

# بررسی عددی جدایش محموله از بال هواپیما و مطالعه پارامترهای مؤثر بر مقدار سقوط محموله

احمدخواه، انور\*<sup>۱</sup>، نیک‌نژاد، مهدی<sup>۲</sup>

۱- عضو هیات علمی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه هوایی شهید ستاری

۲- کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

(دریافت مقاله: ۹۶/۰۴/۱۸ تاریخ پذیرش: ۹۷/۰۴/۲۸)

## چکیده

این مقاله به شبیه‌سازی عددی جدایش محموله از بال هواپیما می‌پردازد. در این مطالعه اثر ۴ متغیر نسبت منظری بال، نسبت منظری محموله، نیروی بیرون‌انداز جلویی و پشتی مورد بررسی قرار گرفته است. شبکه مورد استفاده برای گسسته‌سازی میدان حل جریان، از نوع شبکه بی‌سازمان بوده و معادلات حاکم بر جریان، معادلات اویلر هستند که به صورت هم‌زمان، با کد ۶ درجه آزادی حرکت جسم صلب حل می‌شوند تا مسیر حرکت محموله به دست آید. نتایج روش حل عددی با داده‌های تجربی ارائه شده توسط مرکز توسعه مهندسی آرنولد مقایسه شد که تطابق مناسبی را بین آن‌ها نشان می‌دهد. برای مشخص کردن حل‌های عددی مورد نیاز برای بررسی اثر متغیرها، از روش باکس-بنکن که یکی از روش‌های مرسوم طراحی آزمایش است، استفاده گردید. با تحلیل‌های انجام شده مدل مقدار سقوط محموله در راستای گرانث ارائه و مشخص شد که مهم‌ترین عامل تعیین مقدار سقوط، نسبت منظری محموله است و نسبت منظری بال کمترین تأثیر را دارد.

واژه‌های کلیدی: شبیه‌سازی عددی، جدایش محموله، طراحی آزمایش، مدل مقدار سقوط محموله

## Numerical investigation of store separation from airplane wing, and study of the parameters, affecting the fall amount of store

Anvar Ahmadkhah, Mahdi Niknezhad

### Abstract

This paper deals with numerical simulation of store separation from aircraft wing. In this study the effects of 4 variables, wing aspect ratio, store aspect ratio, forward and backward ejector force have been studied and analyzed. Unstructured tetrahedral grid was used for flow field discretization. Flow governing equations are Euler equations which are solved simultaneously with six degrees of freedom code for rigid body motion to obtain the trajectory of store. The results of numerical solution method were compared with experimental data provided by Arnold engineering development center and a good match was observed. To determine the number of numerical solutions needed to evaluate the effects of parameters, Box-Behnken method, which is one of the conventional methods of experimental design, was used. By these results, the model of fall amount proposed. It was found that the most important determinant of the fall is store aspect ratio and wing aspect ratio has the least impact.

**Key words:** Numerical simulation, store separation, experiment design, model of store fall amount

## مقدمه

بررسی جدایش محموله از هواپیما یکی از مسائل مهمی است که باید قبل از نصب هر محموله جدیدی انجام شود. اطمینان از جدایش ایمن محموله، خطرهای ناشی از جدایش نامطلوب آن را کاهش می‌دهد.

آزمایش‌های جدایش محموله در سال‌های قبل از دهه ۱۹۶۰، تنها از طریق آزمایش پروازی<sup>۱</sup> صورت می‌گرفت. با پیشرفت مهندسی تونل باد، نتایج حاصل از آن نیز به کمک آزمایش پروازی آمد و پیش‌بینی جدایش محموله را بهبود داد [۱]. پیدایش و گسترش دینامیک سیالات محاسباتی نیز دریچه‌ای نو برای تحلیل این فرآیند باز کرد و یکی از نخستین نتایج محاسباتی برای محموله واقع در میدان جریان، در سال ۱۹۷۹ ارائه شد [۲]. با این وجود، داده‌های به دست آمده کمک چندانی به برنامه‌ریزی آزمایش تونل باد نکرد.

پیشرفت‌هایی که در حوزه دینامیک سیالات محاسباتی حاصل شد، کارآمدی استفاده از این ابزار را برای تحلیل جدایش محموله روشن‌تر ساخت. در دهه ۱۹۸۰، برای محاسبه نیروهای آئرو دینامیکی وارد شده بر محموله، از فن جریان پتانسیل استفاده گردید تا از این طریق، مسیر حرکت محموله تخمین زده شود [۳].

بعد از آن، حل‌گرهای مختلفی در شبیه‌سازی عددی فرآیند جدایش توسعه یافت که از این میان، می‌توان به حل‌گرهای بگار<sup>۲</sup>، ایکس‌ایر<sup>۳</sup>، اورفلو<sup>۴</sup> و نرم‌افزارهای تجاری، از جمله فلونت<sup>۵</sup> اشاره کرد [۴-۷].

در مسیر بررسی جدایش محموله، مطالعه‌ای انجام شد تا براساس آن، جدایش مخزن سوخت از یک هواپیمای آموزشی، مورد بررسی قرار گیرد. در این تحقیق، بررسی اثر متغیرهای مختلفی از قبیل وزن مخزن سوخت، محل نصب آن و سرعت هواپیما در هنگام جدایش انجام گرفت [۸].

در سال ۲۰۱۶ نیز مقاله‌ای ارائه شد که با استفاده از مدل‌سازی پاسخ سطح<sup>۶</sup> به جستجوی شبکه بهینه برای تحلیل فرآیند جدایش پرداخته بود. روشی که در این مطالعه استفاده شد، روش شبکه<sup>۷</sup> بود که در آزمایش تونل باد و طراحی آزمایش استفاده می‌شود. در نتیجه این تحقیق، پاسخ‌ها در نقاط طراحی، به دست آمد و مدل سطح برای پاسخ‌های آئرو دینامیکی ناشی از هندسه، ارائه شد [۹].

در بین مطالعاتی که پیرامون این موضوع انجام گرفته، تأثیر و اهمیت پارامترهایی از قبیل هندسه بال و نیروهای بیرون‌انداز<sup>۸</sup> جلویی و پشتی در مسئله جدایش محموله به صورت مشخص مورد مطالعه قرار نگرفته است. همچنین رابطه مناسبی وجود ندارد تا بر اساس آن مقدار سقوط محموله در راستای گرانش برای هر مسئله خاص محاسبه گردد. مطالعه حاضر با بررسی ۴ متغیر نسبت منظری محموله، نسبت منظری بال، مقدار نیروی بیرون‌انداز جلویی و پشتی به عنوان متغیرهای ورودی مسئله جدایش محموله، سعی دارد تا تأثیر و اهمیت هر یک از متغیرها را مشخص سازد. همچنین با مشخص شدن اثرگذاری هر پارامتر، مدلی ارائه شده است تا بر اساس آن امکان محاسبه مقدار سقوط محموله در راستای گرانش فراهم آید.

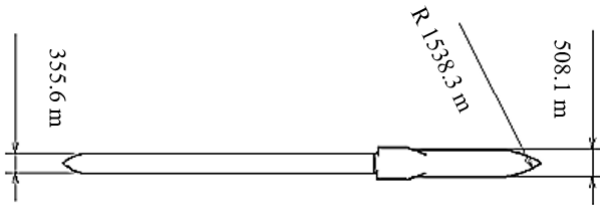
## فیزیک مسئله

در مسئله جدایش محموله از هواپیما نیروهایی از قبیل نیروی گرانش، نیروی پسای فشاری و اصطکاکی و نیروی برآ به عنوان نیروهای مهم در تحلیل رفتار محموله نسبت به هواپیما مطرح هستند.

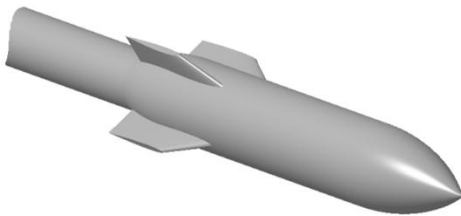
نیروی گرانش که محل اثر آن مرکز جرم محموله است، باعث حرکت محموله در راستای گرانش و به سمت مرکز زمین می‌شود.

اختلاف فشار ایجاد شده، ناشی از هندسه محموله در معرض جریان نیز باعث نیروی پسای فشاری و مقاومت در برابر حرکت روبه جلوی محموله می‌شود. از این رو، در صورت عدم وجود نیروی پیشران در محموله، به مرور زمان سرعت محموله نسبت به هواپیما کمتر می‌شود. نیروی دیگری که به عنوان عامل ممانعت در برابر حرکت روبه جلو محموله وجود دارد، نیروی پسای اصطکاکی است که از برهم‌کنش جریان عبوری و محموله ایجاد می‌گردد.

اختلاف فشار ناشی از توزیع فشار بر روی محموله نیز عامل دیگری است که در تعیین راستای حرکت محموله مؤثر است. توزیع فشار می‌تواند به گونه‌ای باشد که نیروی برآ، مثبت و یا منفی باشد؛ به این معنی که باعث حرکت محموله در خلاف جهت گرانش و یا در جهت گرانش جسم شود. محموله‌ها غالباً دارای هندسه متقارنی هستند؛ در اجسام متقارن بسته به



شکل ۱- ابعاد محموله برای اعتبارسنجی حل عددی

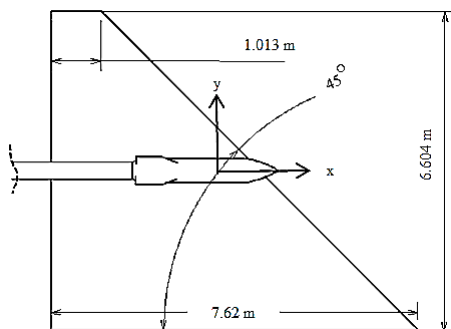


شکل ۲ - تصویر سه بعدی محموله در حل اعتبارسنجی

جدول ۱ - داده‌های هندسی اصلی برای مسئله معیار جدایش محموله

مقدار	ویژگی مشخصه
۹۰۷	جرم (kg)
۱۴۱۷	فاصله مرکز گرانش از نوک محموله (mm)
۲۷	ممان اینرسی محوری ( $\text{kgm}^2$ )
۴۸۰	ممان‌های اینرسی عرضی ( $\text{kgm}^2$ )
۱۲۳۷/۵	مکان بیرون‌انداز جلویی (mm)
۱۰/۷	نیروی بیرون‌انداز جلویی (kN)
۱۷۴۵/۶	فاصله بیرون‌انداز عقبی از نوک محموله (mm)
۴۲/۷	نیروی بیرون‌انداز عقبی (kN)
۱۰۰	طول اثر بیرون‌اندازها (mm)

پروفیل مقطع بال مورد استفاده در تونل باد از نوع ایرفویل NACA64A010 است که ایرفویلی متقارن بوده و در کل عرض بال، شکل ثابتی دارد. زاویه عقب‌رفتگی برای لبه جلویی بال ۴۵ درجه و لبه پشتی بدون عقب‌رفتگی است. نسبت مخروطی بال نیز ۰/۱۳۳ است. شکل ۳ نشان‌دهنده ابعاد بال و شکل ۴ تصویری سه‌بعدی از آن را ارائه می‌دهد.



شکل ۳- ابعاد بال برای اعتبارسنجی حل عددی (به مقیاس نیست)

وضعیت قرارگیری جسم نسبت به جریان، نیروی برآ می‌تواند وجود داشته باشد و یا مقدارش صفر باشد.

نیروهای بیرون‌انداز محموله نیز بسته به شرایط پروازی و نوع محموله، مقدار و زمان اثر مشخصی دارند که تعیین صحیح آن‌ها عدم برخورد محموله به هواپیما را تقویت می‌کند. در طرف مقابل عدم شناخت توزیع نیرویی بر روی محموله، امکان تقویت برخورد وجود دارد. نیروهای بیرون‌انداز به دلیل امکان تفاوت فواصل نیروها از مرکز جرم و مقادیر مختلف نیروها، گشتاوری را ایجاد می‌کنند که با گشتاور حاصل از سایر نیروها مخالف و یا هم‌جهت است. در صورت تقویت گشتاورها، چرخش محموله بیشتر و برخورد یکی از دو طرف انتهایی محموله به هواپیما محتمل‌تر می‌شود.

### مشخصات حل عددی مدل اعتبارسنجی

در این قسمت هندسه، شرایط مرزی و معادلات حاکم بر مسئله معیار جدایش محموله بیان می‌شود. مدل مورد استفاده سه‌بعدی و منطبق با مشخصات مدل مرکز توسعه مهندسی آرنولد<sup>۹</sup> است [۱۰].

### مشخصات هندسی مدل

قطر محموله ۰/۵۰۸۱ متر و شکل قوسی- استوانه‌ای دارد که ۴ پره در قسمت انتهایی آن قرار گرفته است. لبه جلویی پره‌ها دارای زاویه عقب‌رفتگی ۶۰<sup>۱۰</sup> درجه و لبه پشتی آن‌ها بدون عقب‌رفتگی است. پروفیل پره‌ها، از نوع NACA0008 و در طول پره‌ها، ثابت است. شکل‌های ۱ و ۲ به ترتیب ابعاد محموله و تصویری سه‌بعدی از آن را برای حل عددی اعتبارسنجی، ارائه می‌دهند.

در آزمایش تونل باد از یک نگه‌دارنده استفاده می‌شود که کارکرد آن جابه‌جا کردن محموله به وضعیت جدید قرارگیری در میدان جریان است. برای هماهنگی بین مدل موجود در تونل باد و حل عددی، این نگه‌دارنده به انتهای محموله اضافه شده است. ویژگی‌های هندسی محموله و نیروهای بیرون‌انداز برای مسئله شبیه‌سازی معیار نیز، در جدول ۱ ارائه شده است. طول اثر هر نیروی بیرون‌انداز تا هنگامی است که محموله در محل اثر آن نیرو به مقدار ۱۰۰ میلی‌متر در راستای گرانش سقوط کند. زاویه قرارگیری محور محموله نسبت به سطح زیرین پایلون صفر بوده و باهم موازی هستند.

$$e = \frac{a^2}{\gamma(\gamma-1)} \quad (5)$$

$$p = \frac{\rho a^2}{\gamma} \quad (6)$$

$\gamma$  نسبت حرارت مخصوص و  $a$  سرعت صوت است که از طریق رابطه (۷) به دما مربوط می‌شود.  $T$  دمای مطلق گاز و  $R$  ثابت گازها را نشان می‌دهد.

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (7)$$

### تئوری حل گر ۶ درجه آزادی

برای محاسبه مسیر حرکت محموله، از حل گر ۶ درجه آزادی<sup>۱۳</sup> استفاده شده است. این حل گر در نرم افزار فلونتت، از نیروها و گشتاورهای وارد شده بر محموله، حرکت انتقالی و زاویه‌ای مرکز جسم را محاسبه می‌کند. رابطه (۸) معادله حرکت انتقالی مرکز گرانج جسم را برای دستگاه اینرسی نشان می‌دهد. با استفاده از این رابطه می‌توان سرعت حرکت انتقالی مرکز جرم محموله را برحسب نیروهای محاسبه شده به دست آورد.

$$\vec{v}_G = \frac{1}{m} \sum \vec{f}_G \quad (8)$$

$\vec{v}_G$  سرعت حرکت انتقالی،  $m$  جرم جسم و  $\vec{f}_G$  بردار نیروی گرانج است. برای حرکت زاویه‌ای جسم نیز که با نماد  $\vec{\omega}$  نشان داده شده، رابطه (۹) برقرار است. از طریق این رابطه نیز می‌توان سرعت زاویه‌ای را به دست آورد. با به دست آوردن بردار سرعت انتقالی و زاویه‌ای، می‌توان مسیر حرکت جسم را با دانستن مکان اولیه آن به دست آورد.

$$\vec{\omega} = L^{-1} (\sum \vec{M}_B - \vec{\omega}_B \times L \vec{\omega}_B) \quad (9)$$

$L$  تانسور اینرسی،  $\vec{M}_B$  بردار مومنتوم روی جسم صلب و  $\vec{\omega}_B$  بردار سرعت زاویه‌ای جسم است. رابطه (۱۰) تانسور اینرسی را نشان می‌دهد. در تانسور اینرسی  $I_{xx}$ ،  $I_{yy}$  و  $I_{zz}$  ممان‌های اینرسی نامیده می‌شوند. عبارت‌های  $I_{xz}$ ،  $I_{yx}$ ،  $I_{xy}$ ،  $I_{yz}$  و  $I_{zy}$  نیز با عنوان حاصل ضرب اینرسی<sup>۱۴</sup> مطرح می‌شوند.



شکل ۴- تصویر سه بعدی بال در حل اعتبارسنجی (به مقیاس نیست)

### معادلات حاکم بر جریان

معادلات حاکم بر جریان، از نوع معادلات اویلر<sup>۱۱</sup> در حالت ناپایا هستند. در این گونه جریان‌ها مقدار لزجت صفر فرض می‌شود و نیروهای اینرسی بر نیروی لزجی غلبه دارند. حل معادلات به صورت لزج، نشان می‌دهد که نتایج تفاوت چندانی با حالت غیرلزج ندارد [۱۱ و ۱۲]. بر این اساس می‌توان گفت که در تحلیل مسائل جدایش محموله از هواپیما، نیروی پسای اصطکاکی نقش چندانی در تعیین مسیر حرکت محموله ندارد. مزیت عمده استفاده از معادلات غیرلزج، کاهش قابل توجه هزینه محاسباتی تحلیل جدایش است. روابط (۱)، (۲) و (۳) به ترتیب معادلات اویلر پیوستگی، مومنتوم و انرژی را نشان می‌دهند.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho v_i) = 0 \quad (1)$$

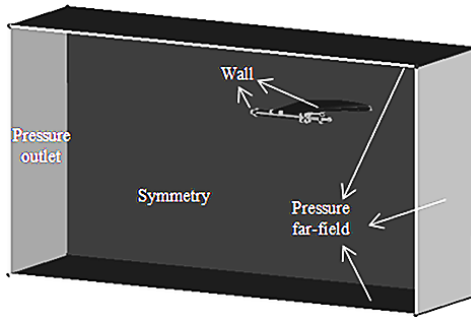
$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho v_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho v_i v_j) = -\frac{\partial}{\partial x_i} p + \rho g_i \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho e_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (v_i (\rho e_i + p)) = 0 \quad (3)$$

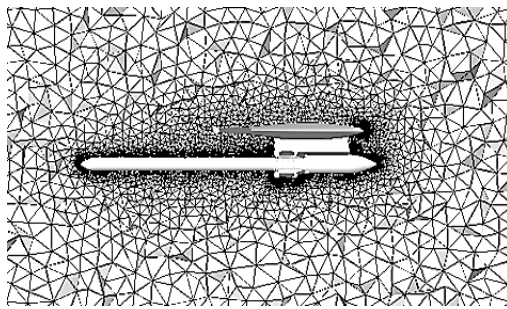
که  $\rho$  چگالی،  $v_i$  سرعت و  $g_i$  شتاب گرانج در راستای  $x_i$ ،  $p$  فشار،  $e_i$  انرژی کلی سیال و  $t$  زمان است.  $i$  و  $j$  هم در معادلات بالا زیروندهای نمایش اندیسی<sup>۱۲</sup> هستند که سه راستای محور مختصات را در برمی‌گیرند. انرژی کلی سیال نیز از دو قسمت انرژی استاتیک و دینامیک تشکیل شده است که به صورت رابطه (۴) بیان می‌شود. انرژی استاتیک با نماد  $e$  نشان داده شده است.

$$e_i = e + \frac{1}{2} |v_i v_i| \quad (4)$$

انرژی استاتیک و فشار می‌توانند به صورت تابعی از سرعت صوت، دمای سیال و نسبت حرارت مخصوص بیان شوند که روابط (۵) و (۶) به ترتیب، بیان گر این ارتباط هستند.



شکل ۵- شرایط مرزی و فضای حل



شکل ۶- ساختار شبکه نزدیک بال و محموله

شبکه بی‌ساختار با استفاده از دو قابلیت هموارسازی فنی<sup>۲۱</sup> و شبکه‌بندی مجدد محلی<sup>۲۲</sup>، در هر مرحله جابه‌جایی محموله، بازسازی می‌شود [۱۴]. شکل ۶ شبکه‌بندی ریز را در نزدیکی محموله و بال نشان می‌دهد.

### زمان شبیه‌سازی عددی

بررسی‌ها نشان می‌دهد که برای زمان‌های بالاتر از ۰/۳ ثانیه، میزان انحراف نتایج عددی و تجربی به تدریج افزایش می‌یابد [۱۱ و ۱۵].

از طرفی برخورد محموله به پیلون معمولاً در بین بازه زمانی ۲۰۰ میلی‌ثانیه بعد از جدایش روی می‌دهد. در صورتی که در این بازه زمانی برخوردی صورت نگیرد، احتمال برخورد در زمان‌های بیش‌تر ناچیز خواهد بود [۱۶].

از این‌رو، زمان ۰/۲ ثانیه به‌عنوان زمان شبیه‌سازی تعیین شد تا هم از حجم محاسبات کاسته شود و هم شبیه‌سازی در مقدار زمانی مناسب انجام گیرد.

### نتایج مربوط به صحت‌سنجی

دو شکل ۷ و ۸ مقایسه بین داده‌های ارائه‌شده توسط مرکز توسعه مهندسی آرنولد و حل‌های عددی را نشان می‌دهند که به ترتیب بیان‌گر مقدار جابه‌جایی خطی و تغییر زوایای اوپلر برحسب زمان هستند.

$$L = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (10)$$

تبدیل مومنتوم‌ها از دستگاه مختصات اینرسی به روی دستگاه مختصات روی جسم صلب از طریق رابطه (۱۱) صورت می‌گیرد که  $\vec{M}_G$  بردار مومنتوم در دستگاه مختصات اینرسی است.

$$\vec{M}_B = R\vec{M}_G \quad (11)$$

$R$  نیز به‌صورت رابطه (۱۲) تعریف می‌شود.

$$R = \begin{bmatrix} C_m C_\psi & C_\theta S_m & -S_\theta \\ S_\phi S_\theta S_\psi - C_\phi S_\psi & S_\phi S_\theta C_\psi + C_\phi C_\psi & S_\phi C_\theta \\ C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi C_\psi & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \quad (12)$$

عبارت‌های  $C_m$  و  $S_m$  به ترتیب نماد  $\cos(m)$  و  $\sin(m)$  می‌باشند. زوایای  $\phi$  (زاویه رول<sup>۱۵</sup> برای هواپیماها)،  $\theta$  (زاویه پیچ<sup>۱۶</sup>) و  $\psi$  (زاویه یاو<sup>۱۷</sup>) زوایای اوپلر هستند که به ترتیب، چرخش را حول محورهای مختصات  $x$ ،  $y$  و  $z$  نشان می‌دهند [۱۳]. بدین ترتیب بردار مومنتوم روی جسم صلب قابل محاسبه است و می‌توان مسیر حرکت جسم را پیش‌بینی کرد.

### شرایط مرزی

شکل ۵ شرایط مرزی مسئله را نشان می‌دهد. برای همه وجوه به‌غیراز پایین‌دست جریان و سمت راست شکل، شرط مرزی از نوع فشار دوردست<sup>۱۸</sup> است که دما و فشار آن، مطابق با شرایط مدل استاندارد اتمسفر، در ارتفاع ۸۰۰۰ متری تعیین شده و عدد ماخ برای جریان آزاد، برابر با ۰/۹۵ است. پایین‌دست جریان و مرز سمت راست به ترتیب از نوع فشار خروجی و متقارن<sup>۱۹</sup> هستند. برای بال و محموله نیز شرط مرزی دیوار اعمال شده است.

### شبکه‌بندی فضای محاسباتی

شبکه‌بندی فضای حل از نوع بی‌ساختار چهاروجهی<sup>۲۰</sup> است که در سه اندازه درشت (۲۷۱۰۸۶)، متوسط (۶۳۰۷۰۵) و ریز (۱۴۹۱۳۹۵) مورد بررسی قرار گرفته است.

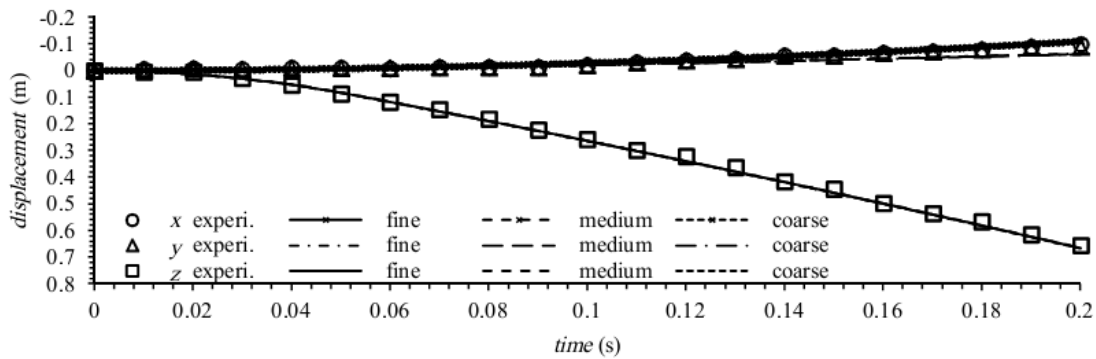
تحقیق از تنظیمات مربوط به شبکه‌بندی متوسط استفاده شده است.

### روش باکس-بنکن<sup>۲۳</sup>

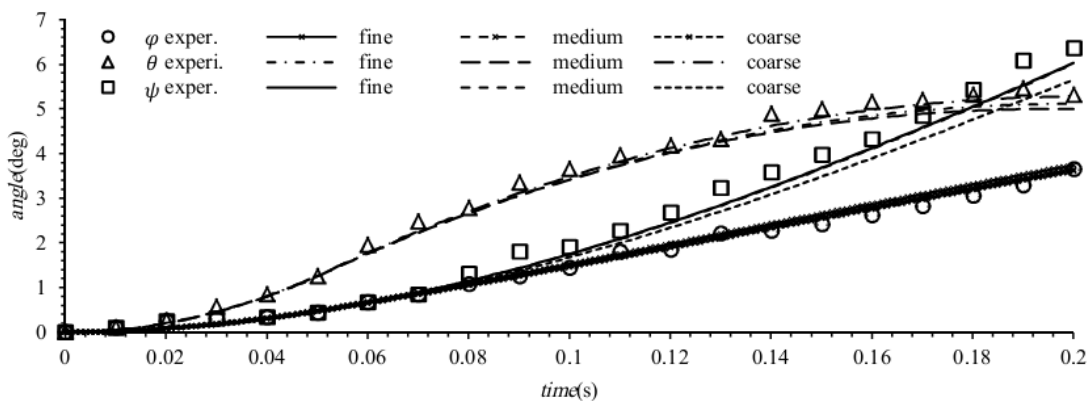
در تئوری بهینه‌سازی، یک آزمایش به مجموعه‌ای از آزمون‌ها گفته می‌شود که در آن، متغیرهای ورودی با توجه به قاعده خاصی تغییر می‌کنند تا دلایل تغییر در پاسخ‌هایی خروجی مشخص شود. هدف از انجام آزمایش، اساساً بهینه‌سازی است. طراحی آزمایش<sup>۲۴</sup> به روش‌هایی اطلاق می‌شود که در انتخاب درست آزمایش‌هایی که برای تحلیل پاسخ باید انجام شوند، استفاده می‌شود.

بررسی متغیرها به صورت جداگانه، به ماتریس بزرگی از حل‌های عددی نیاز خواهد داشت. یکی از راهکارهای برخورد با این‌گونه مسائل، روش پاسخ سطح است. این روش مجموعه‌ای از فن‌های ریاضی و آماری را شامل می‌شود که بر مبنای برآزش معادله چندجمله‌ای بر روی داده‌های مسئله استوار است [۱۷].

در مورد جابه‌جایی‌های خطی، انحراف نتایج عددی از داده‌های تجربی ناچیز است و تطابق بسیار مناسبی بین این نتایج وجود دارد؛ ولی شکل ۸ انحراف بیش‌تری را در پیش‌بینی زوایای اوایلر نشان می‌دهد؛ با این حال انطباق قابل قبولی وجود دارد که حاکی از اعتبار نتایج حل عددی است. در مورد زوایای رول و پیچ، حل‌های عددی برای سه شبکه درشت، متوسط و ریز در شکل ۸ تقریباً روی هم افتاده‌اند؛ ولی انحراف بین نتایج عددی و تجربی در مورد زاویه یاو مقدار بیش‌تری است. خطوط نقطه‌چین برای زاویه یاو که نشان‌دهنده شبکه درشت است با فاصله تقریباً زیادی نسبت به خط توپر که شبکه ریز را نشان می‌دهد، قرار دارد. شبکه متوسط نیز که با خط‌چین نشان داده شده، به صورت کامل روی خط توپر افتاده است و از این رو قابل تشخیص نیست. هم‌چنین در مورد زاویه پیچ مشاهده می‌شود که با افزایش زمان، اختلاف بین شبکه‌بندی ریز و درشت مشهودتر می‌شود؛ با این‌وجود شبکه‌بندی متوسط بین نتایج این دو حالت قرار گرفته و دقت قابل قبولی را ارائه می‌دهد. بر این مبنای، برای رسیدن به دقت مناسب حل عددی و هم‌چنین پرهیز از تحمیل هزینه محاسباتی اضافی، در ادامه



شکل ۷- مقایسه بین نتایج عددی و داده‌های تجربی برای جابه‌جایی‌های خطی



شکل ۸- مقایسه بین نتایج عددی و داده‌های تجربی برای زوایای اوایلر

با این توصیف تعداد آزمایش‌های موردنیاز، در حالتی که تعداد متغیرها برابر ۳ باشد، ۱۳ خواهد بود. به شیوه مشابه هنگامی که تعداد متغیرها برابر ۴ شود، آزمایش‌های موردنیاز ۲۵ عدد خواهد بود. ستون آخر جدول ۲ نیز مقادیر میانی را نشان می‌دهد. با این توصیف تعداد حل‌های موردنیاز در این مسئله، کاهش در حدود ۷۰ درصد دارد.

### کدگذاری متغیرهای مسئله

منظور از کدگذاری متغیرها، تبدیل مقادیر واقعی به مقادیر بی‌بعد است. این کار، امکان بررسی متغیرها را، با مراتب بزرگی مختلف، فراهم می‌سازد. رابطه (۱۳) روش کدگذاری را نشان می‌دهد.

$$\alpha_n = \left( \frac{z_n - z_n^0}{\Delta z_n} \right) \beta \quad (13)$$

که  $z_n$  مقدار واقعی و  $\alpha_n$  مقدار کدگذاری شده متغیر  $n$  را نشان می‌دهد.  $\Delta z_n$  نیز فاصله بین مقدار واقعی در نقطه مرکزی و مقدار واقعی حد بالا یا پایین برای هر متغیر است.  $\beta$  مقدار حد کدگذاری و  $z_n^0$  مقدار واقعی متغیر در نقطه مرکزی است.

نام‌گذاری متغیرهای ورودی و نمادهای مورد استفاده برای هر متغیر در جدول ۳ آمده است. بازه نشان‌داده‌شده برای هر متغیر بین دو مقدار -۱ و +۱ بی‌بعد شده است که +۱ کران بالا و -۱ کران پایین بازه را نشان می‌دهد. حد کدگذاری برای هر متغیر نیز برابر با ۱ انتخاب شده است تا تمام محدوده متغیرها پوشش یابد. مقدار نسبت منظری در مورد محموله به صورت نسبت طول محموله به قطر آن تعریف شده است و برای بال به صورت طول وتر بال به نصف طول بال می‌باشد.

جدول ۳ - متغیرهای طراحی آزمایش

نام متغیر	واحد متغیر	حد پایین متغیر	حد بالای متغیر	نماد کدگذاری
نسبت منظری بال	-	۰٫۰۶	۰٫۱	A
نسبت منظری محموله	-	۴	۸	B
نیروی بیرون‌انداز جلویی	kN	۲	۱۰	C
نیروی بیرون‌انداز پشتی	kN	۱۰	۴۰	D

روش پاسخ سطح یک مدل رگرسیون<sup>۲۵</sup> تقریبی تولید می‌کند که به مدل رگرسیون واقعی نزدیک است. مدل واقعی رگرسیون معمولاً قابل‌دستیابی نیست و مدلی که ساخته می‌شود بر مبنای داده‌های به‌دست‌آمده است. بررسی روش‌های مختلف رگرسیون در روش پاسخ سطح موردنظر قرار می‌گیرد تا یک روش مناسب برای هر مجموعه داده انتخاب شود.

روش باکس-بنکن یکی از انواع روش‌های پاسخ سطح است که در سال ۱۹۸۰ میلادی ارائه شد. در طراحی آزمایش براساس این مدل، بررسی هر متغیر حداقل به سه مقدار از آن نیاز دارد تا آرایش مناسبی از طرح آزمایش ارائه شود. در حالتی که بررسی اثر متغیرها به صورت منفرد مورد توجه باشد، به تعداد  $3^k$  آزمایش نیاز است که  $k$  تعداد متغیرها را بیان می‌کند [۱۸]. برای ماتریس حل‌های عددی که در این مطالعه بررسی می‌شود، با قرار دادن مقدار  $k=4$  تعداد حل‌ها ۸۱ خواهد شد.

در روش باکس-بنکن، مقدار یکی از متغیرها در سطح میانی ثابت می‌شود و ترکیب‌هایی از همه سطوح متغیرهای دیگر اعمال می‌شود. برای نشان دادن کارکرد این روش سه متغیر عمومی به صورت  $F$  و  $H$  تعریف شده‌اند. همان‌طور که در جدول ۲ مشاهده می‌شود، متغیر  $H$  ثابت شده است و ترکیبی از همه سطوح متغیرهای  $E$  و  $F$  اعمال شده است. این عمل برای متغیرهای  $F$  و  $E$  نیز به ترتیب اعمال شده است.

جدول ۲ - طراحی آزمایش برای مسئله سه متغیره با استفاده از

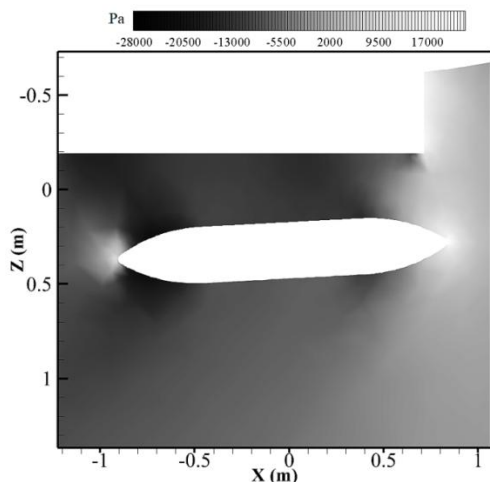
ردیف	باکس-بنکن		
	$H$	$F$	$E$
۱	۰	-۱	-۱
۲	۰	-۱	۱
۳	۰	۱	-۱
۴	۰	۱	۱
۵	-۱	۰	-۱
۶	-۱	۰	۱
۷	۱	۰	-۱
۸	۱	۰	۱
۹	-۱	-۱	۰
۱۰	-۱	۱	۰
۱۱	۱	-۱	۰
۱۲	۱	۱	۰
۱۳	۰	۰	۰

### بحث و نتایج

شکل‌های ۱۰ تا ۱۳ تغییرات فشار، اندازه سرعت، دما و چگالی را برای یک حالت از حل‌های انجام‌شده بیان می‌کنند. فشار، سرعت، دما و چگالی ارتباط مستقیمی بر یکدیگر دارند و تغییر در مقدار یک کمیت، بر مقدار کمیت دیگری اثر می‌گذارد. در این نمودارها، نقاط تیره کمترین مقادیر و نقاط روشن بیشترین مقادیر را از آن کمیت نشان می‌دهند. در جاهایی از هندسه پیلون و محموله که مقابل جریان قرار گرفته است، نقاط سکون تشکیل و فشار، دما و چگالی افزایش یافته و از مقدار سرعت کاسته شده است.

هنگامی که جریان به فاصله بین پیلون و محموله می‌رسد، مسیر در دسترس آن برای عبور کاهش پیدا می‌کند. این امر باعث می‌شود تا سرعت جریان افزایش یافته و فشار، دما و چگالی آن کاهش یابد. شروع این تغییرات در شکل‌های ۱۰ تا ۱۳ تقریباً از همان نقطه شروع هندسه پیلون مشاهده می‌شود و در طول فاصله‌ای که بین محموله و پیلون وجود دارد، پارامترهای مذکور مقدار تقریباً ثابتی دارند.

در قسمت انتهایی محموله، جایی که مقدار فضای در دسترس برای عبور جریان بیشتر می‌شود، سرعت افزایش یافته و فشار، دما و چگالی کاهش می‌یابد. این پدیده اصطلاحاً فن انبساطی<sup>۲۷</sup> نامیده می‌شود و هنگامی رخ می‌دهد که یک جریان فراصوت در یک مقطع واگرا حرکت کند. کاهش فشار، چگالی و دما به ترتیب در شکل‌های ۹، ۱۱ و ۱۲ در مقدار تقریبی ۰/۵ متر بر روی محور افقی قابل مشاهده است که این نقطه محل افزایش مقطع در دسترس جریان است.



شکل ۱۰ - تغییرات فشار اطراف محموله در حالت حل A=0.1, B=6, C=2 kN, D=25 kN

مشخصات محموله و بال برحسب نسبت منظری به ترتیب در جدول‌های ۴ و ۵ آمده است. در بررسی اثر متغیرها بر مقدار سقوط، محموله‌ها بدون پره در نظر گرفته شده‌اند و بال‌ها از نوع بال متقارن هستند.

جدول ۴ - مشخصات هندسی محموله‌های استفاده‌شده در طراحی

آزمایش		
نسبت منظری محموله	قطر محموله (mm)	طول محموله (mm)
۴	۳۰۰	۱۲۰۰
۶	۳۰۰	۱۸۰۰
۸	۵۰۰	۴۰۰۰

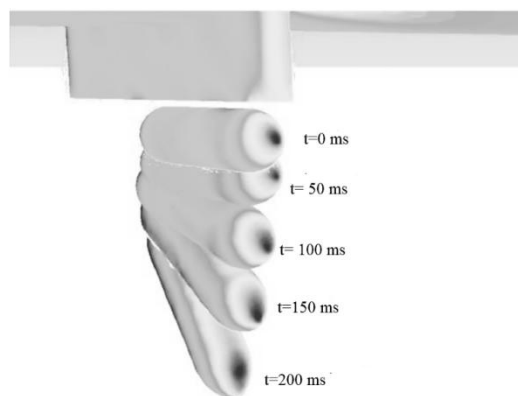
جدول ۵ - مشخصات هندسی بال‌های استفاده‌شده در طراحی

آزمایش		
نسبت منظری بال	طول وتر <sup>۲۶</sup> (mm)	نصف عرض بال (mm)
۰/۱	۱۰۰۰۰	۱۰۰۰
۰/۰۸	۹۰۰۰	۷۲۰
۰/۰۶	۸۰۰۰	۴۸۰

### تنظیمات ماتریس حل‌های عددی

تنظیمات حل‌گر برای هر حل عددی ماتریس آزمایش، همانند تنظیمات حل عددی اعتبارسنجی انتخاب شده است. ساخت شبکه برای هر حل عددی نیز بر اساس شبکه متوسطی است که در حل عددی اعتبارسنجی مورد استفاده قرار گرفت. سقوط محموله در مدت‌زمان ۰/۲ ثانیه شبیه‌سازی شد و نتایج مربوط به مقدار سقوط محموله دست آمد.

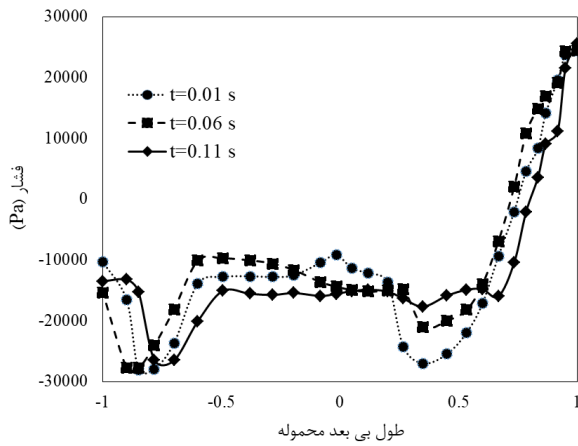
شکل ۹ سقوط محموله را بعد از جدایش و برحسب زمان، برای یکی از حالت‌ها در مدت‌زمان ۰/۲ ثانیه نشان می‌دهد.



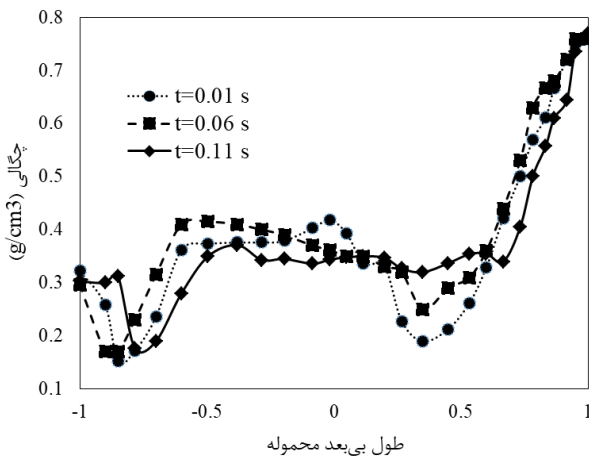
شکل ۹ - مسیر حرکت محموله بعد از جدایش برحسب زمان



با توجه به عدد ماخ پروازی، احتمال وجود شوک در این مسئله وجود دارد. برای بررسی این موضوع داده‌های مربوط به تغییرات فشار و چگالی در راستای محموله قابل استفاده است. شکل‌های ۱۴ و ۱۵ به ترتیب تغییرات فشار و چگالی را در راستای طول محموله نشان می‌دهند. محور افقی نشانگر طول محموله است که جهت مقایسه تغییرات فشار در موقعیت‌های مختلف سقوط، برحسب طول محموله بی‌بعد شده است. این نمودارها برای حالتی که  $A=0.06$ ،  $B=4$ ،  $C=6$  kN،  $D=25$  kN است، ترسیم شده‌اند و قابل تعمیم به سایر حالت‌ها می‌باشند. نتایج مربوط به فشار و چگالی بر روی محموله در سه حالت  $0.1$ ،  $0.06$  و  $0.11$  ثانیه پس از سقوط رسم شده‌اند.

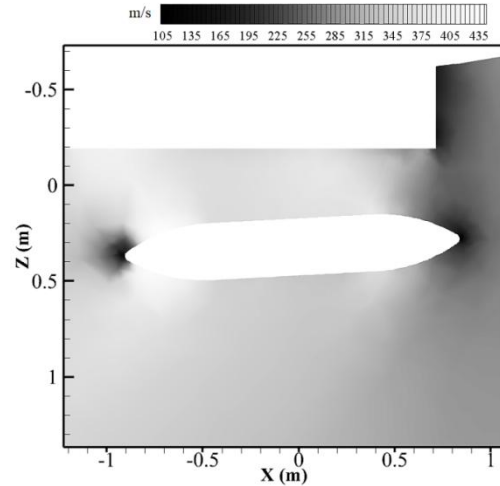


شکل ۱۴ - تغییرات فشار برحسب طول محموله بی‌بعد



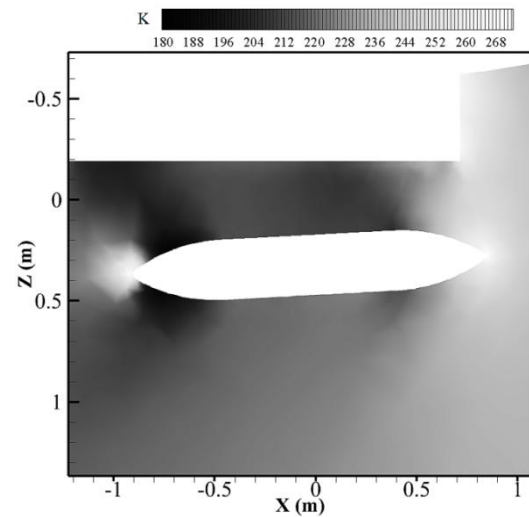
شکل ۱۵ - تغییرات چگالی برحسب طول محموله بی‌بعد

در روندی که نمودارهای ۱۴ و ۱۵ نشان می‌دهند، مشخص است که فشار و چگالی در هر سه حالت ابتدا روندی کاهشی دارند. در حالت  $0.1$  ثانیه فشار به صورت ناگهانی و با



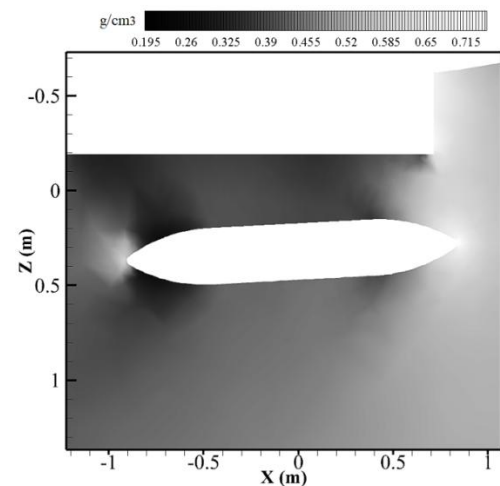
شکل ۱۱ - تغییرات اندازه سرعت اطراف محموله در حالت حل

$A=0.1$ ,  $B=6$ ,  $C=2$  kN,  $D=25$  kN



شکل ۱۲ - تغییرات دما اطراف محموله در حالت حل

$A=0.1$ ,  $B=6$ ,  $C=2$  kN,  $D=25$  kN



شکل ۱۳ - تغییرات چگالی اطراف محموله در حالت حل

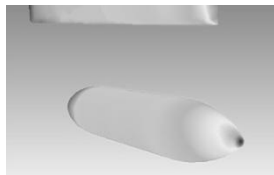
$B=6$ ,  $C=2$  kN,  $D=25$  kN

ناگهانی نیست که به ضعیف بودن پدیده شوک در این حالت اشاره دارد.

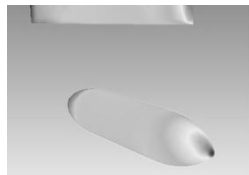
شکل ۱۶ وضعیت قرارگیری محموله‌ها را پس از گذشت ۰/۲ ثانیه از زمان جدایش، نشان می‌دهد. با توجه به شکل مشخص می‌شود که برای نسبت منطری محموله ۸، احتمال برخورد محموله با پایلون بیش تر است. در دو حالت ۱۴ و ۱۹ مشاهده می‌شود که امکان برخورد بین محموله و پایلون بیشتر شده است و با ادامه یافتن زمان سقوط، برخورد بین این دو مجموعه بعید نخواهد بود؛ با اینکه مرکز جرم محموله از پایلون دور شده است، ولی چرخش آن باعث شده است تا انتهای عقبی محموله به پایلون نزدیک شده و امکان برخورد را افزایش دهد. برای محموله با نسبت منطری ۸، مشاهده می‌شود که افزایش نیروی بیرون‌انداز جلویی فاصله بیشتری را بین محموله و مجموعه بال ایجاد می‌کند و جدایش ایمن تری را رقم می‌زند. از این بیان می‌توان نتیجه گرفت که برای محموله‌هایی که طول بزرگتری دارند، اهمیت نیروی بیرون‌انداز پستی بیش تر است و عدم تعیین دقیق این نیرو، احتمال بروز حادثه را حین جدایش افزایش می‌دهد.

شیب تندی در مقدار طول بی بعد حدود ۰/۲ افزایش می‌یابد. در مورد سایر حالت‌ها نیز این افزایش مشاهده می‌شود ولی با بیشتر شدن زمان سقوط از شدت آن کاسته می‌شود. با ورود جریان هوا به ناحیه بین محموله و پایلون، به دلیل کاهش سطح مقطع در دسترس، سرعت جریان افزایش یافته و فشار کاهش می‌یابد. با افزایش سرعت و عبور از عدد ماخ ۱ احتمال ایجاد شوک افزایش می‌یابد. افزایش ناگهانی فشار و چگالی در نمودارهای ۱۴ و ۱۵ حاکی از وجود شوک در این مسئله است. وجود یک دره در قسمت انتهایی محموله نیز بیانگر پدیده فن انبساطی است که در شکل‌های ۱۰ تا ۱۳ نیز بررسی شد.

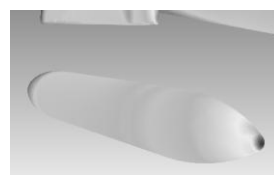
با بررسی نمودارهای ۱۴ و ۱۵ مشخص می‌شود که بروز شوک در زمان ۰/۰۱ بارزتر از حالتی است که زمان بیشتری از سقوط می‌گذرد. با فاصله گرفتن محموله از پایلون سطح در دسترس برای جریان بیشتر شده و سرعت جریان با شیب ملایم تری افزایش می‌یابد که منجر به شوک ضعیف تری می‌شود؛ بنابراین برای حالتی که محموله به اندازه کافی از پایلون دور شده باشد، شوک ایجاد شده ضعیف تر خواهد بود. در نمودارهای ۱۰ و ۱۳ نیز مشاهده می‌شود که با وجود افزایش فشار و چگالی در نیمه جلویی محموله، این تغییرات شدید و



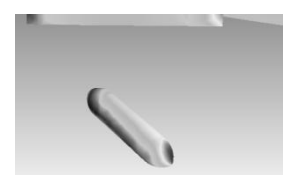
(1) A=0.1, B=6, C=2 kN, D=25 kN



(2) A=0.1, B=6, C=10 kN, D=25 kN



(3) A=0.1, B=8, C=6 kN, D=25 kN



(4) A=0.08, B=4, C=6 kN, D=40 kN



(5) A=0.06, B=6, C=2 kN, D=25 kN



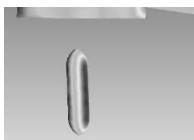
(6) A=0.06, B=6, C=6 kN, D=40 kN



(7) A=0.08, B=6, C=2 kN, D=10 kN



(8) A=0.08, B=6, C=2 kN, D=40 kN



(9) A=0.08, B=4, C=6 kN, D=10 kN



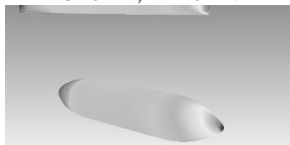
(10) A=0.1, B=4, C=6 kN, D=25 kN



(11) A=0.08, B=4, C=2 kN, D=25 kN



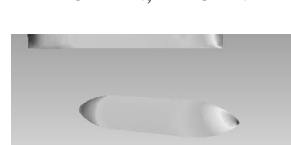
(12) A=0.08, B=8, C=2 kN, D=25 kN



(13) A=0.08, B=6, C=10 kN, D=40 kN



(14) A=0.08, B=8, C=6 kN, D=10 kN

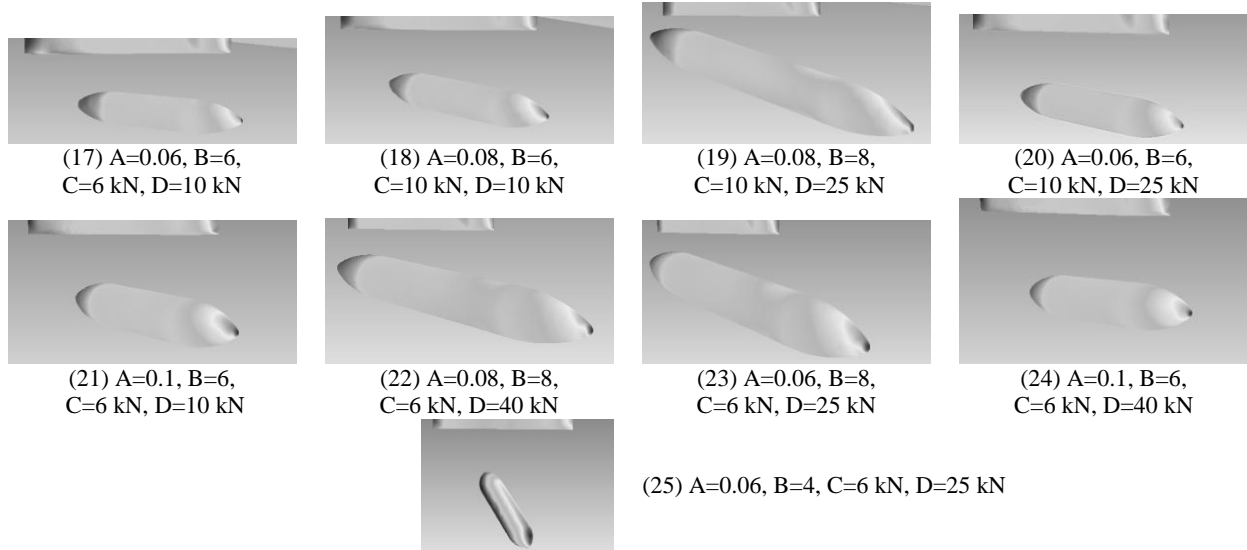


(15) A=0.08, B=6, C=6 kN, D=25 kN



(16) A=0.08, B=4, C=10 kN, D=25 kN

شکل ۱۶ - وضعیت قرارگیری محموله‌ها بعد از گذشت ۰/۲ ثانیه از جدایش



شکل ۱۶ (ادامه) - وضعیت قرارگیری محموله‌ها بعد از گذشت ۰.۲ ثانیه از جدایش

در مورد مسئله‌ای که تحقیق حاضر به آن می‌پردازد، استفاده از جذر پاسخ به‌جای خود پاسخ، برازش بهتری را منجر می‌شود. این بیان را جدول ۶، در مورد انحراف‌معیار و ضریب‌تعیین<sup>۲۹</sup> برای دو تحلیل خطی و مربعی نشان می‌دهد. ضریب‌تعیین، یک مقدار آماری است که معیاری از میزان نزدیکی مدل برازش‌شده بر داده‌ها را ارائه می‌دهد. هر چقدر مقدار ضریب‌تعیین به ۱ نزدیک‌تر باشد، برازش بهتری انجام‌شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود انحراف معیار و ضریب تعیین برای تحلیل مربعی با تبدیل، به‌ترتیب کم‌ترین و بیش‌ترین مقدار است که حاکی از برازش مناسب داده‌ها در این حالت است. رابطه (۱۴) چندجمله‌ای برازش‌شده را نشان می‌دهد.

جدول ۶ - انحراف‌معیار و ضریب‌تعیین برای تحلیل خطی و مربعی

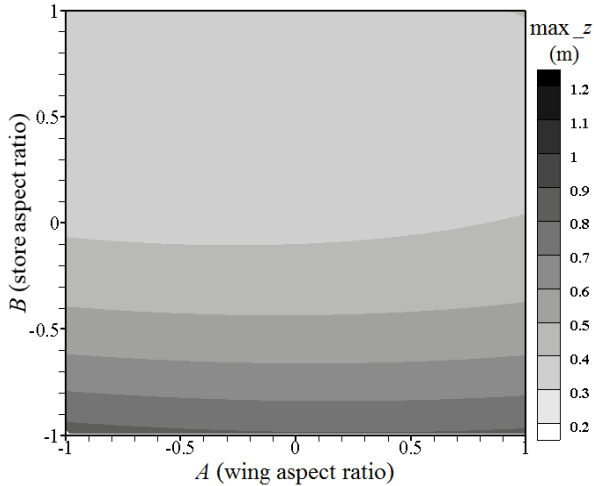
ضریب تعیین (R-squared)	انحراف معیار	نوع تحلیل
۰.۶۶۴۴	۰.۰۹۲	خطی
۰.۹۵۳۹	۰.۰۴۸	مربعی
۰.۶۳۲۴	۰.۱۵	خطی (بدون تبدیل)
۰.۹۴۵۳	۰.۰۸۱	مربعی (بدون تبدیل)

$$\begin{aligned} \sqrt{\max_z} = & 0.61 + 8.97 \times 10^{-3} A - 0.15B \\ & + 0.07C + 0.026D + 0.016AB - 0.484 \times 10^{-4} AC \\ & + 4.15 \times 10^{-5} AD - 0.075BC + 0.029BD \\ & - 3.95 \times 10^{-3} CD + 0.013A^2 + 0.13B^2 \\ & - 0.018C^2 - 2.37 \times 10^{-3} D^2 \end{aligned} \quad (14)$$

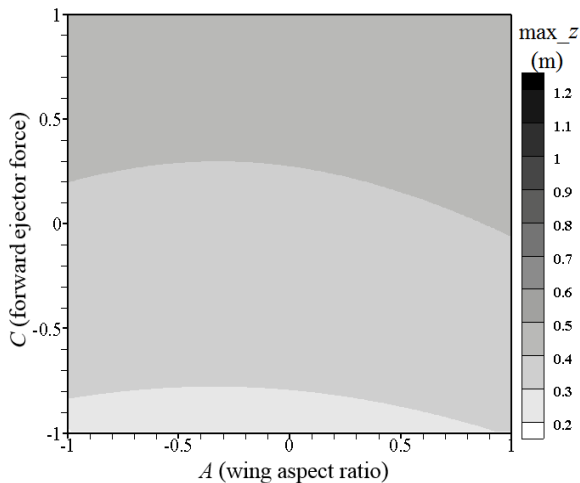
در مورد محموله با نسبت منظری ۶ مشاهده می‌شود که راستای محموله نسبت به بال و پایلون تغییر زیادی نسبت به محموله‌های دیگر ندارد. این نتیجه‌گیری با مشاهده مسیر سقوط محموله در اثر تغییرات نیروی بیرون‌انداز جلویی و پشتی و هم‌چنین شکل بال قابل دریافت است.

در حالت‌هایی که نسبت منظری محموله برابر با ۴ است، مشاهده می‌شود که محموله فاصله بیش‌تری را نسبت به مجموعه بال و پایلون پیموده است و تغییر راستای شدیدی را در زمان‌های کوتاه تجربه می‌کند. این امر باعث می‌شود تا فرآیند کنترل محموله برای رساندن به نقطه مشخص سخت‌تر شود. شکل‌های مربوط به این نسبت منظری، نشان می‌دهد که محموله پس از رهاش تقریباً به‌صورت عمودی فرود می‌آید.

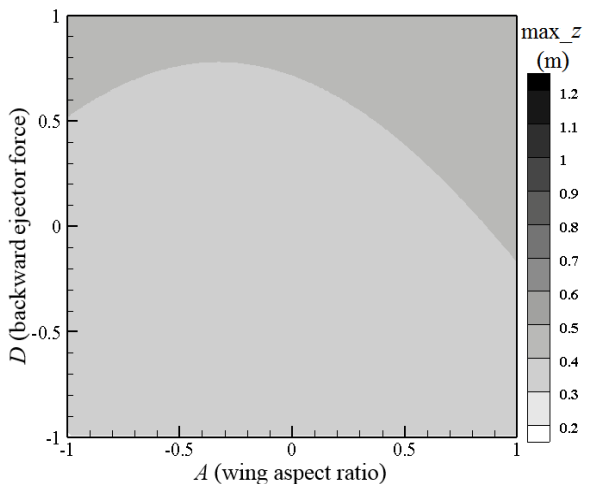
موضوع دیگری که در بررسی پارامترها حائز اهمیت است، اثر تعامل پارامترها در پاسخ‌های خروجی مسئله است. برای به‌دست‌آوردن ارتباط بین پارامترها، از نرم‌افزار دیزاین‌اکسپرت<sup>۲۸</sup> استفاده‌شده است. مقادیر سقوط محموله در راستای گرانش برای هر حالت، از طریق شبیه‌سازی به‌دست‌آمد و در نرم‌افزار وارد شد. این نرم‌افزار قابلیت برازش چندجمله‌ای با درجه‌های مختلف را، بر روی داده‌های به‌دست‌آمده دارد تا براساس آن مدلی ارائه دهد که برحسب آن، میزان وابستگی پارامتر خروجی به متغیرهای ورودی تعیین شود. هم‌چنین برای برازش بهتر داده‌ها، امکان تبدیل شکل پاسخ به شکل توابع شناخته‌شده وجود دارد. این تبدیل در برخی از مسائل به برازش بهتر داده‌ها بر چندجمله‌ای کمک خواهد کرد.



شکل ۱۷- بیشترین مقدار سقوط محموله در مقادیر مختلف نسبت منظری بال و محموله



شکل ۱۸- بیشترین مقدار سقوط محموله در مقادیر مختلف نسبت منظری بال و نیروی بیرون‌انداز جلویی



شکل ۱۹- بیشترین مقدار سقوط محموله در مقادیر مختلف نسبت منظری بال و نیروی بیرون‌انداز پشتی

از روی ضرایب مربوط به متغیرهای ورودی در مدل، می‌توان به میزان اهمیت هر متغیر پی‌برد. به‌علت بی‌بعد بودن متغیرها در مدل، بزرگ بودن ضرایب هر جمله نشان‌دهنده تأثیر بیش‌تر آن جمله بر مقدار پاسخ است. در بین ضرایب متغیرها، مقدار ضریب نسبت منظری محموله، بیش‌تر از سایر ضرایب است که به غالب بودن تأثیر این متغیر تأکید دارد. ضریب عددی نسبت منظری محموله نیز در بین جملات مرتبه اول، کمترین مقدار را دارد که نشان از اهمیت ناچیز این متغیر در اندازه سقوط محموله است. با مشخص شدن مدل مناسب، داده‌های ارائه‌شده توسط نرم‌افزار دیزاین اکسپرت استخراج گردید و با استفاده از نرم‌افزار ترسیم مهندسی تک‌پلات<sup>۲۰</sup>، شکل‌های ۱۷ تا ۲۲ رسم گردید. در این شکل‌ها، اثر هر کدام از پارامترهای ورودی روی مقدار سقوط محموله در راستای گرانش نشان داده شده است. در این شکل‌ها، محورهای عمودی و افقی بی‌بعد هستند.

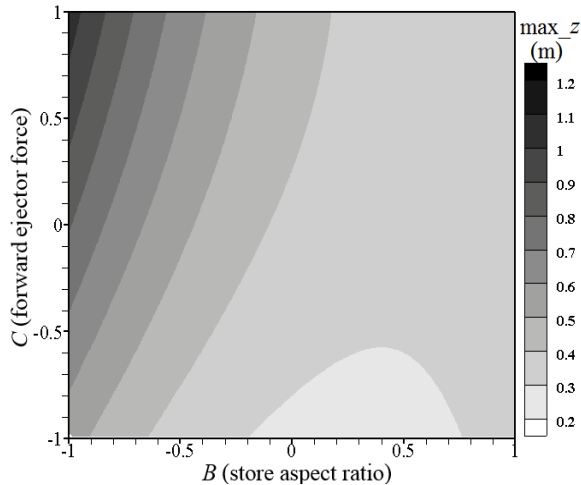
### نسبت منظری بال

با توجه به شکل‌های ۱۷، ۱۸ و ۱۹ مشاهده می‌گردد که در راستای افقی شکل‌ها که نسبت منظری بال را نشان می‌دهد، تغییرات زیادی دیده نمی‌شود و نمودارها متشکل از نوارهای با ضخامت تقریباً یکسان هستند.

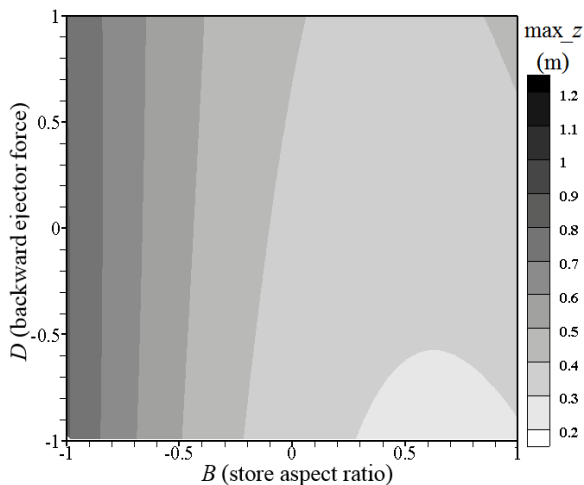
هم‌چنین تغییر طیف خاکستری که در راستای عمودی نمودارها دیده می‌شود، بیانگر این موضوع است که تغییرات طیف، هم‌سو با محور عمودی است و نقش محور افقی که همان نسبت منظری بال است، ناچیز است. این مطلب بیان‌گر عدم تأثیر محسوس این متغیر بر مقدار سقوط محموله در راستای گرانش است؛ بنابراین مشخص می‌شود که در محدوده نسبت منظری بال مطالعه شده، جدایش محموله تقریباً مستقل از این متغیر است.

### نسبت منظری محموله

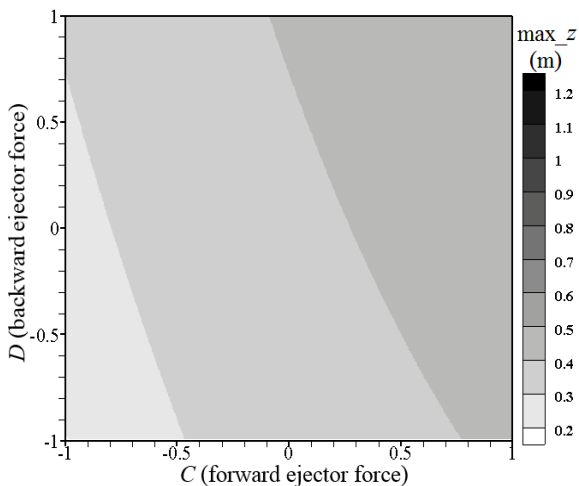
شکل‌های ۱۷، ۲۰ و ۲۱ نشان می‌دهند که تغییر نسبت منظری محموله تأثیر قابل‌توجهی بر روی مقدار سقوط محموله دارد. با افزایش مقدار نسبت منظری محموله، مقدار سقوط محموله کم می‌شود. افزایش نسبت منظری محموله، به‌نوعی افزایش وزن را نشان می‌دهد؛ به عبارت دیگر افزایش وزن محموله، باعث کاهش میزان سقوط محموله در راستای گرانش



شکل ۲۰ - بیشترین مقدار سقوط محموله در مقادیر مختلف نسبت منظری محموله و نیروی بیرون انداز جلویی



شکل ۲۱ - بیشترین مقدار سقوط محموله در مقادیر مختلف نسبت منظری محموله و نیروی بیرون انداز پشتی



شکل ۲۲ - بیشترین مقدار سقوط محموله در مقادیر مختلف نیروهای بیرون انداز جلویی و پشتی

می‌شود. این نتیجه به شکل دیگری در مرجع [۸] نیز به دست آمده بود. آن‌ها با بررسی مخزن سوخت در حالت پر و خالی دریافتند که مقدار سقوط مخزن در راستای گرانش در حالتی که خالی است و وزن کمتری دارد، بیش‌تر خواهد بود.

### نیروی بیرون انداز جلویی

مطالعه شکل‌های ۱۸، ۲۰ و ۲۲ مشخص می‌سازد که مقدار نیروی بیرون انداز جلویی، تأثیر نسبتاً زیادی بر روی مقدار سقوط محموله دارد. تغییر محسوس طیف نمودار در راستای عمودی شکل ۲۰ و راستای افقی شکل‌های ۱۸ و ۲۲ نشان می‌دهد که با تغییر این متغیر، مقدار سقوط محموله تحت تأثیر قرار می‌گیرد. با افزایش نیروی بیرون انداز در قسمت جلوی محموله، مقدار سقوط محموله در راستای گرانش بیش‌تر می‌شود.

### نیروی بیرون انداز پشتی

پهنای تقریباً ثابت طیفی در راستای عمودی شکل‌های ۲۱ و ۲۲، نشان می‌دهد که تغییر نیروی بیرون انداز پشتی در بازه مشخص شده، تأثیر چندانی بر مقدار سقوط محموله ندارد. همان‌طور که در این نمودارها مشاهده می‌شود، تغییرات در راستای عمودی محسوس نیست. این بیان به‌خصوص در مورد شکل ۲۱ مشهودتر است و علت آن قوی‌تر بودن اثر پارامتر نسبت منظری محموله نسبت به نیروی بیرون انداز جلویی است. خطوط طیفی در شکل ۲۲ حالتی مورب دارند که نشان می‌دهد با اینکه مقدار این متغیر نسبت به نیروی بیرون انداز جلویی کم‌تر است ولی اثر آن قوی‌تر است این مطلب در حالی نتیجه گرفته می‌شود که محدوده تغییرات نیروی بیرون انداز پشتی ۳/۷۵ برابر نیروی بیرون انداز جلویی است.

### اثر متقابل متغیرهای ورودی

شکل ۱۸ بیان‌گر این مطلب است که مقدار سقوط محموله در حالتی که نسبت منظری محموله کمینه و نیروی بیرون انداز جلویی بیشینه مقدار باشد، بیش‌ترین مقدار را دارد. بررسی بیش‌تر شکل ۱۷ نیز مشخص می‌کند که نسبت منظری بال و نیروی بیرون انداز پشتی در ارتباط با هم‌دیگر، اثر ضعیفی بر تغییرات مقدار سقوط محموله دارند. این موضوع از تغییرات ناچیز طیفی در شکل استنباط می‌شود.

نسبت به نیروی بیرون‌انداز جلویی، این نیرو کمترین اثرگذاری را بر مقدار سقوط محموله دارد.

زمان سقوط محموله به‌عنوان یک پارامتر ورودی تأثیرگذار می‌تواند در مطالعه‌ای جداگانه بررسی شود. وارد کردن زمان سقوط محموله در راستای گرانش به مجموعه پارامترهای ورودی، باعث افزایش تعداد حل‌های موردنیاز به عدد ۴۱ می‌شود که حجم محاسبات را به مقدار ۶۴ درصد افزایش می‌داد. با مشخص شدن اثر ناچیز متغیرهای نسبت منظری بال و هم‌چنین نیروی بیرون‌انداز پشتی در بازه بررسی شده این مطالعه، می‌توان برای دو پارامتر ورودی ذکر شده، مقدار ثابتی فرض کرد و اثر پارامترهای دیگری از جمله زمان را مورد بررسی قرار داد.

#### پی‌نوشت‌ها

- ۱ Flight test
- ۲ Beggar
- ۳ XAIR
- ۴ Overflow
- ۵ Fluent
- ۶ Response Surface Method
- ۷ Grid method
- ۸ Ejector
- ۹ Arnold Engineering Development Center
- ۱۰ Sweep angle
- ۱۱ Euler Equations
- ۱۲ Index notation
- ۱۳ Six degree of freedom
- ۱۴ Inertia products
- ۱۵ Roll angle
- ۱۶ Pitch angle
- ۱۷ Yaw angle
- ۱۸ Pressure far-field
- ۱۹ Symmetry
- ۲۰ Tetrahedral
- ۲۱ Spring smoothing
- ۲۲ Local remeshing
- ۲۳ Box-Behnken
- ۲۴ Design of experiment
- ۲۵ Regression
- ۲۶ Chord
- ۲۷ Expansion fan
- ۲۸ Design Expert
- ۲۹ Coefficient of determination
- ۳۰ Techplot

هم‌چنین برای مشخص کردن متغیری که کمترین اثر را بر سقوط محموله دارد، می‌توان از این شکل بهره گرفت. با افزایش مقدار نیروی بیرون‌انداز پشتی، تغییر طیف در راستای عمودی ملموس‌تر از راستای افقی است که تأثیر بیش‌تر نیروی بیرون‌انداز پشتی را در مقابل نسبت منظری بال می‌رساند.

#### نتیجه‌گیری

این مقاله به شبیه‌سازی عددی جدایش محموله از بال هواپیما می‌پردازد. اهمیت متغیرهای مؤثر در مسئله جدایش محموله از جمله مواردی است که بین مطالعات انجام‌شده در این حوزه، به آن پرداخته نشده است. هم‌چنین رابطه‌ای وجود نداشته تا بر اساس آن، مقدار سقوط محموله در راستای گرانش برای هر مسئله خاص محاسبه شود. در این پژوهش اثر ۴ متغیر نسبت منظری بال، نسبت منظری محموله، نیروی بیرون‌انداز جلویی و پشتی بر روی مقدار سقوط محموله در راستای گرانش، بررسی شد.

برای اعتبارسنجی روش حل عددی، نتایج با داده‌های تجربی مرکز توسعه مهندسی آرنولد مقایسه و مشاهده شد که تطابق بسیار مناسبی وجود دارد. بر این اساس امکان بررسی هندسه‌های مشابه بال و محموله فراهم آمد. برای بررسی اثر متغیرها، یکی از روش‌های طراحی آزمایش با نام باکس-بنکن استفاده شد. طراحی آزمایش مجموعه‌ای از آزمایش‌ها را ارائه می‌دهد که علاوه بر در بر گرفتن اثر تعاملی پارامترها، تعداد موارد موردنیاز برای آزمایش را به مقدار چشم‌گیری کاهش می‌دهد. بر اساس طرح آزمایش ارائه‌شده، بررسی اثر تمامی متغیرهای مذکور، به تعداد ۲۵ حل عددی نیاز داشت. تنظیمات مربوط به این حل‌های عددی مشابه حل عددی اعتبارسنجی انتخاب گردید و مقدار سقوط هر محموله در راستای گرانش، به‌دست آمد. با تحلیل نتایج به‌دست‌آمده، مشخص شد که در بین متغیرهای موردبررسی، نسبت منظری محموله، بیش‌ترین اثر را بر مقدار سقوط محموله داشته و بعد از آن، نیروی بیرون‌انداز جلویی بیش‌ترین نقش را در تعیین مقدار سقوط محموله ایفا می‌کند. بررسی دو متغیر نسبت منظری بال و نیروی بیرون‌انداز پشتی نیز نشان داد که این دو متغیر در تعیین مقدار سقوط چندان مؤثر نیستند و می‌توان برای تحلیل‌های بعدی، مقدارشان را ثابت در نظر گرفت. با وجود بزرگ‌تر بودن تقریباً ۴ برابری اندازه نیروی بیرون‌انداز پشتی

### منابع و مراجع

- [1] Cenko, A., "Experience in the use of computational aerodynamics to predict store release characteristics", Progress in Aerospace Sciences, Volume 37, Issue 5, pp. 477-495, 2001.
- [2] Cenko, A., Tinoco, E. N., Dyer, R. D., DeJongh, J., "PAN AIR Applications to Weapons Carriage and Separation", Journal of Aircraft, Volume 18, Issue 2, 1981, pp. 128-134, 1981.
- [3] Cenko, A., "Store separation lessons learned during the last 30 years", 27<sup>th</sup> International Congress of the Aeronautical Sciences, September 19-24, 2010.
- [4] Coleman, L. A., Jolly, B. A., Chesser, B., Brock, J., "Numerical simulation of a store separation event from an F-15E aircraft", 21<sup>st</sup> Atmospheric Flight Mechanics Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences, July 29-31, 1996.
- [5] Sickles, W., Denny, A., Nichols, R., "Time-accurate cfd predictions for the jdam separation from an f-18c aircraft", 38<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 10-13, 2000.
- [6] Nelson, C. C., Cain, A. B., "Prediction of Store Trajectory Response to Unsteady Aerodynamic Loads", 47<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January 5-8, 2009.
- [7] Osman, A. A., Aly, A. M. B., "Investigation of the effect of grid size on external store separation trajectory using CFD", AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, June 22-26, 2015.
- [8] Dehghan, M., Davari, A. R., Dehghan Manshadi, M., "Numerical investigation on the weight, speed, and installation location effects on fuel tank separation trajectory", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Volume 231, Issue 1, pp. 3-16, 2016.
- [9] Özgür, O., Çetiner, A. E., Yagiz, B., Guzel, G., "Store Separation Analyses by Means of Response Surface Modeling", 34<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, June 13-17, 2016.
- [10] Heim, E. R., "CFD wing/pylon/finned store mutual interference wind tunnel experiment", No. AEDC-TSR-91-P4. Arnold Engineering Development Center Arnold AFS TN, 1991.
- [11] Gong, J., Zhou, Z., Liu, B., "Using the unstructured dynamic mesh to simulate multi-store separating from aircraft", Procedia Engineering, Volume 16, Issue 1, pp. 572-580, 2011.
- [12] Snyder, D. O., Koutsavdis, E. K., Anttonen, J. S., "Transonic store separation using unstructured CFD with dynamic meshing", 33<sup>rd</sup> AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, June 23-26, 2003.
- [13] T. Guide, Version 15, ANSYS, Inc., November, 2013.
- [14] F. U. S. Guide, Version 15, ANSYS, Inc., November, 2013.
- [15] Sunay, Y. E., Gulay, E., Akgul, A., "Validation of CFD Simulation of Store Separation for EGLIN Test Case", 5<sup>nd</sup> International Scientific Conference OTEH, September 18-19, 2012.
- [16] d'Argenio, A., "Computational Fluid Dynamics in Support to Flight Test Experiments using Optimization Techniques", PhD Thesis, Department of Aerospace Engineering, Naples Federico II University, Naples, 2015.
- [17] Bezerra, M. A., Santelli, R. E., Oliveira, E. P., Villar, L. S., Escalera, L. A., "Response surface methodology (RSM) as a tool for optimization in analytical chemistry", Talanta, Volume 76, Issue 5, pp. 965-977, 2008.
- [18] Tekindal, M. A., Bayrak, H., Özkaya, B., Genç, Y., "Box-Behnken Experimental Design in Factorial Experiments: The Importance of Bread For Nutrition and Health Running Head", Turkish Journal of Field Crops, Volume 17, Issue 2, pp. 115-123, 2012.