

## علمی- پژوهشی

## بررسی رهاسازی ایمن و نایمن یک محموله از سوخو-۲۲

امیر باقری <sup>۱</sup>	حسین جباری <sup>۲</sup>	علی اسماعیلی <sup>۳</sup>	سید علی توکلی صبوری <sup>۴</sup>
گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران	گروه مکانیک، دانشگاه شیراز، شیراز، ایران	گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران	پژوهشکده هوافضا، پژوهشگاه باقرالعلوم، تهران ایران
(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۴/۰۴؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۷/۱۴)			

## چکیده

رهاسازی محموله‌ها در هواپیماهای جنگنده و ایجاد شرایطی که این محموله‌ها به بدنه هواپیما برخورد نداشته باشند و با دقت مناسبی به هدف مأموریتی خود برخورد کند از جمله دغدغه‌های پژوهشگران در این زمینه است. لذا به منظور دستیابی به شرایط بهینه، پژوهشگران با تکیه بر ابزار توانمند دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) و دانش موجود، قادر به شناسایی و همچنین مرتفع ساختن ایرادات موجود به منظور بهینه‌سازی آن سازوکار، می‌باشند. در همین راستا، در این تحقیق، بررسی مسیر حرکت پرتابه و تغییرات زاویه‌ای آن مورد توجه قرار گرفته، به‌گونه‌ای که در روند این شبیه‌سازی، یکی از بال‌های هواپیما سوخو-۲۲ با سطح مقطع NACA-64a210 به صورت دلتا شکل، به همراه پیلونی به فرم صفحه مستطیلی با دو سمت بیضوی و همچنین محموله‌ای با پره‌های دلتا شکل، در نظر گرفته شده است. این هندسه با ویژگی‌های مذکور در شرایط پروازی مختلف، شامل سه ارتفاع ۵، ۱۰ و ۱۲ کیلومتری از سطح زمین، ماخ‌های ۰/۵، ۰/۸ و ۱/۲، زوایای حمله ۰، ۲، ۴ و ۸ درجه و باد جانبی با سرعت ۰، ۴۰ و ۶۰ متر بر ثانیه، مورد بررسی قرار گرفته است. هدف از این پژوهش، مدل‌سازی و بررسی رهاسازی ایمن و نایمن یک محموله توسط بال‌های هواپیما سوخو-۲۲ در پاکت پروازی مختلف بوده است. این مهم به منظور شناخت و مطالعه دقیقی از شرایط فیزیکی مسئله در جریان‌های تراکم‌پذیر و آشفته صورت پذیرفته است. در انتها با بررسی نتایج حاصله از بخش‌های مختلف (مربوط به شرایط پروازی متفاوت)، تأثیر هر یک از پارامترهای تغییر ارتفاع پروازی، ماخ، زاویه حمله و همچنین سرعت باد جانبی بر مسیر حرکت پرتابه در شرایط رهاسازی بدون نیروی اولیه، مورد ارزیابی قرار گرفت تا هر یک از رهاسازی‌های ایمن و نایمن شناخته شوند.

**واژه‌های کلیدی:** رهاسازی ایمن، رهاسازی نایمن، غلتش، پیچش، بدنه.

## The Investigation of the Safe and Unsafe Cargo Release from Su-22

Bagheri, A.

Mechanical Engineering  
Department, Ferdowsi  
University of Mashhad,  
Iran

Jabari, H.

Department of  
Mechanical  
Engineering, Shiraz  
University, Shiraz, Iran

Esmaeili, A.

Mechanical Engineering  
Department, Ferdowsi  
University of Mashhad,  
Iran

Tavakoli Sabour, A.

Aerospace Research  
Institute, Baqerul Uloom  
Research Institute, Tehran  
Iran

(Received: 25/June/2021 ; Accepted: 06/October/2021)

## ABSTRACT

The cargoes in a fighter aircraft should be released in such a way so as not to hit the fuselage, but to hit the targets accurately. In order to identify and eliminate the mentioned problems and achieve the optimal conditions, the computational fluid dynamics (CFD) plays an important role. In this study, the trajectory of the projectile and its angular variations have been investigated such that in the process of the simulation, one of the wings of the Su-22 aircraft with a NACA-64a210 delta-shaped cross-section, along with the pylon, a rectangular plate with two elliptical sides and a cargo with NACA-0008 cross-section with delta-shaped blades have been considered. The study has been carried out for different flight conditions, including three altitudes of 5, 10, and 12 km above the ground, various Mach numbers of 0.5, 0.8, and 1.2, different attack angles (AOA) of 0, 2, 4, and 8 degrees and lateral wind with speeds of 0, 40, and 60 m/s. The purpose of this study is to model and investigate the safe and unsafe release of cargo by the wings of Sukhoi-22 aircraft in a different flight package. This is done in order to find carefully the physical releasing conditions in turbulent compressible flows. Finally, by examining the results, the effect of each of the parameters of flight altitude change, Mach, angle of attack, and lateral wind speed on the projectile movement path in the release conditions without initial force is assessed, to identify all safe and unsafe releases.

**Keywords:** Safe Release, Unsafe Release, Pitch, Roll, Fuselage.

۱- دانشجوی دکتری: jafaritayyeblo@gmail.com

۲- دانشجوی دکتری: hossein.jabbari@mail.um.ac.ir

۳- استادیار (نویسنده پاسخگو): aliesmaeili@um.ac.ir

۴- دکتری: haghdelm@sums.ac.ir

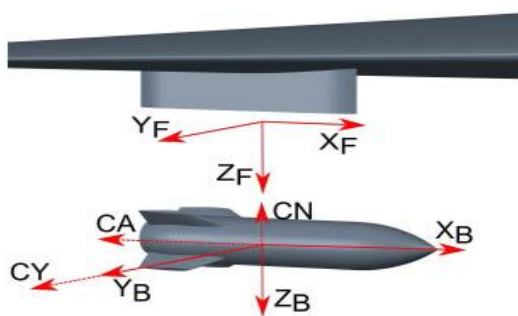
## فهرست علائم و اختصارات

Kgr	کیلوگرم
KN	کیلونیوتن
mm	میلی‌متر
<b>علائم یونانی</b>	
$\rho$	جرم مخصوص، $\text{kg/m}^3$
زیرنویس	
$f$	سیال
<b>بالانویس</b>	
*	شرایط مرجع

## ۱- مقدمه

در طول جنگ جهانی اول، خلبانان می‌توانستند به راحتی با باز کردن دریچهٔ اتاقک جنگنده بدون نیاز به هیچ مکانیسم دیگری، بمب و یا محموله را رها کنند. اما با ارتقاء نسل جنگنده‌ها با انواع بمب و محموله‌های جدید، سازوکار گذشته، دیگر قادر به ارائه خدمات ایمن نبود. این روند منجر به بیان روش‌های مختلف رهاسازی در صنعت هوانوردی گردید<sup>۱</sup>. جدایش ایمن محموله از هواپیماها همواره یکی از چالش‌های عمده آیرودینامیک در طراحی و به‌کارگیری محموله‌های جدید در یک هواپیما است. به عبارتی رهاسازی محموله در زمان پرواز، باید بدون هیچ‌گونه برخورد با جسم پرنده صورت گیرد؛ چراکه در بسیاری از مواقع، نقطه دقیق برخورد محموله بر روی زمین مهم نیست. تنها مسئله‌ی مهم در این شرایط، رهاسازی ایمن محموله و فرار از منطقه خطر است درحالی‌که محموله هیچ برخوردی با جسم پرنده نداشته باشد. در این شرایط پیش‌بینی حوزهٔ جریان اطراف هواپیما بسیار دشوار است، علی‌الخصوص در رژیم‌های جریان نزدیک به صوت که حوزهٔ جریان پیچیده و متأثر از گرادیان‌های فشار شدید همچون امواج ضربه‌ای به وجود آمده، است [۱-۳]. در واقع رهاسازی نایمن نه تنها در سرعت‌های بالا، بلکه در سرعت‌های پایین در هواپیماهایی با بال‌های ضخیم در حالی رخ می‌دهد که محموله‌ای که هنوز از جایگاه خود خارج یا به اندازه کافی دور نشده، متحمل گشتاور بالایی شده و در یک بازه زمانی بسیار کوتاه به نزدیک‌ترین شیء موجود یعنی پیلون برخورد کند. این برخورد با شکستگی یا خم شدن باله‌های کنترلی

محموله همراه می‌شود. نتیجتاً تغییراتی اساسی در آیرودینامیک محموله به وجود می‌آورد و می‌تواند منجر به سقوط غیرقابل پیش‌بینی شده شود و طبعاً آن را از برخورد به هدف باز دارد [۴]. همچنین این برخورد می‌تواند با خود هواپیما روی دهد و پس از رهاسازی، به بخش‌های دیگری نظیر بال، بدنه، تانک سوخت و ... برخورد کند و از آنجایی که در این برخورد، زمان بیشتری نسبت به حالت قبل گذشته و فاصله‌ی محموله از هواپیما بیشتر شده به علت سرعت بالا و وزن محموله، برخورد با انرژی زیادی انجام می‌شود که خسارت‌های جبران‌ناپذیری را به همراه دارد [۴]. لازم به ذکر است که محموله باید سریعاً از جریان حول هواپیما خارج شده و به سمت هوای غیر آشفته برود؛ در غیر این صورت، جریان هوا سبب تغییر در حرکت آن شده و احتمال برخورد محموله با هواپیما بسیار بالا می‌رود. ماندن در این فضا ناشی از کافی نبودن نیروی اولیه به منظور رهاسازی محموله و یا کاهش کارایی در رهاسازی ایمن می‌باشد. در گذشته آزمایش‌های مربوط به رهاسازی محموله تنها محدود به پروازهای آزمایشی می‌بود، که این شیوه را "برخورد یا عدم برخورد" می‌نامیدند که در اکثر موارد منجر به از دست دادن هواپیما در حین آزمون می‌شد [۳ و ۵]. از طرف دیگر، به دست آوردن اطلاعات حمل محموله و مسیر حرکت آن، با آزمایش در تونل باد بسیار محدود، زمان‌بر و پرهزینه خواهد بود؛ درحالی‌که روش‌های محاسباتی می‌توانند با صرف زمان و هزینه کمتر، اطلاعات قابل قبولی از مسیر حرکت محموله ارائه دهند. لذا از این روش‌ها قبل و بعد از آزمایش تونل باد و آزمون پرواز به منظور به دست آوردن تنظیمات بهینه در نصب و جداسازی محموله استفاده می‌شود. در همین راستا، اولین کد درزمینهٔ جدایش محموله مربوط به استفاده از روش گردابه-لتیس برای مدل‌سازی بال و استفاده از چشمه و دابلت برای مدل‌سازی بدنه بود. اما بعدها این روش توسط شرکت تحقیقاتی نیلسن توسعه پیدا کرد [۶]، و به کمک تئوری اسلندر، بارهای روی محموله اندازه‌گیری شد. در ادامه، تران‌ایر [۷]، اذعان داشت که قادر به ارائه نتایجی مشابه در کسری از زمان برای کدهای مرتبه بالاتر است به طوری که دقت بالایی داشته و نتایج حاصله سازگاری بسیار نزدیکی با نتایج تجربی دارد. امروزه اطلاعات این آزمایش همچنان برای اعتبارسنجی



شکل (۱): هندسه مسئله بررسی شده در پژوهش مکلوکاس<sup>۱۱</sup>

یکی از اولین نتایج محاسباتی در مورد یک محموله در میدان جریان هواپیما توسط سنکو [۱۸]، به دست آمد. در این دوره زمانی، روش "تابع تأثیر" به عنوان یک راه نیمه-تجربی برای محاسبه بارهای محموله در میدان جریان هواپیما توسعه پیدا کرد. این روش شباهت بسیار زیادی به آزمون شبکه‌ی تونل باد دارد. با این حال این روش، اطلاعات اساسی که مهندسان پرواز جهت برنامه‌ریزی یک آزمایش موفقیت‌آمیز نیاز دارند را در اختیارشان قرار نمی‌داد. با توسعه دانش در این زمینه پارامترهای مؤثر بر رهاسازی محموله مورد ارزیابی قرار گرفت. در همین راستا، احمدخواه و نیک‌نژاد [۱۹] مطالعه اثر ۴ متغیر نسبت منظری بال، نسبت منظری محموله، نیروی بیرون‌انداز جلویی و پشتی را مورد بررسی قرار دادند. آنان اذعان داشتند که مهم‌ترین عامل تعیین مقدار سقوط، نسبت منظری محموله است و نسبت منظری بال کمترین تأثیر را دارد. به علاوه روش‌های جدیدی به منظور رهاسازی ایمن محموله توسط سرخیل و همکاران [۲۰]، ارائه گردید. در این روش علاوه بر ساز و کار فنی فشاری که در سامانه‌های معمول جدایش محموله استفاده می‌شود از دو راکت برگشتی که به صورت متقارن روی بدنه مرحله غیرفعال نصب می‌شوند، استفاده شده است. عملکرد راکت‌های برگشتی چند میلی‌ثانیه بعد از فرآیند قطع اتصال و جدایش محموله آغاز می‌شود تا اغتشاشی در حرکت محموله به عنوان مرحله فعال به وجود نیاید.

همان‌طور که پیش‌تر بیان شد، مطابق با آزمایش‌های انجام‌شده در گذشته، علاوه بر خطراتی از قبیل برخورد محموله به پایلون، برخورد محموله به بدنه هواپیما و برخورد محموله‌ها به یکدیگر، که همواره پرنده را تهدید می‌کرد و

ابزارهای محاسبات عددی استفاده می‌شود. از طرفی، دیگر پژوهشگران نیز مطالعات زیادی بر روی سقوط محموله با انواع چیدمان‌های آن و شرایط خاص موجود [۸-۱۶]، انجام داده‌اند. در همین راستا، عثمان و همکاران [۱۵]، جدایش یک محموله از پایلون را با هدف بررسی تأثیر شبکه بر سقوط پرتابه بررسی کردند. حل آن‌ها به صورت جریان تراکم پذیر، غیر ویسکوز و با حل ۶ درجه آزادی در نظر گرفته شد. نتایج نشان داد که تا زمان ۰/۲۲ ثانیه، زاویه پیچ به سمت بالا حرکت می‌کند، اما بعد از آن جهت متفاوت خواهد شد. در همین راستا ونگ و همکاران [۱۰]، نیز رهاسازی محموله از هواپیما را با در نظر گرفتن شبکه ترکیبی و بهبود یافته مدل‌سازی کردند و به نوعی اذعان داشتند که این شبکه جدید از ایجاد خطا در تغییرات بالای شبکه و شبیه‌سازی جلوگیری می‌کند. مدل‌سازی آن‌ها با در نظر گرفتن ۶ درجه آزادی و جریان ویسکوز با مدل آشفتگی RANS انجام گرفت. در واقع از مزایای این شبکه قابلیت تغییر شکل بالای آن بود. علاوه بر شبکه محاسباتی، از مهم‌ترین الزامات برای انجام جدایش ایمن یک محموله از هواپیما مادر، برآورد نسبتاً دقیقی از رفتار محموله پس از جدایش می‌باشد که این مهم وابسته به مدل‌های آشفتگی است. به عنوان نمونه، تحقیقاتی توسط جزووزیری و همکاران [۱۷]، صورت پذیرفت. از جمله خروجی پژوهش آنان این است که در مدهای پیچ و یا، نتایج تحلیل لرج تفاوت چندانی با تحلیل غیرلرج ندارد و هر دو انطباق مناسبی با نتایج تجربی دارند، اما در مدل نتایج تحلیل غیر لرج خطای بسیار زیادی (۴۳ درصد) داشته و با استفاده از تحلیل لرج میزان قابل توجهی از خطا کاسته شده است که در این میان مدل توربولانسی  $K-\epsilon$  نسخه‌ی RNG دارای کم‌ترین خطا (۱۹ درصد) بوده است. همچنین میزان زمان محاسبات در این حالت ۳۲ درصد بیشتر از حالت غیرلرج بوده است. همچنین مکلوکاس [۱۱]، شبیه‌سازی سقوط یک محموله از پرنده‌ی مادر در سرعت بحرانی به کمک  $star-CCM$ ، بررسی کرد (شکل ۱). مطالعات در ماخ ۰/۹۵ و ارتفاع ۸ کیلومتری سطح زمین به صورت غیر لرج پیگیری شد. یافته‌هایی او که شامل مسیر حرکت، زاویه محموله و توزیع فشار پس از رهاسازی می‌باشد، سازگاری بالایی با داده‌های آزمایشگاهی دارند.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (۱)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}\left[\rho\left(h + \frac{1}{2}u_i^2\right)\right] + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\rho u_j\left(h + \frac{1}{2}u_i^2\right)\right] = \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_i \tau_{ij} + \lambda \frac{\partial T}{\partial x_j}) \quad (۳)$$

همچنین از مدل‌های آشفته‌گی به علت ماهیت مسئله استفاده شده است. هدف تمام مدل‌های آشفته‌گی، محاسبه تنش رینولدز در میدان جریان است. حالت عمومی مدل‌های  $k-\omega$  فرکانس آشفته‌گی  $\omega$  را به جای آنگ اتلاف لزج  $\varepsilon$  برای مشخص کردن آشفته‌گی استفاده می‌کنند. این چنین مدل‌هایی به‌طور واضحی به انواع مدل  $k-\varepsilon$  نزدیک و مرتبط می‌باشند.

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (۴)$$

معادلات انتقال برای  $k$  و  $\omega$  به‌صورت زیر است؛

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}\right] + G_k + G_b - Y_k + S_k \quad (۵)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right] + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (۶)$$

در این معادلات  $G_k$  مربوط به تولید انرژی جنبشی آشفته‌گی به سبب گردایان متوسط سرعت بوده و منجر به تولید  $w$  می‌باشد. جمله‌ها  $\Gamma_k$  و  $\Gamma_\omega$  قابلیت پخش مؤثر  $k$  و  $\omega$  را به دلیل آشفته‌گی بیان می‌کند.

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \quad (۷)$$

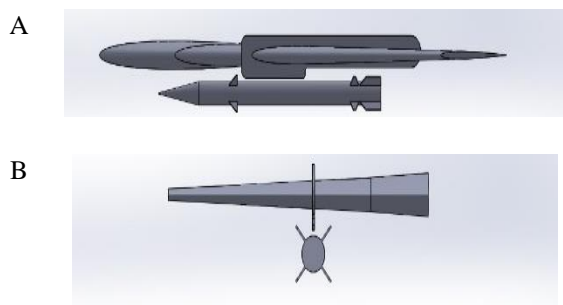
در اکثر مواقع موجب منهدم شدن آن می‌شود، به‌ندرت اطلاعاتی در مورد رهاسازی امن، در اختیار قرار می‌داد. به عبارتی این آزمون‌ها فاقد این داده‌ها بودند. این امر اهمیت مدل‌سازی را نشان می‌دهد که می‌تواند قبل از آزمون‌ها عملی، شرایط را پیش‌بینی کند و پیش از استفاده در فضای واقعی، شرایط خطرآفرین را شناسایی کند تا زاویه دیدی مناسب از موقعیت موجود نمایان شود. پیشرفت فناوری و طراحی آیرودینامیکی، امکان رهاسازی محموله‌ها در حین حرکت پرنده با سرعت‌های بالا را فراهم می‌کند که این امر اهمیت رهاسازی امن را بیش‌ازپیش مطرح کرده است. همچنین افزایش قدرت هواپیماها این اجازه را به آن‌ها می‌دهد تا بتوانند محموله‌های بیشتری را نیز حمل کنند. از طرفی چیدمان گوناگون محموله‌ها زیر بال هواپیما، منجر به پیدایش جریان آیرودینامیکی خاصی زیر بال شده و خطرات جدی پدید می‌آورد که در مطالعات پیشین کمتر مورد توجه قرار گرفته است. بدین منظور در کار حاضر، تلاش شده است تا به کمک شبیه‌سازی‌های عددی بتوان تغییرات پارامترهای تأثیرگذار بر این موضوع را که همواره مورد توجه پژوهشگران بوده است، مطالعه و ارزیابی شود. از جمله این پارامترها تغییر ارتفاع و ماخ پروازی، زاویه حمله و همچنین شرایط متفاوت (سرعت) باد جانبی می‌باشد که در روند این پژوهش به تحلیل و بررسی ویژگی‌های جریان با جزئیات کامل پرداخته شده است. در این پژوهش محموله‌هایی که به‌صورت خارجی نصب و با یک نیروی حدوداً یک کیلو نیوتونی رهاسازی می‌شوند، مانند بمب و مخزن سوخت مورد بررسی قرار گرفته است. به عبارتی هدف اصلی این پژوهش بررسی حرکت محموله متأثر از پارامترهای مذکور در حین جدایش و همچنین یافتن حالاتی بهینه از تغییرات کمیت‌ها، به‌منظور رهاسازی ایمن می‌باشد.

## ۲- معادلات حاکم

معادلاتی که برای حل جریان سیال استفاده می‌شوند، از نوع معادلات مشتقات جزئی هستند و عبارت‌اند از: معادلات بقای جرم و ممنتوم و انرژی که به فرم زیر ارائه می‌شوند؛

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (۱)$$

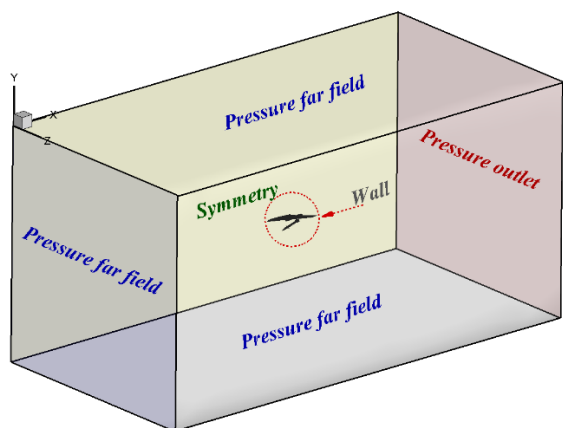
سالی دورکز رسم شده و در نهایت موشک و پایلون به صورت شکل ۳ مدل سازی می شود.



شکل (۳): (A) طرحواره نهایی موشک، بال و پایلون، (B) بال و محموله نهایی

### ۳-۲- حوزه حل، شرایط مرزی و شبکه بندی

حوزه حل در این مدل سازی به اندازه کافی بزرگ در نظر گرفته شده تا از اثرات میان مدل و مرزهای حل جلوگیری شود. همچون شکل ۴، مرز ورودی بافاصله حدود ۱۷ برابر طول بال نسبت به مرکز جرم محموله تنظیم شده و مرز خروجی نیز در فاصله ۲۵ برابر این مقدار قرار دارد. همچنین مرزهای بالا و پایین نیز به ترتیب در فواصل ۲۵ و ۱۷ برابر طول بال قرار گرفته اند. تمامی مرزها *pressure far field* در ارتفاع ۷۹۲۵ متر در نظر گرفته شده و دما و فشار متناسب با آن در مسئله تنظیم شده است. مرز خروجی نیز از نوع *pressure outlet* می باشد. به علاوه برای کلیه سطوح بال و محموله، شرط مرزی دیواره، مورد استفاده قرار گرفته است.



شکل (۴): نمایی از دامنه محاسباتی به همراه شرایط مرزی و مختصات مکانی

$$G_{\omega} = \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_{\omega}} \quad (8)$$

هم چنین  $G$  عبارت است از:

$$G_{\omega} = \frac{\omega}{k} G_k \quad (9)$$

$$G_k = \mu_T S^2 \quad (10)$$

این معادلات غیرخطی توسط نرم افزار انسیس فلونت نسخه ۱۹/۱ حل گردیده و در مطالعه حاضر، مدل آشفتگی  $k - \omega SST$  استفاده شده است. این مدل آشفتگی بر پایه ی مدل توربولانسی  $k - \omega standard$  است. مسئله مورد نظر در اینجا به روش چگالی مبنا و به صورت غیر-پایا حل می شود. همچنین تمام گسسته سازی ها از مرتبه ی دوم است.

### ۳- فرآیند حل عددی

#### ۳-۱- تعریف مسئله

در مطالعه مروری، اهمیت موضوع بررسی پرتاب محموله از هواپیما، از جنبه های گوناگون مورد ارزیابی قرار گرفت. در این پژوهش، سقوط محموله از هواپیمای سوخو-۲۲ (شکل ۲) بررسی می شود.



شکل (۲): طرحواره ی از هواپیمای سوخو-۲۲

این محموله از نوع موشک بوده که بدون نیروی اولیه از زیر بال هواپیما رها می شود. مشخصات این محموله به عنوان ورودی مسئله، برای طراحی و مدل سازی در نرم افزار

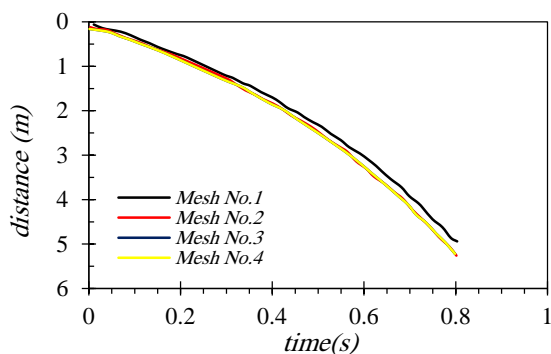
جدول (۱): مقادیر ممان اینرسی

مقدار	ممان اینرسی
۱۰/۸۴	$I_{XX}$
۱۷۵۹/۰۹	$I_{YY}$
۱۷۵۹/۰۹	$I_{ZZ}$

به منظور ارزیابی اثر ریز کردن شبکه بندی در روش حجم محدود، نمونه مدل سازی شده به ازای شبکه های مختلف مورد ارزیابی قرار گرفته که حالت های مختلف آن در جدول ۲ به نمایش گذاشته شده است. محاسبات تا ۰/۸ ثانیه پس از پرتاب بررسی شده و مقدار تغییر مکان مرکز جرم محموله در راستای Z حاصل از شبیه سازی به ازای شبکه های مختلف در شکل ۶ نشان داده شده است. این شبکه بندی ها از تعداد کم شروع و سپس افزایش می یابد تا مقادیر متغیرهای خروجی با افزایش تعداد سلول ها تغییری نکنند. همان طور که مشاهده می شود، تغییرات محسوسی در زمان های ابتدایی دیده نمی شود و فقط در انتهای بررسی، حدود ۰/۸ اختلاف مشاهده می شود که بر این اساس شبکه مناسب برای این مدل سازی شبکه شماره دو با ۱۴۳۰۰۰۰ سلول می توان در نظر گرفت.

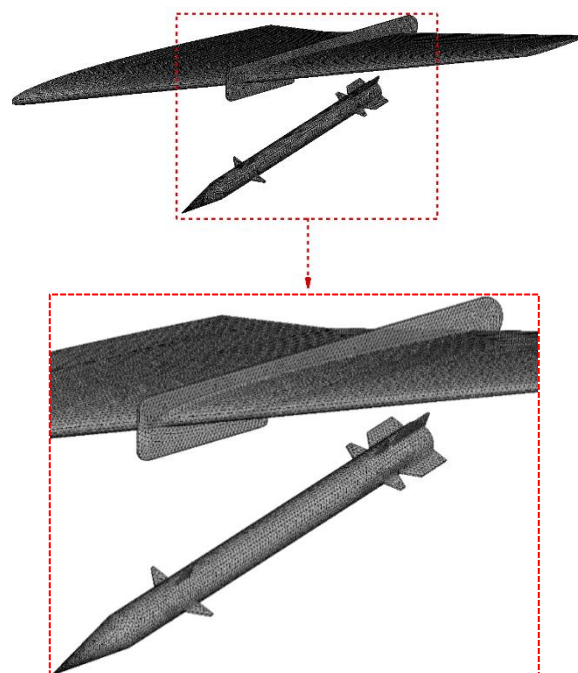
جدول (۲): شبکه بندی شبیه سازی آزمون اگلین

شماره شبکه بندی	تعداد سلول
۱	۷۱۰,۰۰۰
۲	۱,۴۳۰,۰۰۰
۳	۲,۲۱۰,۰۰۰
۴	۳,۴۰۰,۰۰۰



شکل (۶): منحنی تغییرات مرکز جرم در راستای Z

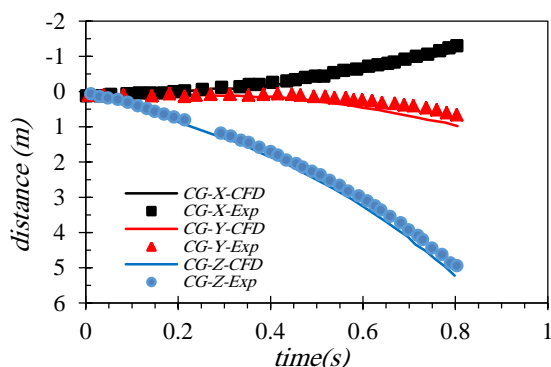
از طرفی مطابق با شکل ۵، مدل شبکه متحرک با  $\gamma^+$  حدود ۱۵ در تحلیل جریان هایی به کار می رود که شکل و ناحیه ای از جریان از آن عبور می کند و به علت حرکت به وجود آمده، مرزهای آن تغییراتی را نسبت به زمان تجربه می کنند. قابل ذکر به دلیل عدم بررسی تغییرات در لایه مرزی  $\gamma^+$  مذکور مناسب با اهداف تعیین شده در تحقیق حاضر می باشد. حرکت، می تواند از قبل تعیین شده باشد، برای مثال می توان سرعت خطی و زاویه ای مرکز جرم را با توجه به زمان مشخص نمود و یا اینکه با توجه به حل جریان در زمان جاری مشخص شود. برای اعمال حرکت در فلوئنت باید مشخصات حرکت در بخش های سلولی و سطحی مشخص شود. اگر مدلی شامل نواحی متحرک و غیر متحرک باشد، باید این نواحی شناسایی و با توجه به بخش سلولی و سطحی خود در شبکه حجمی آغازگر گروه بندی شوند. علاوه بر این، ناحیه هایی که به دلیل حرکت در نواحی مجاورشان تغییر فرم می دهند باید در شبکه حجمی اولیه به بخش های جداگانه ای گروه بندی شوند. بنابراین در تحقیق پیشرو، توسعه توابع کاربر (User Defined Function, UDF) برای نرم افزار فلوئنت، که خود نرم افزار قادر به اجرای آن نیست، در دستور کار قرار گرفته است. بدین منظور برای اعمال شرایط این مسئله می بایست تابع مورد نظر را اعمال کرد که طبق پارامترهای استخراج شده در جدول ۱ می باشد.



شکل (۵): شبکه محاسباتی حول پایلون و محموله

جدول (۳): مقادیر ممان اینرسی

وزن	۹۰۷ کیلوگرم
مرکز جرم	۱۴۱۷mm از جلوی دماغه
$I_{XX}$	۲۷
$I_{YY}$	۴۸۸
$I_{ZZ}$	۴۸۸
مکان نیروی پرتابه جلو	۱۲۳۷/۵mm از جلوی دماغه
نیروی جلو	۱۰/۷KN
مکان نیروی پرتابه پشت	۱۷۴۶/۵mm از جلوی دماغه
نیروی پشت	۴۲/۷KN



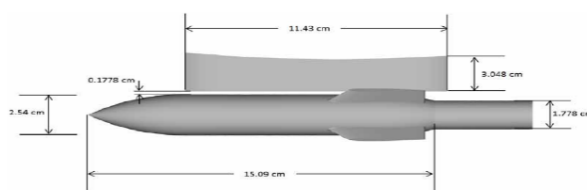
شکل (۸): صحت‌سنجی منحنی تغییرات مرکز جرم پس از رهاسازی با مرجع<sup>۲۱</sup>

#### ۴- تفسیر و تحلیل نتایج

با توجه به هدف تحقیق حاضر که یافتن حالتی بهینه برای خط سیر محموله می‌باشد به طوری که هیچ‌گونه برخوردی با بدنه و پیلون نداشته و به‌صورت ایمن رها شود پارامترهای اثرگذار بر طراحی نظیر تغییرات ارتفاع، سرعت، زاویه حمله و باد جانبی در نظر گرفته‌شده و اثرات آن‌ها مورد بررسی قرار گرفته است. محدوده عملکردی این پارامترها به‌صورت سه ارتفاع ۵، ۱۰ و ۱۲ کیلومتری از سطح زمین، در ماخ‌های ۰/۵، ۰/۸ و ۱/۲، زوایای حمله ۰، ۲، ۴ و ۸ درجه و باد جانبی با سرعت ۰، ۴۰ و ۶۰ متر بر ثانیه تعیین شده که به‌نوعی بیانگر معمول‌ترین شرایط پروازی یک هواپیمای سوخو-۲۲ می‌باشد. شرایط فیزیکی مسئله نیز به‌صورت جریان تراکم پذیر و آشفتنه در نظر گرفته‌شده و همچنین دستگاه مختصات بر روی بال و پیلون مطابق با شکل ۹ در نظر گرفته‌شده است.

از آنجایی که مسئله موردنظر در حالت غیر-پایا حل می‌شود؛ باید گام زمانی مناسب را برای آن یافت. بدین منظور ۳ گام زمانی بررسی شده تا مقدار مناسب مشخص گردد. این سه مقدار به ترتیب برابر با ۰/۰۱، ۰/۰۰۵ و ۰/۰۰۱ است. در واقع یافته‌ها نشان از تغییرات بسیار کم میان سه گام زمانی مذکور دارند. مقدار ۰/۰۰۵ برای اطمینان از دقت حل انتخاب گردید. لازم به ذکر است که مقدار ۰/۰۱ نیز مناسب بوده اما برای حل دقیق‌تر از آن استفاده نشده است چراکه مقادیر کمتر از ۰/۰۱ پس از چند گام زمانی، حجم منفی ایجاد می‌کنند.

همچنین برای اعتبارسنجی، ابتدا مدل آزمایشگاهی اگلین (EGLIN) استفاده شده است [۲۱]. هندسه مورد استفاده در این تحقیق و مدل آزمایشگاهی، از سه قسمت بال، پیلون و محموله تشکیل شده و سطح مقطع بال، بالواره NACA-64a210 انتخاب شده است که به‌صورت دلتا شکل با زاویه ۴۵ درجه از سطح مقطع امتداد پیدا کرده است. سطح مقطع پیلون به‌صورت یک صفحه مستطیلی که دو سمت آن بیضی شکل است؛ در نظر گرفته شده است. همچنین محموله مورد نظر با پره‌های دلتا شکل که سطح مقطع آن NACA-0008 می‌باشد، طراحی شده است. فاصله بین محموله و پیلون ۱/۵۲۴ میلی‌متر است. نمونه در تونل باد با نسبت تشابه ۱:۲۰ در نظر گرفته شده و مشخصات هندسه در شکل ۷ نشان داده شده است.



شکل (۷): هندسه مورد آزمایش در آزمون اگلین

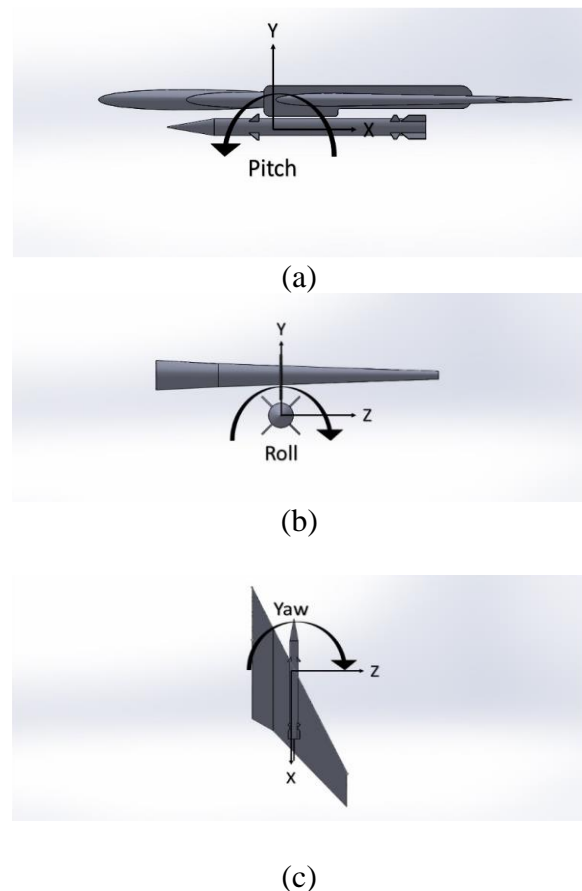
مطالعات در رژیم مافوق صوت (ماخ ۱/۲) انجام شده و همچنین نیرویی بر پرتابه اعمال می‌شود تا از پرتاب ایمن اطمینان حاصل گردد. مشخصات پرتابه در جدول ۳ آورده شده است. در نهایت موقعیت مکانی در سه محور اصلی که مرکز جرم محموله را طی می‌کند، در نمودار شکل ۸ رسم شده است. همان‌طور که از نمودار مشخص است، تطابق مناسبی میان پیش‌بینی صورت گرفته شده و مدل آزمایشگاهی برقرار است.

برگشت آن به سمت بال و پابلون به تصویر کشیده شده است.

همان‌طور که ذکر گردید، تمامی حالت‌های پرتاب محموله به صورت ایمن نمی‌باشد و محموله به صورت کامل از بال و پابلون دور نمی‌شود و یا اینکه محموله با بال و پابلون برخورد می‌کند. در جدول ۴ زیر حالت‌هایی که در شبیه‌سازی پرتاب نایمن به دست آمده تشریح شده است.

همچنین نمودارهای فاصله محموله پس از پرتاب به همراه زاویه آن برای هر یک ارائه گردیده است. به منظور مطالعه پارامترهای اثرگذار بر رهاسازی ایمن، اولین پارامتر مورد بررسی تغییر ارتفاع است که اثرات آن بر دما و فشار نیز می‌تواند حائز اهمیت باشد؛ درحالی‌که این دو متغیر تحت تأثیر دیگر پارامترهای طراحی در نظر گرفته شده در این تحقیق قرار ندارند. بنابراین باید موقعیتی را فراهم کرد تا تغییر ارتفاع به رهاسازی نایمن ختم نشود. یافته‌ها از شبیه‌سازی در کار پیش‌رو نشان داده‌اند که برای جدایش ایمن محموله، یکی از شرایط پرتاب ایمن محموله در بررسی تغییر ارتفاع، تنظیم کردن سرعت حرکت (برحسب ماخ)، زاویه حمله و سرعت باد جانبی در مقادیری به ترتیب  $0.5^\circ$ ،  $2^\circ$  و صفر متر بر ثانیه می‌باشند. حال با توجه به فراهم شدن شرایطی که می‌تواند برای رهاسازی محموله مناسب باشد منحنی‌های تغییرات مکان مرکز جرم در راستاهای  $X$  و  $Z$  به ازای ارتفاع‌های مختلف ۵، ۱۰ و ۱۲ در شکل ۱۱ مقایسه شده‌اند.

به‌طور کلی تغییر ارتفاع، در میزان سقوط موشک تغییری پدید نمی‌آورد، اما حرکت جانبی را دچار تغییراتی می‌کند، به این طریق که با افزایش ارتفاع، حرکت در راستای محور  $X$  کمتر شده و بدین معنا است که در ارتفاع‌های بیشتر، حرکت رو به عقب محموله، کمتر بوده و تغییرات در راستای  $Y$  تحت تأثیر ارتفاع قرار نخواهد گرفت. از دیگر نتایج مفید در این میان، می‌توان اشاره بر تغییرات کمتر زوایای گردش ( $roll$ )، انحراف ( $yaw$ ) و گام ( $pitch$ )، با افزایش ارتفاع داشت؛ چراکه در این شرایط، رفته‌رفته از میزان غلظت و چگالی هوا کاسته شده و الگوهای جریان به گونه‌ایی خواهند بود که نسبت به ارتفاع‌های پایین‌تر تأثیرات هوای موجود بر محموله کمتر می‌شود.



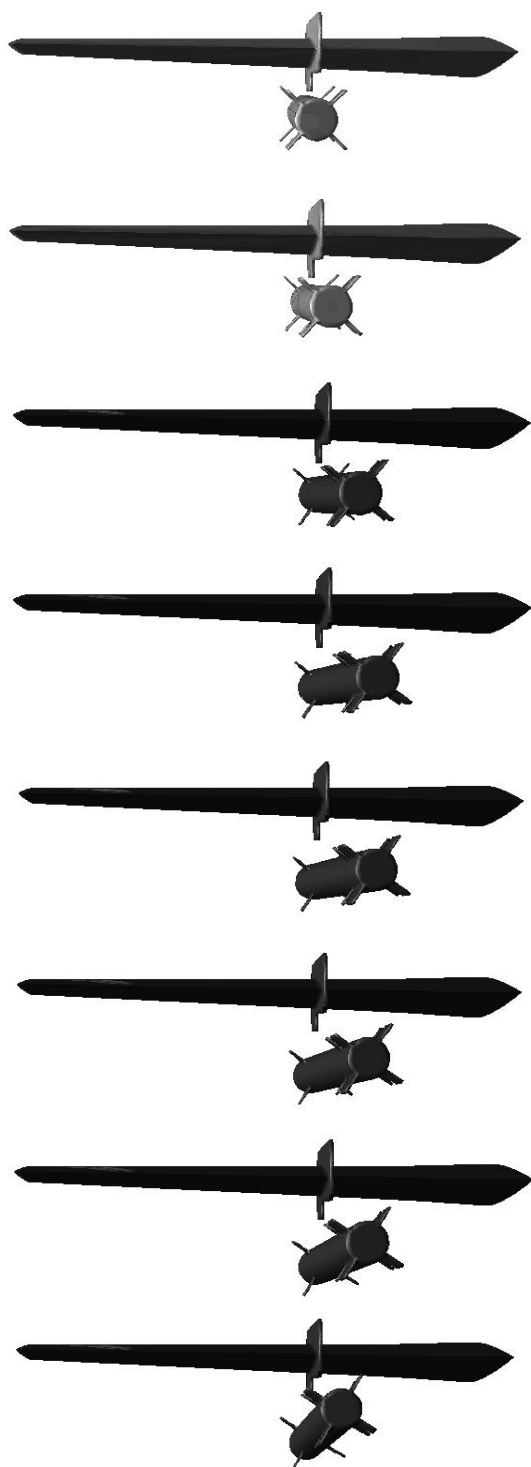
شکل (۹): جهت‌های (a) گام، (b) گردش و (c) انحراف، بر روی محموله

پیش از ارائه نتایج به‌منظور رهاسازی ایمن، لازم است که ابتدا شرایط رهاسازی نایمن مورد بررسی قرار گیرد. همان‌طور پیش‌تر بیان شد، هنگامی که محموله‌ها رها شدند، این امکان وجود دارد که به بدنه، محموله‌های متصل به هواپیما و آن‌هایی که رها شده‌اند؛ برخورد کنند.

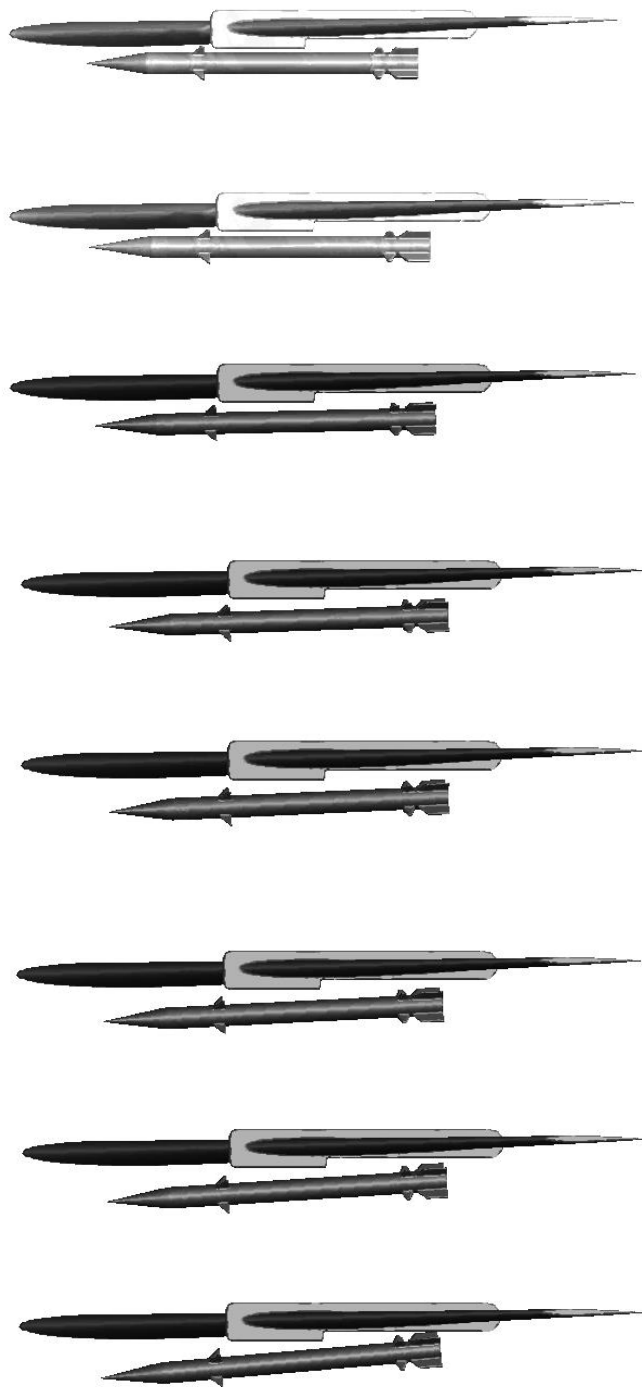
برخورد با محموله‌هایی که هنوز به هواپیما متصل هستند مانند رفتار برخورد محموله با پابلون است اما برخورد محموله‌های رها شده با یکدیگر می‌تواند مشکلات دیگری را پدید آورد. از جمله آن‌که یکی از محموله‌ها یا هر دوی آن‌ها ممکن است منفجر شوند و یک یا هر دو خسارت ببینند و در ادامه مسیر، حرکت درستی را طی نکنند که در این میان احتمال انفجار از همه بالاتر خواهد بود. به همین دلیل باید این پدیده کاملاً مورد بررسی قرار گیرد.

به‌منظور نشان دادن رهاسازی نایمن، در شکل ۱۰، نمونه‌ای پرتاب نایمن که در جدول ۴ مشخص شده و نوع





ب) نمای عقبی

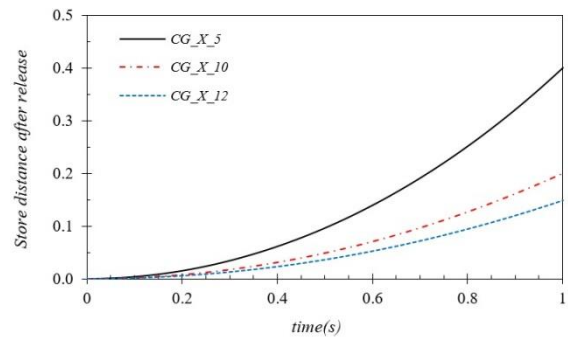
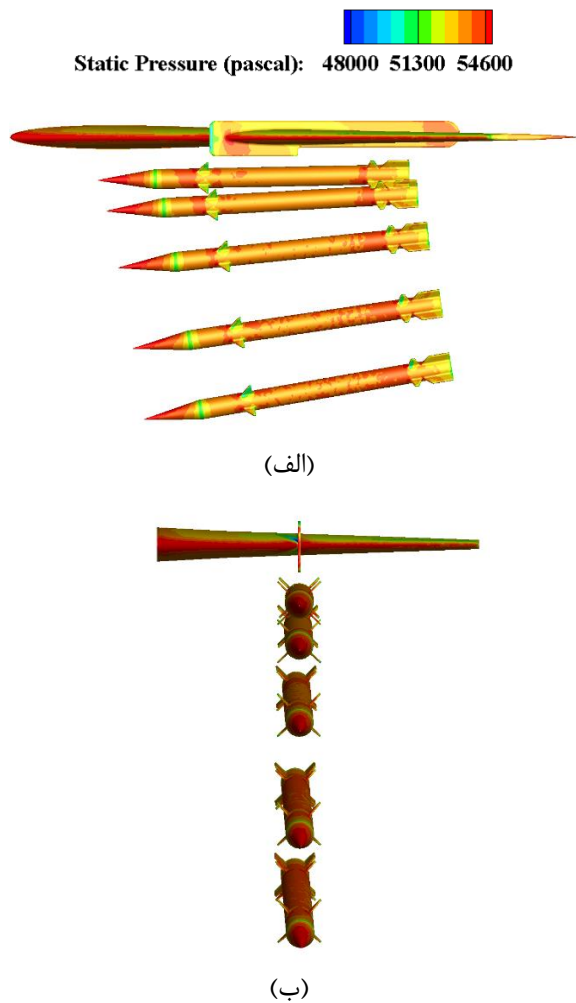


الف) نمای جانبی

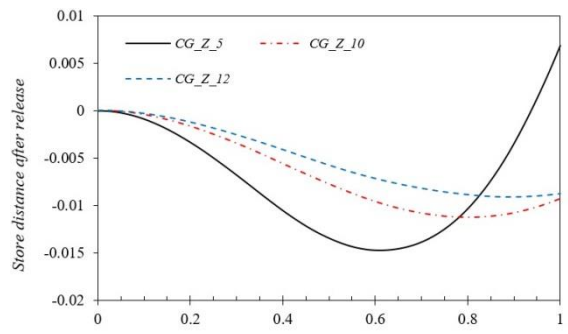
شکل (۱۰): نماهای مختلف برخورد محموله به پایلون پس از رهاسازی

جدول (۴): مشخصات حالت‌هایی که محموله از بال و پایلون جدا نمی‌شود

نوع	ارتفاع	باد جانبی	زاویه حمله	سرعت
عدم دور شدن	۵	۶۰	۰	۰/۸
عدم دور شدن	۵	۴۰	۲	۰/۸
عدم دور شدن	۱۰	۶۰	۲	۰/۸
برخورد	۱۲	۶۰	۴	۰/۸
عدم دور شدن	۱۰	۴۰	۸	۰/۸
عدم دور شدن	۱۲	۴۰	۰	۱/۲
عدم دور شدن	۵	۶۰	۰	۱/۲
برخورد	۵	۰	۲	۱/۲
برخورد	۵	۰	۴	۱/۲
برخورد	۵	۴۰	۴	۱/۲
عدم دور شدن	۱۰	۴۰	۴	۱/۲
برخورد	۱۲	۴۰	۴	۱/۲
برخورد	۵	۶۰	۴	۱/۲
عدم دور شدن	۵	۰	۸	۱/۲
برخورد	۵	۶۰	۸	۱/۲



(الف)

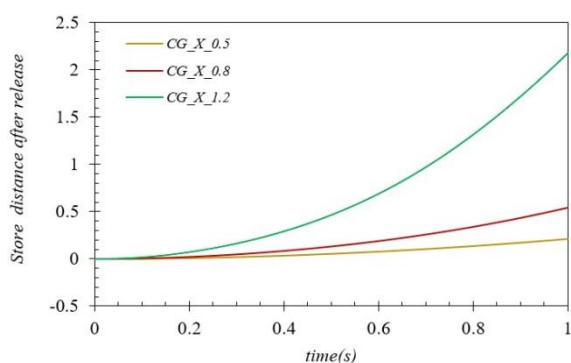


(ب)

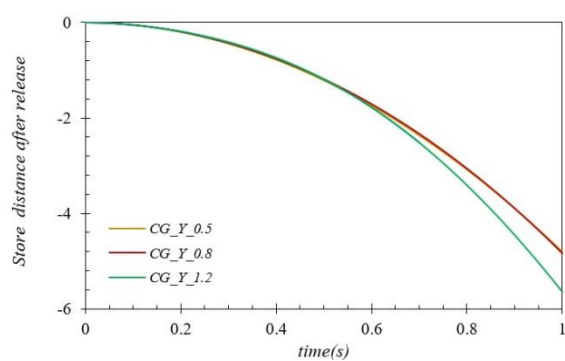
شکل (۱۱): منحنی تغییر مکان مرکز جرم در راستای (الف) X و (ب) Z به ازای ارتفاع‌های مختلف برای ماخ ۰/۵، زاویه حمله ۲ و باد جانبی صفر

شکل (۱۲): توزیع فشار از نمای الف) روبه‌رو و ب) جانبی در ماخ ۰/۵، زاویه حمله ۲ و باد جانبی ۰ و ارتفاع ۵ کیلومتر

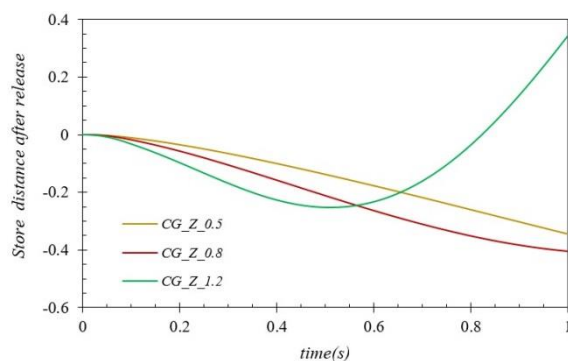
در شکل ۱۲ نیز کانتور توزیع فشار در دو نمای مختلف نشان داده شده است که به‌نوعی بیانگر افزایش فشار بر روی بدنه محموله با فاصله گرفتن از پرندۀ بوده و در واقع متأثر از جریان اطراف بال می‌باشد.



(الف)



(ب)



(ج)

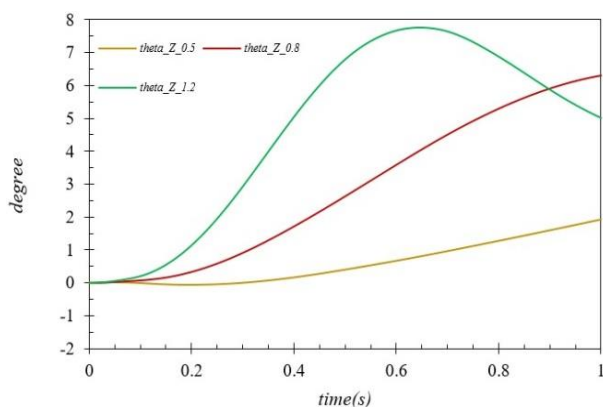
شکل (۱۳): تغییرات مرکز جرم در راستای الف)  $X$ ، ب)  $Y$  و ج)  $Z$  برای زاویه حمله ۲ درجه، باد جانبی ۴۰ متر بر ثانیه و ارتفاع ۱۰ کیلومتری در سرعت‌های مختلف

زاویه حمله نیز می‌تواند تأثیر بسزایی بر شرایط رهاسازی محموله داشته باشد. مقادیر این زوایا عبارت‌اند از ۰، ۲، ۴ و ۸ درجه، که در شکل ۱۵ و ۱۶ تغییرات مرکز جرم و همچنین تغییر زاویه‌ای برای شرایطی با مشخصات ماخ ۰/۵

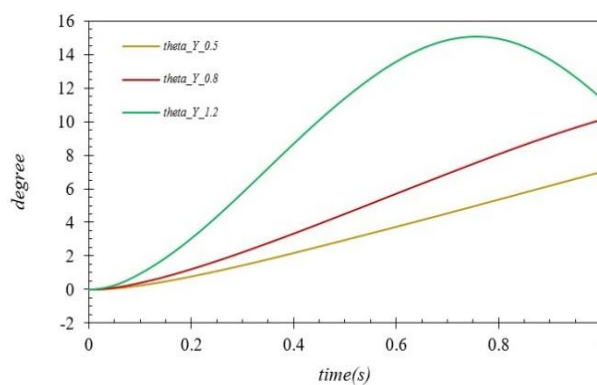
از دیگر پارامترهای تأثیرگذار بر خط سیر محموله، تغییر سرعت حرکت پرنده در سه ماخ ۰/۵، ۰/۸ و ۱/۲ می‌باشد. نتایج شبیه‌سازی نشان دادند حالت بهینه‌ای که شرایط را برای رهاسازی ایمن در سرعت‌های مختلف مهیا می‌کند قرار دادن زاویه حمله، سرعت باد جانبی و ارتفاع در مقادیری به ترتیب برابر با  $۲^\circ$ ،  $۴۰ \text{ m/s}$  و  $۱۰ \text{ km}$  بوده است. به عبارت دیگر، تنها در این صورت است که با تغییر سرعت پرنده، محموله می‌تواند سقوط سالمی را تجربه کند. با افزایش میزان سرعت، رفتارهای متغیرها کم و قابل پیش‌بینی است. همان‌طور که می‌توان حدس زد، میزان عقب‌گرد محموله به علت بالا رفتن سرعت، روندی افزایشی در پیش‌گرفته که بیان‌کننده تغییرات شدیدی در جهت  $X$  نسبت به دو راستای دیگر می‌باشد. همچنین لازم به ذکر است که محموله در مدت‌زمان ۱ ثانیه، نسبت به دیگر حالات، به میزان بیشتری از بال و پابلون فاصله می‌گیرد که این رفتار در شکل ۱۳-الف قابل مشاهده است. به علاوه، برخلاف منحنی‌های نشان داده شده در راستای  $X$  و  $Y$  که نسبت به زمان، مسیر هموار را به نمایش می‌گذارند، منحنی در جهت  $Z$  در ماخ ۱/۲ در زمان‌های اولیه، ابتدا حرکتی نزولی، و از لحظه‌ی ۰/۶ ثانیه به بعد روندی صعودی را در پیش می‌گیرد که مشخصاً ناشی از بالا بودن سرعت و قرار گرفتن محموله تحت تأثیر گرادیان‌های شدید فشار است. چنین رویدادی منجر به جابجایی هر چند اندک در راستای  $Z$  خواهد شد (شکل ۱۳-ب). از نقطه نظر تغییرات زاویه‌ای، شکل ۱۴ نحوه تغییر زوایای انحراف و گام را به ازای سرعت‌های مختلف نشان می‌دهد. افزایش زوایا تا ماخ ۰/۸ به وضوح قابل ملاحظه است، اما در ماخ ۱/۲ رفتارها کمی دچار تغییر می‌شوند، به گونه‌ای که میزان عقب‌گرد محموله افزایش پیدا کرده و از طرفی دیگر، حرکت جانبی محموله به نوعی است که در ابتدای شروع حرکت در راستای مخالف دستگاه مختصات است. محموله با گذشت زمان رفته‌رفته به نقطه اولیه خود بر می‌گردد. البته این تغییر برای محموله خطرآفرین نمی‌باشد چراکه میزان سقوط آن در حد قابل قبولی است.

می‌شود، اما روندی تدریجی و هموار دارند که نتیجتاً می‌توان به تأثیر بیشتر تغییر زاویه حمله بر حرکت گام اشاره کرد. همچنین در شکل ۱۸، سقوط محموله متأثر از تغییر زاویه حمله نشان داده شده است. مجدد در ابتدا به علت بودن در جریان اطراف بال و پایلون، فشار بیشتر بر روی بدنه محموله مشاهده می‌شود و پس از فاصله گرفتن، کاهش چشمگیر فشار به‌وضوح نشان داده شده است.

سرعت باد جانبی  $60\text{ m/s}$  و ارتفاع  $5\text{ km}$ ، نشان داده شده است. با توجه به نمودارهای ارائه شده، تغییرات در راستای  $X$  و تا حدودی  $Y$  تحت تأثیر زاویه حمله قرار نمی‌گیرد اما میزان سقوط با افزایش زاویه حمله به مقدار کمی کاهش پیدا کرده است. در این میان حرکت‌های که محموله حول محورهای مختصات تجربه می‌کند تغییرات زاویه‌ای حول محور  $Z$  که بیانگر تغییرات گام می‌باشد، محسوس‌تر است. در واقع تغییر زاویه‌ای در دیگر حرکت‌های محموله مشاهده

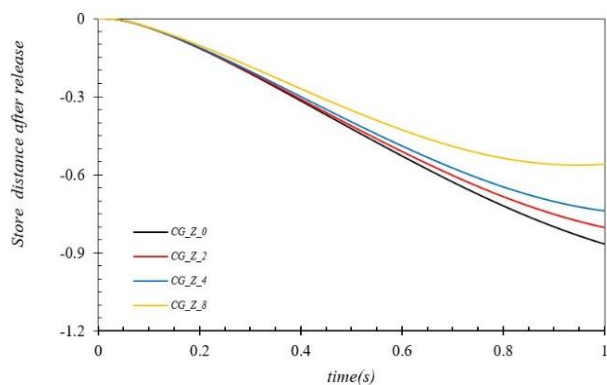


(ب)

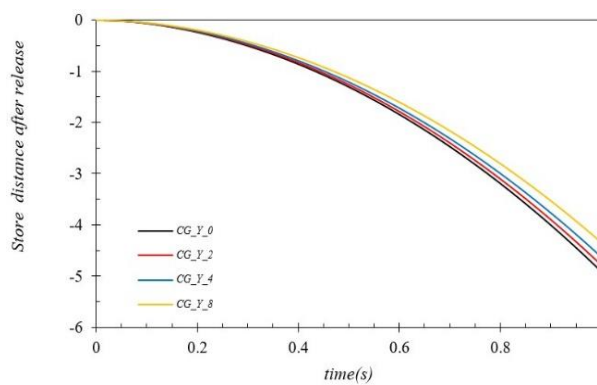


(الف)

شکل (۱۴): تغییرات زاویه الف) انحراف و ب) گام برای زاویه حمله ۲ درجه، باد جانبی  $40\text{ m/s}$  و ارتفاع  $10\text{ km}$  در سرعت‌های مختلف



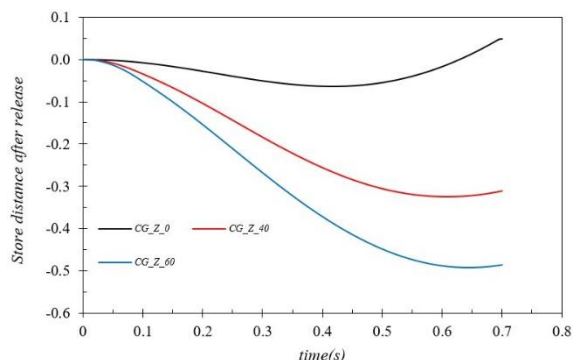
(ب)



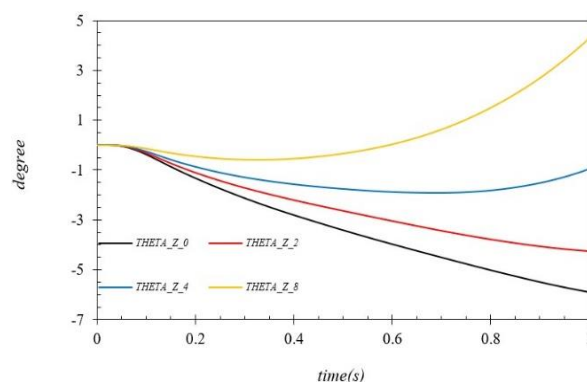
(الف)

شکل (۱۵): تغییرات مرکز جرم در راستای الف)  $Y$  و ب)  $Z$  برای ماخ  $0.5$ ، باد جانبی  $60$  متر بر ثانیه و ارتفاع  $5$  کیلومتر در زاویه حمله‌های مختلف

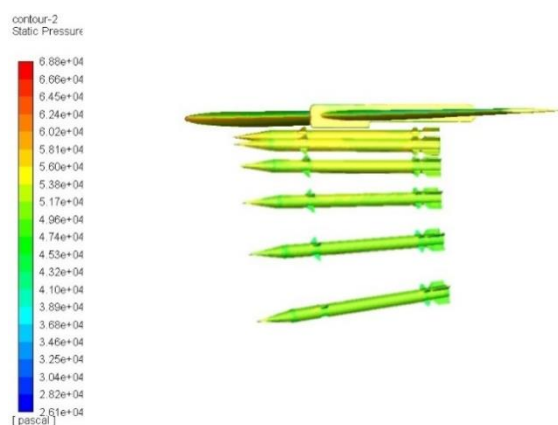
آخرین پارامتر مؤثر بر رهاسازی محموله که در این تحقیق بررسی شده، تغییرات بادجانبی با مقادیر ۰، ۴۰ و ۶۰ متربرثانیه است که به بال و محموله وارد می‌شود. شکل ۱۸ و ۱۹ گویای تغییرات مرکز جرم و تغییرات زاویه‌ای برای شرایطی اعم از؛ ماخ ۱/۲، زاویه حمله صفر و ارتفاع ۱۰ کیلومتری ضمن تغییرات سرعت باد جانبی، می‌باشد. همان‌طور که انتظار می‌رفت با تغییر باد جانبی، اتفاق خاصی در جهت‌های  $X$  و  $Y$  رخ نمی‌دهد اما در راستای  $Z$  همان‌طور که شکل ۱۸ نشان می‌دهد افزایش باد جانبی متقابلاً باعث افزایش فاصله محموله از پرنده در این جهت می‌شود، که شرایطی بهینه را ارائه می‌کند. اما بر خلاف منحنی‌های تغییر مرکز جرم که تغییراتی ناچیزی را نشان می‌دهند، شکل ۱۹ تغییرات بالایی در میزان زاویه حرکت محموله حول محورهای مختصات را نشان می‌دهد. نکته قابل توجه در این نتایج افزایش زوایای گردش و انحراف در مقایسه با گام است. در واقع این رفتار را می‌توان این‌طور تحلیل کرد که چون محموله متأثر از تغییر باد جانبی است قادر به جابجایی در راستای  $Z$  می‌باشد و همان‌طور که از تعریف آن مشخص است از اطراف بر هندسه موردنظر اعمال می‌شود، به‌گونه‌ایی که کمترین تأثیر بر زاویه گام اعمال می‌کند. در شکل ۲۰ کانتور توزیع فشار برای سقوط محموله پس از رهاسازی برای ماخ ۱/۲، زاویه حمله صفر، باد جانبی ۴۰ متربرثانیه و ارتفاع ۱۰ نمایش داده شده است، که برخلاف حالت‌های پیش، تغییرات فشار بر روی محموله ناچیز و قابل چشم‌پوشی است.



شکل (۱۸): تغییرات مرکز جرم در راستای الف)  $Y$  و ب)  $Z$  برای ماخ ۰/۵، باد جانبی ۶۰ متر بر ثانیه و ارتفاع ۵ کیلومتر در زاویه حمله‌های مختلف



شکل (۱۶): تغییرات گام، برای ماخ ۰/۵، باد جانبی ۶۰ متر بر ثانیه و ارتفاع ۵ کیلومتر در زاویه حمله‌های مختلف

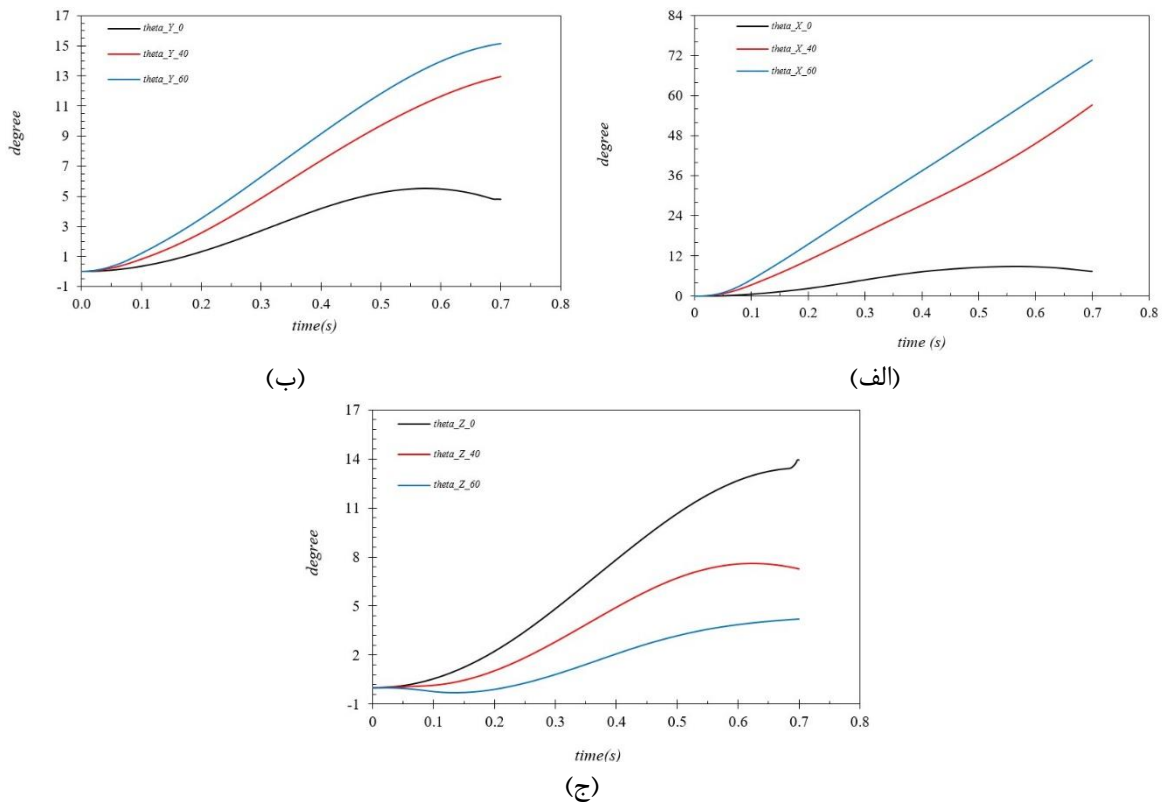


(الف)

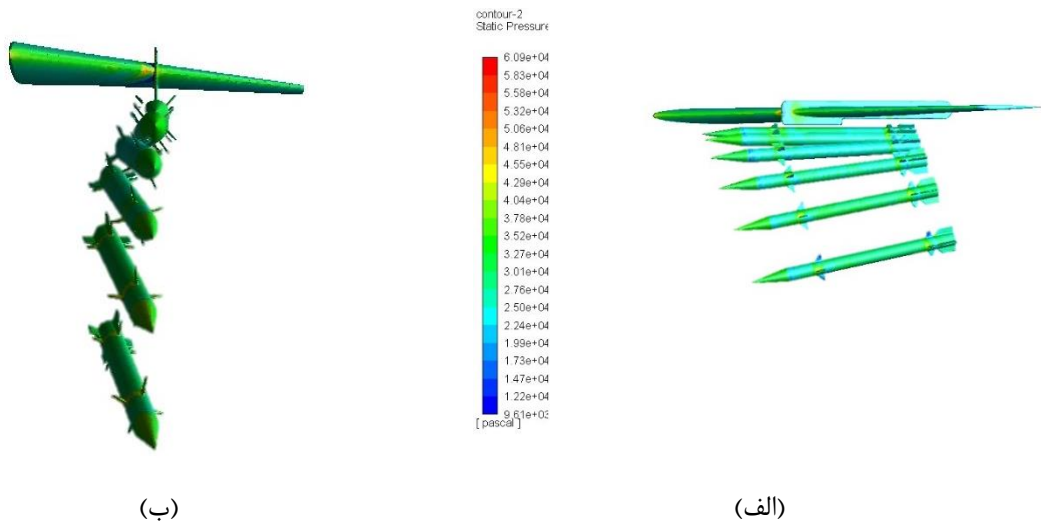


(ب)

شکل (۱۷): سقوط محموله پس از رهاسازی الف) روبه‌رو، ب) جانبی برای ماخ ۰/۵، زاویه حمله ۸، باد جانبی ۶۰ متربرثانیه و ارتفاع ۵ کیلومتر



شکل (۱۹): منحنی تغییرات (الف) گردش، (ب) انحراف و (ج) گام، در ماخ ۱/۲، زاویه حمله صفر و ارتفاع ۱۰ کیلومتر و باد جانبی مختلف



شکل (۲۰): توزیع فشار برای سقوط محموله پس از رهاسازی برای سرعت ۱،۲ ماخ، زاویه حمله ۰، باد جانبی ۴۰ متر بر ثانیه و ارتفاع ۱۰ کیلومتر

### ۵- نتیجه گیری

نتیجه گیری دقیق تر از جمله ویسکوزیته هوا، فشار، دما و اعمال شش درجه آزادی به محموله لحاظ شده است. علاوه بر این خود بال و پایلون هم در شبیه سازی مد نظر

در این پژوهش، بررسی مسیر حرکت پرتابه و تغییرات زاویه ای آن مورد ارزیابی قرار گرفته و تمامی فرضیات برای

سمت خود بال و پایلون برمی‌گردد و به آن برخورد می‌کند. این حالت‌ها در آزمایش‌های واقعی موجب از بین رفتن کامل بال و محموله می‌شود و در شرایط پروازی واقعی، موجب منهدم شدن آن خواهد شد که نشان از اهمیت بالای مدل‌سازی با رویکرد عددی دارد و از طرفی می‌توان قبل از آزمایش شرایط را پیش‌بینی و قبل از استفاده در شرایط واقعی، شرایط خطرآفرین را شناسایی کرد و در مسیر برطرف کردن آن‌ها گامی مؤثر برداشت.

## ۶- مراجع

1. Schindel, L.H. "Store Separation", Advisory Group For Aerospace Research and Development Neuilly-Sur-Seine (France), 1975.
2. Chen, M., Jiang, Y., Shi, S., and Zeng, W. "Research on Simulation Method of Missile Adapter's Separation Based on Combined Calculation", *Int. J. Aerospace Eng.*, 2019.
3. Zhu, S., Chen, Z., Zhang, H., Huang, Z., and Zhang, H. "Investigations on the Influence of Control devices to the Separation Characteristics of a Missile from the Internal Weapons Bay", *J. Mech. Sci. Technol.*, Vol. 32, pp. 2047-2057, 2018.
4. Arnold, R. and Epstein, C. "Agard Flight Test Techniques Series. Volume 5. Store Separation Flight Testing", Advisory Group for Aerospace Research and Development Neuilly-Sur-Seine (France), 1986.
5. Cenko, A. "Experience in the use of Computational Aerodynamics to Predict Store Release Characteristics", *Prog. Aerosp. Sci.*, Vol. 37, pp. 477-495, 2001.
6. Goodwin, F.K., Nielsen, J.N., and Dillenius, M.F. "A Method for Predicting three-degree-of-freedom Store Separation Trajectories at speeds up to the Critical speed", Nielsen Engineering and Research Inc Mountain View Ca, 1971.
7. Madson, M., Moyer, S., and Cenko, A. "TranAir Computations of the Flow about a Generic wing/pylon/finned-store Configuration", In. 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, p. 155, 1994.
8. Udoewa, V. "Mesh Update and Projection Techniques for 3D Aerodynamic Simulations", *Int. J. Comput. Fluid D.*, Vol. 23, pp. 533-552, 2009.
9. Maddox, A.R. "Store Separation Trajectory Analysis", *J. Aircraft*, Vol. 17, pp. 769-773; 1980.

قرارگرفته که منجر به واقعی‌تر شدن این مدل‌سازی شده است. نتایج حل در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی مطابقت قابل قبولی را نشان می‌دهد و از آنجایی که انجام این آزمون‌ها در شرایط آزمایشگاهی بسیار پرهزینه بوده، انجام مدل‌سازی توسط دینامیک سیالات محاسباتی، زمان و هزینه اجرای این آزمایش‌ها را به‌طور چشمگیری کاهش داده است.

فلذا در این پژوهش با بررسی تغییرات ارتفاع، مشاهده شده که حرکت موشک به سمت عقب کمتر خواهد شد، چراکه فشار و غلظت هوا کمتر شده و متقابلاً نیروهای وارده بر پرتابه کاهش می‌یابد. علاوه بر آن با افزایش میزان سرعت، رفتارهای متغیرها کم و قابل پیش‌بینی است؛ به‌طوری که میزان عقب‌گرد محموله به علت افزایش سرعت، افزایش پیدا کرده و میزان بیشتری به عقب رانده شده است. همچنین می‌توان شاهد رهاسازی ایمن متأثر از افزایش زوایای حمله تا  $0.8^\circ$  بود، اما در  $1/2^\circ$  رفتارها کمی دچار تغییر شده‌اند به‌طوری که میزان عقب‌گرد محموله افزایش یافته و از طرفی حرکت جانبی محموله به‌گونه‌ای نمود پیدا کرد که در ابتدای شروع حرکت در راستای مخالف دستگاه مختصات قرار می‌گیرد و سپس باز می‌گردد و به نقطه اولیه خود برمی‌گردد.

مطابق با یافته‌های این پژوهش می‌توان بر تأثیر ناچیز زاویه حمله بر تغییرات گام اذعان داشت. در مقابل میزان سقوط محموله با افزایش زاویه حمله به مقدار کمی کاهش پیدا می‌کند. همچنین با افزایش زاویه حمله، جهت زاویه گام تغییر خواهد کرد. با تغییر سرعت باد جانبی و افزایش آن، تغییری در میزان سقوط پرتابه مشاهده نشد؛ اما تغییرات مشهودی در زوایای حرکت محموله حول سه محور مختصات به نمایش گذاشته شد. همچنین باید به این نکته توجه داشت که در همه حالت‌ها، محموله از بال و پایلون جدا نمی‌شود. در برخی حالات، به علت شرایط محلی موجود اعم از گرادیان‌های سرعت و فشار، محموله پس از جدایش، در فضای زیرین بال توقف کرده و از آن دور نمی‌شود که این حالت مطلوبی در رهاسازی محموله نمی‌باشد. بنابراین در برخی موارد، همچون شرایط بیان شده برای هریک از پارامترها موجود در جدول ۴، این محموله به

16. Osman, A.A., Aly, A.M., Khalil, E.E., and Abdelattif, O.E. "Numerical Analysis of an External Store Separation from an Airplane", AIAA modeling And Simulation Technologies Conference, p.2143,2016.
17. Jozv Vaziri, MA., Mostofizade, A., and Dehghan Manshadi, M. "Evaluation of K- $\epsilon$  Turbulence Model in Numerical Analysis of Store Separation of Delta Wing in Transonic Flow", Aerospace Knowledge and Technology Journal, 2020.
18. Cenko, A., Tinoco, E.N., Dyer, R.D., and DeJongh, J. "PAN AIR applications to Weapons Carriage and Separation", J. Aircraft, Vol. 18, pp. 128-134, 1981.
19. Ahmadkhah, A. and Niknezhad, M. "Numerical Investigation of Store Separation from Airplane wing, and Study of the Parameters, Affecting the fall amount of store", Journal of Aeronautical Engineering, Vol. 19, pp. 44-54, 2017.
20. Sarkheil, S., Gardounzade, S.E., Hasibi Taheri, A.A., and Darande, M. "Dynamic Analysis of Satellite Separation Using Retro Rocket for Injection with Initial Rotation in Orbit", Journal of Modeling in Engineering, Vol. 12, pp. 17-27, 2014.
21. Heim, ER. "CFD wing/Pylon/Finned Store Mutual Interference Wind tunnel Experiment", Arnold Engineering Development Center Arnold Afs. Tn., 1991.
10. Wang, G., Chen, X., Xing, Y., and Zeng, Z. "Multi-body Separation Simulation with an Improved General Mesh Deformation Method", Aerosp. Sci. Technol., Vol. 71, pp. 763-771, 2017.
11. MacLucas, D. and Gledhill, I. "Time-accurate Transonic CFD Simulation of a Generic Store Release Case", R&D Journal, Vol. 34, pp. 9-16; 2018.
12. Anandhanarayanan, K., Arora, K., Shah, V., Krishnamurthy, R., and Chakraborty, D. "Separation Dynamics of air-to-air Missile using a Grid-free Euler solver", J. Aircraft., 50: 725-731, 2013.
13. Anandhanarayanan, K., Raj, A., Shah, V., Krishnamurthy, R., and Chakraborty, D. "Separation Dynamics of Air-to-Air Missile and Validation with Flight Data", Defence. Sci. J., 68, 2018.
14. Yoon, Y. "Numerical Simulations of Store Separation Problems", 2007.
15. Osman, A.A., Aly, A.M.B., El Baialy, I., Abdellatif, O.E., and Khallil, E.E. "Investigation of the Effect of Grid Size on External Store Separation Trajectory Using CFD", Int. Con. on Aerospace Sciences and Aviation Technology (The Military Technical College), pp.1-14, 2015.