

# تحلیل عددی جریان مافوق صوت روی یک پرتابه ضدزره با سابوت

رحمان مهدیانی<sup>۲</sup>، مرتضی رزاقی<sup>۳</sup>، علی سیفالهی گیلانده<sup>۴</sup> و حسین اشرفی<sup>۵</sup>

سازمان صنایع دفاع

(تاریخ دریافت: ۹۴/۷/۱۰؛ تاریخ پذیرش: ۹۴/۹/۱۹)

سپیده رشدی<sup>۱</sup>

دانشکده مهندسی شیمی

دانشگاه علم و صنعت ایران

## چکیده

در این مقاله، به شبیه سازی آیرودینامیکی پرتابه ضدزره با سابوت و بدون سابوت پرداخته شده است. پرتابه ضدزره با سابوت به دلیل جرم کم تر، نسبت به پرتابه هم کالیبر خود، دارای سرعت دهانه بیش تر، برد بلند تر و نیز قدرت نفوذ و سرعت برخورد بالاتر نسبت به پرتابه های معمولی کالیبر کوچک است. شبیه سازی جریان اطراف دیواره های سابوت، در زوایای باز شدگی صفر و ۷۵ درجه در سرعت مافوق صوت به صورت سه بعدی با معادله توربولانسی اسپالارت-آلماراس انجام گرفته است. برای اعتبارسنجی ضریب درگ به صورت آزمایشگاهی در تونل باد مافوق صوت برای پرتابه های سابوت دار در زوایای باز شدگی صفر و ۷۵ درجه به دست آمده و با نتایج به دست آمده از تحلیل عددی مقایسه شده است. نتایج به دست آمده از شبیه سازی تطابق بسیار خوبی با نتایج تجربی از خود نشان داده است. در انتها، ضریب درگ به دست آمده از نتایج شبیه سازی در ضرایب بالستیک پرتابه ضدزره با سابوت قرار داده شد و افزایش ۲۴ درصدی ضریب بالستیک را نشان می دهد.

**واژه های کلیدی:** سابوت، کالیبر، ضریب درگ، تونل باد

## Numerical Analysis of Supersonic Flow over an APDS Projectile

S. Roshdi

R. Mahdiani, M. Razaghi, A. Seifollahi, and H. Ashrafi

Chemical Engineering Department  
Iran University of Science and Technology

Defense Industries Organization

(Received: 2/October/2015; Accepted: 10/December/2015)

### ABSTRACT

Aerodynamic simulation of APDS projectile with and without sabot has been conducted here. Due to less weight of APDS projectile in comparison with the projectile, with the same caliber, APDS projectile has higher muzzle velocity, longer range, high penetration capability, and higher impact velocity. Simulation of flow around the sabot walls has been carried out in two opening degrees of zero and 75 at supersonic regime, using the 3D Spalart-Allmaras turbulence model. Problem verification has been tested, using the wind tunnel drag coefficient experimental data at two opening degrees of zero and 75 and close agreements have been obtained. The drag coefficient has been used in the ballistic coefficient calculations, wherein 24 percent improvement has been attained.

**Keywords:** Sabot, Caliber, Drag Coefficient, Wind Tunnel

۱- دانشجوی دکتری ( نویسنده پاسخگو): sepidehroszdi@iust.ac.ir

۲- کارشناسی ارشد: rahman.mahdiani@yahoo.com

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد: razaghi\_mech@yahoo.com

۴- کارشناسی ارشد: seifollahi\_ali@yahoo.com

۵- استادیار: hashrafi@kashanu.ac.ir

## ۱- مقدمه

پرتابه ضدزره با سابوت<sup>۱</sup> (APDS) توسط مهندسان فرانسوی شرکت براندت<sup>۲</sup> قبل از آتش‌بس فرانسه- آلمان توسعه داده شده است. دلیل توسعه پرتابه ضدزره با سابوت، نیاز به پرتابه‌های ضدتانک دارای نفوذ بیشتر بود. پرتابه‌هایی با قابلیت نفوذ بیشتر، پرتابه‌هایی با سرعت نهایی<sup>۳</sup> زیاد و قطر بزرگ‌تر هستند که بتوانند نفوذ را بهبود بخشند. پرتابه‌هایی با قطر بزرگ‌تر نیاز به سیستم سلاحی جدیدتر و دارای جرم بیش‌تری هستند. افزایش سرعت پرتابه‌های ضدزره حال حاضر (AP)<sup>۴</sup> به دلیل محدودیت‌های سرعت تاثیر فولاد معمولاً با مشکل مواجه است. به‌منظور افزایش سرعت برخورد، ماده نفوذ کننده قوی مورد نیاز است. ماده جدید به‌کار برده شده کربیدتنگستن<sup>۵</sup> می‌باشد. این به دلیل است که به‌خاطر سختی خیلی زیاد، توانایی مقاومت در شوک بالا و فشارهای تولید شده در سرعت‌های نفوذ بسیار بالا را دارد. به‌دلیل این‌که دانسیته کربیدتنگستن برابر ۱۵/۷ گرم بر سانتی‌متر مکعب، تقریباً دو برابر فولاد (۷/۸۶ گرم بر سانتی‌متر مکعب) می‌باشد، بنابراین هنگام شلیک برای رسیدن به سرعت کافی دهانه تفنگ<sup>۶</sup> با مشکل مواجه است. برای غلبه بر این مشکل، پوسته‌ای با دانسیته کم‌تر اطراف هسته کربیدتنگستنی را می‌پوشاند. ضخامت پوسته همراه قطر هسته تنگستنی، برابر قطر کامل پرتابه در سلاح می‌شود. در این‌صورت دانسیته پرتابه جدید کم‌تر از هسته خالص کربیدتنگستنی می‌شود. اسم این پرتابه همان پرتابه ضدزره صلب مرکب<sup>۷</sup> (APCR) می‌باشد. پرتابه APCR نصف پرتابه استاندارد AP وزن دارد و از نظر قطر با آن برابر است. به‌دلیل سطح بسیار زیاد طراحی‌شده بر روی پرتابه APCR، گاز سطح بسیار زیادی را برای برخورد بر روی پرتابه سبک APCR می‌یابد، بنابراین شتاب متوسط بسیار بزرگ را بر روی پرتابه پیدا می‌کند و سبب افزایش سرعت دهانه تفنگ می‌شود. به‌دلیل دانسیته مقطعی پایین در پرتابه ضدزره صلب مرکب، انرژی انتقالی پرتابه پایین‌تر (به‌دلیل ضریب درگ بالاتر)، کاهش سرعت بیش‌تر و در نتیجه نفوذ در فاصله‌های زیاد کم‌تر می‌شود [۱]. برای غلبه بر محدودیت‌های اشاره شده، بریتانیا اقدام به توسعه روش جدیدی نموده است که

در آن، غلاف قرارگرفته بر روی پرتابه بعد از خارج شدن از سلاح، از آن جدا می‌شود [۲]. نام این غلاف جداشونده سابوت<sup>۸</sup> (نام فرانسوی کفش چوبی) می‌باشد. پرتابه‌های ضدزره با سابوت دارای مزیت سبک‌بودن برای شتاب‌گرفتن بالا در لوله سلاح و سرعت دهانه بالاتر هستند و دارای ضریب درگ کم‌تر نسبت به APCR می‌باشند.

در زمینه طراحی پرتابه، تلاش جدی برای افزایش دقت و برد تسلیحات انجام گرفته است. افزایش برد توسط انجام تغییراتی در داخل سلاح انجام می‌گیرد که این شامل شارژ باروت و یا طراحی مجدد اجزا سلاح می‌باشد تا بتواند فشار گاز را در داخل سلاح افزایش دهد. بخش بعدی این تحقیقات مربوط به تغییرات در هندسه پرتابه برای افزایش برد پرتابه می‌باشد. برای این منظور تحقیقات متفاوتی در این راستا انجام شده است. برای مثال سولیمان<sup>۹</sup> و همکاران با تغییراتی بر روی هندسه به کاهش ضریب درگ پرداختند. تحقیق آنها شامل بررسی خصوصیات جریان در اطراف پرتابه در اعداد ماخ مختلف و زاویه حمله صفر بود. برای این منظور یک پوسته با انتهای دم‌قایی<sup>۱۰</sup>، حفره پایه<sup>۱۱</sup> و جریان انتهایی<sup>۱۲</sup> و ترکیب این سه نیز در نظر گرفته شد. برای حالت ترکیبی از هر سه نوع آنها کاهش ضریب درگ تا ۶۰ درصد در رژیم مادون‌صوت و ۲۰ الی ۳۰ درصد به‌ترتیب در رژیم‌های تراصوت و فراصوت گزارش شد [۳]. تاثیر جت مصنوعی به‌عنوان سیستم کنترلی در جریان‌های مادون‌صوت در حرکت، توسط ساهو<sup>۱۳</sup> و همکاران بررسی شد. معادلات ناوراستوکس وابسته به زمان برای برآورد برهم کنش جت در الگوی جریان برای پرتابه چرخشی در عدد ماخ ۰/۲۴ و زاویه صفردرجه توسط معادلات توربولانسی RANS و حالت ترکیبی RANS/LES بررسی شد [۴]. نتایج وابسته به زمان بیانگر تاثیر جت در الگوی جریان، ضرایب آیرودینامیکی و خصوصاً نیروی لیفت بودند. با استفاده از نیروهای لیفت و گشتاورهای به‌دست‌آمده و به‌کارگیری این ضرایب در معادلات ۶ درجه آزادی، معادلات مسیر و رسیدن به هدف معین شد [۴]. در تحقیق کوکس<sup>۱۴</sup> و همکاران، آیرودینامیک پرتابه با جت و بدون جت در معادلات مسیر پرتابه با تکنیک<sup>۱۵</sup> CFD-RBD بررسی

8- Sabot

9- Suliman

10- Bottail

11- Base Cavity

12- Base Bleed

13- Sahu

14- Kokes

15- Rigid Body Technic

1- APDS(Armor Piercing Discarding Sabot)

2- French Edgard Brandt

3- Terminal Velocity

4- Armor Piercing

5- Tungsten Carbide

6- Muzzle Velocity

7- Armor Piercing Composite Rigid

## ۲- روش آزمایش تجربی

بعد از خارج شدن پرتابه APDS از سلاح، پوشش پلیمری مشاهده شده در ( شکل ۱-الف)، در اثر دوران و نیروهای آیرودینامیکی از حالت اولیه (زاویه صفر درجه) به زوایای بزرگ تر و در نهایت به حالت بازشدگی کامل ۷۵ درجه (شکل ۱-ج) تغییر شکل می یابد و در نهایت از هسته جدا می شود. در حالت بازشدگی ۷۵ درجه پوشش پلیمری (شکل ۱-ج) سابوت از هسته جدا شده و فقط هسته پرتابه (شکل ۱-ب) به مسیر خود ادامه می دهد.

مدل با مقیاس ۳:۱ مورد آزمایش قرار گرفت. محفظه آزمون مربعی و  $0.6 \times 0.6 \times 1.44$  m<sup>3</sup> بوده و در بازه عملکرد عدد ماخ ۰/۴ تا ۳ کار می کند. سیستم مجهز به نازل مسطح کنترل شونده به وسیله ۷ جفت جک و اژکتورهای صوتی برای تطبیق جریان هوا و دارای واحد قدرت با دو موتور توربوفن D-30KY و D-30 می باشد. سیستم آن کنترل از راه دور بوده و الکترومکانیک می باشد. شماتیک تونل باد و نحوه نصب پرتابه با درجه بازشدگی ۷۵ درجه به ترتیب در شکل های ۲-۳ قابل مشاهده است.



ب

الف



ج

شکل (۱): شماتیک الف) پرتابه APDS با سابوت بسته

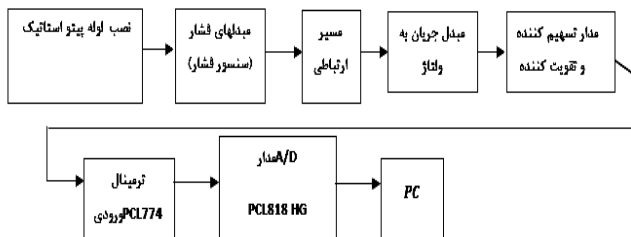
(صفر درجه) ب) شماتیک پرتابه APDS بدون سابوت و

ج) شماتیک سابوت با درجه بازشدگی ۷۵ درجه.

شد. موقعیت های مکانی محاسبه شده و جهت گیری پرتابه با داده های واقعی مقایسه شدند. نتایج شامل میدان جریان، نیروهای آیرودینامیک و گشتاور و مسیر پرتابه بودند [۵]. کوپل CFD/PBD در تحقیق کوکس<sup>۱</sup> و همکاران برای شبیه سازی پرتابه های متعادل شده با پره و با دوران نیز به کار رفته است [۵]. دسپیرتو<sup>۲</sup> و همکاران به بررسی ضرایب آیرودینامیکی پرتابه M910، در اندازه ۲۵ میلی متر پرداختند. گشتاور مگنوس<sup>۳</sup> در رژیم های مادون و حدود صوت<sup>۴</sup> با محاسبات RANS-LES انجام شده در حالی که ضرایب دیگر از محاسبات پایا به دست آمدند. توزیع نیرو و گشتاور نشان دادند که تاثیر گشتاور فقط در انتهای پرتابه است [۶]. در کار انجام شده توسط ماسی<sup>۵</sup> و همکاران آزمایشات تونل باد برای محاسبات ضرایب آیرودینامیکی برای معادلات مسیر ۶ درجه آزادی مورد استفاده واقع شد و نتیجه گیری کردند که ترکیب آزمایشات تست های تونل باد، دینامیک سیالات محاسباتی، ۶ درجه آزادی و آنالیز اجزا محدود<sup>۶</sup> می توانند در طراحی و هدایت پرتابه هایی که قابلیت های مورد انتظار را داشته باشند، به کار برده شوند. توسط جایگزینی مناسب پره ها بر روی پرتابه ها می توان نیروهای کنترلی قوی را برای طراحی پرتابه های با سرعت بیش تر ایجاد کرد [۷].

شبیه سازی دینامیک سیالات محاسباتی پرتابه APDS علی رغم اهمیت آن از نظر سرعت دهانه، برد، نفوذ و برتری آن نسبت به سایر پرتابه ها در مطالعات پیشین مشاهده نشد. این پرتابه ها دارای جرم سبک تر در کالیبر مشابه پرتابه های پرنفوذ AP تلقی میشوند. علاوه بر آن جرم پرتابه هنگام جدانشدن سابوت که بلافاصله بعد از خروج از دهانه سلاح انجام می گیرد، سبک تر نیز می شود. شبیه سازی آیرودینامیکی پرتابه های AP، APDS سابوت دار با ۲ درجه باز شده صفر و ۷۵ درجه و پرتابه APDS با هسته تنگستنی بدون سابوت در این تحقیق انجام شد. به دلیل اعداد ماخ مافوق صوت، مساله تراکم پذیری گاز مطرح شده و دانسیته گاز از حالت گاز ایده آل به دست آمد. بنابراین معادلات انرژی و معادلات توربولانسی نیز همگام با معادلات مومنتم و پیوستگی می بایست حل شوند. گام بعدی این تحقیق استفاده از نتایج شبیه سازی CFD در معادلات شش درجه آزادی و تاثیر تغییرات در هندسه در مسیر پرتابه است.

1- Kokes  
2- DeSpirito  
3- Magnus Moment  
4- Trasonic  
5- Massey  
6- FEA



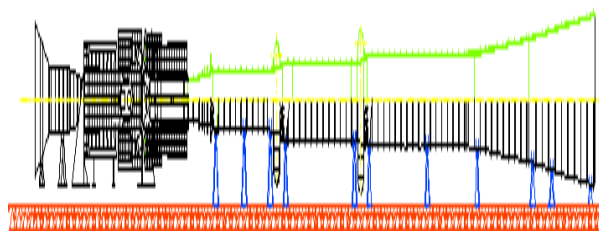
شکل (۳): نمای کلی سامانه‌ی اخذ اطلاعات.

سیگنال‌های ارسالی از بالانس یا سنسورهای فشار و دما پس از عبور از مالتی پلکسرها و تقویت و فیلترشدن، توسط یک برد A/D در اختیار کامپیوتر قرار داده می‌شود. سیگنال‌های ورودی به کامپیوتر، توسط نرم‌افزار نوشته‌شده به زبان پاسکال پردازش شده و ضرایب و نتایج مورد نیاز به دست می‌آیند.

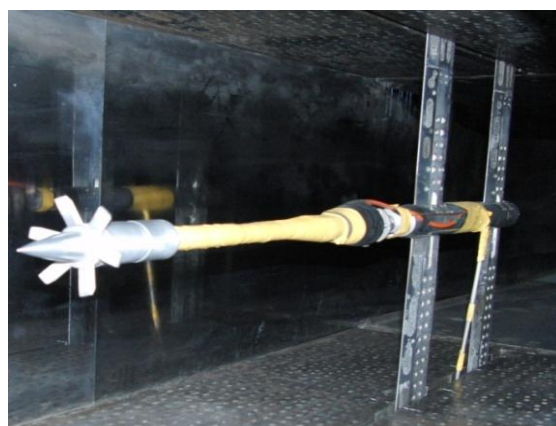
جهت اندازه‌گیری بارهای وارده بر مدل از یک بالانس استرین گیجی<sup>۱</sup> داخلی ۶ مؤلفه بوده که از انتها وارده مدل شده و در نقطه مناسب با کمک آداپتور مخروطی به مدل متصل می‌گردد، استفاده می‌شود. نکته مهم این‌که متناسب با میزان حداکثری بارهای وارده بر مدل، بالانس مناسب انتخاب می‌گردد که با توجه به شرایط مدل، بالانس BTB3 انتخاب شد.

نحوه عملکرد بالانس بدین‌صورت است که بارهای اعمالی روی مدل مورد تحقیق از قبیل نیرو و گشتاور توسط المان‌های بالانس احساس شده و به کمک استرین گیج‌های نصب‌شده و پل و تسون<sup>۲</sup> به سیگنال‌های الکتریکی متناسب تبدیل می‌شود. مقدار این سیگنال‌ها به کمک سیستم کسب اطلاعات مشتمل بر برد A/D و کامپیوتر ثبت شده است. با استفاده از روابط ریاضی از پیش تعیین‌شده پردازش شده و بارهای اعمالی روی مدل مورد تحقیق به صورت کمیت‌های مطلق (kgf·m) یا به صورت کمیت‌های نسبی (ضرایب آیرودینامیکی) به دست می‌آیند. منبع تغذیه استرین گیج‌های بالانس - جریان پیوسته با ولتاژ ثابت  $6 \pm 0.1$  می‌باشد.

با استفاده از آزمایشات تونل باد، ضرایب درگ از نتایج آزمایشات به دست آمده و در شکل ۵ گزارش شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش عدد ماخ روند ثابتی در ضرایب درگ برای پرتابه‌ها مشاهده می‌شود، هرچند که ضریب درگ به دست آمده برای درجه بازشدگی ۷۵ درجه بیش‌تر است.



شکل (۲): شماتیک سیستم تونل باد.



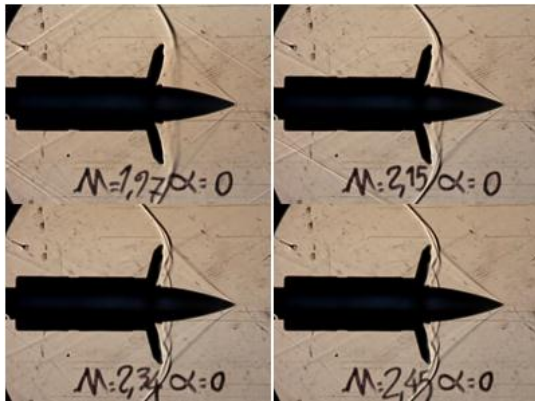
شکل (۳): سیستم نگه‌دارنده مدل و بالانس در تونل باد.

جهت انجام آزمایش، علاوه بر مدار کلی تونل باد از دستگاه‌ها و تجهیزات زیادی استفاده می‌شود که شامل دستگاه‌های راه‌انداز موتور جت شامل موتور الکتریکی برای تهیه ولتاژ مورد نیاز برای استارتر، استارتر برای استارت اولیه موتور و صفحه کنترل موتور برای کنترل عملکرد موتور در هنگام انجام آزمایش می‌باشد. همچنین، دستگاه‌های اندازه‌گیری مورد استفاده عبارتند از:

- مانومتر ۴۰ لوله‌ای، جهت به دست آوردن توزیع عدد ماخ در طول تونل باد،
- بارومتر، جهت اندازه‌گیری فشار کل در محل‌های مورد نظر،
- مانومتر یک لوله‌ای، برای اندازه‌گیری فشار در محل‌های مورد نظر،
- لوله‌های پیتو استاتیک، جهت احساس کردن فشار استاتیک و فشار کل در نقاط مورد نظر،
- سنسورهای دقیق فشار و
- دستگاه شلیرین: جهت دریافت اطلاعات و پردازش روی آنها از این دستگاه استفاده می‌شود. در شکل ۴، نمای کلی سامانه اخذ اطلاعات نشان داده شده است

<sup>1</sup> Strain gauge

<sup>2</sup> Wheatstone Bridge



شکل (۶): تصاویر شلیرین مدل گلوله APDS-12.7mm با سابوت ۷۵ درجه در اعداد ماخ متفاوت.

### ۳- روش مدل سازی

در این قسمت به روش حل مساله همراه معادلات حاکم و نحوه ی تخصیص شرایط مرزی و الگوریتم حل پرداخته شده است.

#### ۳-۱- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر حل مساله شامل معادلات پیوستگی، مومنتم و معادله مدل توربولانسی (روابط ۴-۱) می باشند. به دلیل استفاده از معادله حالت گاز ایده آل، معادله انرژی نیز همزمان با سایر معادلات حل می شود [۸].

معادله پیوستگی

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{u} = 0 \quad (1)$$

معادله مومنتم

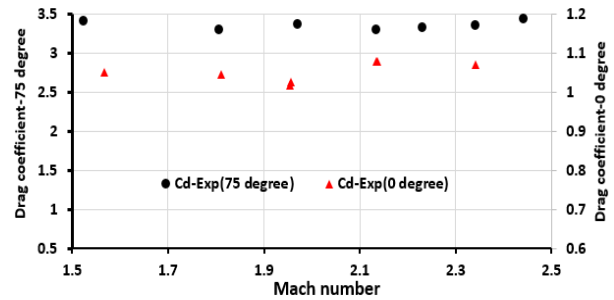
$$\frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{u} \mathbf{u} = -\nabla p + \nabla \cdot \bar{\tau} + \rho \mathbf{g} \quad (2)$$

در معادله فوق، P فشار استاتیک،  $\bar{\tau}$  تانسور تنش و  $\rho \mathbf{g}$  به عنوان نیروی حجمی گرانشی می باشد. تانسور تنش به صورت زیر تعریف می شود:

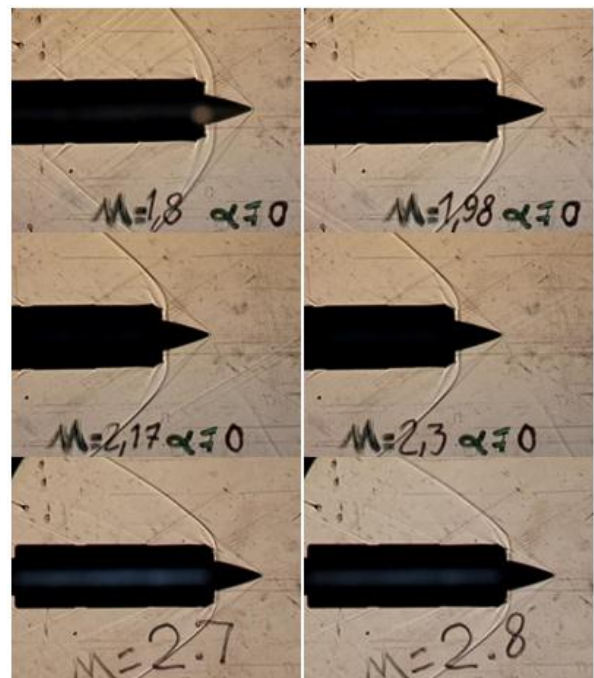
$$\bar{\tau} = \mu \left[ (\nabla \mathbf{u} + \nabla \mathbf{u}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \mathbf{u} \mathbf{I} \right] \quad (3)$$

در معادله (۳)،  $\mu$  لزجت مولکولی بوده و I تانسور واحد است و دومین عبارت سمت راست، اثر تراکم پذیری می باشد. برای شبیه سازی آشفتگی از معادلات اسپالارت-الماس<sup>۲</sup> (S-A) استفاده شده است. معادله S-A، تک معادله ساده ای است که عموماً جهت حل معادلات اغتشاشی در سیستم های هوافضایی در مسایلی که بحث جدایش لایه مرزی به دلیل افزایش گرادیان فشار به وجود می آید به کار می رود. معمولاً برای اعداد رینولدز پایین استفاده می شود. بنابراین برای اعداد رینولدز

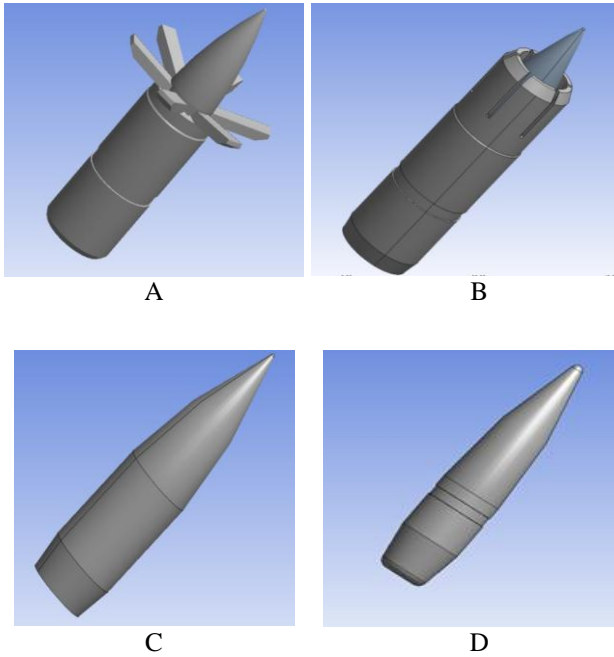
تصاویر شلیرین<sup>۱</sup> حاصل از تست های تونل باد در شکل های ۶-۷ به ترتیب برای سابوت با درجه بازشدگی صفر و ۷۵ درجه نشان داده شده است. در مورد پرتابه با درجه صفر درجه، با افزایش عدد ماخ جبهه شوک از سر گلوله به سمت پایین عقب نشینی می کند در مورد سابوت با درجه بازشدگی ۷۵ درجه، با افزایش عدد ماخ و درگ فشاری بیشتر، نوساناتی در تصاویر شلیرین در لبه پرتابه دیده می شود.



شکل (۴): نتایج تجربی ضرایب درگ از تست های تونل باد برای پرتابه APDS (سابوت با درجه بازشدگی صفر و ۷۵ درجه).



شکل (۵): تصاویر شلیرین مدل گلوله APDS-12.7mm با سابوت صفر درجه در اعداد ماخ متفاوت.



شکل (۷): هندسه پرتابه‌های مختلف شبیه‌سازی شده.

جدول (۱): مشخصات پرتابه‌های AP و APDS.

Bullet	W(gr)	D(mm)
APDS with Sabot	۲۷/۹۴۲۸	۱۲/۹۵
APDS without Sabot	۲۳/۹۴۲۸	۹
AP	۴۲/۳۵	۱۲/۹۵

برای اطراف دامنه محاسباتی از شرط مرزی Pressure Far Field استفاده شده است و در نواحی اطراف پرتابه از شرط مرزی دیواره استفاده شد. شرط مرزی Pressure Far Field وقتی به کار می‌رود که معادله حالت گاز ایده‌آل بوده و در جایی باشد که به میزان کافی از شیء شبیه‌سازی شده، فاصله داشته باشد (شکل ۹) [۱۰]. شرایط مرزی دما و فشار ورودی طبق معادله‌های (۸-۹) محاسبه و به‌عنوان ورودی نرم‌افزار قرار داده شد.

$$\frac{P_0}{P} = \left[ 1 + \left( \frac{\gamma-1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (۸)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \left( \frac{\gamma-1}{2} \right) M^2 \quad (۹)$$

بالا می‌بایست معادلات مومنتم حول لایه مرزی به درستی حل شوند. برای این منظور، شبکه محاسباتی باید به اندازه کافی در کنار دیواره‌ها ریز شده باشد [۸-۹]، که در این مقاله از این روش استفاده شده است. معادله انتقال S-A به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{D\tilde{v}}{dt} = c_{b1}(1-f_{r2})\tilde{S}\tilde{v} + \frac{1}{\sigma} \left[ \nabla \cdot ((v+\tilde{v}))\nabla\tilde{v} + c_{b2}(\nabla\tilde{v})^2 \right] - \left( c_{w1}f_w - \frac{c_{b1}}{k^2}f_{r2} \right) \left( \frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 + f_{r1}\nabla U^2, \quad (۴)$$

که در آن، پارامتر  $\tilde{v}$  در جریان‌های لمینار، توسط ویسکوزیته حالت Sutherland محاسبه می‌شود. ۴ ترم نوشته شده در معادله (۴)، به ترتیب مربوط به تولید، نفوذ، اتلاف و انتقال می‌باشند [۱۲].

علاوه بر معادلات ذکر شده در بالا، معادله انرژی نیز به صورت زیر حل می‌شود [۱۲]:

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho E + P) = \nabla \cdot \left( \left( k + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \nabla T + \left( \tau_{eff} \cdot u \right) \right), \quad (۵)$$

که در معادله (۵)،  $k$  ضریب هدایت حرارتی فاز سیال می‌باشد و  $\tau_{eff}$  از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left( \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \delta_{ij}, \quad (۶)$$

$$\rho = \frac{P}{RT}. \quad (۷)$$

### ۳-۲- دامنه محاسباتی و شرایط حل

در این مقاله به بررسی آیرودینامیکی ۴ پرتابه با هندسه‌های APDS با سابوت در ۲ درجه بازشدگی صفر و ۷۵ درجه، هسته ثاقب APDS بدون سابوت و پرتابه AP پرداخته شده است. همان‌طور که در قسمت مقدمه نیز به این موضوع پرداخته شده است، فرق پرتابه AP با APDS بدون سابوت در وزن پرتابه، قطر و طول آن است. پرتابه AP دارای قطر و وزن زیادتری می‌باشد. همچنین، طول پرتابه APDS بدون سابوت (شکل ۸ قسمت C) از پرتابه AP (شکل ۸ قسمت D) کم‌تر است. مشخصات وزنی و قطر پرتابه AP و APDS در جدول ۱ مشاهده می‌شود. همچنین، در شبیه‌سازی‌ها پرتابه APDS با ۷۵ درجه بازشدگی ۷۵ درجه پرتابه نوع A، با ۷۵ درجه بازشدگی صفر درجه پرتابه نوع B در نظر گرفته شده است.

همزمان و کوپل شده باهم حل شدند. در ابتدای حل مساله برای معادلات انفصال از روش First Order Up Wind استفاده شد. بدیهی است که این روش دارای دقت کمتری است، اما حدس اولیه خوبی از جواب نهایی مساله را می‌دهد. ضرایب پسماند<sup>۴</sup> به منظور حل مساله معمولاً کم‌تر از ۰/۵ برای حل مساله اختیار شدند که، در همگرایی حل مساله تاثیر بسزایی دارند. با توجه به تغییرات ناچیز دمای هوا حول پرتابه، از تغییرات خواص با دما صرف نظر گردید. همچنین، معیار همگرایی مساله بر مبنای ضریب درگ تعریف شد و هنگامی که ضرایب درگ تغییرات قابل توجه با زمان نشان ندادند، پس پردازش در آن زمان انجام شد.

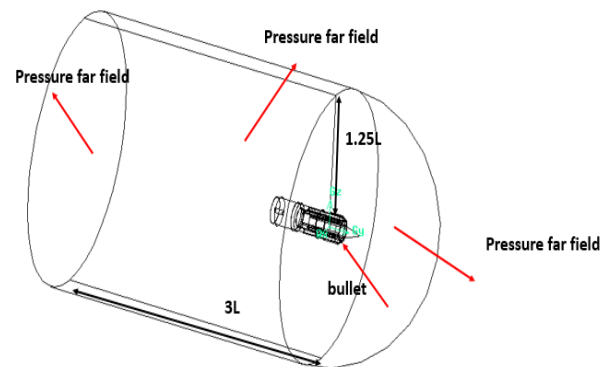
#### ۴- نتایج و بحث

در این قسمت در ابتدا به مقایسه نتایج حل عددی با نتایج تجربی پرداخته شده است و در ادامه، نتایج سرعت، مقایسه‌ی نتایج دانسیته و تصاویر شلرین، نیروی درگ، درگ فشاری و ویسکوز مورد بررسی قرار گرفته است. در انتها ضریب بالستیک پرتابه‌های شبیه سازی شده مورد مقایسه قرار گرفته است.

#### ۴-۱- آنالیز حساسیت مش و اعتبارسنجی

برای تولید شبکه از شبکه‌ی بی‌سازمان در شبیه‌سازی‌ها استفاده شد. با توجه به این که گرادین‌های سرعت و فشار در نواحی دیواره‌ها از اهمیت بیش‌تری برخوردارند، بنابراین در این نواحی از شبکه‌بندی لایه مرزی ۵ استفاده شده است. در این نواحی کل حجم به حجم‌های کوچک تقسیم و روی این احجام از شبکه‌بندی بی‌سازمان استفاده شد. شماتیک شبکه در سطوح مقطع مختلف از x برای پرتابه نوع A در شکل ۱۰ نشان داده شده است.

گام اول در شبیه‌سازی CFD بررسی تاثیر عدم حساسیت نتایج حل به ساختار مش می‌باشد. برای این منظور در سایز مش متفاوت، نتایج ضریب درگ برای پرتابه‌های A، B، C و D به دست آمد و پس از اطمینان از عدم تغییر نتایج مساله با تغییر مش، مش مناسب حل مساله انتخاب گردید. نمونه ای از آنالیز حساسیت مش در شکل ۱۱ نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود پس از تعداد مش ۱۳۰،۴۵۳ تغییر محسوسی در ضریب درگ برای عدد ماخ ۲/۳۴ برای پرتابه A دیده



شکل (۸): شماتیک دامنه محاسباتی مورد استفاده قرار گرفته در شبیه‌سازی‌ها.

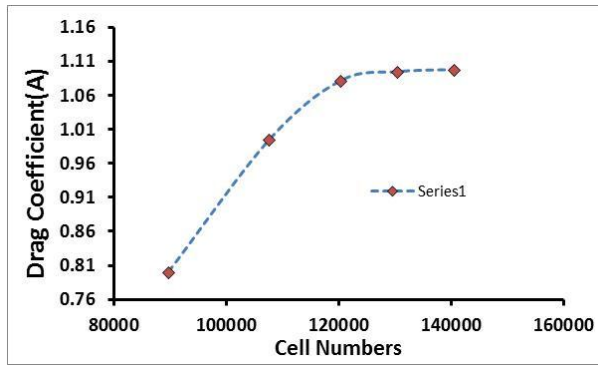
در شبیه‌سازی انجام شده، مقدار  $P_0$  برابر ۱ اتمسفر، مقدار  $\gamma$  برای گاز ایده‌آل برابر ۱/۴ و مقدار ورودی دما برای  $T_0$  دمای محیط یعنی ۲۹۸ درجه کلوین در نظر گرفته شد. بدین ترتیب شرایط دما و فشار ورودی برای هر عدد ماخ تعیین شد. اندازه دامنه محاسباتی همان‌طور که در شکل ۹ نشان داده شده است با ابعاد ۳ برابر و ۱/۲۵ برابر طول پرتابه (۵.۲۵ سانتی‌متر) در نظر گرفته شد که بعد از آن، بزرگ‌تر شدن دامنه محاسباتی با وجود مش‌های لایه مرزی، صرفاً هزینه محاسباتی بر مساله اعمال می‌کرد بدون این که در جواب‌های ضریب درگ تاثیری داشته باشد.

روش‌های مرسوم در حل جریان‌های مافوق صوت شامل روش‌های چگالی پایه<sup>۱</sup> و فشار پایه<sup>۲</sup> هستند. اگرچه در روش‌های پیشین، روش‌های دانسیته پایه به‌عنوان قوی‌ترین حلگرها در زمینه جریان‌های تراکم‌پذیر در اعداد مافوق صوت کاربرد داشتند، اما امروزه روش‌های فشار پایه نیز به‌عنوان روش کاربردی برای تمام جریان‌ها اعم از مادون صوت یا فراصوت می‌توانند به کار برده شوند [۱۱-۱۲]. برای نمونه از روش‌های فشار پایه به کار برده شده در جریان‌های فراصوت می‌توان به روش کارکی<sup>۳</sup> و همکاران اشاره کرد [۱۳]. همچنین، الگوریتم SIMPLE نیز به‌عنوان روش با هزینه محاسباتی کم‌تر یکی از روش‌های پرکاربرد در این زمینه است [۱۴].

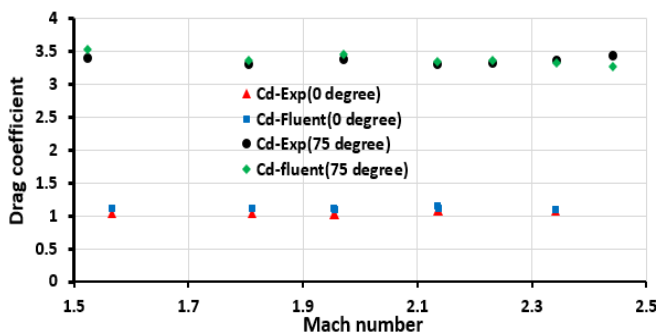
در این مقاله، از روش حل بر مبنای فشار و الگوریتم SIMPLE برای حل معادلات استفاده شد. معادله انرژی، مومنتم، پیوستگی و آشفستگی (معادلات (۹-۱)) به صورت

4- Under Relaxation Factors  
5- Inflation

1- Density Based  
2- Pressure Based  
3- Karki



شکل (۱۰): آنالیز حساسیت ضریب درگ وابسته به تعداد مش برای پرتابه A.



شکل (۱۱): ضریب درگ به دست آمده از نتایج شبیه‌سازی برای پرتابه‌های صفر و ۷۵ درجه و مقایسه با نتایج تجربی.

#### ۴-۲- کانتورهای سرعت حول پرتابه و تصاویر شلرین

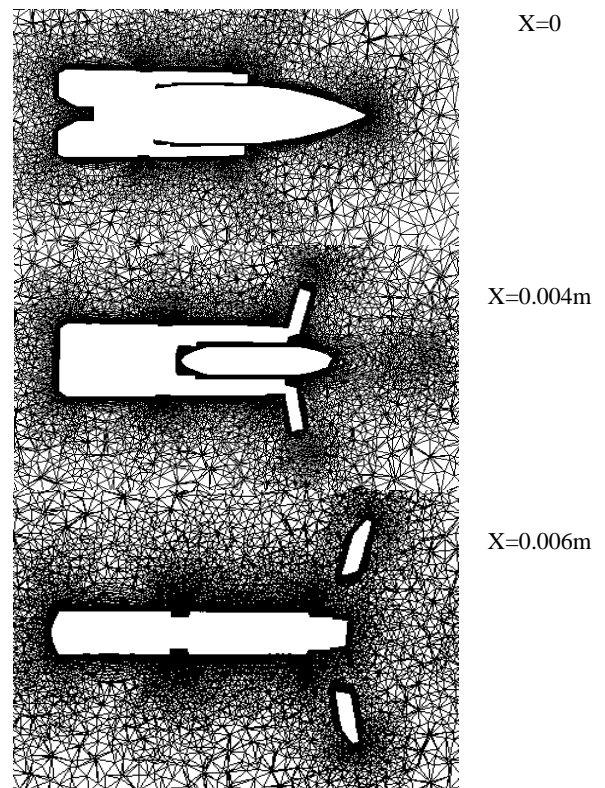
در شکل ۱۳ کانتورهای سرعت در ۴ پرتابه شبیه‌سازی شده نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، به دلیل وجود جریان برگشتی گاز در نواحی باز شده پرتابه، افت سرعت در این نواحی وجود دارد. به دلیل بازشدگی سابوت‌ها، افت سرعت در نواحی جلوی پرتابه A نسبت به B و B نسبت به C بیش‌تر است. همچنین، نواحی وجود پدیده جدایش در شکل ۱۴ نشان داده شده است.

مقایسه نتایج تصاویر شلرین حاصل از نتایج تجربی با کانتورهای دانسیته به دست آمده از نتایج شبیه‌سازی در شکل ۱۵ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تراکم دانسیته گاز در اطراف دیواره‌های سابوت بیش‌تر بوده و با افزایش عدد ماخ پیشروی جبهه موج به سمت عقب می‌باشد.

نمی‌شود. بنابراین، تعداد سل‌های محاسباتی برابر ۱۳۰,۴۵۳ انتخاب گردید.

ضرایب درگ برای پرتابه APDS در درجه بازشدگی صفر و ۷۵ درجه هم به‌شيوه تجربی (از طریق آزمایشات تونل باد) و هم به‌شيوه شبیه‌سازی CFD در اعداد ماخ مختلف به دست آمده و با یک‌دیگر مقایسه شدند.

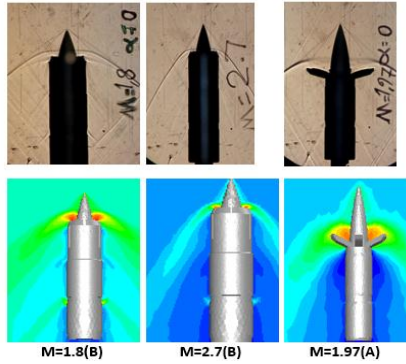
نتایج این اعتبارسنجی در شکل ۱۱ برای پرتابه APDS با زاویه بازشدگی صفر و ۷۵ درجه نشان داده شده است. با افزایش درجه بازشدگی، مقدار جریان‌های برگشتی فشاری بیش‌تر و در نتیجه درگ فشاری نیز بیش‌تر خواهد بود.



شکل (۹): شماتیک شبکه مورد استفاده در شبیه‌سازی‌ها.

چون مقدار این افزایش برای سابوت با درجه بازشدگی ۷۵ درجه بیش‌تر است، بنابراین ضریب درگ پرتابه سابوت با درجه بازشدگی ۷۵ درجه نیز بیش‌تر است. مقادیر خطای شبیه‌سازی در حالت A و B به‌طور متوسط به ترتیب ۲ و ۷ درصد بودند، بنابراین نتایج تطابق خوبی را با داده‌های تجربی نشان دادند.





شکل (۱۴): مقایسه تصاویر شلرین به دست آمده از نتایج تجربی با کانتورهای دانسیته به دست آمده از نتایج شبیه سازی برای پرتابه نوع A و B.

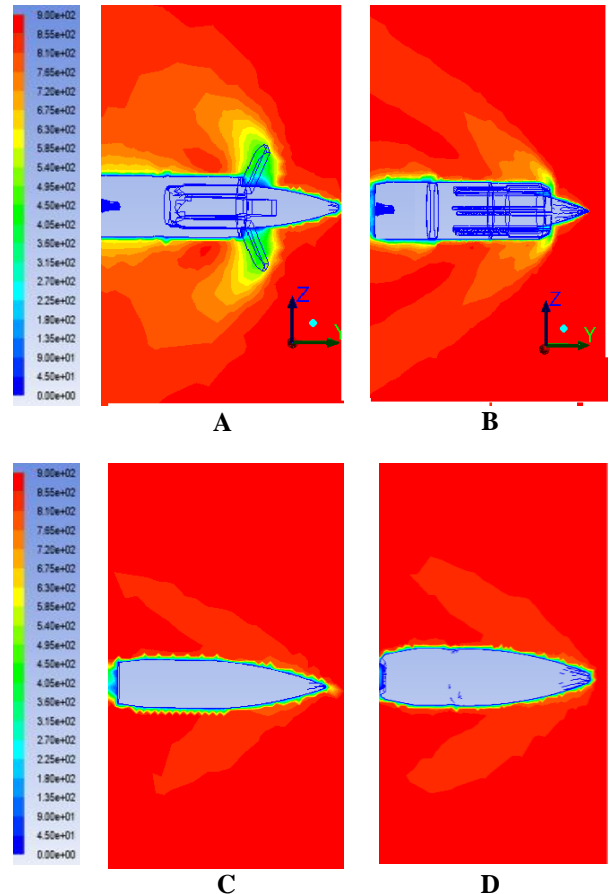
### ۳-۴- نیروی درگ فشاری و درگ ویسکوز

معادله به کار برده شده برای برآورد نیروهای اعمال شده بر دیواره، معادله (۱۰) می باشد که حاصل جمع نیروهای فشاری و ویسکوز می باشد. در معادله (۱۰)،  $F_p$  نیروی فشاری،  $F_v$  نیروی ویسکوز و  $a$  بردار جهت می باشد. برای به دست آوردن نیروی درگ، بردار  $a$  در خلاف جهت حرکت پرتابه در نظر گرفته می شود. برای به دست آوردن ضریب درگ، پس از این که نیروی کل بر دیواره توسط نرم افزار فلونت محاسبه شد ( $F_a$  در معادله (۱۰))، ضرایب درگ از تقسیم این نیرو به عبارت  $(1/2\rho v^2 A)$  به دست می آیند [۸]. در این مقاله، برای A از کالیبر پرتابه (۱۲/۷ میلی متر) و برای سرعت از اعداد ماخ مختلف استفاده شده است.

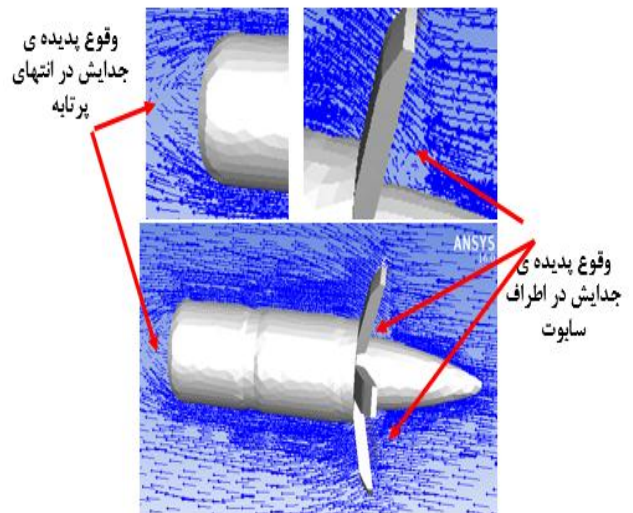
$$F_a = aF_p + aF_v \quad (10)$$

همان طور که در بخش ۴-۱ اشاره شده است، نیروی درگ پرتابه A بسیار بیش تر از پرتابه B است. برای بررسی دلایل این تغییر به تحلیل نیروی درگ پرداخته شده است. سابوت با زاویه بازشدگی صفر درجه (پرتابه نوع B) دارای نیروی ویسکوز بیش تری نسبت به سابوت با زاویه بازشدگی ۷۵ درجه (پرتابه نوع A) است. دلیل این افزایش را می توان به شکل پرتابه B مرتبط دانست که هر قدر پرتابه شکل مسطح تری داشته باشد، شکل گیری زیرلایه مرزی ویسکوز بهتر و نیروی درگ ویسکوز بیش تر است. چون شکل پرتابه B نسبت به A مسطح تر است، بنابراین، درگ ویسکوز پرتابه B نسبت به A بیش تر است. از طرفی شکل پرتابه D نسبت به B مسطح تر است، بنابراین درگ ویسکوز پرتابه D نسبت به B بیش تر است. (شکل ۱۶).

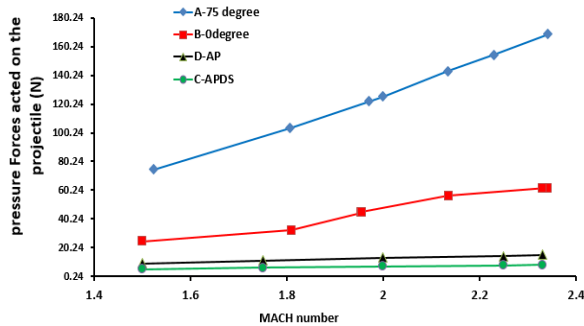
در پرتابه APDS هنگامی که گلبرگ های سابوت از یکدیگر باز می شوند (پرتابه نوع A)، شکل گیری گرادبان های فشاری



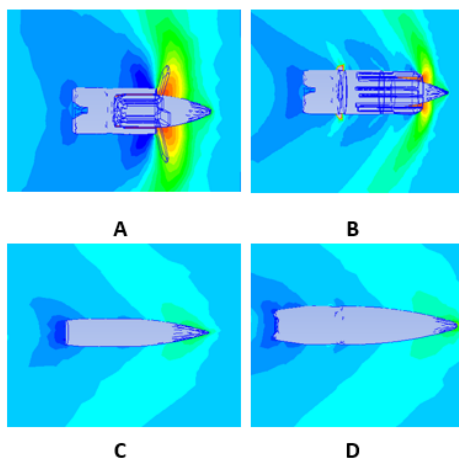
شکل (۱۲): کانتورهای سرعت حول پرتابه های مختلف نوع A, B, C, D برای عدد ماخ ۲/۵ برای جریان آزاد.



شکل (۱۳): نواحی وقوع جدایش در اطراف سابوت و انتهای پرتابه.



شکل (۱۶): مقایسه نیروی درگ فشاری برای پرتابه‌های نوع A, B, C, D



شکل (۱۷): کانتورهای فشار حول پرتابه‌های مختلف در عدد ماخ ۱/۵

#### ۴-۴- ضرایب بالستیک

باتوجه به این که ضریب بالستیک یکی از معیارهای مهم برای نمایش چگونگی غلبه پرتابه بر مقاومت هواست، در این مقاله پس از به دست آوردن ضرایب درگ به محاسبه ضریب بالستیک پرداخته شده است. ضرایب درگ برای پرتابه‌های APDS بدون سابوت و AP محاسبه شده و در معادلات ۱۱ و ۱۲ جایگزین شده اند.

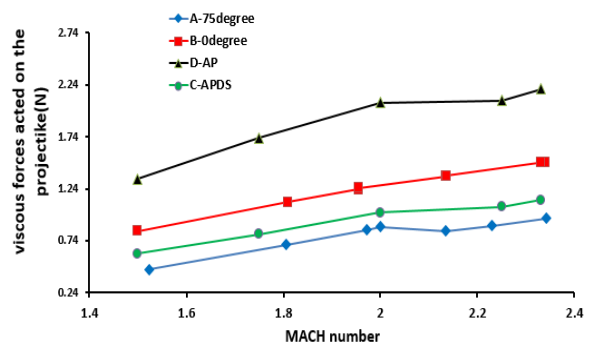
$$BC = w/i_j d^2 \quad (11)$$

$$i_j = \left( \frac{C_D}{C_{Dg}} \right)_{ave} \quad (12)$$

در معادله (۱۱)، BC ضریب بالستیک، w جرم پرتابه (برحسب کیلوگرم)، d کالیبر (قطر پرتابه برحسب متر) می باشد. همچنین، در معادله (۱۲)،  $i_j$  ضریب شکل<sup>۱</sup>، CD ضریب درگ،  $C_{Dg}$  ضریب درگ پرتابه استاندارد می باشد.

حول دیواره‌های سابوت بیشتر می شود. در این حالت هم از شکل گیری لایه مرزی جلوگیری می کند و درگ ویسکوز را کاهش می دهد و هم سبب افزایش درگ فشاری می شود. بنابراین باتوجه به کانتورهای فشار شکل ۱۸، انتظار می رود که نیروی درگ فشاری پرتابه A نسبت به B و پرتابه B نسبت به D بیشتر باشد. کوچکترین درگ فشاری برای پرتابه نوع C به دست آمده است که طول و سطح مقطع آن نسبت به سایر پرتابه‌ها کوچکتر است (جدول ۱).

همچنین، مقادیر نیروهای درگ فشاری و ویسکوز در شکل‌های ۱۶-۱۷ نمایش داده شده اند. با افزایش عدد ماخ مقادیر نیروهای فشاری و اصطکاکی روند فزاینده‌ای دارند. دلیل این افزایش را می توان به افزایش ویسکوزیته توربولانسی و متعاقب آن افزایش نیروی ویسکوز ارتباط داد. همچنین، با افزایش عدد ماخ گردادیان‌های فشار حول دیواره‌های سابوت افزایش و نیروی درگ فشاری نیز افزایش می یابد. همان طور که ملاحظه می شود، افزایش سرعت حرکت پرتابه از اعداد ماخ ۱/۵ تا ۲/۴ تاثیر بسیار زیاد در درگ فشاری دارد. درحالی که اثر چندانی در نیروی ویسکوز ندارد (شکل ۱۷). باتوجه به این که نیروی درگ فشاری دارای مقادیر عددی بسیار بیشتری نسبت به نیروی درگ اصطکاکی است، پس اثر غالب در تعیین نیروی درگ کل دارد. بنابراین شکل ۱۸، شکلی تعیین کننده در ترتیب کیفی ضرایب درگ می باشد که، به ترتیب برای پرتابه A بزرگتر از B و برای پرتابه B بزرگتر از D است. همچنین، کمترین ضریب درگ برای پرتابه C، یعنی APDS بدون سابوت پیش بینی می شود. همان طور که ملاحظه می شود، کانتورهای فشاری که در شکل ۱۹ نشان داده شده اند، نواحی گردادیان فشاری بزرگ را شامل می شود که در جلوی پرتابه A بیش تر از B تشکیل شده است و این نواحی در مورد پرتابه‌های C و D کم رنگ تر شده اند.



شکل (۱۵): مقایسه نیروی درگ ویسکوز برای پرتابه‌های نوع A, B, C, D

جدول (۲): مقایسه و نحوه محاسبه ضرایب بالستیک.

Mach	CD <sub>7</sub>	i <sub>j</sub> APDS	i <sub>j</sub> AP
۱/۵	۰/۳۴۴	۱/۱۹۴۴۵۸	۱/۲۵۳۸۲۲
۱/۷۵	۰/۳۲۲	۱/۱۹۱۶۳۲	۱/۲۷۹۲۸۶
۲	۰/۲۹۸	۱/۱۸۱۴۲۴	۱/۲۶۲۱۵۱
۲/۲۵	۰/۲۷۸	۱/۱۴۶۲۷	۱/۲۰۳۵۱۷
۲/۵	۰/۲۷	۱/۰۷۶۹۱۷	۱/۱۲۳۳۰۵

مقدار ضریب بالستیک (BC) برای پرتابه AP برابر ۰/۲۹۳ و برای پرتابه APDS برابر ۰/۳۶۳ به دست آمد. بنابراین، ضریب بالستیک پرتابه APDS نوع C نسبت به پرتابه AP، ۲۴ درصد افزایش یافته است، یعنی قدرت مقاومت آن در برابر هوا بیشتر شده است، بنابراین دارای برد بیشتر و قدرت نفوذ بیشتر شده است. از آنجا که ضریب درگ از پارامترهای بسیار مهم در ضریب بالستیک است، بنابراین دینامیک سیالات به عنوان ابزاری قدرتمند و دقیق برای محاسبه ضریب درگ و متعاقب آن ضریب بالستیک محسوب می‌شود. می‌توان در مورد هر پرتابه دلخواه طراحی شده، ضریب درگ را از شبیه‌سازی به دست آورده و به محاسبه ضریب بالستیک پرداخت. چه بسا که محاسبه ضریب درگ از طریق آزمایشات مستلزم صرف زمان و هزینه زیاد می‌باشد.

#### ۵- نتیجه‌گیری

به منظور ساخت پرتابه‌هایی که بتوانند نفوذ بیشتری را در اهداف زرهی سبک ایجاد کنند، لازم است که از مواد سخت مانند کاربید تنگستن استفاده شود. در هنگام استفاده از کاربید تنگستن به عنوان نافذ (ماده‌ای با دانسیته زیاد)، به منظور رسیدن به سرعت مناسب در دهانه سلاح، از یک پوشش پلیمری به نام سابوت بر روی پرتابه تنگستنی استفاده می‌شود. این پوشش پلیمری، جرم کل پرتابه را کاهش داده و پرتابه را به کالیبر معمول آن یعنی ۱۲/۹۵ میلی‌متر می‌رساند.

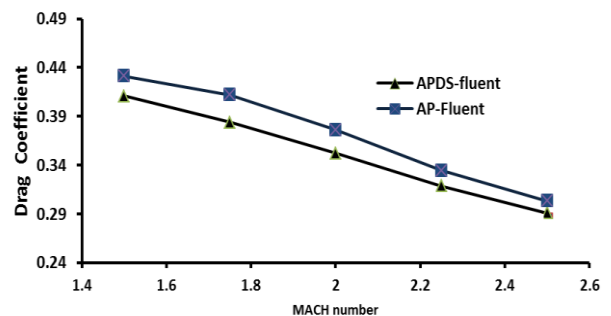
در این مقاله به شبیه‌سازی پرتابه سابوت‌دار (همراه با پوشش پلیمری) در زاویه حمله صفر درجه پرداخته شد. نتایج تجربی و شبیه‌سازی نشان داد که، ضریب درگ در زاویای بازدهی صفر و ۷۵ درجه به ترتیب ۷۰ درصد و ۱۰۰ درصد افزایش می‌یابد. بنابراین، نحوه قرار گرفتن پوشش پلیمر بر پرتابه به گونه‌ای طراحی می‌شود که، بتواند پس از باز شدن از روی هسته فلزی نافذ جدا شود. به دلیل افزایش بسیار زیاد ضریب درگ و نیروهای فشاری بسیار قوی بر روی دیواره‌های سابوت،

با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت ضریب درگ برای ۴ نوع پرتابه به دست آمد. ضریب درگ پرتابه‌های A و B به دست آمده از نرم‌افزار فلوئنت در شکل ۱۲ نشان داده شده است. ضریب درگ پرتابه‌های C (APDS بدون سابوت) و D (پرتابه AP) به دست آمده از نرم‌افزار فلوئنت در شکل ۱۹ نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، پرتابه D نسبت به C دارای ضریب درگ بیشتری است.

پس از به دست آمدن ضرایب درگ، به محاسبه ضرایب بالستیک توسط روش McCoy در سال ۱۹۹۸ پرداخته شد [۱۵]. ضرایب بالستیک در اعداد ماخ ۱/۵ تا ۲/۵ برای پرتابه نوع C و D محاسبه شدند. با توجه به روش McCoy، محاسبه ضریب بالستیک نیازمند ضریب درگ استاندارد بود. با توجه به تناسب شکلی که پرتابه‌های C و D با تابع G7 در کتاب McCoy داشتند، ضرایب درگ استاندارد برای این مساله، ضرایب درگ تابع G7 تعریف شدند. این مقادیر در ستون دوم جدول ۴ نشان داده شده‌اند.

برای به دست آوردن  $i_j$  برای هر کدام از پرتابه نوع C و D، از معادله (۱۳) استفاده شد. برای این منظور ضرایب درگ در اعداد ماخ اشاره شده در ستون اول جدول ۴، برای هر دو پرتابه C و D به دست آمدند و از تقسیم ضرایب درگ آنها به ضرایب درگ استاندارد (ستون دوم از جدول ۴) برای هر عدد ماخ، ستون ۳ و ۴ از جدول ۴ به دست آمدند. در نهایت مقادیر میانگین آنها از معادله (۱۳) به دست آمدند. بعد از محاسبه مقدار  $i_j$  و با توجه به مشخصات پرتابه‌ها (جدول ۱) این مقادیر در معادله (۱۱) جایگذاری و ضرایب بالستیک محاسبه شدند.

$$i_j = \left( \frac{C_D}{C_{Dg}} \right)_{ave} = \frac{\sum_{m=1}^n \left( \frac{C_D}{C_{D7}} \right)}{n} \quad (13)$$



شکل (۱۸): مقایسه ضریب درگ به دست آمده از نرم‌افزار فلوئنت برای پرتابه APDS بدون سابوت و پرتابه AP.

- Ballistics Interlaken, Switzerland, pp. 1191-1197, 2001.
2. Suwei, F. and Guocai, Z. "The Study of Sabot- Discarding Mechanism of Gas-Propelled APDS", Applied Mathematics and Mechanics, Vol. 18, No. 2, pp. 151-156, 1997.
  3. Suliman, M., Mahmoud, O., Al-Sanabawy, M., and Abdel-Hamid, O. "Computational Investigation of Base Drag Reduction for a Projectile at Different Flight Regimes, in: Paper: ASAT-13-FM-05", The 13th Int. Conf. on Aerospace Science and Aviation Technology, Military Technical College, Kobry Elkobbah, Cairo, Egypt, 2009.
  4. Sahu, J. "Time-Accurate Computations of Free-Flight Aerodynamics of a Spinning Projectile with and without Flow Control", Defense Tech., Information Center, 2006.
  5. Kokes, J., Costello, M., and Sahu, J. "Generating an Aerodynamic Model for Projectile Flight Simulation, Using Unsteady Time Accurate Computational Fluid Dynamic Results", DTIC Document, 2006.
  6. DeSpirito, J. and Plostins, P. "CFD Prediction of M910 Projectile Aerodynamics: Unsteady Wake Effect on Magnus Moment", The AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, pp. 867-884, 2007
  7. Massey, K. and Silton, S. "Combining Experimental Data, CFD, and 6-DOF Simulation to Develop a Guidance Actuator for a Supersonic Projectile", DTIC Document, 2007.
  8. Ansys, A.F., 14.0 Theory Guide, ANSYS Inc., pp. 218-221, 2011.
  9. Cayzac, R., Carette, E., and Heddadj, S. "Complex Aerodynamics Behavior of High Spin APFSDS Projectile", Journal of Applied Mechanics, Vol. 80, No. 3, p. 031601, 2013.
  10. Fluent, A., 12.0 Theory Guide, Ansys Inc., 2009.
  11. Miettinen, A. and Siikonen, T. "Application of Pressure and Density-Based Methods for Different Flow Speeds", International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 79, No. 5, pp.243-267, 2015.
  12. Yakubov, S., Maquil, T., and Rung, T. "Experience Using Pressure-Based CFD Methods for Euler-Euler Simulations of Cavitating Flows", Computers and Fluids, Vol. 111, pp. 91-104, 2015.
  13. Karki, K. and Patankar, S. "Pressure Based Calculation Procedure for Viscous Flows at all Speedsin Arbitrary Configurations", AIAA journal, Vol. 27, No. 9, pp. 1167-1174, 1989.
  14. Han, P. and Chen, X. "Modeling of the Subsonic-Supersonic Flow and Heat Transfer in a DC arc Plasma Torch", Plasma Chemistry and Plasma Processing, Vol. 21, No. 2, pp. 249-264, 2001.
  15. McCoy, R. "Modern Exterior Ballistics: The Launch and Flight Dynamics of Symmetric Projectiles", Schiffer, 1999.

سابوت به راحتی از پرتابه جدا خواهد شد. پس از جداشدن سابوت از روی هسته فلزی، پرتابه APDS بدون سابوت به مسیر خود ادامه می‌دهد. پرتابه APDS بدون سابوت همان پرتابه مشهور به APDS در معنای عام می‌باشد که استفاده نظامی دارد.

در گام اول به بررسی آیرودینامیکی پرتابه APDS با درجه بازشدگی صفر و ۷۵ درجه پرداخته شد. نتایج تجربی تونل باد به صورت داده‌های ضریب درگ و تصاویر شلرین در محدوده اعداد ماخ ۱/۵ تا ۲/۸ بود. در گام دوم مقاله، به شبیه‌سازی پرتابه‌های آزمایش شده در تونل باد پرداخته شد و نتایج شبیه‌سازی همخوانی بسیار خوب را با نتایج تجربی از دید ضریب درگ و تصاویر شلرین در دسترس نشان داد.

در گام سوم با استفاده از شبیه‌سازی انجام گرفته برای پرتابه AP و APDS بدون سابوت، ضرایب درگ برای این پرتابه‌ها به دست آمده و در ضرایب بالستیک قرار داده شد. ضرایب بالستیک پرتابه APDS نسبت به پرتابه AP افزایش ۲۴ درصدی را نشان داد. بنابراین در نهایت ضریب بالستیک پرتابه افزایش یافت، علاوه بر این که عملکرد نفوذی آن در هدف با موجودیت کاربرد تنگستن نیز حفظ شد.

بنابراین دینامیک سیالات به عنوان ابزاری قدرتمند و دقیق برای محاسبه ضریب درگ و متعاقب آن ضریب بالستیک محسوب می‌شود. می‌توان در مورد هر پرتابه دلخواه طراحی شده، ضریب درگ را از شبیه‌سازی به دست آورده و به محاسبه ضریب بالستیک پرداخت. چه بسا که محاسبه ضریب درگ از طریق آزمایشات مستلزم صرف زمان و هزینه زیاد می‌باشد.

باتوجه به این که ضریب درگ در ابتدای خروج از دهانه سلاح بسیار مهم است (هنگام بازشدگی سابوت با درجه ۷۵ درجه)، بنابراین اگر پارامترهای طراحی به گونه‌ای تنظیم گردد که بتواند سابوت را در فاصله کوتاه‌تری از روی پرتابه جدا کند، می‌تواند درصد افزایش برد APDS را نسبت به AP بیش‌تر کند.

## ۶- تشکر و قدردانی

مولفان از امکانات ارزشمند دانشگاه امام حسین<sup>(ع)</sup> کمال تشکر و قدردانی را دارند.

## ۷- مراجع

1. Lanz, W., Odermatt, W., and Weihrauch, G. "Kinetic Energy Projectiles: Development History, State of the Art, Trends", The 19th Int. Symp. on