



# بهبود زمان پاسخ یک پرتابه به فرمان‌های کنترلی با بکارگیری محرک پلاسمایی

مسعود میرزایی<sup>۱\*</sup>، مجید نیک بین<sup>۲</sup>

۱- دانشیار مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

۲- کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، سازمان هوافضا، تهران

\* تهران، صندوق پستی ۳۳۸۱-۱۶۷۶۵، Mirzaei@kntu.ac.ir

**چکیده-** تغییر مسیر یک پرتابه با استفاده از برهم زدن توزیع فشار روی جسم و معمولاً توسط بالک‌های کنترلی انجام می‌شود. از اشکال‌های این روش می‌توان به نیروی پسای بالا، نیروی زیاد برای تغییر وضعیت بالک‌ها، گرمایش آیرودینامیکی بالک‌ها و پاسخ زمانی بالا اشاره کرد. اخیراً برای غلبه بر این موانع، استفاده از سیستم محرک پلاسمایی به صورت تجربی و عددی مورد ارزیابی قرار گرفته است. یکی از پارامترهای تأثیرگذار بر دقت اصابت یک پرتابه، زمان پاسخ آن به فرمان‌های کنترلی است. در مطالعه حاضر با استفاده از نرم‌افزار فلونت، جریان غیردائم هوای اطراف یک پرتابه تحلیل شده و پاسخ زمانی آن بررسی شده است. در این تحقیق مشاهده شد که با بکارگیری سیستم محرک پلاسمایی روی یک پرتابه در مقایسه با بکارگیری بالک‌های آیرودینامیکی، پاسخ زمانی آن در حدود یک مرتبه زمانی کاهش می‌یابد. این میزان کاهش تأثیر قابل ملاحظه‌ای در بهبود عملکرد یک پرتابه خواهد داشت.

**کلیدواژگان:** محرک پلاسمایی، پاسخ زمانی، پرتابه، نیروی برآ، نیروی پسا.

## Improvement of projectile time response to control commands using plasma actuator

M. Mirzaei<sup>1\*</sup>, M. Nikbin. S.<sup>2</sup>

1- Assoc. Prof., Aero. Eng., KNTUoosi Univ., Tehran, Iran.

2- Researcher, Aero. Eng., Aerospace Org., Tehran, Iran.

\* P. O. B. 16765-3381 Tehran, Iran. Mirzaei@kntu.ac.ir

**Abstract-** Changing the trajectory of a projectile can be accomplished by unbalancing the pressure distribution on the body surface and this usually is achieved by surface spreading techniques. The major drawbacks of such techniques are high drag force; fins aerodynamic heating and high time response. To overcome these difficulties, recently application of plasma actuators has been evaluated numerically and experimentally. It is known that the time response of a projectile to control commands is a key factor to its CEP. In the present paper, unsteady flow around a supersonic projectile was calculated using Fluent software and its time response to a control command was analyzed. In this investigation, it is shown that using plasma actuator in comparison with aerodynamic fins can reduce the time response of a projectile about one order of magnitude. This reduction in time response can improve the performance of a projectile significantly.

**Keywords:** Plasma Actuator, Response Time, Projectile, Lift, Drag.

## ۱- مقدمه

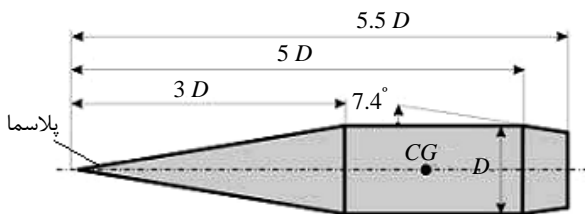
محرک‌های پلاسمایی شامل دو الکتروود نواری هستند که به شکل غیر متقارن یکی روی سطح و در مجاورت هوای محیط و دیگری زیر سطح قرار می‌گیرد (شکل ۱). بین دو الکتروود یک لایه دی الکتریک قرار داشته و با اعمال ولتاژ بالا به دو سر الکتروودها هوای بالای کاتد یونیزه می‌شود. یونها تحت تأثیر میدان الکترومغناطیسی به حرکت در آمده و سرعت القایی ایجاد شده سبب تغییر فشار در ناحیه الکتروودها می‌شود. بسته به نوع پلاسمای ایجاد شده، سرعت القایی می‌تواند از چند متر بر ثانیه تا چند هزار متر بر ثانیه تغییر داشته باشد.

فعالیت‌های تحقیقاتی در زمینه استفاده از پلاسمای برای کنترل جریان حول یک جسم پرنده در سالهای اخیر گسترش زیادی داشته است. این سیستم در محدوده وسیعی از کاربردها نظیر کاهش پسا در سرعت‌های مافوق صوت [۲۰، ۲۱]، کنترل لایه مرزی در سرعت‌های مافوق صوت [۳-۶]، افزایش نیروی برآی بال [۷-۱۰]، کنترل جدایش در پره توربین‌های فشار پایین [۱۱-۱۶]، کنترل جریان روی جسم پخ [۱۷-۱۹] و موارد دیگر استفاده شده است. جنمی<sup>۱</sup> و همکارانش در سال ۲۰۰۸ برای اولین بار ایده استفاده از محرک‌های پلاسمایی برای کنترل یک پرتابه را منتشر کردند [۲۰]. آنها در این تحقیق یک مدل پرتابه مجهز به سیستم محرک پلاسمایی را در تونل ضربه مورد بررسی تجربی و عددی قرار داده و اثبات نمودند که نیروی تولیدی توسط محرک پلاسمایی برای تغییر مسیر پرتابه کافی می‌باشد. جنمی در مقالات بعدی خود در مورد مکان مناسب برای ایجاد پلاسمای و همچنین قدرت پلاسمای تحقیقات بیشتری ارائه نمود [۲۱، ۲۲].

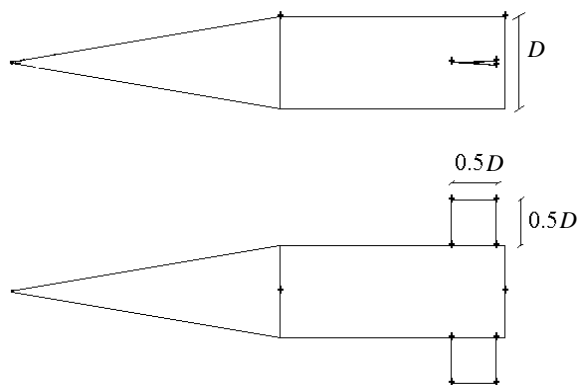
همان‌طور که پیش‌تر ذکر شد، یکی از مزایای مهم محرک‌های پلاسمایی زمان پاسخ سریع آنها است. در تحقیقات انجام گرفته توسط جنمی و همکارانش، زمان لازم برای تولید نیرو توسط محرک پلاسمایی از مرتبه میکروثانیه ارائه شده است [۲۰]. بررسی مقالات نشان می‌دهد که هیچ مطالعه جدی در زمینه میزان بهبود پاسخ زمانی پرتابه مجهز به محرک پلاسمایی صورت نگرفته است. در تحقیق حاضر میزان بهبود زمان پاسخ پرتابه مجهز به این محرک به صورت عددی و توسط نرم‌افزار فلونت بررسی شده است.

## ۲- هندسه پرتابه

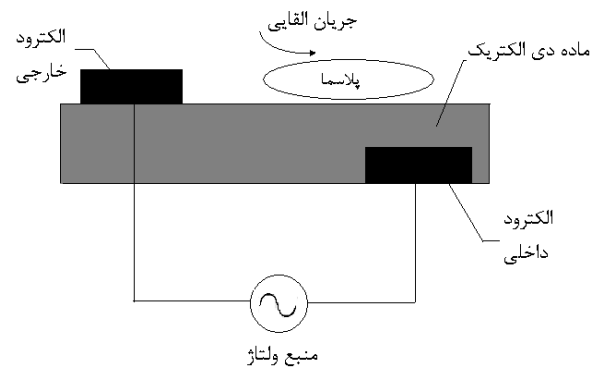
در مطالعه حاضر برای بررسی میزان بهبود پاسخ زمانی پرتابه مجهز به محرک پلاسمایی از همان مدل پرتابه جنمی استفاده شده با این تفاوت که برای تولید نیرو یک بالک جایگزین محرک پلاسمایی شده است (شکل‌های ۲ و ۳). این پرتابه دارای یک دماغه مخروطی به طول ۶۰ میلی‌متر و بخش استوانه‌ای به قطر ۲۰ میلی‌متر می‌باشد. برای این که بالک بتواند در زاویه حمله صفر درجه نیرو تولید کند، به میزان ۱ درجه چرخانده می‌شود.



شکل ۲ مدل مورد استفاده جنمی در تونل ضربه



شکل ۳ مدل مورد استفاده در تحقیق حاضر



شکل ۱ شمایی از محرک پلاسمایی

1. Gnemmi

$$W = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix}, F = \begin{pmatrix} \rho V \\ \rho V u + p i \\ \rho V v + p j \\ \rho V w + p k \\ \rho V E + p V \end{pmatrix}, G = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij+q} \end{pmatrix} \quad (2)$$

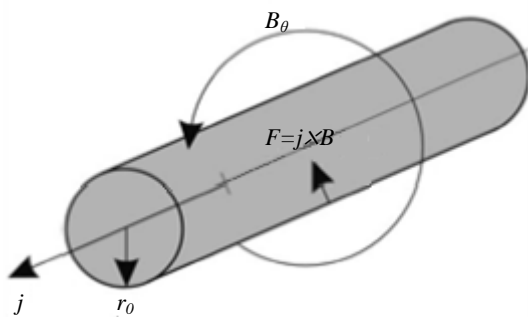
برای گسسته‌سازی معادلات در جهت مکانی از روش آپویند مرتبه اول و به روش ضمنی و در جهت زمانی نیز از روش مرتبه اول ضمنی استفاده می‌شود. در این روش معادلات به صورت کوپله حل شده که پایداری بیشتری دارد.

برای حل آشفتگی از مدل اصلاح شده  $k-\epsilon$  دو نقطه‌ای<sup>۱</sup> استفاده می‌شود که با مدل استاندارد تفاوت‌هایی دارد. این مدل اصلاحی، فرمولاسیون جدیدی برای لزجت اغتشاشی ( $\mu_t$ ) و یک معادله انتقالی جدید برای نرخ پخش<sup>۲</sup> ارائه می‌دهد [۲۳]. این مدل قیود ریاضی خاصی بر تنش‌های رینولدز اعمال می‌کند که با فیزیک جریان آشفتنه سازگار است.

جمنی برای مدل نمودن جریان سیال حاصل از تخلیه الکتریکی، از یک جت جانبی استفاده نمود. جریان الکتریکی ناشی از تخلیه الکتریکی، میدان مغناطیسی شدیدی تولید کرده که باعث حرکت یون‌ها به شکل جریان جت می‌شود. شکل ۵ نیروهای حجمی داخل یک آرک استوانه ای را نشان می‌دهد. نیروی  $F$  اصطلاحاً نیروی بنت<sup>۳</sup> نامیده می‌شود [۲۴]:

$$F = j \times B, F_r(r) = -\frac{1}{2} \mu_0 j^2 r \quad (3)$$

که  $F$  نیروی بنت،  $j$  جریان الکتریکی ( $\text{ampere/m}^2$ )،  $B$  میدان مغناطیسی (تسلا) و  $\mu_0$  نفوذ پذیری مغناطیسی (برای هوا  $4\pi \times 10^{-7}$ ) می‌باشد.



شکل ۵ نیروهای حجمی داخل آرک استوانه ای

### ۳- تولید شبکه

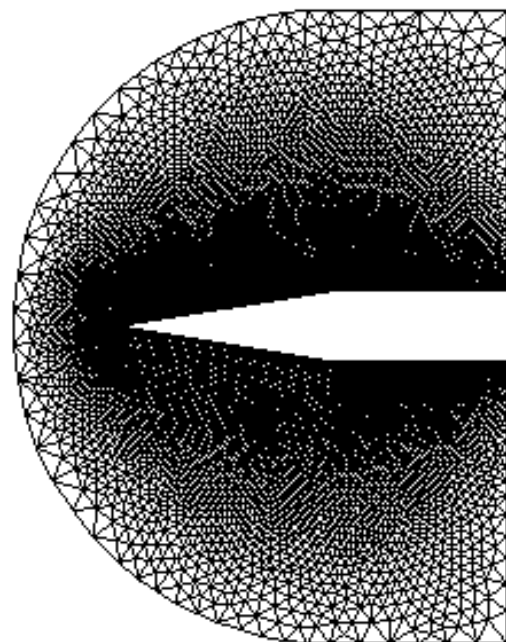
در این تحقیق شبکه محاسباتی توسط نرم‌افزار تجاری گمبیت تولید شده است. به علت تقارن موجود در جریان حول پرتابه، تنها برای نیمی از میدان، شبکه تولید می‌شود. علاوه بر این، به دلیل مافوق صوت بودن جریان و به منظور کاهش حجم محاسبات، میدان حل فقط تا انتهای پرتابه در نظر گرفته شده است. در نزدیکی بدنه و بالک از شبکه لایه مرزی استفاده شده تا گرادینهای شدید این ناحیه به خوبی مدل شوند. فاصله اولین ردیف لایه مرزی  $0.1$  میلی‌متر و نرخ رشد آن  $1/25$  در نظر گرفته شده تا  $y^+ \approx 1$  تأمین گردد. شکل ۴ شبکه تولید شده را در صفحه تقارن این موشک نشان می‌دهد.

### ۴- روش حل

در مطالعه حاضر جریان توسط نرم‌افزار فلوئنت مدل شده است. حلگر جریان بر پایه معادلات سه‌بعدی ناویر استوکس بوده که جریان غیردائمی، تراکم‌پذیر و آشفتنه را به روش حجم محدود تحلیل می‌کند:

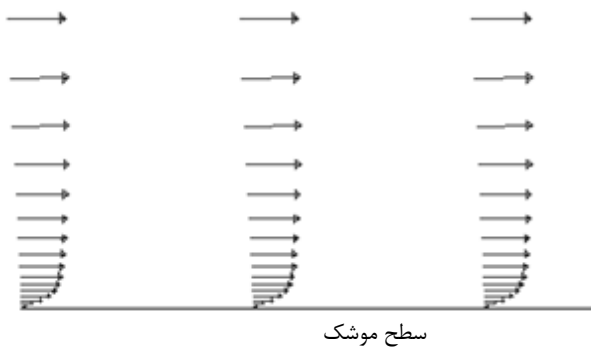
$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \oint [F - G] \cdot dA = \int_V H dV \quad (1)$$

که در آن  $H$  نیروهای حجمی بوده و رابطه ۲ برقرار است.



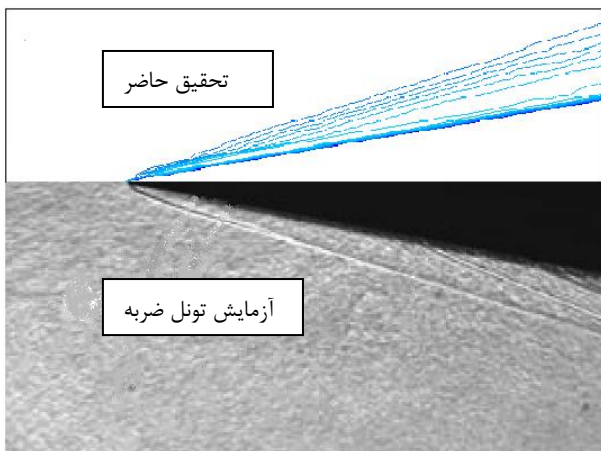
شکل ۴ شبکه محاسباتی

1. Realizable  $k-\epsilon$
2. Dissipation rate
3. Bennet pinch



سطح موشک

شکل ۷ بردارهای سرعت در نزدیکی سطح موشک مجهز به بالک



شکل ۸ مقایسه کانتورهای دانسیته و تصویر شیلیرن آزمایش جنمی

در شکل ۹ نیز کانتور دانسیته در صفحه تقارن پرتابه، بعد از دائمی شدن جریان نمایش داده شده است. نیروی برای هر دو نوع پرتابه برحسب زمان نیز در شکل ۱۰ و ۱۱ ارائه شده است. با توجه به شکل ۶ مشاهده می‌شود که مقادیر  $y^+$  در نزدیکی سطح موشک کمتر از ۵ بوده و با مشاهده بردارهای سرعت در شکل ۷ مشخص می‌شود که لایه مرزی روی سطح به دقت مدل شده است. این دو موضوع بیانگر این مطلب است که شبکه محاسباتی تولید شده، مناسب است. در شکل ۸ دیده می‌شود که شکل شوک محاسبه شده در تحقیق حاضر با شکل شوک آزمایش جنمی مطابقت خوبی داشته که صحت محاسبات عددی را نشان می‌دهد. اغتشاشاتی که در تصویر مربوط به آزمایش مشاهده می‌شود به این علت است که سطح جسم از مواد مختلفی ساخته شده و به همین دلیل کاملاً صاف و یکنواخت نبوده و امواج ضعیفی در تونل باد منتشر می‌نماید. ضمناً شکل شوک در جلوی جسم مقدار کمی انحنا دارد که دلیل آن عدم امکان ساخت یک جسم کاملاً نوک تیز است.

با استفاده از روابط بنت می‌توان فشار داخل آرک را به سرعت جریان جت داخل آرک مرتبط کرد [۲۰]:

$$\Delta p = \frac{1}{2} \rho v_{jet}^2 \quad (4)$$

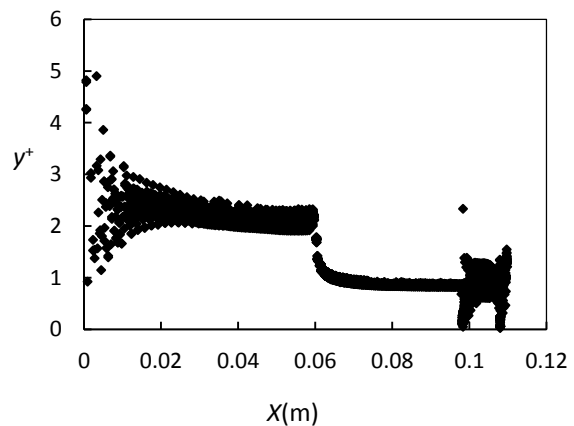
که در آن  $\rho$  دانسیته جت و  $v_{jet}$  سرعت جریان جت داخل آرک می‌باشد. برای حل عددی تخلیه الکتریکی از قانون بقای انرژی استفاده می‌شود. بنابراین جریان پلاسما به شکل خروج یک جت داغ از یک سطح معین  $S_p$  در نظر گرفته می‌شود:

$$UI = \rho S_p v_{jet}^3 \quad (5)$$

که در آن  $U$  ولتاژ و  $I$  شدت جریان (آمپر) می‌باشد.  $\rho S_p v_{jet}$  بیانگر دبی جرمی جریان پلاسما بوده و به عنوان شرط مرزی در حل عددی استفاده می‌شود.

## ۵- نتایج

در این تحقیق جریان غیردائمی، تراکم‌پذیر و آشفته حول یک پرتابه مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است. سطح پرتابه کاملاً صاف در نظر گرفته شده و برای صفحه تقارن آن شرط مرزی تقارن<sup>۱</sup> تنظیم شده است. شرایط جریان ورودی دقیقاً مشابه [۲۰] بوده و جریان با ماخ ۴/۶۵، دمای ۲۳۸/۵ درجه کلوین و فشار ۴۱۰۶۰ پاسکال وارد ناحیه محاسباتی می‌شود. در شکل ۶ مقادیر  $y^+$  و در شکل ۷ بردارهای سرعت در نزدیکی سطح موشک مجهز به بالک نشان داده شده است. جنمی یک آزمایش بدون استفاده از محرک پلاسمایی انجام داده که تصویر شیلیرن آن در شکل ۸ با کانتورهای دانسیته تحقیق حاضر مقایسه شده است.



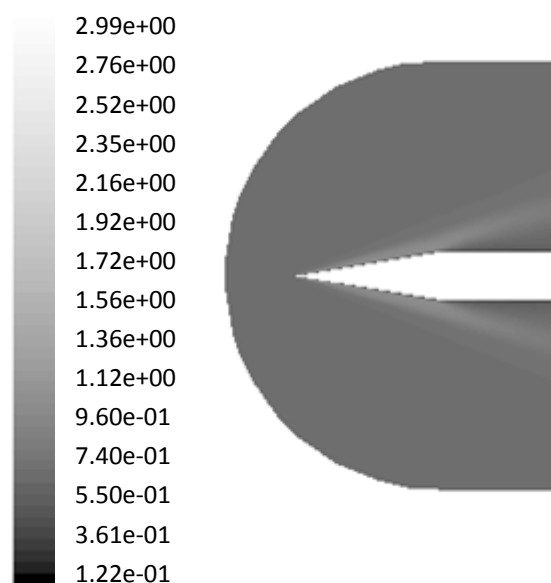
شکل ۶ مقادیر  $y^+$  در نزدیکی سطح موشک مجهز به بالک

### 1. Symmetry

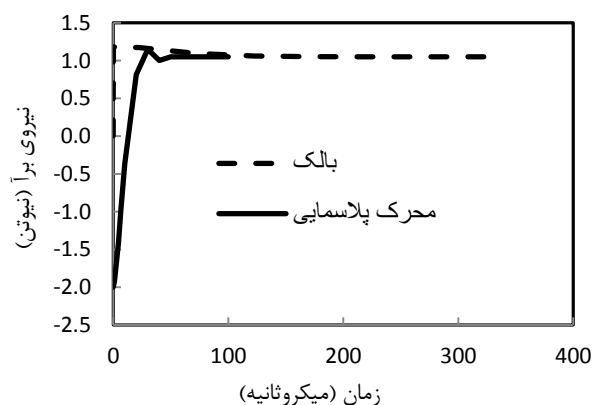
با توجه به شکل ۹ نیز مشاهده می‌شود که موج شوک حاصل به مخروط نوک تیز چسبیده و کاملاً داخل ناحیه محاسباتی می‌باشد. علاوه بر این امواج انبساطی در ناحیه اتصال سرچنگی به بدنه استوانه‌ای به وضوح قابل تشخیص است. به دلیل مافوق صوت بودن جریان، نیازی به مدل‌سازی جریان دنباله‌ای پشت جسم نمی‌باشد.

شکل ۱۰ شمای کلی تولید نیرو برحسب زمان را نشان می‌دهد. این نیرو با انتگرال‌گیری نیروهای فشاری و لزجت روی سطح بدنه و بالک بدست می‌آید. در پرتابه مجهز به محرک پلاسمایی نیز جریان جتی تشکیل می‌شود که شکل شوک بالای سرچنگی را تغییر داده و باعث عدم موازنه فشار روی سرچنگی و تولید نیروی برآ می‌شود. برای بررسی بهتر این نمودار، در شکل ۱۱ در بازه زمانی محدودتری نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که زمان لازم برای تولید نیرو در یک پرتابه مجهز به بالک حدوداً ۵۰۰ میکروثانیه بوده در حالی که همین زمان برای یک پرتابه با محرک پلاسمایی تقریباً ۵۰ میکروثانیه می‌باشد. علاوه بر این دیده می‌شود که نیروی تراست ناشی از جریان جت در ابتدای کار باعث تولید نیروی برآی منفی شده و البته در کمتر از ۱۵ میکرو ثانیه و با افزایش سرعت القایی و در نتیجه کاهش فشار موضعی، این نیرو خنثی می‌شود. مطلب دیگر اینکه، همان گونه که در شکل ۲ نیز مشاهده می‌شود، مکان ایجاد پلازما به نوک جسم بسیار نزدیک بوده و موجب می‌شود که تغییر فشار ایجاد شده به راحتی به دور جسم نفوذ کند. این موضوع سبب می‌شود که مقداری نیروی رو به پایین و مقداری نیز نیروی جانبی تولید شده و مانع از عملکرد بهینه سیستم شود. نیروهای جانبی به علت تقارن یکدیگر را خنثی کرده ولی نیروی رو به پایین سبب کاهش مقدار نهایی نیروی برآ می‌شود. این موارد باعث می‌شود که زمان برخاست<sup>۱</sup> پرتابه مجهز به محرک پلاسمایی به اندازه چند میکروثانیه بیشتر باشد. البته اگرچه زمان برخاست بالک کوتاهتر است، اما ملاحظه می‌شود که برای رسیدن به حالت یکنواخت به زمان بسیار بیشتری نیاز دارد.

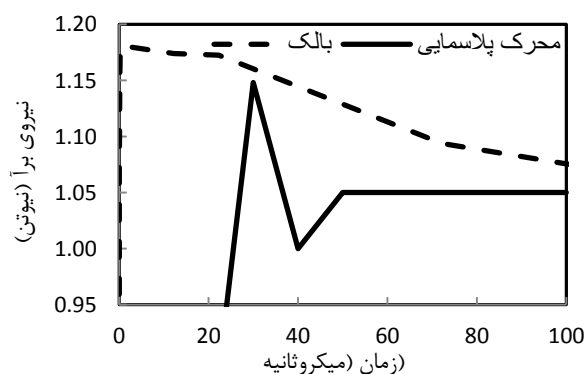
موضوع قابل توجه دیگر اینکه بکارگیری محرک پلاسمایی به سبب کاهش فشار موضعی موجب کاهش نیروی پسا نیز می‌شود. این در حالی است که پرتابه مجهز به بالک، پسای



شکل ۹ کانطور دانسیته در صفحه تقارن پرتابه بعد از دائمی شدن جریان



شکل ۱۰ نیروی برآی پرتابه دارای بالک و محرک پلاسمایی [۲۰] برحسب زمان



شکل ۱۱ نیروی برآی پرتابه در بازه زمانی محدودتر

## 1. Rise Time

خواهد شد. این مورد زمانی بیشتر اهمیت می‌یابد که یادآوری شود در پرتابه‌های مجهز به بالک، باید زمان لازم برای چرخش بالک و تأخیر زمانی عملگرهای مکانیکی بالک نیز به این زمان اضافه شود.

از دیگر مزایای این روش می‌توان به کاهش پسا و گرمایش آیرودینامیکی پرتابه‌های مافوق صوتی اشاره نمود. وجود بالک در سرعت‌های مافوق صوت پدیده گرمایش آیرودینامیک را در پی خواهد داشت که با بکارگیری این سیستم مسأله گرم شدن بیش از حد بالک و انتخاب عایق مناسب رفع می‌شود. نکته دیگر اینکه در صورتی که نوک پرتابه پخ باشد، استفاده از این سیستم در جلوی دماغه پخ می‌تواند نیروی پسا و گرمایش آیرودینامیکی آن را کاهش دهد. برخورد جریان جت با شوک کماتی جلوی جسم باعث تخریب و تغییر شکل آن به شوک مایل می‌شود. در صورت بکارگیری عملگر پلاسمایی در پشت پرتابه، جریان دنباله‌ای پشت جسم به پایین‌دست جریان رانده شده و نیروی پسا به میزان زیادی کاهش می‌یابد. در مجموع به نظر می‌رسد که با توجه به مزایای انکارناپذیر محرک‌های پلاسمایی، این سیستم‌ها در آینده‌ای نه چندان دور جایگزین مناسبی برای بالک‌ها بوده و باعث بهبود چشمگیر عملکرد پرتابه‌ها شوند.

## ۷- مراجع

- [1] Kuo S.P. "Plasma Mitigation of Shock Wave: Experiments and Theory", *Shock Waves*, Vol. 17, 2006, pp. 225-239.
- [2] Elias P.Q., Chanetz B., Larigaldie S. & Packan D., "Study of the Effect of Glow Discharges Near a M = 3 Bow Shock", *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 9, 2007, pp. 2237-2245.
- [3] Elias P.Q., Chanetz B., Larigaldie S., Packan D., Laux C.O., "Mach 3 Shock Wave Unsteadiness Alleviation Using a Negative Corona Discharge", *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 8, 2007, pp. 2042-2049.
- [4] Matlis E.H., "Controlled Experiments on Instabilities and Transition to Turbulence on a Sharp Cone at Mach 3.5. Dissertation, University of Notre Dame.
- [5] Do H., Capelli M.A., "Dielectric Barrier Discharge Control of a Turbulent Boundary Layer in a Supersonic Flow", *Applied Physics* 97-041503, 2010.
- [6] Likhanskii A., "Simulation Tool for Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators at Atmospheric and Sub-Atmospheric Pressures", NASA/CR 2012-217260.

اضافی ناشی از حضور بالک را نیز تجربه می‌کند. در محاسبات جنمی مقدار نیروی پسا ۲۰/۳ نیوتن ارائه شده در حالی که در تحقیق حاضر این مقدار ۲۳/۸ نیوتن محاسبه شده است. بنابراین ملاحظه می‌شود که استفاده از محرک پلاسمایی مقدار پسای کلی را نیز کاهش می‌دهد. علاوه بر این، استفاده از این سیستم نه تنها نیروی پسای پرتابه را کاهش می‌دهد، بلکه به علت حذف بالک مشکلات ناشی از گرمایش آیرودینامیکی بالک در سرعت‌های مافوق صوت و همچنین نیاز به عملگرهای پرفردت برای چرخش آن مرتفع می‌شود.

## ۶- نتیجه‌گیری

در این تحقیق جریان غیر دائمی، تراکم‌پذیر و آشفته حول یک پرتابه مورد تحلیل قرار گرفته و پاسخ زمانی آن به فرمان‌های کنترلی به صورت کیفی و کمی بررسی شد. با بررسی مقادیر  $\gamma+$  و بردارهای سرعت در نزدیکی سطح (شکل‌های ۶ و ۷) صحت شبکه محاسباتی به اثبات رسید. با مقایسه شکل شوک حاصل از حل عددی و آزمایش تجربی تونل ضربه (شکل ۸) محاسبات عددی اعتباردهی شد. همان‌گونه که بیان گردید، ایجاد پلازما روی جسم باعث تغییر شکل شوک و تغییر توزیع فشار حول جسم شده و در نتیجه نیروی برآ تولید می‌شود. علاوه بر این ملاحظه شد که تغییر فشار ایجاد شده به نحوی است که سبب کاهش نیروی پسای پرتابه به میزان ۱۴٪ نیز می‌شود. شایان ذکر است که در این تحقیق زاویه انحراف بالک ۱ درجه در نظر گرفته شده و در صورتی که زاویه آن بیشتر شود، نیروی پسای بالک نیز بیشتر خواهد شد.

با توجه به اینکه مکان ایجاد پلازما به نوک جسم بسیار نزدیک می‌باشد، برای رفع مشکلاتی که پیشتر به آن اشاره شد، پیشنهاد می‌شود که محل ایجاد پلازما به اواسط طول مخروط و یا حتی به انتهای آن انتقال داده شود تا اغتشاش‌های فشاری کمتر به دور جسم نفوذ کرده و عملکرد کلی سیستم نیز بهبود یابد. با همه این اوصاف با بررسی شکل ۱۰ ملاحظه می‌گردد که زمان پاسخ پرتابه مجهز به محرک پلاسمایی در حدود یک مرتبه زمانی سریعتر از پرتابه مجهز به بالک می‌باشد. این مطلب در شکل ۱۱ به وضوح نمایان است. با توجه به اینکه پاسخ زمانی یک پرتابه تأثیر مستقیم در دقت اصابت آن دارد، این میزان کاهش باعث بهبود قابل ملاحظه‌ای در عملکرد پرتابه

- [16] Visbal M.R., Gaitonde D.V., "Control of Vortical Flows Using Simulated Plasma Actuators", *AIAA Paper* 2006-505.
- [17] Thomas F.O., Kozlov A., Corke T.C., "Plasma Actuators for Bluff Body Flow Control", *AIAA paper* 2006-2845.
- [18] Asghar A., Jumper E.J., Corke, T.C., "On the Use of Reynolds Number as the Scaling Parameter for the Performance of Plasma Actuator in a Weakly Compressible Flow", *AIAA Paper* 2006-21.
- [19] Do H., Kim W., Mungal M., Capelli M., "Bluff Body Flow Control Using Surface Dielectric Barrier Discharges", *AIAA Paper* 2007-0939.
- [20] Gnemmi P., Charon R., Dupéroux J.P., George A., "Feasibility Study for Steering a Supersonic Projectile by a Plasma Actuator", *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 6, 2008, pp. 1308-1317.
- [21] Gnemmi P., Rey C., "Plasma Actuation for the Control of a Supersonic Projectile", *Atmospheric Flight Mechanics Conference & Exhibit*, August 18-21, 2008, Honolulu, Hawaii, *AIAA Paper* 2008-6885.
- [22] Gnemmi P., Rey C., "Plasma Actuation for the Control of a Supersonic Projectile", *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 46, No. 5, 2009, pp. 989-998.
- [23] Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J., "A New k- $\epsilon$  Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows-Model Development and Validation", *Computers and Fluids* 1995, 24 (3), 227-238.
- [24] Allen J.E., "The Bennet Pinch revisited", *37th EPS Conference on Plasma Physics*, P4.181, 1993.
- [7] Corke T.C., Mertz B., Patel M.P., "Plasma Flow Control Optimized Airfoil", *AIAA Paper* 2006-1208.
- [8] Goeksel B., Rechenberg I., Greenblatt D., Paschereit C., "Steady and Unsteady Plasma Wall Jets for Separation and Circulation Control", *AIAA Paper* 2006-3686.
- [9] Nelson C., Cain A., Patel M., Corke T.C., "Simulation of Plasma Actuators Using the Wind-US Code", *AIAA Paper* 2006-634.
- [10] Patel M.P., Sowle Z.H., Corke T.C., He C., "Autonomous Sensing and Control of Wing Stall Using a Smart Plasma Slat", *AIAA Paper* 2006-1207.
- [11] Huang J., *Documentation and Control of Flow Separation on a Linear Cascade of Pak-B Blades Using Plasma Actuators*, Dissertation, University of Notre Dame, 2005.
- [12] Huang J., Corke T.C., Thomas F.O., "Plasma Actuators for Separation Control of Low Pressure Turbine Blades", *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 1, 2006, pp. 51-57.
- [13] Huang J., Corke T.C., Thomas F.O., "Unsteady Plasma Actuators for Separation Control of Low-Pressure Turbine Blades", *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 7, 2006, pp. 1477-1483.
- [14] Suzen Y., Huang G., Ashpis D., "Numerical Simulations of Flow Separation Control in Low-Pressure Turbines Using Plasma Actuators", *AIAA Paper* 2007-0937.
- [15] Rizzetta D., Visbal M., "Numerical Investigation of Plasma-Based Flow Control for a Transitional Highly-Loaded Low-Pressure Turbine", *AIAA Paper* 2007-0938.