[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]

SID

فیلم های آموزشی
سامانه ویراستاری STES
بلاگ مرکز اطلاعات علمی
کارگاه های آموزشی
سرویس ترجمه تخصصی
سرویس های ویژه

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی جهاد دانشگاهی



کارگاه آنلاین آشنایی با پایگاه های اطلاعات علمی بین المللی و ترفند های جستجو



کارگاه آنلاین
پروپوزال نویسی و پایان نامه نویسی



کارگاه آنلاین
بررسی مقابله ای متون (مقدماتی)

مجله مهندسی مکانیک مدرس، خرداد 1397، دوره 18، شماره 03، ص‌ص 395-405

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

مقایسه عملکرد چند نمونه پرتابه تفنگ بادی به‌همراه اصلاح شکل دماغه

سید عرفان سلیمی‌پور[1]، علیرضا تیمورتاش[2*]، مجتبی مأموریان[3]

1- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد
2- استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد
3- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد
* مشهد، صندوق پستی 91775-1111، teymourtash@um.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 20 آبان 1396
پذیرش: 30 بهمن 1396
ارائه در سایت: 19 اسفند 1396

کلید واژگان:
پرتابه تفنگ بادی
مقایسه عملکرد
اصلاح شکل دماغه
شبیه‌سازی عددی سه‌بعدی
حل ناپایا

چکیده

یکی از مسائل مهم در تیراندازی با تفنگ‌های بادی، انتخاب پرتابه مناسب برای فواصل مختلف هدف می‌باشد. در این مقاله به شبیه‌سازی عددی و مقایسه عملکرد چهار نمونه مختلف از پرتابه‌های تفنگ بادی پرداخته شده که حرکت این پرتابه‌ها به‌صورت 4 درجه آزادی، شامل سه حرکت انتقالی و یک حرکت چرخشی در کد تدوین شده منظور شده است. پرتابه‌های مورد بررسی دارای سه اندازه کالیبر 4.5، 5.5 و 6.35 میلی‌متر و چهار نوع مختلف با نام‌های سرتخت، نوک‌تیز، گنبدی و کروی هستند. به‌منظور تحلیل عددی این مسأله، پس از مدل‌سازی هندسی پرتابه‌ها، معادلات ناویر- استوکس سه‌بعدی تحت شرایط ناپایای تراکم‌پذیر آشفته به همراه معادلات دینامیکی حرکت پرتابه به‌صورت کوپل و در یک شبکه محاسباتی متحرک حل شده‌اند. شبیه‌سازی عددی، بر پایه طرح "رو" با دقت مرتبه دو مکانی و به لحاظ اهمیت زمان با مرتبه دو زمانی به شیوه حجم محدود می‌باشد. برای اعتبارسنجی برنامه کامپیوتری، پاسخ‌های حاصل با نتایج تجربی معتبر مقایسه شده‌اند. مقایسه نتایج حاصل از بررسی عملکرد پرتابه‌ها شامل مسیر حرکت، تغییرات سرعت و افت ارتفاع نشان می‌دهند که پرتابه گنبدی، بهترین عملکرد را تقریباً در تمامی فواصل هدف داشته و پرتابه سرتخت در فواصل کم، عملکرد بسیار خوب و در فواصل زیاد عملکرد بسیار ضعیفی در مقایسه با سایر نمونه‌ها دارد. درادامه، اثر شکل دماغه بر عملکرد پرتابه‌های نوک‌تیز و گنبدی بررسی و شکل‌های بهینه به‌دست آمده‌اند.

Performance Comparison of Several Air Gun Projectiles with Nose Shape Modification

Seyed Erfan Salimipour, Ali Reza Teymourtash*, Mojtaba Mamourian

Mechanical Engineering Department, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran
* P.O.B. 91775-1111, Mashhad, Iran, teymourtash@um.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 11 November 2017
Accepted 19 February 2018
Available Online 10 March 2018

Keywords:
Air gun projectiles
Performance comparison
Nose shape modification
3-D numerical simulation
Non-stationary solution

ABSTRACT

One of the important issues in shooting by air guns is to select the appropriate projectile for different distances of the target. In this paper, the performance of four samples of air gun projectiles (pellets) is studied. In the provided code, the motion of these projectiles is assumed in four degrees of freedom including three translational motions and one rotational motion. The considered projectiles have three calibers of 4.5, 5.5 and 6.35 mm, and four different types, namely flat nose, sharp nose, round nose and spherical. In order to numerical simulation of the problem, after these projectiles have been modeled geometrically, the 3-D compressible turbulent Navier-Stokes equations and dynamic equations of the projectiles motion are solved in a coupled form and in a moving computational grid. The numerical simulation is based on "Roe" scheme with second-order accuracy in space and time using a finite volume method. To validate the computer program operation, the results are compared to valid experimental data. Computed results describe the trajectory, velocity variations and altitude loss of the projectiles with time and location. Comparison of the projectiles performance including the trajectory, velocity variations and altitude loss indicate that the round nose projectile has the best performance in long distances compared to the other samples and the flat nose projectile has a great performance in short distances, while it has a weak behavior in long distances. Additionally, effect of nose shape on the performance of the sharp and round nose projectiles is investigated and the optimum nose shapes are obtained.

1- مقدمه

مطالعه و بررسی حرکت پرتابه‌ها یکی از مسائل مهم در دینامیک پرواز محسوب می‌شود. با تحلیل آیرودینامیکی و دینامیکی حرکت یک پرتابه می‌توان به نحوه عملکرد آن نظیر مسیر پرواز، چگونگی تغییرات سرعت، افت ارتفاع و اندازه حرکت آن، با پیش‌روی پرتابه در مکان و زمان دست یافت. پرتابه‌ها بسته به کاربردهایی که دارند دارای اشکال، ابعاد و سرعت‌های پرتاب مختلفی می‌باشند. به‌عنوان مثال توپ‌های ورزشی معمولاً کروی شکل و دارای سرعت‌های زیر صوت هستند و پرتابه‌های تفنگ بادی، ابعاد خیلی

Please cite this article using:
S. E. Salimipour, A. R. Teymourtash, M. Mamourian, Performance Comparison of Several Air Gun Projectiles with Nose Shape Modification, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 03, pp. 395-405, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Archive of SID
www.SID.ir
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]

کوچکتر و معمولاً سرعت‌های گذرصوتی دارند؛ پیش‌بینی عملکرد پرتابه‌ها یکی از موضوعات مورد توجه پژوهشگران است که در سال‌های اخیر تحقیقات زیادی در این زمینه انجام گرفته است. چاکراورتی و همکاران [1] در سال 2001 اثرات بارهای آیرودینامیکی و نسبت سرعت‌های دورانی به خطی را بر پرواز یک پرتابه کروی چرخان بررسی کردند. آن‌ها ضرایب آیرودینامیکی پرتابه را با استفاده از چند رابطه تجربی و همچنین استفاده از نرم‌افزار سیمولینک محاسبه نموده و نشان دادند که نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی، بر برد و مسیر پرواز پرتابه‌ها تأثیر می‌گذارند. در همین سال پچر و همکاران [2] اثر نیروی مگنوس روی پرتابه‌های پره‌دار چرخان حول محور طولی را تحت زاویه حمله و در محدوده سرعت‌های فراصوت بررسی کردند و نتیجه گرفتند که نیروی مگنوس تولید شده در ناحیه پره‌دار بیشتر از ناحیه بدون پره است. در سال 2005 سیلتون [3] به‌منظور تحلیل آیرودینامیکی و دینامیکی یک پرتابه چرخان، معادلات ناویر- استوکس را در گستره اعداد ماخ کوچکتر تا بزرگتر از یک در زوایای حمله مختلفی حل نمود و توانست اثر چرخش طولی پرتابه بر جریان سیال پیرامون آن را پیش‌بینی کند. سه سال بعد وی به کمک ویناخت اثر اندازه گام شیارهای تعبیه شده بر روی پرتابه را بر تعادل پرتابه‌های متقارن‌محور مورد مطالعه قرار داد [4]. رونکاینن و هارلند [5] در سال 2010 با استفاده از یک سیستم ردیابی لیزری مسیر حرکت یک توپ فوتبال را اندازه‌گیری نموده و پیش‌بینی کردند که روش آن‌ها برای هر نوع توپ ورزشی و یا هر جسم کروی دیگر قابل استفاده خواهد بود. یو و ژانگ [6] در همین سال به کمک حل عددی، تحلیل آیرودینامیکی یک پرتابه را در لحظه خروج از دهانه تفنگ مورد ارزیابی قرار دادند و کمیت‌هایی نظیر فشار، سرعت و عدد ماخ جریان در پشت پرتابه و همچنین سرعت جریان خروجی از دهانه، قبل از خارج شدن پرتابه را محاسبه نمودند. بوربانک و اسمیت [7] در سال 2012 برخورد توپ‌های ورزشی را به‌کمک روش حجم محدود شبیه‌سازی، و مکانیزم‌های تغییر شکل آن‌ها را بررسی کردند. در همین سال اسکوبی و همکاران [8] حرکت یک توپ کریکت را از دیدگاه دینامیک سیالات مطالعه نمودند. آزمایشات آن‌ها تشکیل یک حباب جدایش آرام روی توپ را نشان داد. آن‌ها همچنین یک روش جدید برای مصورسازی جریان با استفاده از یک دوربین مادون قرمز برای اندازه‌گیری هم‌زمان توزیع فشار و نیروی جانبی توپ‌های کریکت معرفی کردند. ساهو و همکاران [9] از روش‌های محاسباتی کوپل برای محاسبات آیرودینامیک پرتابه‌ها استفاده نمودند؛ تمرکز اصلی این پژوهش بر توسعه و کاربرد هم‌زمان و کوپل روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی، دینامیک جسم صلب و سیستم کنترل پرواز برای پیش‌بینی آیرودینامیک ناپایا و رفتار پروازی پرتابه‌ها بود. دایکز و همکاران [10] با استفاده از تعدادی میکرواسپویلر که در قسمت بالایی یک پرتابه نصب شده بودند، به کنترل حرکت یک پرتابه در رژیم فراصوت پرداختند. حسن‌خان و ساها [11] در سال 2013 مشخصه‌های آیرودینامیکی یک گلوله با مرمی سهموی شکل را در محدوده سرعت‌های گذرصوتی به‌صورت عددی شبیه‌سازی و تحلیل کردند و به این نتیجه رسیدند که وجود امواج ضربه‌ای قوی روی پرتابه در لحظه شلیک، باعث جدایش جریان و ایجاد نواحی کم‌فشار در پشت پرتابه می‌شود. جوها و هائیچئون [12] در سال 2014 مشخصه‌های آیرودینامیکی یک توپ گلف با طراحی جدید را به‌همراه شیارهایی روی سطح آن در محدوده سرعت‌ها و چرخش‌های واقعی مطالعه نمودند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که نسبت نیروی برآ به پسای توپ جدید بیشتر از توپ صاف است. رافعی و تیمورتاش [13] در سال 2015 عملکرد سه نمونه رایج از پرتابه‌های تفنگ بادی با هندسه‌های نسبتاً پیچیده را برای چندین سرعت شلیک مختلف در محدوده گذرصوتی به‌صورت تقارن‌محوری بررسی نمودند و نتیجه گرفتند که پرتابه با نوک گنبدی شکل، بهترین عملکرد را در مقایسه با سایر نمونه‌ها دارد؛ لازم به ذکر است که بررسی مذکور به کمک مجموعه‌ای از حل‌های پایا صورت گرفته است. در همین سال، سلیمی‌پور و تیمورتاش [14] به شبیه‌سازی عددی و مقایسه عملکرد دو اندازه مختلف از پرتابه‌های تفنگ بادی از نوع سرتخت با کالیبرهای 4.5 و 5.5 میلی‌متر پرداختند. این شبیه‌سازی، به‌صورت ناپایا با فرض جریان آشفته، دقت زمانی مرتبه دوم و حل معادلات سیال و سازه به‌صورت هم‌زمان و کوپل در یک شبکه محاسباتی متحرک انجام گردید و در نتیجه نتایج دقیق‌تری نسبت به مرجع [13] حاصل شد. فرسکانی و همکاران [15] در سال 2017 رفتار پروازی یک پرتابه را به‌کمک تکنیک‌های مشخصه پیشرفته بررسی کرده و توانستند ضریب بار وارد بر پرتابه را 30 درصد افزایش دهند.

در بحث اجسام متحرک، تولید شبکه و حل میدان جریان یکی از مسائل مهم محسوب می‌شود که از جمله مسائل روز و مورد توجه می‌باشد. میرساجدی و حسینی [16] الگوریتم شبکه متحرک بی‌سازمان پیرامون ایرفویل نوسانی را بهینه‌سازی کردند، به طوری که با المان‌بندی مناسب، به شبکه‌بندی مجدد، میان‌یابی و روش‌های جستجو در میدان جریان نیاز نباشد. کریمیان و اردکانی [17] جریان تراکم‌پذیر غیرلزج دوبعدی پیرامون یک جسم جامد متحرک را با استفاده از روش مرز غوطه‌ور روی یک شبکه کارتزین حل و با یک شیوه مناسب، از تجمع نقاط شبکه جلوگیری نمودند.

در پژوهش حاضر، عملکرد چهار نمونه مختلف از پرتابه‌های تفنگ بادی با کالیبرهای 4.5، 5.5 و 6.35 میلی‌متر با نام‌های سرتخت، نوک‌تیز، گنبدی و کروی به‌صورت 4 درجه آزادی و تحت سرعت‌های شلیک، جرم و ابعاد واقعی بررسی و مقایسه شده است که از این پرتابه‌ها برای مسابقات تیراندازی و همچنین شکار استفاده می‌شود. همچنین به‌منظور بهبود عملکرد پرتابه‌ها تغییراتی در شکل دماغه پرتابه‌های نوک‌تیز و گنبدی ایجاد شده است. در این راستا، معادلات ناویر- استوکس برای یک جریان کاملاً ناپایای تراکم‌پذیر و آشفته به همراه معادلات دینامیکی پرتابه به‌صورت سه‌بعدی، هم‌زمان و کوپل حل شده‌اند؛ در این حل به علت وجود شتاب و ناپایا بودن حرکت پرتابه‌ها، از یک دستگاه مختصات متحرک بهره گرفته شده است. نیروهای آیرودینامیکی حاصل از شبیه‌سازی عددی معادلات ناویر- استوکس در هر گام زمانی وارد معادلات دینامیکی پرتابه شده، سپس این معادلات که از نوع معادلات دیفرانسیلی مرتبه دوم وابسته به زمان هستند به‌طور عددی حل شده‌اند؛ با حل این معادلات، موقعیت و سرعت پرتابه در هر زمان محاسبه و سپس این مقادیر در گام زمانی بعدی برای جریان سیال استفاده شده‌اند؛ این روند تا برخورد پرتابه به هدف مورد نظر ادامه می‌یابد و بدین ترتیب، زمان پرواز، افت ارتفاع و ممنتوم برخورد پرتابه‌ها به هدف، مورد بررسی و مقایسه قرار گرفته است. لازم به ذکر است که مقایسه عملکرد و همچنین اصلاح شکل دماغه پرتابه‌های مذکور با دقتی که بیان شد، تاکنون توسط هیچ مرجعی صورت نگرفته است. به‌منظور اطمینان از صحت عملکرد برنامه کامپیوتری تهیه شده، نتایج به‌دست آمده اولیه با نتایج تجربی موجود مقایسه شده است.

2- شبیه‌سازی هندسه پرتابه‌ها

برای تحلیل عددی عملکرد پرتابه‌ها، لازم است تا هندسه آن‌ها شبیه‌سازی شده و در شبکه محاسباتی حل جریان مورد استفاده قرار گیرد. بدین منظور پس از عکس‌برداری دقیق از نمونه‌های واقعی و عمل نقطه‌یابی، مدل‌های

www.SID.ir
Archive of SID
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]

شبیه‌سازی شده به‌دست آمده‌اند. "شکل 1" مقایسه هندسه‌های شبیه‌سازی شده با نمونه‌های واقعی را نشان می دهد.

3- معادلات حاکم

3-1- معادلات جریان سه‌بعدی

فرم انتگرالی معادلات سه‌بعدی تراکم‌پذیر ناویر-استوکس در یک دستگاه مختصات متحرک مطابق مرجع [18] به‌صورت رابطه (1) بیان می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_{\Omega}\vec{W}\,d\Omega+\oint_{\partial\Omega}(\vec{F}_{\mathrm{c}}-V_{\mathrm{S}}\vec{W}-\vec{F}_{\mathrm{v}})dS+\int_{\Omega}\rho\vec{a}_{\Omega}\,d\Omega=0 \quad (1)$$

به‌طوری که طبق روابط (2) داریم:

$$\vec{W}=\begin{bmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ \rho w\\ \rho E\end{bmatrix}\quad \vec{F}_c=\begin{bmatrix}\rho V_{\mathrm{r}}\\ \rho uV_{\mathrm{r}}+n_xp\\ \rho vV_{\mathrm{r}}+n_yp\\ \rho wV_{\mathrm{r}}+n_zp\\ \rho HV_{\mathrm{r}}+V_{\mathrm{S}}p\end{bmatrix}$$

$$\vec{F}_v=\begin{bmatrix}0\\ n_x\tau_{xx}+n_y\tau_{xy}+n_z\tau_{xz}\\ n_x\tau_{yx}+n_y\tau_{yy}+n_z\tau_{yz}\\ n_x\tau_{zx}+n_y\tau_{zy}+n_z\tau_{zz}\\ n_x\Theta_x+n_y\Theta_y+n_z\Theta_z\end{bmatrix} \quad (2)$$

Ω حجم کنترل، $\partial\Omega$ سطح کنترل، V_{S} سرعت حجم کنترل، dS المان سطح و V_{r} سرعت نسبی جریان است. سرعت‌های عمود به‌صورت حاصل‌ضرب نقطه‌ای بردار سرعت در بردار یکه عمود بر سطح مطابق روابط (3) تعریف می‌شوند.

$$\begin{aligned}&V\equiv\vec{v}\cdot\vec{n}=n_xu+n_yv+n_zw\\ &V_S\equiv\vec{v}_{p_tr}\cdot\vec{n}=n_x\,u_{p_tr}+n_y\,v_{p_tr}+n_z\,w_{p_tr}\\ &V_{\mathrm{r}}=V-V_{\mathrm{S}}\end{aligned} \quad (3)$$

که $\vec{v}_{p_tr}$ بردار سرعت انتقالی حرکت پرتابه است که به‌دلیل استفاده از مختصات متحرک، منطبق بر سرعت حجم کنترل می‌باشد. شتاب حجم کنترل $\vec{a}_{\Omega}$ طبق رابطه (4) به‌دست می‌آید:

$$\vec{a}_{\Omega}=\frac{\vec{F}}{m}+\vec{g} \quad (4)$$

که $\vec{F}$ بردار نیروهای آیرودینامیکی وارد شده به پرتابه، m جرم پرتابه و $\vec{g}$ بردار شتاب گرانش است. E انرژی کل بر واحد جرم است که به‌صورت رابطه (5) تعریف می‌شود:

$$E=\frac{p}{\rho(\gamma-1)}+\left(\frac{u^2+v^2+w^2}{2}\right) \quad (5)$$

تنش‌های قائم و برشی و Θ_x، Θ_y و Θ_z در مرجع [18] بیان شده‌اند.

با توجه به آن‌که رینولدز شلیک پرتابه‌ها در حدود 10^5 می‌باشد، احتمال دارد که جریان انتقالی و یا آشفته ایجاد گردد و بنابراین لازم است تا از یک مدل آشفتگی مناسب استفاده شود. بدین منظور از مدل سه معادله‌ای والترز و کلجات [19] استفاده شده است. این مدل شامل معادله انرژی جنبشی آشفته (k_{T})، معادله انرژی جنبشی آرام (k_{L}) و معادله نرخ پراکندگی ویژه (ω) است که مدل کی-کی‌ال-امگا نام دارد. فرمول‌بندی مدل فوق با جزئیات کامل به همراه چند اصلاحیه در مراجع [19-21] ارائه شده است.

3-2- معادلات دینامیکی حرکت پرتابه

معادلات سرعت و شتاب پرتابه با توجه به "شکل 2" به‌صورت روابط (6) و (7) نوشته می‌شوند.

$$\vec{v}=\dot{x}\hat{\imath}+\dot{y}\hat{\jmath}+\dot{z}\hat{k} \quad (6)$$

$$\vec{a}=\ddot{x}\hat{\imath}+\ddot{y}\hat{\jmath}+\ddot{z}\hat{k} \quad (7)$$

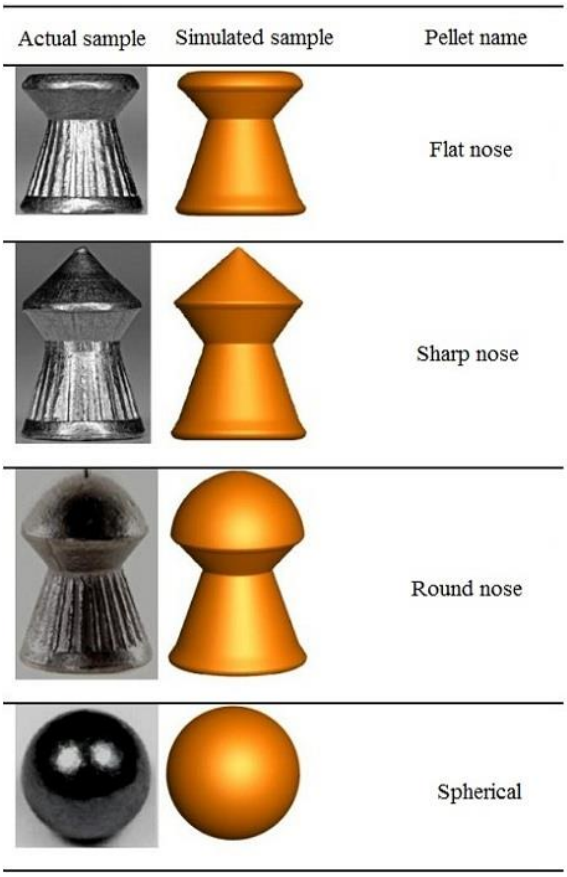


Fig. 1 Comparison of simulated geometries with actual samples

شکل 1 مقایسه هندسه‌های شبیه‌سازی شده با نمونه‌های واقعی

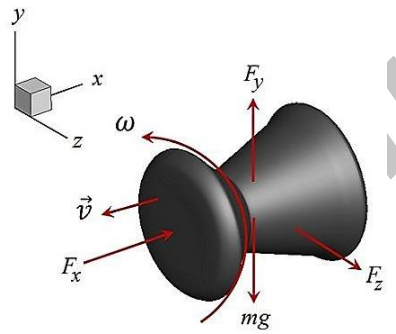


Fig. 2 Free body diagram of the projectile motion

شکل 2 دیاگرام جسم- آزاد حرکت پرتابه

از طرفی، نیروهای وارد شده از طرف سیال به پرتابه متناسب با سرعت پرتابه است که طبق رابطه (8) می‌توان نوشت:

$$\vec{F}=F_x\hat{\imath}+F_y\hat{\jmath}+F_z\hat{k} \quad (8)$$

F_x، نیروی پسا و F_y و F_z نیروهای جانبی هستند. با استفاده از بردارهای "شکل 2"، دستگاه معادلات (9) به‌دست می‌آید.

$$\begin{cases}m\ddot{x}=-F_x\\ m\ddot{y}=-mg+F_y\\ m\ddot{z}=F_z\\ I\ddot{\theta}=M_x\end{cases} \quad (9)$$

که I، M_x و $\ddot{\theta}$ به‌ترتیب ممان اینرسی جرمی، گشتاور آیرودینامیکی و شتاب زاویه‌ای حول محور x هستند. لازم به ذکر است که نیروهای

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]
Archive of SID
www.SID.ir

آیرودینامیکی F_x، F_y و F_z تابعی از زمان و پارامترهای جریان نظیر سرعت، فشار و چگالی هستند و بنابراین، دستگاه معادلات دیفرانسیلی (9) غیرخطی می‌باشد.

4- روند حل عددی

معادلات انتگرالی (1) با تکنیک گام زمانی دوگانه و به شیوه ضمنی با نوشتن یک برنامه کامپیوتری به زبان فرترن حل شده است. تکنیک گام زمانی دوگانه که به‌طور گسترده‌ای در شبیه‌سازی جریان‌های ناپایا مورد استفاده قرار گرفته، بر پایه دقت زمانی مرتبه دوم و به‌صورت اختلاف پس‌روی سه نقطه‌ای (10) برای یک حجم کنترل دلخواه و در زمان $n+1$ نوشته می‌شود [18].

$$\frac{3(\Omega M)^{n+1}\vec{W}^{n+1}-4(\Omega M)^{n}\vec{W}^{n}+(\Omega M)^{n-1}\vec{W}^{n-1}}{2\Delta t}=-\vec{R}^{n+1} \quad (10)$$

که Ω حجم، M ماتریس جرم، $t\Delta$ گام زمانی و $\vec{R}$ مانده سمت راست معادله می‌باشد که با استفاده از روش حجم محدود و بر پایه حل‌کننده تقریبی ریمان (طرح رو) با دقت مرتبه دوم گسسته‌سازی شده است. بر این اساس، معادله بالا به‌صورت رابطه (11) نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t^*}\left(\Omega^{n+1}\vec{W}^*\right)=-\vec{R}^*\left(\vec{W}^*\right) \quad (11)$$

که W^* تقریبی از W^{n+1}، t^* یک متغیر زمانی کاذب و $\vec{R}^*$ مانده ناپایا نام دارد. این مقادیر در مرجع [18] تعریف شده‌اند. دستگاه معادلات جریان (11) توسط طرح چهار مرحله‌ای جیمسون [22] و به‌همراه دستگاه معادلات حرکت پرتابه و معادلات آشفتگی k-k_L-ω به‌طور هم‌زمان و کوپل در یک شبکه محاسباتی متحرک حل شده‌اند. نحوه به‌کارگیری شبکه متحرک بر مبنای ایده مرجع [16] صورت گرفته است به‌طوری که مطابق "شکل 3"، شبکه محاسباتی تا جایی که کیفیت سلول‌های لایه آخر شبکه طبق مرجع مذکور قابل قبول هستند، حرکت می‌کند و در غیر این‌صورت، لایه آخر مجدداً شبکه‌بندی می‌شود.

به‌منظور دست‌یابی به موقعیت و سرعت لحظه‌ای پرتابه‌ها، در ابتدا نیروهای آیرودینامیکی در هر گام زمانی با حل معادلات ناویر- استوکس به‌دست آمده‌اند، سپس با قرار دادن آن‌ها در دستگاه معادلات (9) به‌ترتیب مقادیر جدید شتاب، سرعت و مکان پرتابه به‌کمک روش رانگ-کوتای مرتبه چهار محاسبه و بدین ترتیب مقدمات حل برای گام زمانی بعدی مهیا می‌شود. فلوچارت مربوطه در "شکل 4" ملاحظه می‌گردد؛ لازم به توضیح است که سرعت به‌دست آمده از معادلات (9) به مرز داخلی شبکه محاسباتی اعمال شده و سرعت جریان دوردست ثابت نگه داشته شده است.

5- نتایج

5-1- تولید و مطالعه شبکه محاسباتی و شرایط مرزی

برای حل جریان، از شبکه‌هایی با سازمان از نوع O با قطر 30 برابر طول پرتابه استفاده شده که بخشی از آن برای پرتابه گنبدی در "شکل 5"

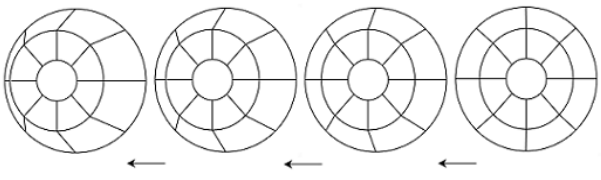


Fig. 3 Motion of computational grin

شکل 3 نحوه حرکت شبکه محاسباتی

مشاهده می‌شود. با توجه به شبکه استفاده شده، یک مرز بیرونی دوردست و یک مرز داخلی منطبق بر سطح پرتابه وجود دارد که در "شکل 6" نشان داده شده است؛ روی مرز بیرونی، مقادیر چگالی، فشار و سرعت‌ها به‌صورت رابطه (12) در نظر گرفته شده‌اند:

$$\rho=\rho_\infty\ ;\quad p=p_\infty\ ;\quad T=T_\infty\ ;\quad u=v=w=0 \quad (12)$$

به‌طوری که زیرنویس ∞ نمایانگر جریان آزاد می‌باشد؛ سرعت مرز داخلی شبکه ($\vec{v}_{ib}$) معادل با سرعت حرکت پرتابه در نظر گرفته شده است که شامل حرکت‌های انتقالی و دورانی می‌باشد. در شروع حل، سرعت اولیه پرتابه با دانستن انرژی جنبشی شلیک حاصل می‌شود؛ همچنین تغییرات عمود بر سطح چگالی، فشار و دما برابر با صفر شده‌اند؛ بنابراین طبق رابطه (13) می‌توان نوشت:

$$\vec{v}_{ib}=\vec{v}_{p_tr}+\vec{v}_{p_\mathrm{rot}}\ ,\ \left(\frac{\partial\rho}{\partial n}=\frac{\partial p}{\partial n}=\frac{\partial T}{\partial n}\right)_{ib}=0 \quad (13)$$

که $\vec{v}_{p_\mathrm{rot}}$ بردار سرعت دورانی پرتابه است.

برای بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی، شبکه‌هایی با تعداد سلول‌های مختلف (N) بررسی و نتایج آن‌ها با یکدیگر مقایسه شده است. "شکل 7" مسیر حرکت پرتابه گنبدی را در سه شبکه مختلف و تحت شرایط ماخ شلیک 0.89 و رینولدز شلیک 135000 نسبت به زمان مقایسه می‌کند؛ مشاهده می‌شود که نتایج حل برای 800000 و 1200000 سلول بسیار نزدیک هستند. این بررسی برای سایر پرتابه‌ها نیز صورت گرفته است که براساس آن، برای پرتابه‌های سرتخت، نوک‌تیز و گنبدی از شبکه‌هایی با N=800000 سلول و برای پرتابه کروی از شبکه‌ای با N=720000 سلول استفاده شده است. بررسی‌هایی نیز با قطر شبکه 40 برابر قطر پرتابه انجام شده که تغییری در نتایج مشاهده نشد.

5-2- اعتبارسنجی

قبل از به‌کار بردن برنامه کامپیوتری تدوین شده برای تحلیل عملکرد پرتابه‌ها، لازم است تا اعتبار نتایج حل کننده مذکور ارزیابی شود. در ابتدا جریان تراکم‌پذیر گذرنده از پرتابه کروی بررسی شده است. چند رابطه تجربی برای محاسبه ضریب پسای کره در شرایط تراکم‌پذیر لزج توسط کارلسون و هاگلوند [23]، کرو [24]، کورکان و همکاران [25] و هندرسون [26] ارائه

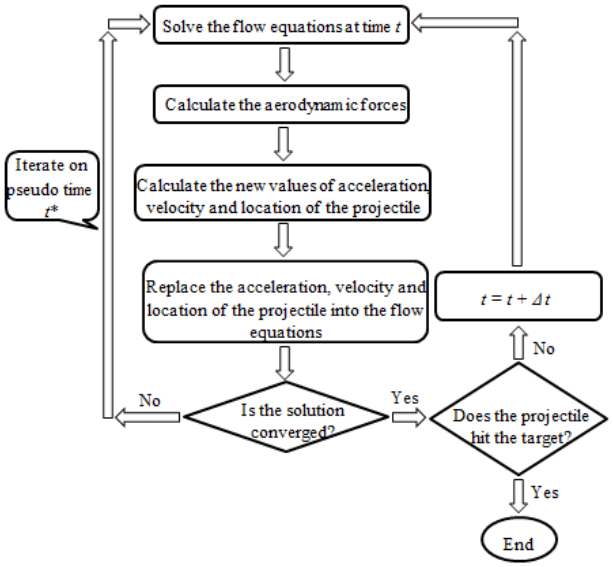


Fig. 4 Simulation flowchart of the projectiles motion

شکل 4 فلوچارت شبیه‌سازی حرکت پرتابه‌ها

www.SID.ir
Archive of SID
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]

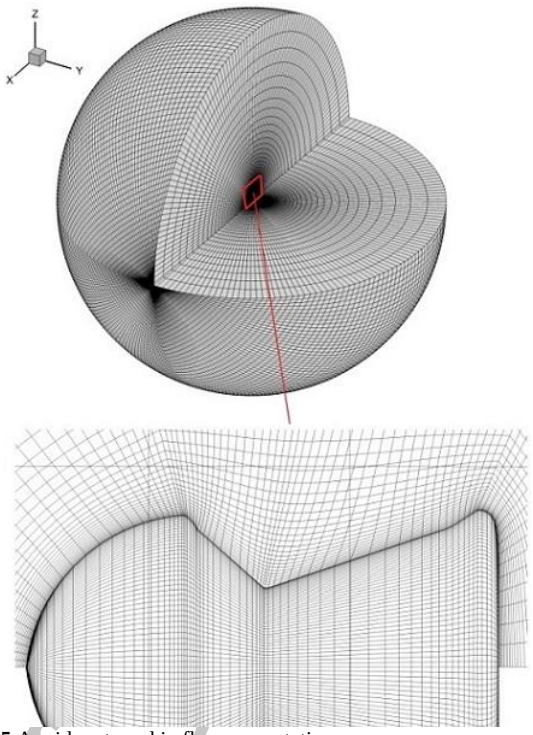


Fig. 5 A grid part used in flow computations

شکل 5 بخشی از شبکه استفاده شده در محاسبات جریان

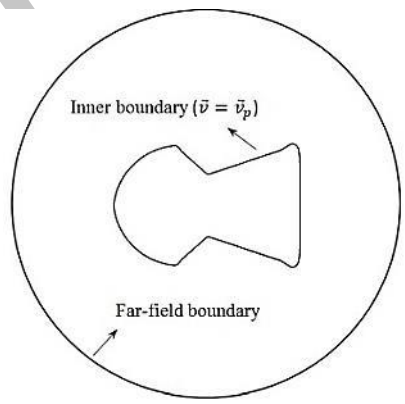


Fig. 6 Boundary conditions applied to the flow equations

شکل 6 شرایط مرزی اعمال شده به معادلات جریان

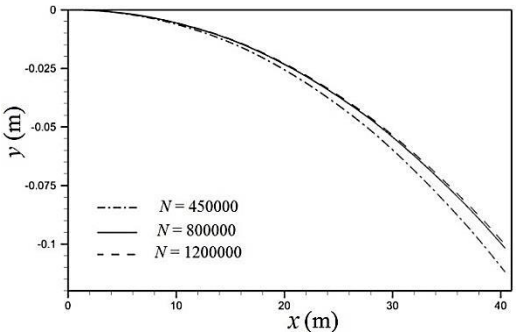


Fig. 7 Comparison of the domed projectile trajectory for different computational grids for M_∞=0.89 and Re=135000

شکل 7 مقایسه مسیر حرکت پرتابه گنبدی تحت شبکه‌های محاسباتی مختلف به‌ازای M_∞=0.89 و Re=135000

شده است که طبق مقایسه‌های صورت گرفته، رابطه هندرسون [26] مطابقت بیشتری با داده‌های تجربی دارد. این رابطه در محدوده اعداد رینولدز 100 تا 10000 معتبر می‌باشد. بر این اساس، ضرایب پسای متوسط ($\overline{C_d}$) به‌دست آمده از شبیه‌سازی عددی حاضر برای چندین ماخ مختلف در رینولدز 8000 با نتایج حاصل از رابطه هندرسون [26] مقایسه و در "شکل 8" ترسیم شده است. مشاهده می‌شود که تطابق بسیار خوبی برقرار است. در بررسی بعدی، جریان سیال گذرنده از روی پرتابه SOCBT حل شده و نتایج به‌دست آمده با داده‌های تجربی کایسر و وایتون [27] مقایسه شده و در "شکل 9" منحنی توزیع ضریب فشار در زاویه حمله صفر درجه و عدد ماخ 0.91 نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود تطابق خوبی میان نتایج به‌دست آمده از برنامه کامپیوتری تدوین شده و نتایج تجربی ارائه شده وجود دارد. برای اعتبارسنجی حل کوپل آیرودینامیکی و دینامیکی، سقوط یک پرتابه کروی در آب با چگالی نسبی 1.14 و رینولدز سقوط 55000 بررسی شده است. "شکل 10" تغییرات عمق کره فوق را برحسب زمان با نتایج تجربی آریستوف و همکاران [28] مقایسه می‌کند. هم‌خوانی قابل قبولی میان نتایج عددی حاضر و داده‌های تجربی برقرار است.

براساس اعتبارسنجی‌های ارائه شده، می‌توان گفت که برنامه کامپیوتری نوشته شده، برای بررسی‌های پژوهش حاضر قابل اطمینان می‌باشد.

5-3- بررسی و مقایسه عملکرد پرتابه‌ها

در این بخش، عملکرد چهار نوع پرتابه تفنگ بادی که پیشتر معرفی شدند بررسی و مقایسه می‌شود. سرعت شلیک پرتابه، به مقدار انرژی تفنگ مورد نظر بستگی دارد که توسط یک فنر و یا کپسول حاوی هوای فشرده که در بدنه تفنگ جاسازی شده، تأمین می‌گردد؛ انرژی مذکور که در واقع انرژی

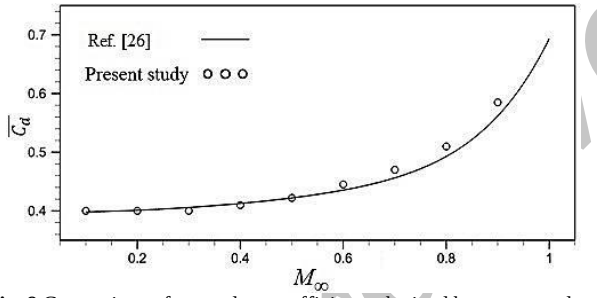


Fig. 8 Comparison of mean drag coefficients obtained by present solver and experimental data for Re=8000

شکل 8 مقایسه ضرایب پسای کره حاصل از حل عددی حاضر و رابطه تجربی هندرسون در عدد رینولدز 8000

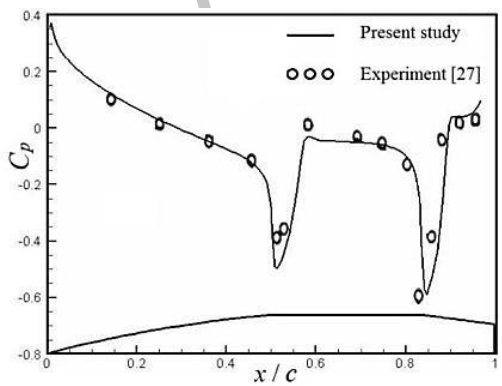


Fig. 9 Comparison of pressure distribution obtained by present computer program and experiment for SOCBT projectile

شکل 9 مقایسه توزیع فشار حاصل از برنامه کامپیوتری حاضر و داده‌های تجربی برای پرتابه SOCBT

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]
Archive of SID
www.SID.ir

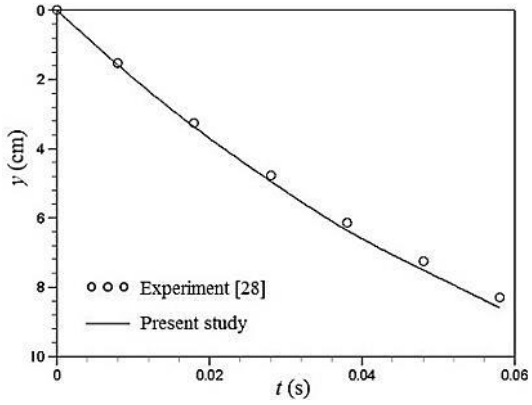


Fig. 10 Variation of sphere altitude with respect to time

شکل 10 تغییرات ارتفاع کره نسبت به زمان

جنبشی پرتابه در لحظه خروج از لوله تفنگ است، در کاتالوگ شرکت‌های سازنده به واحد ژول یا فوت-پوند ارائه می‌شود. سرعت شلیک پرتابه را می‌توان با رابطه (14) به‌دست آورد:

$$u_p = \sqrt{\frac{2KE - I\omega^2}{m}} \quad (14)$$

که KE انرژی جنبشی، m جرم پرتابه، I ممان اینرسی جرمی و ω سرعت زاویه‌ای پرتابه است. در این پژوهش، انرژی جنبشی تفنگ برای کالیبرهای 4.5، 5.5 و 6.35 میلی‌متر به‌ترتیب برابر با 25، 40 و 50 ژول درنظر گرفته شده است. لازم به ذکر است که در این پژوهش افت انرژی جنبشی به‌واسطه اصطکاک پرتابه در لوله و اثرات خروج از لوله لحاظ نشده است.

به‌منظور بررسی عملکرد پرتابه‌ها، اطلاعات لازم، شامل جرم و طول آن‌ها از کاتالوگ شرکت‌های سازنده استخراج و به‌همراه سرعت شلیک که از رابطه (14) محاسبه شده، در جدول 1 آمده است. مقدار چرخش پرتابه‌ها که به‌صورت نسبت سرعت دورانی به سرعت خطی تعریف می‌شود، براساس مرجع [3]، 0.04 در نظر گفته شده است.

5-3-1- مقایسه عملکرد پرتابه‌های مختلف با کالیبر 4.5 میلی‌متر

"شکل‌های 11 تا 13" به‌ترتیب ضرایب پسا (C_d)، برآ (C_l) و جانبی (C_z) پرتابه‌های کالیبر 4.5 میلی‌متری به‌ازای انرژی جنبشی شلیک معادل با 25 ژول را برحسب مؤلفه افقی مسیر حرکت (x) تا فاصله 40 متری نشان می‌دهند. مشاهده می‌شود که پرتابه گنبدی کمترین و پرتابه سرتخت بیشترین ضریب پسا را دارد. بنابراین پرتابه گنبدی وضعیت آیرودینامیکی بهتری نسبت به نمونه‌های دیگر دارد. نکته قابل ذکر دیگر، افزایش ناگهانی و نوسانی شدن ضرایب آیرودینامیکی فوق‌الذکر برای پرتابه کروی در فواصل بیشتر از 35 متر است که دلیل این امر، وقوع ریزش گردابه در پشت پرتابه می‌باشد. "شکل‌های 14 تا 17" کانتورهای ضریب فشار پیرامون پرتابه‌ها و مقادیر آن‌ها در صفحه قائم x-y و در فاصله 40 متری از موقعیت شلیک را نشان می‌دهند. تقارن کانتورها در نواحی بالا و پایین پرتابه‌های سرتخت، نوک‌تیز و گنبدی به‌خوبی قابل مشاهده است؛ در حالی‌که کانتورهای پیرامون پرتابه کروی (شکل 17) کاملاً نامتقارن و جریان با ریزش گردابه همراه است.

"شکل‌های 18 تا 21" خطوط جریان پیرامون پرتابه‌ها را در $x = 40$ m نشان می‌دهند. کوچکتر بودن گردابه‌های پشت و اطراف سطح جانبی پرتابه گنبدی در "شکل 20"، می‌تواند دلیل کمتر بودن ضریب پسای آن نسبت به

جدول 1 اطلاعات فیزیکی پرتابه‌های موردنظر

Table 1 Physical data for the considered projectiles

نام پرتابه	کالیبر (میلی-متر)	جرم (گرم)	طول (میلی‌متر)	سرعت شلیک (متر بر ثانیه)
سرتخت	4.5	0.448	5	334
	5.5	0.82	6.3	312
	6.35	1.26	7.5	281
نوک‌تیز	4.5	0.538	7.25	305
	5.5	0.98	9.1	286
	6.35	1.5	10.7	258
گنبدی	4.5	0.536	6.75	306
	5.5	0.98	8.4	286
	6.35	1.5	10	258
کروی	4.5	0.530	4.5	307
	5.5	0.96	5.5	288
	6.35	1.48	6.35	260

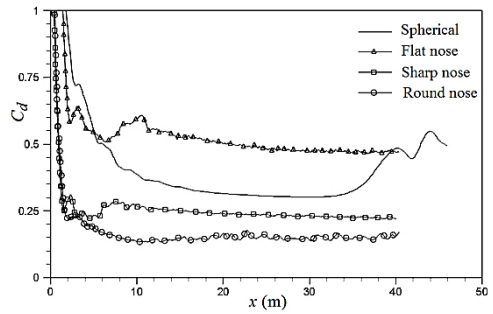


Fig. 11 Comparison of the 4.5 mm-caliber projectiles drag coefficient against horizontal motion component

شکل 11 مقایسه ضریب پسای پرتابه‌ها در کالیبر 4.5 mm برحسب مؤلفه افقی حرکت

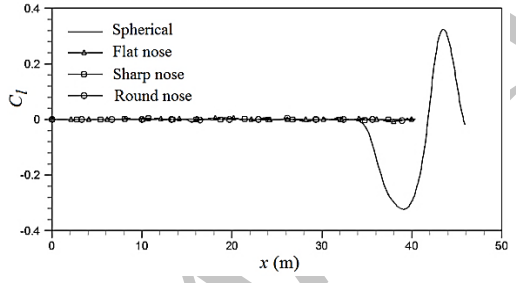


Fig. 12 Comparison of the 4.5 mm-caliber projectiles lift coefficient against horizontal motion component

شکل 12 مقایسه ضریب برآی پرتابه‌ها در کالیبر 4.5 mm برحسب مؤلفه افقی حرکت

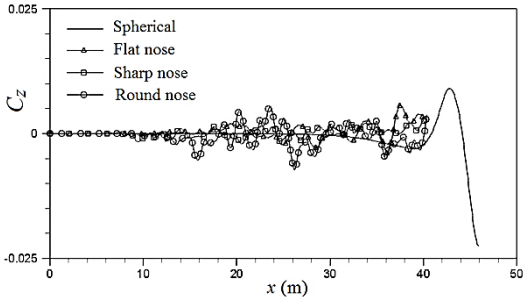


Fig. 13 Comparison of lateral force coefficient of the 4.5 mm-caliber projectiles against horizontal motion component

شکل 13 مقایسه ضریب نیروی جانبی پرتابه‌ها در کالیبر 4.5 mm برحسب مؤلفه افقی حرکت

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]

www.SID.ir

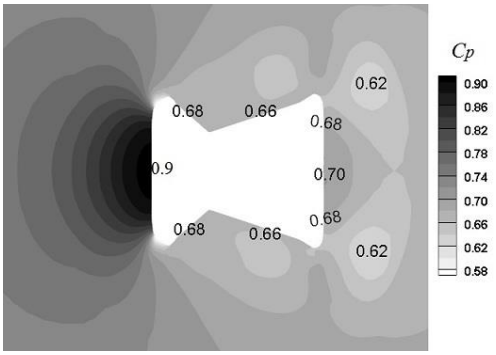


Fig. 14 Contours of pressure coefficient around the 4.5 mm-caliber flat nose projectile

شکل 14 کانتورهای ضریب فشار پیرامون پرتابه سرتخت در کالیبر 4.5 mm

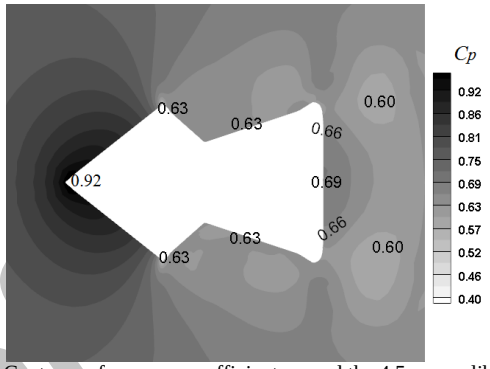


Fig. 15 Contours of pressure coefficient around the 4.5 mm-caliber sharp nose projectile

شکل 15 کانتورهای ضریب فشار پیرامون پرتابه نوک‌تیز در کالیبر 4.5 mm

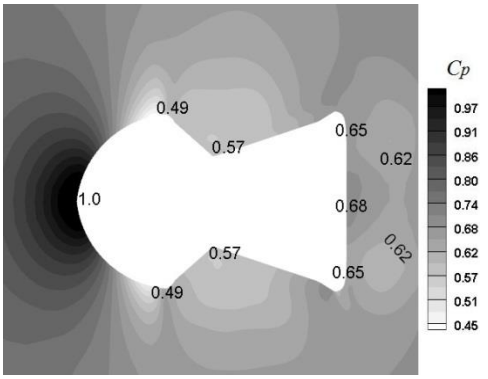


Fig. 16 Contours of pressure coefficient around the 4.5 mm-caliber round nose projectile

شکل 16 کانتورهای ضریب فشار پیرامون پرتابه گنبدی در کالیبر 4.5 mm

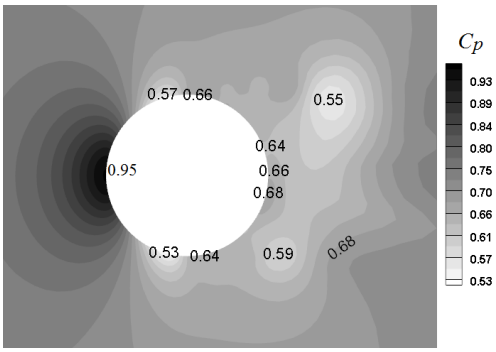


Fig. 17 Contours of pressure coefficient around the 4.5 mm-caliber spherical projectile

شکل 17 کانتورهای ضریب فشار پیرامون پرتابه کروی در کالیبر 4.5 mm

سایر پرتابه‌ها باشد. همچنین عدم تقارن در گردابه‌ها و دنباله پشت پرتابه کروی در "شکل 21" مبین ریزش گردابه هستند.

البته باید توجه داشت که ضرایب آیرودینامیکی نمی‌توانند به‌تنهایی نشان‌دهنده عملکرد پرتابه‌ها باشند؛ زیرا جرم و سرعت شلیک نیز از عوامل تأثیرگذار هستند.

پارامترهای عملکرد پرتابه‌های تفنگ بادی نظیر زمان برخورد به هدف،

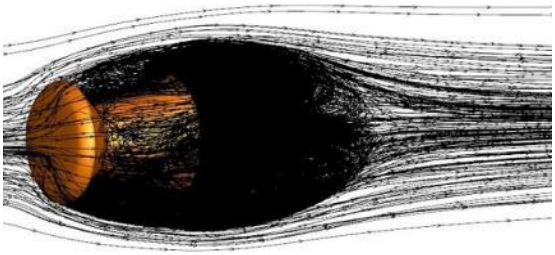


Fig. 18 Instantaneous streamlines past the 4.5 mm-caliber flat nose projectile

شکل 18 خطوط جریان لحظه‌ای گذرنده از پرتابه سرتخت در کالیبر 4.5 mm

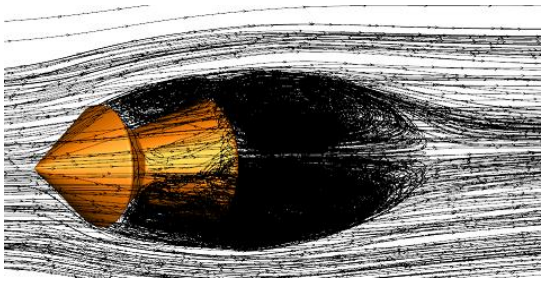


Fig. 19 Instantaneous streamlines past the 4.5 mm-caliber sharp nose projectile

شکل 19 خطوط جریان لحظه‌ای گذرنده از پرتابه نوک‌تیز در کالیبر 4.5 mm

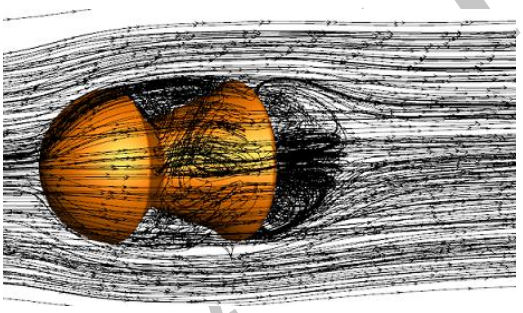


Fig. 20 Instantaneous streamlines past the 4.5 mm-caliber round nose projectile

شکل 20 خطوط جریان لحظه‌ای گذرنده از پرتابه گنبدی در کالیبر 4.5 mm

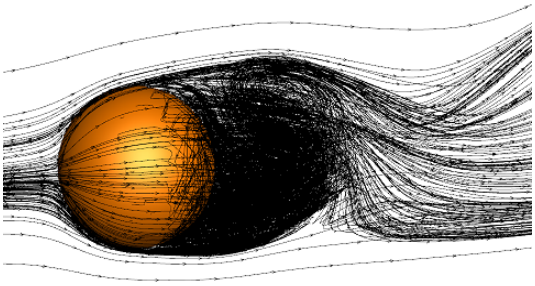


Fig. 21 Instantaneous streamlines past the 4.5 mm-caliber spherical projectile

شکل 21 خطوط جریان لحظه‌ای گذرنده از پرتابه کروی در کالیبر 4.5 mm

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]

www.SID.ir

افت ارتفاع و ممنتوم برخورد پرتابه از اهمیت ویژه‌ای برخوردارند؛ ضمن این‌که زمان برخورد و افت ارتفاع با یکدیگر نسبت مستقیم دارند؛ در واقع هرچه زمان برخورد کمتر باشد، افت ارتفاع نیز کمتر خواهد بود. اما ممنتوم برخورد به جرم پرتابه نیز بستگی دارد. هرچه ممنتوم برخورد بیشتر باشد، اثرگذاری پرتابه روی هدف نیز بیشتر خواهد بود. مقایسه عملکرد پرتابه‌ها در فواصل 10، 25 و 35 متری هدف به‌ترتیب در جداول 2 تا 4 ارائه شده است. بهترین عملکرد در هر جدول، با قلم پررنگ مشخص شده است. مشاهده می‌گردد که در فاصله 10 متری، پرتابه سرتخت زمان طی مسیر و افت ارتفاع کمتر و پرتابه گنبدی ممنتوم برخورد بیشتری نسبت به سایر نمونه‌ها دارند. زیرا پرتابه سرتخت به علت داشتن جرم کمتر، سرعت شلیک بیشتری دارد و ضمناً در فواصل کم، فرصت اثرگذاری کامل نیروی پسا فراهم نشده است؛ اما به علت داشتن جرم کمتر، ممنتوم برخورد کمتری نسبت به پرتابه‌های دیگر دارد. در فواصل 25 و 35 متری، پرتابه گنبدی بهترین عملکرد را به لحاظ زمان طی مسیر، افت ارتفاع و ممنتوم برخورد به خود اختصاص داده است که علت آن پسای کمتر نسبت به سایر پرتابه‌ها می‌باشد. همچنین با توجه به داده‌های جداول می‌توان گفت که پرتابه نوک‌تیز عملکرد نزدیکتری به پرتابه گنبدی دارد؛ در حالی‌که پرتابه کروی در هیچ‌یک از پارامترها، عملکرد قابل قبولی نداشته است.

"شکل 22" تغییرات عدد ماخ پرتابه‌ها را نسبت به زمان تا فاصله 35 متری از موقعیت شلیک نشان می‌دهد؛ از آن‌جایی که پرتابه سرتخت علاوه بر نیروی پسای بیشتر، دارای جرم کمتری نسبت به سایر پرتابه‌ها می‌باشد در نتیجه شتاب کندشونده بیشتری را دارا بوده و لذا تغییرات ماخ برای این پرتابه خیلی بیشتر از نمونه‌های دیگر است. "شکل 23" مسیر حرکت پرتابه‌ها را تا فاصله 35 متری و در صفحه قائم x-y نشان می‌دهد. براساس این شکل و داده‌های جداول 2 تا 4 می‌توان نتیجه گرفت که برای فواصل نزدیک، پرتابه سرتخت و برای فواصل دور، پرتابه گنبدی دقت بهتری دارد.

در "شکل 24" مسیر حرکت پرتابه‌ها تا فاصله 35 متری و در صفحه افقی x-z نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که انحراف افقی پرتابه‌ها بسیار ناچیز می‌باشد؛ مقادیر بسیار کم ضریب نیروی جانبی (شکل 13) نیز مؤید این موضوع هستند و اما اختلاف رفتار آن‌ها به واسطه الگوی جریان در

جدول 2 مقایسه عملکرد پرتابه‌ها در فاصله 10 متری

Table 2 Comparison of the projectiles performance at 10 m distance

نام پرتابه	زمان طی مسیر (s)	افت ارتفاع (cm)	ممنتوم برخورد (kgm/s)
سرتخت	0.0333	0.544	0.126
نوک‌تیز	0.0339	0.564	0.155
گنبدی	0.0338	0.561	0.156
کروی	0.0352	0.608	0.144

جدول 3 مقایسه عملکرد پرتابه‌ها در فاصله 25 متری

Table 3 Comparison of the projectiles performance at 25 m distance

نام پرتابه	زمان طی مسیر (s)	افت ارتفاع (cm)	ممنتوم برخورد (kgm/s)
سرتخت	0.0911	4.07	0.107
نوک‌تیز	0.0879	3.789	0.145
گنبدی	0.0864	3.660	0.150
کروی	0.0927	4.21	0.132

جدول 4 مقایسه عملکرد پرتابه‌ها در فاصله 35 متری

Table 4 Comparison of the projectiles performance at 35 m distance

نام پرتابه	زمان طی مسیر (s)	افت ارتفاع (cm)	ممنتوم برخورد (kgm/s)
سرتخت	0.135	8.89	0.097
نوک‌تیز	0.126	7.75	0.139
گنبدی	0.123	7.40	0.146
کروی	0.134	8.77	0.126

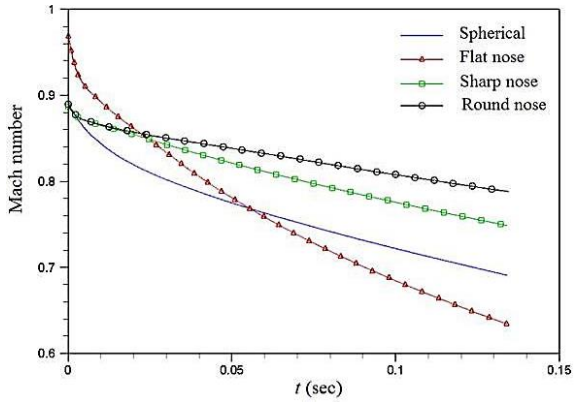


Fig. 22 Temporal variation of the projectiles velocity

شکل 22 تغییرات سرعت پرتابه‌ها نسبت به زمان

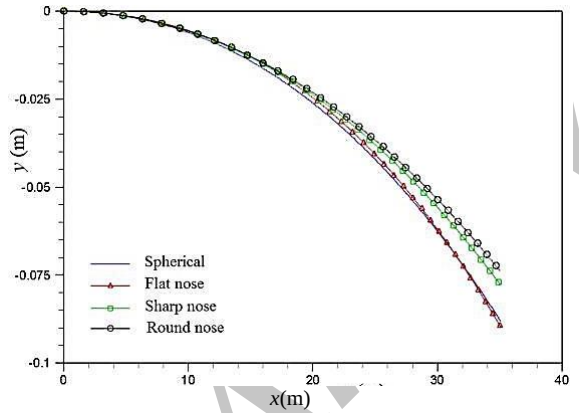


Fig. 23 Trajectory of 4.5 mm-caliber projectiles in vertical x-y plane

شکل 23 مسیر حرکت پرتابه‌های 4.5 میلی‌متری در صفحه قائم x-y

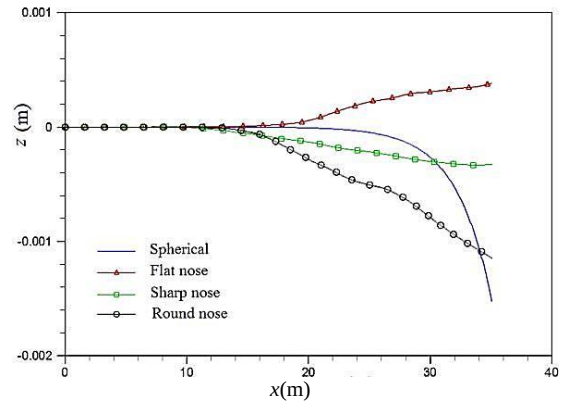


Fig. 24 Projectiles trajectory in horizontal x-z plane

شکل 24 مسیر حرکت پرتابه‌های 4.5 میلی‌متری در صفحه افقی x-z

Archive of SID

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]

www.SID.ir

قفای پرتابه‌ها و اکثراً به نحوه ریزش گردابه‌ها مربوط می‌باشد و علی‌رغم اجراهای مختلف برنامه همین نتایج عاید شده و این پدیده اتفاقی نبوده است.

5-3-2- مقایسه عملکرد پرتابه‌های مختلف با کالیبرهای 5.5 و 6.35 میلی‌متر

بررسی پرتابه‌های موردنظر با کالیبرهای دیگر نظیر 5.5 میلی‌متر تحت انرژی جنبشی شلیک 40 ژول و 6.35 میلی‌متر تحت انرژی جنبشی شلیک 50 ژول نشان دادند که رفتار ضرایب آیرودینامیکی تفاوت قابل توجهی در مقایسه با ضرایب پرتابه‌های کالیبر 4.5 میلی‌متری بروز نمی‌دهند؛ اما به‌هر حال جرم و اندازه پرتابه‌ها بر اینرسی و نیروی پسا و نتیجتاً شتاب کندشونده پرتابه تأثیرگذار بوده و با تغییر در زمان پرواز، افت ارتفاع را تغییر می‌دهند؛ واضح است است که با افزایش زمان پرواز، افت ارتفاع بیشتری به‌وجود می‌آید؛ شکل‌های 25 و 26 به‌ترتیب مسیر حرکت پرتابه‌های 5.5 و 6.35 میلی‌متری را تا فاصله 35 متری و در صفحه قائم x-y نشان می‌دهند. با مقایسه شکل 23 و این دو شکل می‌توان نتیجه گرفت که با افزایش اندازه کالیبر، اختلاف بین عملکرد پرتابه‌ها از نقطه نظر افت ارتفاع در مسیر حرکت کم می‌شود.

در راستای مقایسه عملکردی هدف‌زنی، جدول 5 بهترین پرتابه را به لحاظ افت ارتفاع در فواصل 10، 25 و 35 متری هدف معرفی می‌کند. مشاهده می‌شود که در هر سه کالیبر، در فاصله 10متری، پرتابه سرتخت و در فاصله 35 متری، پرتابه گنبدی تحت شرایط شلیک ذکر شده کمترین افت ارتفاع را دارند.

5-3-3- اصلاح شکل دماغه به‌منظور بهبود عملکرد

برای بهبود عملکرد پرتابه‌ها، اثر شکل دماغه پرتابه‌های نوک‌تیز و گنبدی با

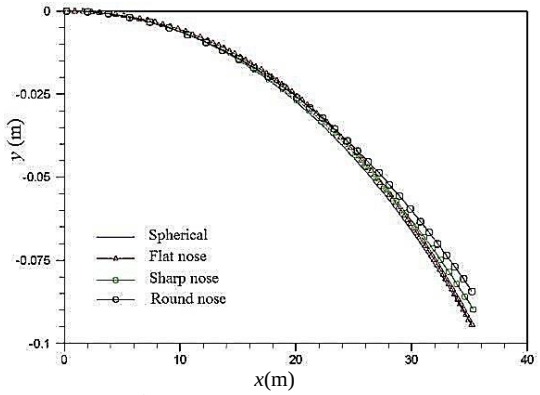


Fig. 25 Trajectory of 5.5 mm-caliber projectiles in vertical x-y plane

شکل 25 مسیر حرکت پرتابه‌های 5.5 میلی‌متری در صفحه قائم x-y

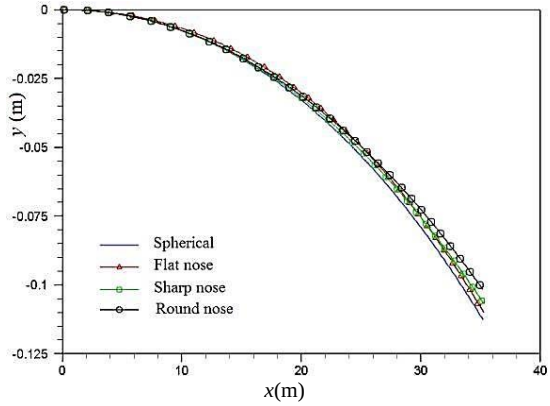


Fig. 26 Trajectory of 6.35 mm-caliber projectiles in vertical x-y plane

شکل 26 مسیر حرکت پرتابه‌های 6.35 میلی‌متری در صفحه قائم x-y

جدول 5 بهترین پرتابه‌ها به لحاظ افت ارتفاع در فواصل 10، 25 و 35 متری

Table 5 Best projectiles in term of the altitude loss at x =10, 25 and 35 m

اندازه کالیبر (mm)	x =10 m	x =25 m	x =35 m
4.5	سرتخت	گنبدی	گنبدی
5.5	سرتخت	گنبدی	گنبدی
6.35	سرتخت	سرتخت	گنبدی

کالیبرهای 4.5، 5.5 و 6.35 میلی‌متر بررسی شده است. از آن‌جایی که تغییر هندسه پرتابه بر جرم، سرعت شلیک و نیروهای آیرودینامیکی آن اثر می‌گذارد، پیش‌بینی می‌شود که عملکردهای متفاوتی حاصل شوند. "شکل 27" پیکربندی‌های دماغه پرتابه‌ها را نشان می‌دهد. در مورد پرتابه نوک‌تیز، زاویه دماغه (α) به‌عنوان متغیر مسأله و برای پرتابه گنبدی، دماغه آن به‌صورت بخشی از یک بیضی‌گون با نسبت قطرهای متغیر (η) در نظر گرفته شده است به‌طوری که η زیاد معادل با انحنای کم قوس می‌باشد. زاویه دماغه برای پرتابه نوک‌تیز استاندارد، 39 درجه و η برای پرتابه گنبدی استاندارد برابر با 1 می‌باشد. همچنین فاصله هدف، ثابت و برابر با 35 متر فرض شده است.

هنگامی‌که افت ارتفاع پرتابه (Y) کاهش و ممنتوم برخورد آن (M) افزایش می‌یابد، در واقع عملکرد آن بهبود پیدا می‌کند؛ هرچند برای مسابقات ورزشی، افت ارتفاع یا به‌عبارتی هدف‌زنی اهمیت بیشتری دارد. "شکل‌های 28 و 29" به‌ترتیب تغییرات افت ارتفاع و ممنتوم برخورد پرتابه نوک‌تیز را برحسب زاویه دماغه (α) نشان می‌دهند. مشاهده می‌شود که منحنی‌های افت ارتفاع در یک زاویه خاص به یک مقدار مینیمم رسیده و سپس افزایش می‌یابند؛ این افت و خیز ارتفاع به‌خاطر اثر متقابل جرم و ضریب پسای پرتابه می‌باشد که با کاهش تدریجی زاویه در دماغه، جرم پرتابه افزایش و در مقابل ضریب پسای آن کاهش یافته است؛ در حالی‌که منحنی‌های ممنتوم برخورد رفتار کاملاً نزولی دارند که به علت کاهش جرم پرتابه به‌واسطه افزایش زاویه دماغه و افزایش پسای آن می‌باشد. اگر اهمیت افت ارتفاع و ممنتوم برخورد در تیراندازی یکسان فرض شوند، در این‌صورت بیشترین مقدار M/Y زاویه

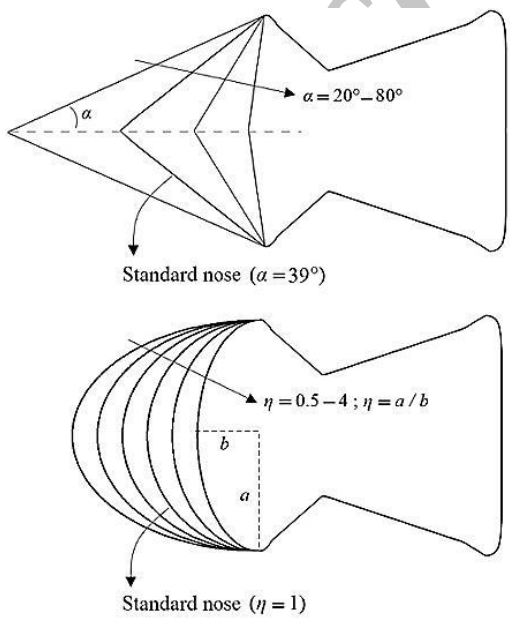


Fig. 27 Nose shape configurations for sharp nose and round nose projectiles

شکل 27 پیکربندی شکل دماغه پرتابه‌های نوک‌تیز و گنبدی

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]
www.SID.ir
Archive of SID

بهبود یافته دماغه را مطابق "شکل 30" مشخص می‌کند. زیرا در این حالت ممنتوم برخورد زیاد و افت ارتفاع کم می‌باشد. جدول 6 زوایای بهبود یافته را که منجر به مینیمم شدن افت ارتفاع و ماکزیمم شدن M/Y می‌شوند، ارائه می‌کند.

مشابه این روال، اثر انحنای دماغه پرتابه کروی بر عملکرد آن بررسی شده است. "شکل‌های 31، 32 و 33" به‌ترتیب تغییرات افت ارتفاع و ممنتوم برخورد و نسبت M/Y پرتابه گنبدی را برحسب انحنای دماغه (η) نشان می‌دهند. جدول 7 نیز انحنای بهبود یافته را که منجر به مینیمم شدن افت ارتفاع و ماکزیمم شدن M/Y می‌شوند، ارائه می‌کند.

جدول 6 زوایای دماغه بهبود یافته که منجر به مینیمم شدن افت ارتفاع و ماکزیمم شدن M/Y در پرتابه نوک‌تیز می‌شوند.

Table 6 Modified nose angles which lead to minimum altitude loss and maximum M/Y for the sharp nose projectile

اندازه کالیبر (mm)	زاویه بهینه برای مینیمم افت ارتفاع	زاویه بهینه برای ماکزیمم M/Y
4.5	45 º	42 º
5.5	50 º	40 º
6.35	55 º	40 º

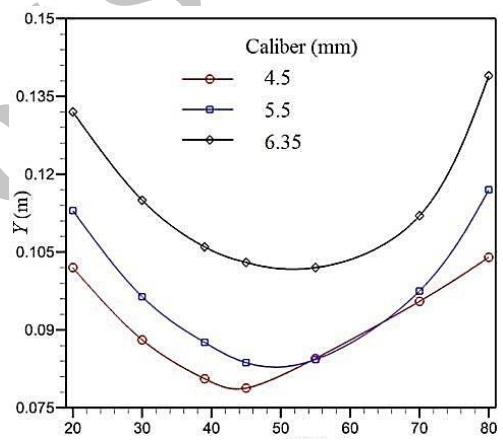


Fig. 28 Variations of altitude loss (Y) for the sharp nose projectile with respect to nose angle

شکل 28 تغییرات افت ارتفاع پرتابه نوک‌تیز برحسب زاویه دماغه

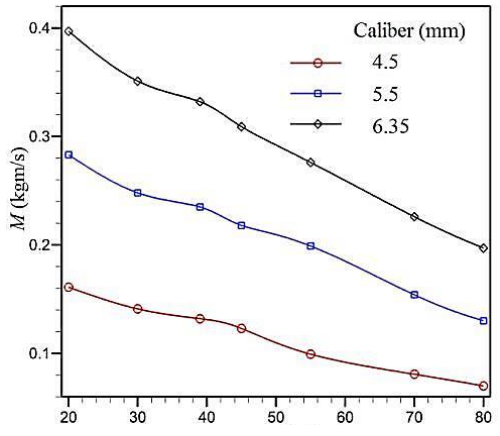


Fig. 29 Variations of hit momentum (M) for the sharp nose projectile with respect to nose angle

شکل 29 تغییرات ممنتوم برخورد پرتابه نوک‌تیز برحسب زاویه دماغه

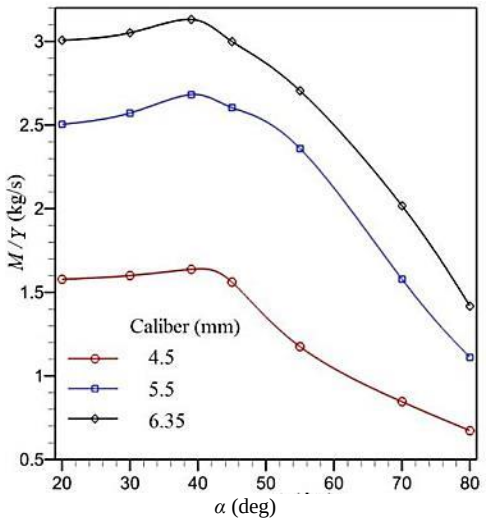


Fig. 30 Ratio of hit momentum to altitude loss for the sharp nose projectile with respect to nose angle

شکل 30 نسبت ممنتوم برخورد به افت ارتفاع پرتابه نوک‌تیز برحسب زاویه دماغه

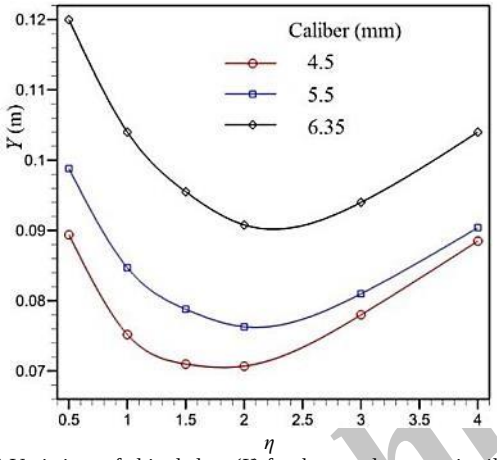


Fig. 31 Variations of altitude loss (Y) for the round nose projectile with respect to nose curvature

شکل 31 تغییرات افت ارتفاع پرتابه گنبدی برحسب انحنای دماغه

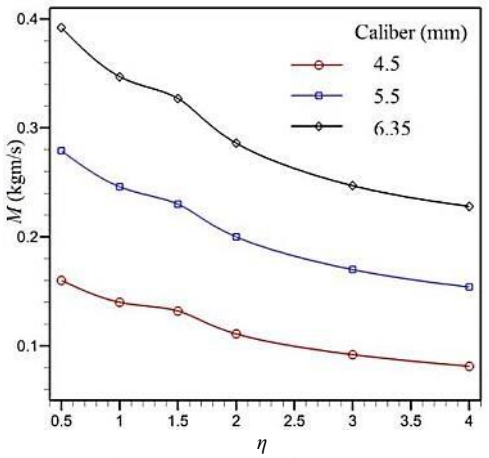


Fig. 32 Variations of hit momentum (M) for the round nose projectile with respect to nose curvature

شکل 32 تغییرات ممنتوم برخورد پرتابه گنبدی برحسب انحنای دماغه

نتایج گزارش شده در جداول 6 و 7 نشان می‌دهند که با اصلاح شکل دماغه می‌توان عملکرد پرتابه‌ها را بهبود داد.

www.SID.ir
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]

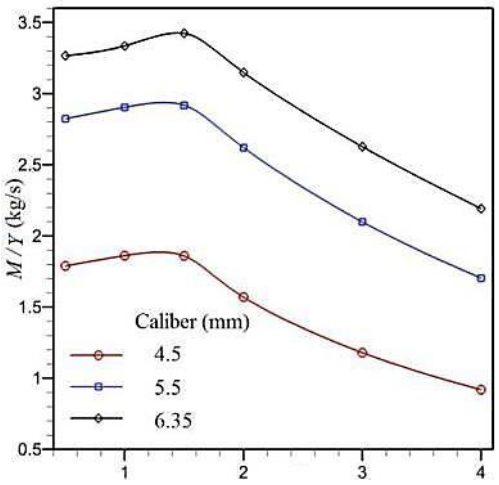


Fig. 33 Ratio of hit momentum to altitude loss for the round nose projectile with respect to nose curvature

شکل 33 نسبت ممنتوم برخورد به افت ارتفاع پرتابه گنبدی برحسب انحنای دماغه

جدول 7 انحنای دماغه (η) بهبود یافته که منجر به مینیمم شدن افت ارتفاع و ماکزیمم شدن M/Y در پرتابه گنبدی می‌شود.

Table 7 Modified nose curvatures (η) which lead to minimum altitude loss and maximum M/Y for the round nose projectile

اندازه کالیبر (mm)	انحنای بهینه برای مینیمم افت ارتفاع	انحنای بهینه برای ماکزیمم M/L
4.5	1.75	1.4
5.5	2	1.5
6.35	2.25	1.5

6- جمع‌بندی

در این پژوهش به بررسی و مقایسه عملکرد چهار نوع پرتابه کروی مربوط به تفنگ‌های بادی با کالیبرهای 4.5، 5.5 و 6.35 میلی‌متر از طریق حل عددی کوپل و هم‌زمان معادلات حرکت سیال و پرتابه به‌صورت ناپایا در شبکه متحرک پرداخته شده است. نتایج نشان داده‌اند که پرتابه گنبدی کمترین و پرتابه سرتخت بیشترین ضریب پسا را تا فاصله 40 متری دارد. در فاصله 10 متری هدف، پرتابه سرتخت زمان طی مسیر و افت ارتفاع کمتر و پرتابه گنبدی ممنتوم برخورد بیشتری نسبت به سایر نمونه‌ها دارند. در فواصل 25 و 35 متری، پرتابه گنبدی بهترین عملکرد را به لحاظ زمان طی مسیر و افت ارتفاع در کالیبرهای 4.5 و 5.5 میلی‌متر به خود اختصاص داده است. بنابراین برای فواصل نزدیک، پرتابه سرتخت و برای فواصل دور، پرتابه گنبدی دقت بهتری دارد. همچنین با توجه به داده‌های جداول می‌توان گفت که پرتابه نوک‌تیز عملکرد نزدیکی به پرتابه گنبدی دارد و به‌دلیل نفوذ بیشتر در هدف، برای شکار مناسب‌تر است. پرتابه کروی در هیچ‌یک از پارامترها، عملکرد قابل قبولی در مقایسه با سایر نمونه‌ها نداشته است. بررسی اصلاحات شکل دماغه نشان می‌دهند که عملکرد پرتابه‌های نوک‌تیز و گنبدی قابل بهبود است؛ به‌طوری که بهبود عملکرد برای پرتابه‌های نوک تیز و گنبدی به‌ترتیب در زاویه‌ها و انحناهای بیشتری نسبت به دماغه استاندارد رخ داده است. بنابراین پیشنهاد می‌شود که این اصلاحات روی پرتابه‌ها اعمال شوند.

7- مراجع

[1] S. Chakraverty, I. Stiharu, R. B. Bhat, Influence of aerodynamic loads on flight trajectory of spinning spherical projectile, *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 1, pp. 122-125, 2001.

[2] M. Pechier, Ph. Guillen, R. Cayzac, Magnus effect over finned projectiles, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 38, No. 4, pp. 542-549, 2001.

[3] S. I. Silton, Navier-Stokes computations for a spinning projectile from subsonic to supersonic speeds, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 42, No. 2, pp. 223-230, 2005.

[4] S. I. Silton, P. Weinacht, Effect of rifling grooves on the performance of small-caliber ammunition, *26th Proceedings of the Army Science Conference*, Orlando, Florida, December 1-4, 2008.

[5] J. Ronkainen, A. Harland, Laser tracking system for sports ball trajectory measurement, *Journal of Sports Engineering and Technology*, Vol. 224, No. 1, pp. 219-228, 2010.

[6] W. Yu, X. Zhang, Aerodynamic analysis of projectile in gun system firing process, *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 77, No. 1, pp. 1-8, 2010.

[7] S. D. Burbank, L. V. Smith, Dynamic characterization of rigid foam used in finite element sports ball simulations, *Journal of Sports Engineering and Technology*, Vol. 226, No. 2, pp. 77-85, 2012.

[8] J. A. Scobie, S. G. Pickering, D. P. Almond, G. D. Lock, Fluid dynamics of cricket ball swing, *Journal of Sports Engineering and Technology*, Vol. 227, No. 3, pp. 196-208, 2012.

[9] J. Sahu, M. Costello, C. Montalvo, Development and application of multidisciplinary coupled computational techniques for projectile aerodynamics, *Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics*, Big Island, Hawaii, July 9-13, 2012.

[10] J. Dykes, C. Montalvo, M. Costello, J. Sahu, Use of microspoilers for control of finned projectiles, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 49, No. 6, pp. 1131-1140, 2012.

[11] M. T. Hasankhan, S. Saha, Numerical simulation and aerodynamic characteristic analysis of a paraboloid-tip bullet, *Proceedings of 4th Global Engineering, Science and Technology Conference*, Dhaka, Bangladesh, December 27-28, 2013.

[12] K. Jooha, C. Haecheon, Aerodynamics of a golf ball with grooves, *Journal of Sports Engineering and Technology*, Vol. 228, No. 4, pp. 233-241, 2014.

[13] M. Rafeie, A. R. Teymourtash, The aerodynamic and dynamic analysis of three common 4.5mm caliber pellets in a transonic flow, *Journal of Scientia Iranica, Transactions B: Mechanical Engineering*, Vol. 23, No. 4, pp. 1767-1776, 2016.

[14] S. E. Salimipour, A. R. Teymourtash, Numerical simulation and operation comparison of two sizes of air gun pellets with 4.5 and 5.5 mm calibers, *Fluid Mech. and Aerodynamics*, Vol. 3, No. 3, pp. 35-47, 2015. (In Persian فارسی)

[15] F. Fresconi, B. Guidos, I. Celmins, J. DeSpirito, Flight behavior of an asymmetric missile through advanced characterization techniques, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 54, No. 1, pp. 266-277, 2017.

[16] S. M. Mirsajedi, M. H. Hosseini Zarj, Improvement in moving mesh algorithm around a oscillational airfoil, *Aerospace Sciences and Researches*, Vol. 2, No. 1, pp. 71-82, 2009. (In Persian فارسی)

[17] S. M. H. Karimian, M. Ardakani, Immersed boundary method for the solution of 2d inviscid compressible flow using finite volume approach on moving cartesian grid, *Journal of Applied Fluid Mechanics*, Vol. 4, No. 2, Special Issue, pp. 27-36, 2011.

[18] J. Blazek, *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*, First Edition, pp. 212-215, 238-241, 414-415, New York: Elsevier, 2001.

[19] D. K. Walters, D. Cokljat, Three-Equation Eddy-Viscosity model for Reynolds-Averaged Navier-Stokes simulations of transitional flow, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 130, No. 12, pp. 1-14, 2008.

[20] J. Furst, Numerical simulation of transitional flows with laminar kinetic energy, *Engineering Mechanics*, Vol. 20, No. 5, pp. 379–388, 2013.

[21] J. Furst, M. Islam, J. Prihoda, D. Wood, Towards pressure gradient sensitive transitional k-k_l-ω model: the natural transition for low re airfoils, *Topical Problems of Fluid Mechanics*, Prague, February 11-13, pp. 65–70, 2013.

[22] A. Jameson, W. Schmidt, E. Turkel, Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta Time-Stepping schemes, *AIAA*, 81-1259, 1981.

[23] D. J. Carlson, R. F. Hoglund, Particle drag and heat transferrin rocket nozzles, *AIAA Journal*, Vol. 2, No. 11, pp. 1980-1984, 1964.

[24] C. T. Crowe, Drag coefficient of particles in a rocket nozzle, *AIAA Journal*, Vol. 5, No. 1, pp. 1021-1022, 1967.

[25] K. D. Korkan, S. L. Petrie, R. J. Bodonyi, Particle concentrations in high mach number, Two-Phase flows, *8th Aerodynamic Testing Conference*, Bethesda, MD, U.S.A., 1974.

[26] C. B. Henderson, Drag coefficients of spheres in continuum and rarefied flows, *AIAA Journal*, Vol. 14, No. 6, pp. 707-708, 1976.

[27] L. D. Kayser, F. Whiton, Surface pressure measurements on a boattailed projectile shape at transonic speeds, *Report by: Defense Technical Information Center*, Aberdeen Proving Ground, MD, 1982.

[28] J. M. Aristoff, T. T. Truscott, A. H. Techet, J. W. M. Bush, The water entry of decelerating spheres, *Physics of Fluids*, Vol. 22, No. 1, pp. 1-8, 2010.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]
Archive of SID

www.SID.ir

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3]
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-03-28]

SID

فیلم های آموزشی
سامانه ویراستاری STES
بلاگ مرکز اطلاعات علمی
کارگاه های آموزشی
سرویس ترجمه تخصصی
سرویس های ویژه

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی جهاد دانشگاهی



کارگاه آنلاین آشنایی با پایگاه های اطلاعات علمی بین المللی و ترفند های جستجو



کارگاه آنلاین
پروپوزال نویسی و پایان نامه نویسی



کارگاه آنلاین
بررسی مقابله ای متون (مقدماتی)