SII



سامانه وير استارى











تخصصى

سرويس ترجمه

سرویس های ويژه

STES

يلاگ مركز اطلاعات علمى

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاطات طمی جهاه دانشگاهی

کارگاه های Tموزشی



فيلم هاى

آموزشى

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





بررسی مقابله ای متون (مقدماتی)

ماهنامه علمى پژوهشى



mme.modares.ac.ir



سىد عرفان سلىمىيور¹، علىرضا تىمورتاش²، مجتبى مأموريان³

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 پستى teymourtash@um.ac.ir ،91775-1111

چکیدہ	اطلاعات مقاله
یکی از مسائل مهم در تیراندازی با تفنگهای	مقاله پژوهشي كامل
عددي و مقابسه عملکرد جوار نمونه مختلف از	دريافت: 20 أبان 1396
	پذيرش: 30 بهمن 1396
حرکت انتقالی و یک خرکت چرخشی در کد ن	ارائه در سایت: 19 اسفند 1396
میلیمتر و چهار نوع مختلف با نامهای سرتخت	كليد واژمحان:
پرتابەھا، معادلات ناویر- استوکس سەبعدی تح	پرتابه تفنگ بادی
یک شیکه محاسباتی متحرک حل شدهاند. شبی	مقايسه عملكرد
زمانی به شیوه حجم محدود میباشد. برای اعتب	اصلاح شكل دماغه
المالية المرابعة المراجع والمراجع المراجع	شبيەسازى عددى سەبعدى
محاصل از بورسی خلیکارد پر دبدک شامل تشیر ۲	حل ناپایا
تمامی فواصل هدف داشته و پرتابه سرتخت د	··· •

بادی، انتخاب پرتابه مناسب برای فواصل مختلف هدف میباشد. در این مقاله به شبیهسازی پرتابههای تفنگ بادی پرداخته شده که حرکت این پرتابهها بهصورت 4 درجه آزادی، شامل سه دوین شده منظور شده است. پرتابه های مورد بررسی دارای سه اندازه کالیبر 4.5، 5.5 و 6.35 ، نوکتیز، گنبدی و کروی هستند. بهمنظور تحلیل عددی این مسأله، پس از مدلسازی هندسی ت شرایط ناپایای تراکمپذیر آشفته به همراه معادلات دینامیکی حرکت پرتابه بهصورت کوپل و در به سازی عددی، بر پایه طرح "رو" با دقت مرتبه دو مکانی و به لحاظ اهمیت زمان با مرتبه دو بارسنجی برنامه کامپیوتری، پاسخهای حاصل با نتایج تجربی معتبر مقایسه شدهاند. مقایسه نتایج درکت، تغییرات سرعت و افت ارتفاع نشان میدهند که پرتابه گنبدی، بهترین عملکرد را تقریباً در ر 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.

ارتفاع و اندازه حرکت آن، با پیشروی پرتابه در مکان و زمان دست یافت. یرتابهها بسته به کاربردهایی که دارند دارای اشکال، ابعاد و سرعتهای پرتاب مختلفی میباشند. به عنوان مثال توپ های ورزشی معمولاً کروی شکل و دارای سرعتهای زیر صوت هستند و پرتابههای تفنگ بادی، ابعاد خیلی

مطالعه و بررسی حرکت پرتابهها یکی از مسائل مهم در دینامیک پرواز محسوب میشود. با تحلیل آیرودینامیکی و دینامیکی حرکت یک پرتابه مى توان به نحوه عملكرد آن نظير مسير پرواز، چگونگى تغييرات سرعت، افت

18, No. 03, pp. 395-405, 2018 (in Persian)

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. U

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 می گذارند. 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 ناحيه بدون پره است. در سال 2005 سيلتون [3] بهمنظور تحليل 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 متقارن محور 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 اندازه گیری نموده و پیشبینی کردند که روش آنها برای هر نوع توپ ورزشی و یا هر جسم کروی دیگر قابل استفاده خواهد بود. يو و ژانگ [6] در همين سال به كمك حل عددي، تحليل 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 همچنين سرعت جريان خروجي از دهانه، قبل از خارج شدن پرتابه را محاسبه نمودند. بوربانک و اسمیت [7] در سال 2012 برخورد توپهای ورزشی را به کمک روش حجم محدود شبیه سازی، 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 اندازه گیری همزمان توزیع فشار و نیروی جانبی توپهای کریکت معرفی کردند. ساهو و همکاران [9] از روشهای محاسباتی کوپل برای محاسبات آيروديناميك پرتابهها استفاده نمودند؛ تمركز اصلى اين 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 مشخصه های آیرودینامیکی یک گلوله با مرمی سهموی شکل را در محدوده سرعتهای گذرصوتی به صورت عددی شبیه سازی 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 می شود. 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 هندسه های نسبتاً پیچیده را برای چندین سرعت شلیک مختلف در محدوده گذرصوتی به صورت تقارن محوری بررسی نمودند و نتیجه گرفتند که پر تابه با نوک گنبدی شکل، بهترین عملکرد را در مقایسه با سایر نمونه ها دارد؛ لازم به ذکر است که بررسی مذکور به کمک مجموعه ای از حل های پایا صورت گرفته است. در همین سال، سلیمی پور و تیمورتاش [14] به شبیه سازی عددی و مقایسه عملکرد دو اندازه مختلف از پر تابه های تفنگ شبیه سازی عددی و مقایسه عملکرد دو اندازه مختلف از پر تابه های تفنگ شبیه سازی عددی و مقایسه عملکرد دو اندازه مختلف از پر تابه های تفنگ شبیه سازی، به صورت ناپایا با فرض جریان آشفته، دقت زمانی مرتبه دوم و حل معادلات سیال و سازه به صورت هم زمان و کوپل در یک شبکه محاسباتی متحرک انجام گردید و در نتیجه نتایچ دقیق تری نسبت به مرجع [13] حاصل شد. فر سکانی و همکاران [15] در سال 2017 رفتار پروازی یک پر تابه را به کمک تکنیک های مشخصه پیشرفته بررسی کرده و توانستند ضریب بار وارد بر پر تابه را 30 درصد افزایش دهند.

در بحث اجسام متحرک، تولید شبکه و حل میدان جریان یکی از مسائل مهم محسوب می شود که از جمله مسائل روز و مورد توجه می باشد. میرساجدی و حسینی [16] الگوریتم شبکه متحرک بی سازمان پیرامون ایرفویل نوسانی را بهینه سازی کردند، به طوری که با المان بندی مناسب، به شبکه بندی مجدد، میان یابی و روش های جستجو در میدان جریان نیاز نباشد. کریمیان و اردکانی [17] جریان تراکم پذیر غیرلزج دوبعدی پیرامون یک جسم جامد متحرک را با استفاده از روش مرز غوطه ور 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 كاليبرهاى 4.5، 5.5 و 6.35 ميلىمتر با نامهاى سرتخت، نوكتيز، گنبدى 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 می شود. همچنین به منظور بهبود عملکرد پرتابه ها تغییراتی در شکل دماغه برتابههای نوکتیز و گنبدی ایجاد شده است. در این راستا، معادلات ناویر - استوکس برای یک جریان کاملاً ناپایای تراکم پذیر 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 می یابد 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. به منظور اطمینان از صحت عملکرد برنامه کامپیوتری تهیه شده، نتايج بهدست آمده اوليه با نتايج تجربي موجود مقايسه 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



نيروى پسا و F_x نيروهاى جانبى هستند. با استفاده از بردارهاى F_x "شكل 2"، دستگاه معادلات (9) بهدست مىآيد. $m\ddot{x} = -F_x$

$$m\ddot{y} = -mg + F_y$$

 $m\ddot{z} = F_z$
 $I\ddot{\theta} = M_x$
 (9)
 $\delta = M_x$
 g
 M_x *I* at X
 M_x *I* a

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

3- معادلات حاكم

1-3- معادلات جريان سەبعدى

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

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

بهطوری که طبق روابط (2) داریم:

$$\vec{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix} \vec{F}_{c} = \begin{bmatrix} \rho V_{r} \\ \rho u V_{r} + n_{x} p \\ \rho v V_{r} + n_{y} p \\ \rho v V_{r} + n_{z} p \\ \rho W V_{r} + v_{S} p \end{bmatrix}$$
$$\vec{F}_{v} = \begin{bmatrix} n_{x} \tau_{xx} + n_{y} \tau_{xy} + n_{z} \tau_{xz} \\ n_{x} \tau_{yx} + n_{y} \tau_{yy} + n_{z} \tau_{yz} \\ n_{x} \tau_{zx} + n_{y} \tau_{zy} + n_{z} \tau_{zz} \\ n_{x} \Theta_{x} + n_{y} \Theta_{y} + n_{z} \Theta_{z} \end{bmatrix}$$
(2)

Ω حجم کنترل، *Δ*Ω سطح کنترل، *V*s سرعت حجم کنترل، *dS* المان سطح و *V*r سرعت نسبی جریان است. سرعتهای عمود بهصورت حاصل ضرب نقطهای بردار سرعت در بردار یکه عمود بر سطح مطابق روابط (3) تعریف می شوند.

$$V \equiv \vec{v} \cdot \vec{n} = n_{x}u + n_{y}v + n_{z}w$$

$$V_{S} \equiv \vec{v}_{p_tr} \cdot \vec{n} = n_{x}u_{p_tr} + n_{y}v_{p_tr} + n_{z}w_{p_tr}$$

$$V_{r} = V - V_{S}$$
(3)

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

$$\vec{a}_{\Omega} = \frac{\vec{F}}{m} + \vec{g} \tag{4}$$

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

$$E = \frac{p}{\rho(\gamma - 1)} + \left(\frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}\right)$$
(5)
Titim also give $P_z = \Theta_z + \Theta_z$ (5)
Titim also give $P_z = \Theta_z$ (5)

با توجه به آن که رینولدز شلیک پرتابهها در حدود ¹⁰⁵ 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 (*m*) است که مدل کی-کیال-امگا نام دارد. فرمول بندی مدل فوق با جزئیات کامل به همراه چند اصلاحیه در مراجع [19-21] ارائه شده است.

2-3- معادلات دینامیکی حرکت پرتابه

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

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

 $\vec{a} = \ddot{x}\hat{\imath} + \ddot{y}\hat{\jmath} + \ddot{k} \tag{7}$

آیرودینامیکی F_x *F_y F_z و F_y T*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 1+n نوشته می شود [18].

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

که Ω حجم، M ماتریس جرم، Δh گام زمانی و \overline{R} مانده سمت راست معادله می اشد که با استفاده از روش حجم محدود و بر پایه حل کننده تقریبی ریمان (طرح رو) با دقت مرتبه دوم گسسته سازی شده است. بر این اساس، معادله بالا به صورت رابطه (11) نوشته می شود:

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

که *W تقریبی از $^{I+1}W^{*+}$ یک متغیر زمانی کاذب و \overline{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 w_{-k-kL-} بهطور همزمان و کوپل در یک شبکه محاسباتی متحرک حل شدهاند. نحوه به کارگیری 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 می کند و در غیر اینصورت، لایه آخر مجدداً شبکهبندی می شود.

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

5- نتايج

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 می شود. 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:

$$ho=
ho_\infty\;;\;\; p=p_\infty\;;\;\; T=T_\infty\;;\;\; u=v=w=0$$
 (12
بهطوری که زیرنویس $^\infty$ نمایانگر جریان آزاد میباشد؛ سرعت مرز داخلی

شبکه (\vec{v}_{ib}) معادل با سرعت حرکت پرتابه در نظر گرفته شده است که شامل \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:

$$\vec{v}_{ib} = \vec{v}_{p_tr} + \vec{v}_{p_rot}$$
, $\left(\frac{\partial \rho}{\partial n} = \frac{\partial p}{\partial n} = \frac{\partial T}{\partial n}\right)_{ib} = 0$ (13)
 $\sum_{k} \vec{v}_{p_rot}$, \vec{v}_{p_rot} , \vec{v}_{p_rot} , \vec{v}_{p_rot}

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 9.89 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، نوک تیز و گنبدی از شبکههایی با 800000 سلول و برای پرتابه کروی از شبکهای با 720000 سلول استفاده شده است. بررسیهایی نیز با قطر شبکه 40 برابر قطر پرتابه انجام شده که تغییری در نتایج مشاهده نشد.

5–2– اعتبار سنجى

قبل از به کار 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



شکل 4 فلوچارت شبیهسازی حرکت پرتّابهها

Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-20





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 0.89_m_æ و Re=135000

شده است که طبق مقایسه های صورت گرفته، رابطه هندرسون [26] مطابقت بیشتری با داده های تجربی دارد. این رابطه در محدوده اعداد رینولدز 100 تا

10000 معتبر میباشد. بر این اساس، ضرایب پسای متوسط (\overline{Ca}) 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 19.0 نشان داده شده است. همان طور 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 11.4 و رینولدز سقوط 50005 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 SOCBT





شكل 10 تغييرات ارتفاع كره 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 می توان با رابطه (14) بهدست آورد

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

 ω که KE انرژی جنبشی، m جرم پرتابه، I ممان اینرسی جرمی و Kسرعت زاویهای پرتابه است. در این پژوهش، انرژی جنبشی تفنگ برای كاليبرهاى 4.5، 5.5 و 6.35 ميلىمتر بەترتيب 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

بهمنظور بررسي عملكرد پرتابهها، اطلاعات لازم، شامل جرم و طول آنها از کاتالوگ شرکتهای سازنده استخراج و به همراه 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.

5-1-3-5 مقايسه عملكرد پرتابههاي مختلف با كاليبر 4.5 ميليمتر

 (C_z) شكلهاى 11 تا 13" بهترتيب ضرايب پسا (C_d) ، برآ (C_l) و جانبى (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 می شود 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 مىباشد. "شكلهاى 14 تا 17" كانتورهاى ضريب فشار پيرامون 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 حالی که کانتورهای پیرامون پرتابه کروی (شکل 17) کاملاً نامتقارن و جریان با ریزش گردابه همراه است.

x = 40 m تا 12" خطوط جریان پیرامون پرتابهها را در x = 40 mنشان میدهند. کوچکتر بودن گردابههای پشت و اطراف سطح جانبی پرتابه گنبدی در "شکل 20"، می تواند دلیل کمتر بودن ضریب یسای آن نسبت به

projectiles against horizontal motion component







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



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

شكل 12 مقايسه ضريب برآي يرتابهها در كاليبر mm 4.5 m برحسب مؤلفه افقي حر کت



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

افقى حركت

DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.3.22.3





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،





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

افت ارتفاع و ممنتوم برخورد پرتابه از اهمیت ویژهای برخوردارند؛ ضمن این که زمان برخورد و افت ارتفاع با یکدیگر نسبت مستقیم دارند؛ در واقع هرچه زمان برخورد كمتر باشد، افت ارتفاع نيز كمتر 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 می گردد که در فاصله 10 مترى، پرتابه سرتخت زمان طى مسير و افت ارتفاع كمتر 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 اثر گذاری 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 می توان گفت که پرتابه نوک تیز عملکرد نزدیکتری به پرتابه گنبدی دارد؛ در حالی که پرتابه کروی در هیچیک از پارامترها، عملکرد قابل قبولى 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

جدول 2 مقایسه عملکرد پرتابهها در فاصله 10 متری Table 2 Comparison of the projectiles performance at 10 m distance

Tuble 2 Comparison of the projecties performance at 10 in distance				
	ممنتوم برخورد	افت ارتفاع	زمان طی مسیر	نام پرتابه
	(kgm/s)	(cm)	(s)	
	0.126	0.544	0.0333	سرتخت
	0.155	0.564	0.0339	نوكتيز
	0.156	0.561	0.0338	گنبدی
	0.144	0.608	0.0352	كروى

جدول 3 مقایسه عملکرد پرتابهها در فاصله 25 متری

Table 3 Comparison of the projectiles performance at 25 m distance

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

جدول 4 مقایسه عملکرد پرتابهها در فاصله 35 متری	
Table 4 Comparison of the projectiles performance at 35 m distance	

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

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 y - x 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



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*



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- مقايسه عملكرد پرتابههای مختلف با كاليبرهای 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 پرتابههای کالیبر 4.5 میلیمتری بروز نمیدهند؛ اما بههر 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 *y*-*x* 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 شكل دماغه بهمنظور بهبود عملكرد

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



Fig. 25 Trajectory of 5.5 mm-caliber projectiles in vertical *x-y* plane *x-y* مسیر حرکت پرتابههای 5.5 میلیمتری در صفحه قائم *y-x*



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 بهترين 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

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

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 (وایه دماغه (α) بهعنوان متغیر مسأله و برای پرتابه گنبدی، دماغه آن بهصورت بخشی از یک بیضی گون 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.

هنگامی که افت ارتفاع پرتابه (Y) کاهش و ممنتوم برخورد آن (M)افزایش می یابد، در واقع عملکرد آن بهبود پیدا می کند؛ 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 می دهند. مشاهده می شود که منحنیهای افت ارتفاع در یک زاویه خاص به یک مقدار مینیمم رسیده و سپس افزایش می باند؛ این افت و خیز ارتفاع به خاطر اثر متقابل جرم و ضریب پسای پرتابه می باند؛ این افت و خیز ارتفاع به خاطر اثر متقابل جرم و ضریب پسای پرتابه می باشد که با کاهش تدریجی زاویه در دماغه، جرم پرتابه افزایش و در مقابل ضریب پسای آن کاهش یافته است؛ در حالی که منحنیهای ممنتوم برخورد رفتار کاملاً نزولی دارند که به علت کاهش جرم پرتابه به واسطه افزایش زاویه دماغه و افزایش پسای آن می باشد. اگر اهمیت افت ارتفاع و ممنتوم برخورد در تیراندازی یکسان فرض شوند، در این صورت بیشترین مقدار M/Y زاویه



Standard nose ($\alpha = 39^{\circ}$)



Standard nose $(\eta = 1)$

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

شکل 27 پیکربندی شکل دماغه پرتابههای نوکتیز و گنبدی



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

شكل 30 نسبت ممنتوم برخورد به افت ارتفاع پرتابه نوكتيز برحسب زاويه دماغه



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

شكل 31 تغييرات افت ارتفاع پرتابه گنبدى برحسب انحناى 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 می توان عملکرد پر تابهها را بهبود داد. بهبود یافته دماغه را مطابق "شکل 30" مشخص می کند. زیرا در این حالت ممنتوم برخورد زیاد و افت ارتفاع کم می اشد. جدول 6 زوایای بهبود یافته را که منتوم برخورد زیاد و افت ارتفاع و ماکزیمم شدن M/Y می شوند، ارائه می کند.

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 (n) 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

، برای ماکزیمم M	زاويه بهينه	زاویه بهینه برای	اندازه كاليبر
/Y		مينيمم افت ارتفاع	(mm)
42 °		45 °	4.5
40 °		50 °	5.5
40 °		55 °	6 35



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

شكل 28 تغييرات افت ارتفاع پرتابه نوكتيز برحسب زاويه دماغه



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

شكل 29 تغييرات ممنتوم برخورد پرتابه نوكتيز برحسب زاويه دماغه

7- مراجع

- 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
- [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 (فارسي))
- [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-kt-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
- [25] K. D. Kotkan, S. L. Petre, K. J. Bodony, Faither concentrations in right 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.



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

Tops and manimum m. T for the round nose projectile			
انحناي بهينه براي ماكزيمم	انحناي بهينه براي	اندازه كاليبر	
M/L	مينيمم افت ارتفاع	(mm)	
1.4	1.75	4.5	
1.5	2	5.5	
1.5	2.25	6.35	

6- جمع بندی

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 کویل و همزمان معادلات حرکت سیال و پرتابه بهصورت نایایا 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 مترى، پرتابه گنبدى بهترين عملكرد را به لحاظ زمان طى مسير و افت ارتفاع در كاليبرهاي 4.5 و 5.5 ميليمتر به خود اختصاص داده است. بنابراين 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 مناسب تر 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 زاویه ها و انحناهای بیشتری نسبت به دماغه استاندارد رخ داده است. بنابراین ييشنهاد مي شود كه اين اصلاحات روى يرتابه ها اعمال شوند.

Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-05-20

SID

æ



協

SID





فيلم هاى آموزشى

م الطلبي و قرفه

کارگاه آنلاین آشنایی با پایگاه های اطلاعات علمی

بين المللي و

ترفند های جستجو

سامانه ويراستاري STES

ىلاگ مركز اطلاعات علمى

BLOG

کارگاه های Tموزشی

کار گاه های آموزشی مرکز اطلاطات طمی جماه دانشگاهی

سرويس ترجمه تخصصى

سرویس های

ويژه

(]

