Aerodynamics: Subsonic, Transonic, and Supersonic Flows*, Springer-Verlag Inc., 1992
- [2] Ateşoğlu, Ö., High Angle of Attack Maneuvering and Stabilization Control of Aircraft”, Ph.D. Dissertation of Mechanical Engineering in the Middle East Technical University, 2007.
- [3] Bjarke, L.J., Del Frate, J.H., and Fisher, D.F., “A Summary of the Forebody High Angle-of-Attack Aerodynamics Research on the F-18 and the X-29A Aircraft”, NASA Technical Memorandum 104261, 1992.
- [4] Heidari, M.R., and Taeibi-Rahni, M., “Computational Simulation of Turbulent Supersonic Flows around