

## بهینه‌سازی موتور موشک سوخت جامد بدون شیبوره با روش NFPSO

مصطفی زاهدزاده<sup>۱</sup>، علی اسماعیلی<sup>۲</sup>، محمدحسن جوارشکیان<sup>۳</sup>، مجتبی زاهدزاده<sup>۴</sup>

۱ و ۲- دانشگاه فردوسی مشهد - گروه هوافضا

۴- دانشگاه آزاد اسلامی واحد اهواز

### چکیده

حذف شیبوره، شکل هندسی ساده سوخت و الزامات عایق کاری کمتر، باعث شده است تا موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیبوره علی‌رغم ضربه ویژه پایین‌تر (حدود ۲۰٪) در مقایسه با موتورهای شیبوره‌دار، بیشتر مورد توجه قرار بگیرند. به علاوه اینکه حذف مجموعه شیبوره برای افزایش مقدار کلی سوخت مورد استفاده قرار می‌گیرد که در بیشتر موارد می‌تواند کاهش کارایی موشک بدون شیبوره را جبران کند. به خاطر محدوده شرایط عملکردی ویژه، سوخت موشک‌های بدون شیبوره دارای خواص مکانیکی بهتر و نرخ‌های سوزش بالاتری می‌باشند. همچنین مشاهده شده است که در فشار متوسط محفظه یکسان، ضربه ویژه تئوری قابل حصول در موشک بدون شیبوره به طور تقریبی نمی‌تواند بیشتر از ۸۶٪ مقدار آن در موشک دارای شیبوره مناسب، باشد [۲].

هدف از این تحقیق شبیه‌سازی و بهینه‌سازی موتور موشک سوخت جامد بدون شیبوره است، به طوری که ابتدا شبیه‌سازی عددی بالیستیک داخلی این نوع موتورها با استفاده از حل عددی و الگوریتم فشار مینا به صورت سه بعدی تقارن محوری بررسی شده و سپس با استفاده از روش بهینه‌سازی NFPSO مناسب‌ترین موتور موشک بدست می‌آید، به گونه‌ای که ماکزیمم ضربه ویژه کل را داشته باشد. ضخامت سوخت، قطر داخلی، قطر خارجی و طول سوخت به عنوان پارامترهای اساسی در نظر گرفته شده و ضربه ویژه کل نیز به عنوان تابع هدف انتخاب گردیده و شرط اینکه جرم سوخت ثابت بماند نیز در نظر گرفته شده است.

واژه‌های کلیدی: موتور موشک- بدون شیبوره- بهینه‌سازی- ضربه ویژه

### مقدمه

روش عددی به کار رفته  
معادلات ناویر استوکس برای جریان تراکم‌پذیر لزج با استفاده از روش حجم محدود و الگوریتم سیمپل و اسکیم توان-پیرو حل شده‌اند. معمولاً الگوریتم سیمپل برای حل جریانهای تراکم‌ناپذیر مورد استفاده قرار می‌گیرد. با این حال بعضی از محققین از جمله ایسا و لاکوود و هن، الگوریتم سیمپل را برای جریانهای تراکم‌پذیر توسعه داده‌اند [۳ و ۴ و ۵].

حرکت جریان داخلی از طریق محفظه‌های متخلخل که به وسیله تزریق عمودی از دیواره تولید می‌شود، به طور قابل ملاحظه‌ای در نیمه دوم قرن بیستم مورد توجه قرار گرفته است. در واقع، حرکت سیال تولید شده به وسیله تزریق یا مکش از دیواره می‌تواند برای تشریح مسائل کاربردی و عملی متنوعی در محدوده وسیعی از صنایع و مناطق تحقیقاتی مورد استفاده قرار بگیرد. به عنوان مدلسازی جریان مرکزی هر دو موشک سوخت جامد و سوخت هیبریدی. جریان تزریق شده از دیواره به وسیله تزریق یا مکش سیال از مرزهای یک ناحیه که دارای شکل و سطح مقطع اختیاری است شروع می‌شود. این موضوع در شکل ۱ برای نمونه مخصوصی از کانال-ها و لوله‌های متخلخل نشان داده شده است. در کاربردهای پیشرانسی شامل موتورهای موشک سوخت جامد و هیبریدی، مدلسازی جریان مرکزی به جهات زیادی قابل اهمیت می‌باشد. منطقه جریان لحظه‌ای یک نقش کلیدی در تشریح ناپایداری آکوستیکی، برهمکنش‌های ذرات جریان سیال، سوزش فرسایشی، خوردگی شیبوره و کارایی تراست دارد. طرز عمل قدیمی به صورت تجزیه و تحلیل جریان لحظه‌ای به صورت جریان متوسط پایا و ترکیبی از جریان ناپایا بود. در این مفهوم، جریان مرکزی بیان کننده جریان یافتن گازهای محصور شده می‌باشد. نوسانات موجود در جریان ناپایا می‌توانند به علت‌های آکوستیکی، اغتشاش، آنتروپی و ناپایداری‌های هیدرودینامیکی امواج باشند. اهمیت جریان مرکزی در نتیجه به خاطر ارتباط نزدیک بین حل‌های جریان پایا و ناپایا می‌باشد. همچنین جدیدترین مطالعات در زمینه رفتار پایداری موتورهای موشک سوخت جامد به صورت محفظه‌های محصور متخلخل می‌باشد [۱].

موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیبوره با حذف شیبوره از انتهای موتور شناخته شده می‌باشند. گرین سوخت جامد آنها معمولاً به شکل استوانه توخالی می‌باشد. سادگی، قابلیت اطمینان بالا، ارزان تر بودن به علت

### معادلات اساسی

برای جریان گاز درون محفظه احتراق موتور موشک، معادلات ناویر-استوکس برای جریان لزج تراکم‌پذیر و در حالت دوبعدی در مختصات استوانه‌ای نوشته شده است.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_z)}{\partial Z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(r \rho u_r)}{\partial r} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_z)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_z^2 + p)}{\partial Z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(r \rho v_r u_z)}{\partial r} = \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial Z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(r \tau_{rz})}{\partial r} \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho v_r)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_r u_z)}{\partial Z} + \frac{1}{r} \frac{\partial[r(\rho v_r^2 + p)]}{\partial r} = \frac{\partial \tau_{rz}}{\partial Z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(r \tau_{rr})}{\partial r} - \frac{\tau_{\theta\theta}}{r} \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho e_t)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho e_t + p) u_z}{\partial Z} + \frac{1}{r} \frac{\partial[r(\rho e_t + p) v_r]}{\partial r} = \frac{\partial b_z}{\partial Z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(r b_r)}{\partial r} \quad (4)$$

$$e_t = \frac{p}{\rho(\gamma-1)} + \frac{1}{2}(u_z^2 + v_r^2) \quad (5)$$

۱- کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا - گرایش جلودرنگی- ۰۹۳۶۷۱۶۵۱۹۰ -

Mozahedzadeh@gmail.com

۲- کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا - گرایش آیرودینامیک

۳- دانشیار گروه مکانیک دانشگاه فردوسی مشهد

۴- کارشناسی مهندسی مکانیک سیالات

اکنون می‌تواند مولفه‌های سرعت باشد) شکل کلی معادلات به فرم زیر می‌باشد:

$$\frac{\partial v}{\partial t} [(\rho\phi)_p^n - (\rho\phi)_p^{n-1}] + I_e - I_w + I_n - I_s = S_\phi \delta v \quad (16)$$

به طوری که  $I$  ترکیبی از ترم نفوذ ( $I^C$ ) و ترم پخش ( $I^D$ ) می‌باشد. شار پخش تقریباً به وسیله تفاضل مرکزی بیان می‌شود و می‌توان برای سطح سلول مثل  $e$  به صورت زیر بیان شود:

$$I_e^D = D_e (\phi_p - \phi_e) - S_e \phi \quad (17)$$

گسسته سازی شار جابه جایی به توجه خاصی نیاز دارد و همین امر است که موضوع توسعه اسکیم‌های مختلف شده است. هنگامی که با مسائلی روبرو می‌شویم که دارای ترم جابه جایی می‌باشند لازم است که خاصیت مورد بررسی را در روی سطح سلول بدست آوریم. اما محل ذخیره کمیت‌ها در روی سطح سلول نمی‌باشد و کمیت‌ها در مرکز سلول ذخیره می‌باشند. به همین خاطر روش‌های مختلفی برای بدست آوردن مقدار خاصیت در سطح سلول وجود دارد. یک نمونه از شار جابه‌جایی برای سطح سلول  $e$  فرم زیر است:

$$I_e^C = (\rho VA)_e \phi_e = F_e \phi_e \quad (18)$$

نتایج معادلات گسسته شده برای هر تقریبی به فرم زیر است:

$$a_p \phi_p = \sum_{m=E,W,N,S} a_m \phi_m + S'_\phi \quad (19)$$

به طوری که  $a$  شامل ضرایب پخش و نفوذ می‌باشد.

### تعریف مساله برای حل عددی

موتورهای موشک سوخت جامد اغلب به صورت کانال‌ها یا لوله‌های متخلخل مدلسازی می‌شوند که با توجه به سرعت تزریق گاز و طول محفظه، اثرات تراکم‌پذیری می‌تواند در آنها در نظر گرفته شود یا اینکه از اثرات تراکم‌پذیری صرف‌نظر شود. در این تحقیق جریان گازها درون یک محفظه استوانه‌ای با استفاده از الگوریتم سیمپل تراکم پذیر حل شده است. گرین پیشران جامد به صورت یک استوانه توخالی در نظر گرفته شده و مساله به صورت دو بعدی در دو راستای  $Z$  و  $r$  حل شده است. در شکل ۲ شماتیکی از حوزه حل مشاهده می‌شود. این مساله برای دو حالت جریان پایا و جریان ناپایا حل شده است. خواص سوخت و سیال در جدول ۱ ذکر شده است. برای محاسبه نرخ سوزش نیز از مدل زیر استفاده شده است که در آن  $\dot{r}_b$  نرخ سوزش سوخت می‌باشد و  $a$  و  $n$  ثابت‌های تجربی هستند [۱۴].

$$\dot{r}_b = aP^n \quad (20)$$

جدول ۱: مشخصات سوخت و سیال

$T_f = 3001 \text{ K}$	دمای شعله
$\rho = 1740 \text{ kg / m}^3$	چگالی سوخت
$\mu = 0.0000819 \text{ kg / m - s}$	لزجت گاز
$C_{p_g} = 1845 \text{ J/kg-K}$	گرمای ویژه گاز
$K_g = 0.184 \text{ W/m-K}$	هدایت گرمایی گاز
$\gamma = 1.21$	نسبت گرمای ویژه گاز

شرایط مرزی

در معادلات بالا،  $u_z$  و  $v_r$  به ترتیب سرعت در راستای محوری و سرعت در راستای شعاعی می‌باشند.  $e_r$  نیز انرژی داخلی کل می‌باشد. در این تحقیق از معادله حالت گاز کامل استفاده شده است.

$$p = \rho RT \quad (6)$$

همچنین در معادلات بالا  $b_r$  و  $b_z$  به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$b_z = k \frac{\partial T}{\partial Z} + u_z \tau_{zz} + v_r \tau_{zr} \quad (7)$$

$$b_r = k \frac{\partial T}{\partial r} + u_z \tau_{zr} + v_r \tau_{rr} \quad (8)$$

ترم‌های لزجت نیز به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\tau_{zz} = \mu \left[ 2 \frac{\partial u_z}{\partial Z} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \vec{V}) \right] \quad (9)$$

$$\tau_{zr} = \mu \left[ \frac{\partial u_z}{\partial r} + \frac{\partial v_r}{\partial Z} \right] \quad (10)$$

$$\tau_{rr} = \mu \left[ 2 \frac{\partial v_r}{\partial Z} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \vec{V}) \right] \quad (11)$$

$$\tau_{\theta\theta} = \mu \left[ 2 \frac{v_r}{r} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \vec{V}) \right] \quad (12)$$

که

$$\nabla \cdot \vec{V} = \frac{\partial u_z}{\partial Z} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (rv_r) \quad (13)$$

### معادله توربولانس

در این تحقیق به منظور شبیه‌سازی آشفتگی در جریان از معادلات توربولانس  $k - \epsilon$  اصلاح شده برای جریان تراکم‌پذیر، استفاده شده است. در این مدل توربولانس  $k - \epsilon$  اصلاح شده، مقادیر متغیرهای  $k$  و  $\epsilon$  توسط معادلات زیر بدست می‌آیند:

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial X_j} \left( \rho u_j k - \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial X_j} \right) = G - \rho \epsilon + D_{comp} + \Theta_{diff} \quad (14)$$

$$\frac{\partial (\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial X_j} \left( \rho u_j \epsilon - \Gamma_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial X_j} \right) = C_1 \frac{\epsilon}{k} G - C_2 \rho \frac{\epsilon^2}{k} + E_{comp} \quad (15)$$

### گسسته سازی

گسسته سازی معادلات بالا با استفاده از روش حجم محدود انجام می‌شود. ابتدا حوزه حل به تعدادی حجم گسسته شده است، به طوری که همه متغیرها در مرکز سلول‌ها ذخیره می‌شوند.

سپس این معادلات برای همه حجم کنترل‌ها با استفاده از تئوری گوسین به کار می‌روند. توسعه عبارات گسسته شده برای کوتاهی عبارات فقط به یک سطح حجم کنترل مثلاً  $e$  بر می‌گردد. برای هر متغیر  $\phi$  (که

ترتیب عدد ماخ، فشار بی‌بعد و دمای بی‌بعد برای جریان یک بعدی می‌باشند. چگالی نیز از رابطه حالت گاز کامل محاسبه می‌شود. برای تطبیق دادن نتایج با حل یک بعدی باید مقادیر در هر فاصله محوری با مقادیر متوسط حل دوبعدی مقایسه شوند. در شکل‌های ۴ تا ۶ تغییرات خواص بی‌بعد جریان بر حسب طول جریان منتج از حل عددی با نتایج حل تحلیلی یک بعدی مقایسه شده‌اند.

### حل عددی جریان ناپایا

نتایج فشار بی‌بعد حاصل از حل عددی با نتایج تجربی بدست آمده توسط گنی و آهارون، در زمان‌های مختلف مقایسه شده است و مشاهده می‌شود که نتایج حاصل از حل عددی جریان با نتایج تجربی مطابقت خوبی دارند. در شکل‌های ۷ تا ۹ تغییرات فشار متوسط جریان درون محفظه موتور موشک در زمان‌های مختلف با نتایج تجربی مقایسه شده است. این مقایسه نشان دهنده مطابقت خوب نتایج حل عددی با نتایج تجربی می‌باشد.

### تعریف ضربه ویژه کل

ضربه ویژه کل برابر با انتگرال نیروی تراست در طول زمان سوختن می‌باشد [۹].

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (25)$$

مقادیر ضربه ویژه کل با استفاده از حل عددی برای هندسه‌های مختلف بدست آمده و در جدول ۲ نشان داده شده است. در این جدول  $L_p$  طول سوخت،  $D_{in}$  قطر داخلی سوخت و  $D_{out}$  قطر خارجی سوخت می‌باشد. در این کار برای بهینه سازی، حجم کل سوخت ثابت و برابر با  $V_p = 0.008$   $m^3$  در نظر گرفته شده است.

جدول ۲: نتایج حاصل از حل عددی برای هندسه‌های مختلف

	$L_p$ (m)	$D_{in}$ (m)	$D_{out}$ (m)	$I_t$ (KN-S)
۱	۱.۰۸۰۷۳۴	۰.۰۴۰۰	۰.۱۰۵۰	۲۲.۸۲۹۱
۲	۱.۲۱۲۶۰۹	۰.۰۴۰۰	۰.۱۰۰۰	۲۰.۵۶۲۷
۳	۱.۵۶۷۰۶۴	۰.۰۴۰۰	۰.۰۹۰۰	۱۵.۵۰۶۶
۴	۱.۵۲۷۳۵۳	۰.۰۶۶۰	۰.۱۰۵۰	۲۲.۲۴۰۸
۵	۱.۱۰۰۰۰۰	۰.۰۴۰۰	۰.۱۰۴۲	۲۲.۳۶۲۶
۶	۱.۱۰۰۰۰۰	۰.۰۲۰۰	۰.۰۹۸۳	۱۶.۷۲۷۶
۷	۱.۱۰۰۰۰۰	۰.۰۵۶۰	۰.۱۱۱۳	۲۶.۱۶۰۴
۸	۱.۱۰۰۰۰۰	۰.۰۲۷۲	۰.۱۰۰۰	۱۸.۷۷۴۵
۹	۱.۵۰۰۳۵۶	۰.۰۱۰۰	۰.۰۸۳۰	۱۰.۲۹۰۶
۱۰	۱.۳۵۰۲۰۱	۰.۰۰۵۰	۰.۰۸۷۰	۱۰.۹۹۴۶
۱۱	۱.۳۸۶۹۷۱	۰.۰۱۵۰	۰.۰۸۷۰	۱۲.۱۹۸۲
۱۲	۱.۴۶۶۸۶۶	۰.۰۲۵۰	۰.۰۸۷۰	۱۳.۳۶۶۴
۱۳	۱.۶۰۵۵۹۸	۰.۰۳۵۰	۰.۰۸۷۰	۱۲.۷۹۹۳
۱۴	۱.۸۳۷۲۸۷	۰.۰۴۵۰	۰.۰۸۷۰	۱۳.۸۳۶۱
۱۵	۲.۰۰۹۴۵۳	۰.۰۵۰۰	۰.۰۸۷۰	۱۳.۴۴۷۸
۱۶	۲.۳۴۱۶۱۹	۰.۰۵۵۰	۰.۰۸۷۰	۱۲.۶۴۴۵
۱۷	۲.۵۶۶۴۶۹	۰.۰۶۰۰	۰.۰۸۷۰	۱۱.۵۸۳۲
۱۸	۱.۵۶۱۰۶۰	۰.۰۵۰۰	۰.۰۹۵۰	۱۸.۲۲۸۷
۱۹	۱.۳۵۸۱۲۲	۰.۰۵۰۰	۰.۱۰۰۰	۲۰.۹۷۹۴

### روش بهینه‌سازی NFPSO

مرز غربی به عنوان شرط مرزی دیواره در نظر گرفته شده است و مرز شرقی به عنوان شرط مرزی خروجی، و مرز جنوبی به عنوان شرط مرزی تقارن محوری، و مرز شمالی که در بسیاری از حل‌های تحلیلی به عنوان دیواره متخلخل فرض می‌شود، به صورت شرط مرزی دیواره دما ثابت و به عنوان ورودی جریان در نظر گرفته شده است. دمای آدیاباتیک شعله، در مرز شمالی به عنوان شرط مرزی دما ثابت فرض شده است. در حل جریان ناپایا شرط مرزی شمالی با توجه به مقدار نرخ سوزش در هر بازه زمانی، مقداری به سمت بالا حرکت می‌کند تا جایی که سوخت جامد به طور کامل بسوزد و تمام شود. سرعت شعله به عنوان سرعت گازهای ورودی به داخل دامنه حل در نظر گرفته شده است که از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$v_f = \frac{\dot{r}_b \rho_p}{\rho_g} \quad (21)$$

که در رابطه بالا  $v_f$  سرعت شعله به عنوان سرعت ورودی گازها در مرز شمالی،  $\dot{r}_b$  نرخ سوزش پیشران جامد،  $\rho_p$  چگالی پیشران جامد، و  $\rho_g$  چگالی گازهای سوخته شده در مرز شمالی می‌باشد.

### استقلال از شبکه حل عددی

نمودار عدد ماخ بر حسب طول بی‌بعد برای شبکه‌های مختلف رسم شده است و استقلال از شبکه، برای شبکه‌های مختلف بررسی شده و مشاهده شده است که در بازه بین ۲۵۰۰ سلول تا ۴۰۰۰۰ سلول نمودارها با تقریب خوبی به یکدیگر نزدیک می‌باشند که در شکل ۳ مشاهده می‌کنید.

### اعتبار سنجی حل عددی

نتایج حل عددی حالت پایا با نتایج حل تحلیلی یک بعدی حالت پایا و نتایج حل عددی حالت ناپایا با نتایج تجربی اعتبارسنجی شده‌اند. مقایسه نتایج، نشان دهنده مطابقت خوب نتایج حاصل از حل عددی با نتایج حل تحلیلی یک بعدی و همچنین نتایج تجربی می‌باشد.

### حل تحلیلی یک بعدی

گنی و آهارون، اصول بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیبوره را به صورت تحلیلی و تجربی بررسی کرده‌اند و یک رابطه تحلیلی ساده برای شبیه سازی بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیبوره به صورت یک بعدی ارائه داده‌اند [۷ و ۸].

$$M_{1D} = \sqrt{\frac{1 - \sqrt{1 - \chi^2}}{1 + \gamma \sqrt{1 - \chi^2}}} \quad (22)$$

$$p'_{1D} = (1 + \gamma)^{-1} (1 + \gamma \sqrt{1 - \chi^2}) \quad (23)$$

$$T'_{1D} = (1 + \gamma)^{(\frac{1}{\gamma})-1} (1 + \gamma \sqrt{1 - \chi^2})^{1-(\frac{1}{\gamma})} \quad (24)$$

که  $\chi = \frac{x}{L_s}$  و  $p' = \frac{p}{p_0}$  و  $T' = \frac{T}{T_0}$  می‌باشد. همچنین  $L_s$  طول گرین سوخت جامد،  $x$  فاصله از سر انتهایی موتور، و  $\chi$  فاصله بدون بعد می‌باشد. همچنین  $\gamma$  نسبت گرمای ویژه، و  $M_{1D}$  و  $p'_{1D}$  و  $T'_{1D}$  به

رابطه ریاضی که بین پارامترهای طراحی، ضربه ویژه کل و زمان سوزش نیز بدست می‌آید.

بر اساس نتایج حاصله از حل عددی، با استفاده از الگوریتم NFPSO عمل بهینه‌سازی انجام شده است. در این اقدام، پارامترهای طول سوخت، قطر داخلی و قطر خارجی به عنوان پارامترهای موثر در نظر گرفته شده‌اند و تابع هدف در نظر گرفته شده، دست‌یابی به ماکزیمم ضربه ویژه کل می‌باشد. البته شرط اینکه حجم کل سوخت نیز ثابت باشد اعمال شده است. در جدول (۳) نتایج حاصل از این بهینه‌سازی نشان داده شده است.

جدول ۳: مشخصات موشک بدون شیبوره بهینه شده

It (kN-s)	D <sub>out</sub> (m)	D <sub>in</sub> (m)	Lp (m)	
۲۶/۸۸	۰/۱۱۱۲	۰/۰۶۷۱	۱/۲۹۶	موشک بهینه

همانطور که این جدول نشان داده است ماکزیمم ضربه کل قابل دست‌یابی در این حجم سوخت (۲۶/۸۸ kN-s) می‌باشد. برای نشان دادن صحت این بهینه‌سازی، موشک بدون نازل بهینه را به صورت عددی شبیه‌سازی شده است. نتایج حاصل از این شبیه‌سازی نشان داده است که این موشک قادر به دست‌یابی ضربه کل (۲۶/۴۲ kN-s) می‌باشد. اختلاف بسیار ناچیز بین ضربه کل پیش‌بینی شده توسط NFPSO و نتیجه حل عددی بیانگر صحت و دقت بسیار بالای این روش بهینه‌سازی است.

نکته دیگری که در بیشتر تحقیقات انجام شده به آن توجه نمی‌شود اثرگذاری پارامترهای طراحی بر توابع هدف می‌باشد. آنچه که در طراحی موشک‌ها از اهمیت بسزایی برخوردار است شناسایی میزان حساسیت‌ها است، به طوری که میزان اثر تغییر در پارامترهای طراحی بر توابع هدف قابل شناخت باشد. در این تحقیق نیز میزان حساسیت ضربه کل و زمان سوزش سوخت جامد به تغییرات طول سوخت، قطر داخلی و قطر خارجی مطالعه شده است. شکل (۱۱) میزان حساسیت پارامترهای فوق را بر ضربه کل نشان می‌دهد. همانطور که مشخص است طول سوخت بیشترین تاثیر را بر ضربه ویژه کل دارد و دومین پارامتر تاثیرگذار قطر داخلی می‌باشد. بدین ترتیب، اگر طول سوخت تغییر کند بیشترین نمود را در میزان ضربه کل خواهد داشت.

در شکل (۱۲) نیز میزان حساسیت ضربه کل و زمان سوزش به پارامترهای طراحی با هم مقایسه شده است. از این شکل چنین برمی‌آید که تغییر قطر خارجی به مقدار قابل ملاحظه‌ای باعث تغییر در زمان سوزش می‌شود، اما در مقابل نسبت به بقیه پارامترها کمترین اثر را بر ضربه کل دارد. قطر داخلی و طول سوخت بیشترین اثر را بر ضربه کل دارند، اما تغییر قطر داخلی به طور محسوسی بر آن اثر می‌گذارد.

بر اساس نتایج حاصله از تحلیل حساسیت، می‌توان دریافت که میزان اثرگذاری کدام پارامتر بیشتر است تا با تغییر آن بتوان به هدف مطلوب خود رسید و این امر منجر به کاهش چشمگیری در هزینه‌ها و زمان در طراحی موشک خواهد شد.

یکی دیگر از نوآوری‌های انجام شده در این مقاله، یافتن رابطه موجود بین پارامترهای طراحی (طول سوخت، قطر داخلی، قطر خارجی) با ضربه کل و زمان سوزش است. معادلات (۲۶) و (۲۷) به ترتیب رابطه ضربه کل و زمان سوزش را نشان می‌دهند. نکته قابل توجه در این معادلات این است که رابطه بین ضربه کل با قطر خارجی از نوع درجه ۲ می‌باشد، در حالی که قطر خارجی با زمان سوزش یک رابطه خطی دارد.

این روش در حقیقت تلفیقی از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات (PSO) و مدل نیوروفازی (Neuro-Fuzzy) است [۱۱ و ۱۰]. در شبیه‌سازی عددی پارامترهای موثر بر عملکرد موشک سوخت جامد بدون شیبوره مورد بررسی قرار گرفته است که این پارامترها عبارتند از: ضخامت سوخت، قطر داخلی، قطر خارجی و طول سوخت. از طرف دیگر تابع هدف ضربه ویژه می‌باشد. از آنجایی که اثرات پارامترهای موثر و تابع هدف دارای یک رفتار خطی نمی‌باشند، لذا شناخت نوع تعاملی که بین پارامترهای موثر و تابع هدف وجود دارد، از اهمیت بسزایی برخوردار است. نحوه عملکرد روش NFPSO به این صورت است که ابتدا به کمک مدل نیوروفازی نحوه تعاملات بین پارامترها و تابع هدف شناخته می‌شود. به عبارت دیگر فضای جستجو برای یافتن مقدار بهینه شناسایی می‌شود (شکل ۱۰).

در گام بعدی، الگوریتم بهینه سازی ازدحام ذرات بهترین خروجی را بر اساس فضای جستجوی حاصله و با علم به نوع تعاملات پارامترهای موثر و تابع هدف، بدست می‌دهد. در الگوریتم بهینه سازی ازدحام ذرات از یک تعداد ذره استفاده می‌شود که در فضای جستجو برای یافتن بهترین حل حرکت می‌کنند و هر ذره در فضای جستجو با یک سرعتی که به صورت پایا بر اساس تجربه حرکت قبلی و تجربه حرکت دیگر ذرات بدست می‌آید، حرکت می‌کند. الگوریتم بهینه سازی ازدحام ذرات دارای برخی خصوصیات جذابی مثل حافظه و تأثیر متقابل سازنده بین ذرات می‌باشد، همچنین ذرات دارای شانس بیشتری برای حرکت در منطقه بهترین حل، در سریع‌ترین حالت ممکن را دارند و از توانایی‌های این الگوریتم، کشف راه حل معقول و منطقی در سریع‌ترین حالت ممکن می‌باشد [۱۳ و ۱۲].

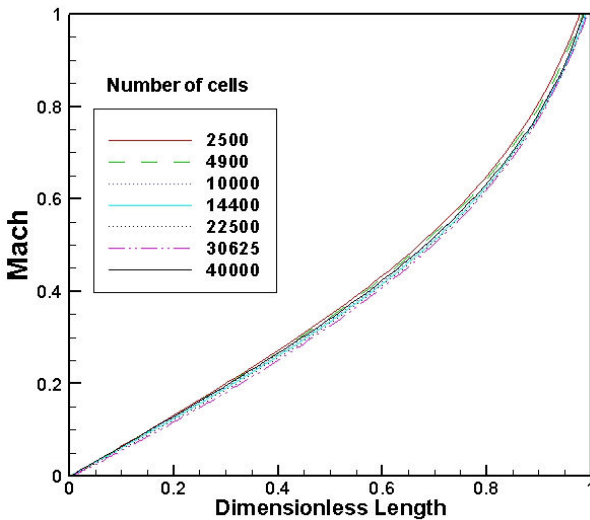
البته یافتن مناسب‌ترین خروجی نیاز به تکرار داشته و به سرعت اولیه ذرات و تعداد ذرات پخش شده در فضای جستجو وابسته است. از آنجایی که در فضای جستجو ممکن است چندین قله وجود داشته باشد و ذرات در حین جستجو، آن قله‌ها را به عنوان مقدار ماکزیمم در نظر بگیرند، لذا با تغییرات سرعت اولیه و تعداد ذرات مناسب‌ترین خروجی حاصل می‌شود. اگر خروجی الگوریتم کوچ پرندگان با فضای جستجو و رابطه تعاملی تطابق داشته باشد، از آن به عنوان داده‌های بهینه استفاده می‌شود. به عبارت دیگر، اگر ضربه ویژه‌ای که از الگوریتم PSO بدست می‌آید، از ضربه ویژه حاصله از حل عددی بیشتر باشد به عنوان مقدار بهینه در نظر گرفته می‌شود، در غیر اینصورت با تغییر تعداد ذرات و سرعت اولیه آن‌ها، این عمل تکرار می‌شود [۱۴ و ۱۵].

بهینه سازی برای یافتن بهترین موشک بدون شیبوره که منجر به تولید ماکزیمم ضربه ویژه شود، انجام می‌شود و زمانی که روش NFPSO ماکزیمم ضربه ویژه را ارائه می‌دهد، ضخامت سوخت، قطر داخلی، قطر خارجی و طول سوخت که منجر به دست‌یابی به این هدف می‌شود را نیز ارائه می‌کند. در نتیجه بهینه‌ترین موشک بدون شیبوره و شرایط عملکردی بهینه آن بر اساس این نتایج بدست می‌آید.

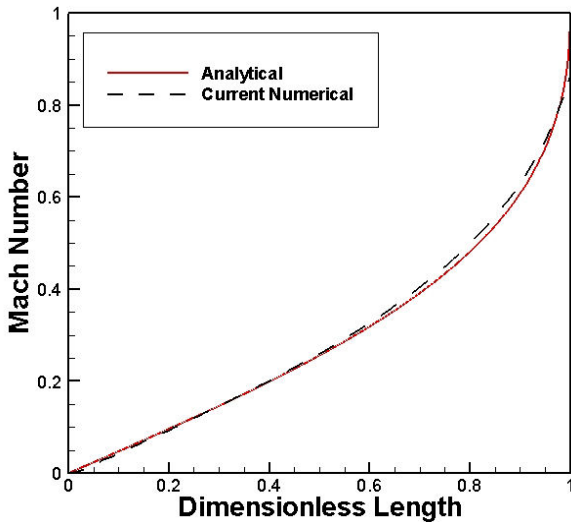
## نتایج

در این تحقیق در ابتدا به شبیه‌سازی عددی بالستیک داخلی موشک بدون شیبوره پرداخته شده و اثر پارامترهای طراحی مانند طول سوخت، قطر داخلی و قطر خارجی در یک حجم سوخت ثابت ۰/۰۰۸ مترمکعب، بررسی گردیده است. سپس با استفاده از الگوریتم NFPSO عمل بهینه‌سازی انجام شده است. در انتها نیز میزان اثرگذاری هر یک از پارامترهای طراحی بر ضربه ویژه کل و زمان سوزش مورد مطالعه قرار گرفته است. همچنین

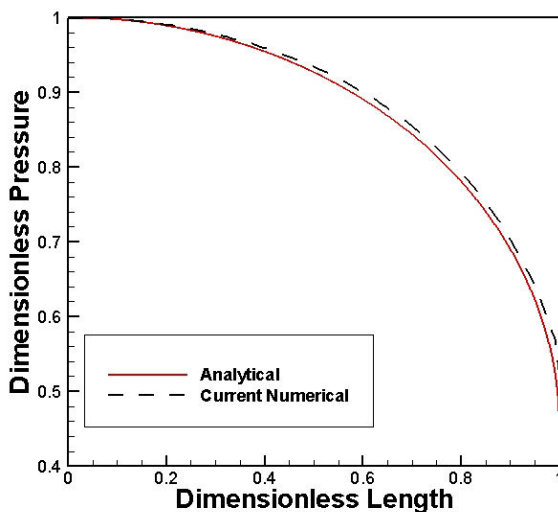
شکل ۲: شماتیکی از حوزه حل مساله



شکل ۳: بررسی استقلال از شبکه برای شبکه‌های مختلف



شکل ۴: تغییرات عدد ماخ بر حسب طول بی بعد



شکل ۵: تغییرات فشار بی بعد بر حسب طول بی بعد

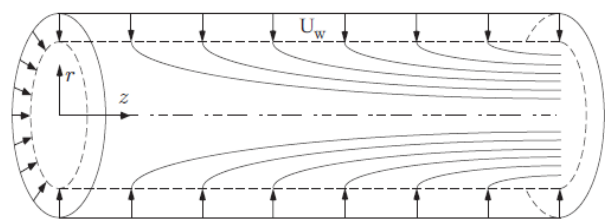
$$It = -365.45 + 94.46L_p - 2035.2D_{in} + 8079.59D_{out} + 263.45L_p D_{in} - 1367.45L_p D_{out} + 21786.03D_{in} D_{out} - 38903D_{out}^2 \quad (26)$$

$$t = -2.612 + 1.18L_p - 12.03D_{in} + 47D_{out} - 5.34L_p D_{in} - 9.86L_p D_{out} - 50.62D_{in} D_{out} \quad (27)$$

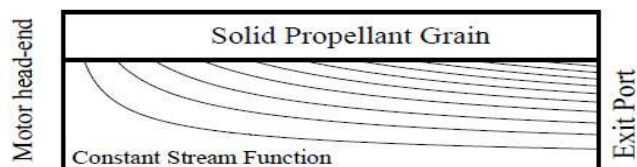
نتیجه‌گیری

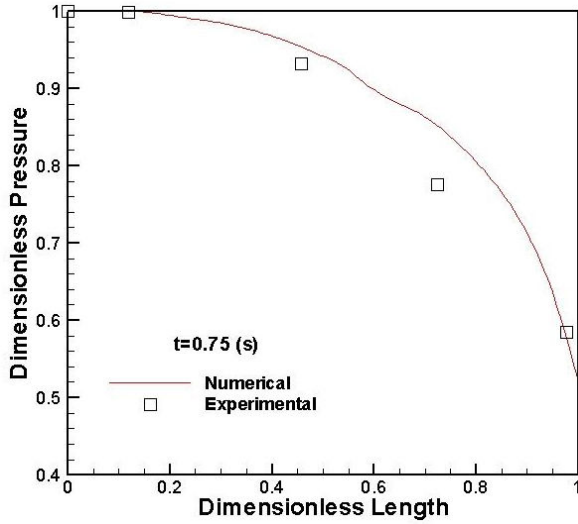
با توجه به اهمیت موتورهای موشک سوخت جامد بدون نازل و دامنه وسیع کاربردی این دسته، طراحی دقیق و شناخت پارامترهای تاثیرگذار بر عملکرد آن، از توجه خاصی برخوردار می‌باشد. به همین منظور، در این تحقیق ابتدا شبیه‌سازی عددی جریان بالستیک داخلی این نوع موتورها انجام شده است. در این شبیه‌سازی از روش حجم محدود و بر مبنای الگوریتم فشار مینا به حل معادلات ناویر-استوکس پرداخته شده است. سپس به مطالعه پارامترهای تاثیرگذار پرداخته شده و بر اساس نتایج حاصله عمل بهینه‌سازی با استفاده از روش NFPSO انجام شده است. برای نشان دادن صحت بهینه‌سازی و نیز دقت روش مورد استفاده، موشک بهینه به صورت عددی شبیه‌سازی شده و نتایج آن‌ها با هم مقایسه گردیده است. اختلاف بسیار کم بین آن‌ها حاکی از دقت بالای روش مذکور می‌باشد. در نتیجه در یک حجم سوخت ثابت، موشک سوخت جامد بهینه قادر به دستیابی به ماکزیمم ضربه ویژه کل می‌باشد. سپس میزان حساسیت پارامترهای طراحی بر ضربه ویژه کل و زمان سوزش مورد مطالعه قرار گرفته، به طوری که نتایج نشان می‌دهند تغییر قطر خارجی به مقدار قابل ملاحظه‌ای باعث تغییر در زمان سوزش می‌شود، اما در مقابل نسبت به بقیه پارامترها کمترین اثر را بر ضربه کل دارد. قطر داخلی و طول سوخت بیشترین اثر را بر ضربه کل دارند، اما تغییر قطر داخلی به طور محسوسی بر آن اثر می‌گذارد. در پایان نشان داده شده است که رابطه بین ضربه کل با قطر خارجی از نوع درجه ۲ می‌باشد، در حالی که قطر خارجی با زمان سوزش یک رابطه خطی دارد.

شکل‌ها

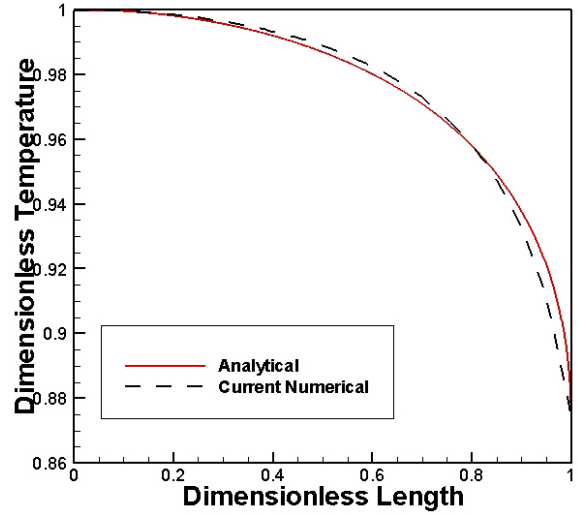


شکل ۱: تزریق عمودی جریان از دیواره متخلخل

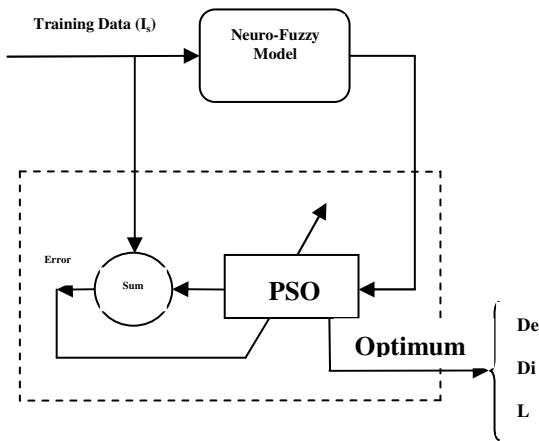




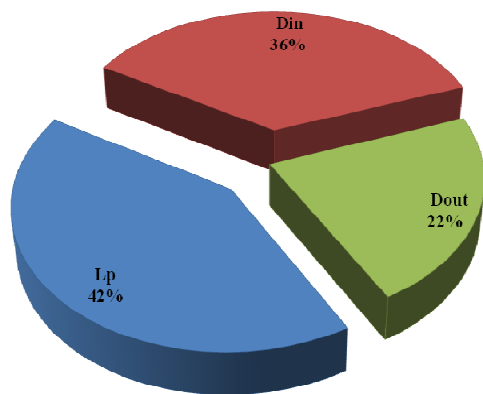
شکل ۹: تغییرات فشار بی بعد بر حسب طول بی بعد در زمان  $t=0.75$  (s)



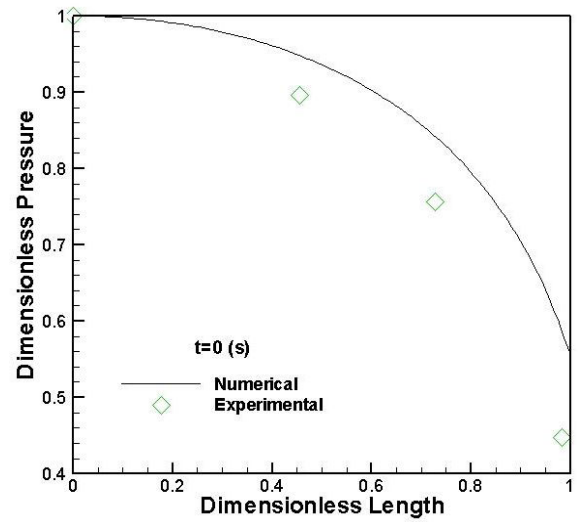
شکل ۶: تغییرات دمای بی بعد بر حسب طول بی بعد



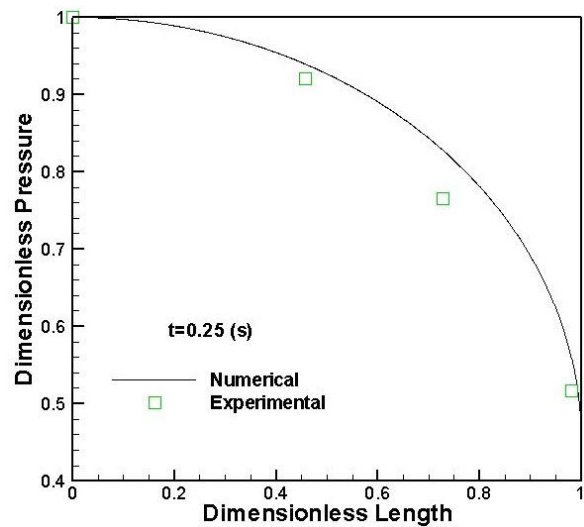
شکل ۱۰: مدل بهینه سازی NFPSO



شکل ۱۱: میزان حساسیت پارامترهای طراحی بر ضربه ویژه کل

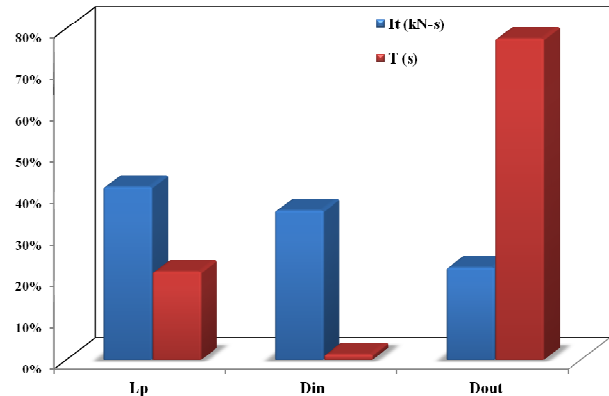


شکل ۷: تغییرات فشار بی بعد بر حسب طول بی بعد در زمان  $t=0$  (s)



شکل ۸: تغییرات فشار بی بعد بر حسب طول بی بعد در زمان  $t=0.25$  (s)

۱۱. Djavarehshkian M. H., Esmacili A., Neuro-Fuzzy based Approach for Estimation of Hydrofoil Performance, Ocean Engineering Journal, Accepted, under publication, DOI: 10.1016/j.oceaneng. 2012.10.015, 2012.
۱۲. Kennedy, J. R. E., "Particle swarm optimization," Proc Of IEEE Int Conf on Neural Networks: Perth, Australia. Pp. 1942-1948, 1995.
۱۳. Malekzadeh S., Sohankar A., Reduction of fluid forces and heat transfer on a square cylinder in a laminar flow regime using a control plate, I. Journal of Heat and Fluid Flow , Vol. 34, pp. 15-27, 2012.
۱۴. پورجعفری حسین، سوهانکار احمد، دهقان علی اکبر و دهقان منشادی مجتبی، استفاده از جریان سنج سیم داغ در مطالعه جریان عبوری از یک سیلندر مربعی سه بعدی در زوایای مختلف، یازدهمین کنفرانس سالانه (بین المللی) انجمن هوافضای ایران، تهران، دانشگاه علوم و فنون شهید ستاری، ۴-۲ اسفند ۱۳۹۰
۱۵. Doviak R., and Zrnicek D., Doppler Radar and Weather Observations. 2nd ed., Academic Press, London, 1993.



شکل ۱۲: مقایسه میزان حساسیت پارامترهای طراحی بر ضربه ویژه کل (Isp) و زمان سوزش (t)

### مراجع

۱. زاهدزاده مصطفی، " شبیه سازی عددی بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیبوره"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه فردوسی مشهد، ۱۳۸۹.
۲. زاهدزاده مصطفی، جوارشکیان محمدحسن، " شبیه سازی محفظه احتراق موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیبوره"، اولین کنفرانس علوم حرارتی ایران - ۱۹ و ۲۰ بهمن ماه ۱۳۸۹.
۳. Han, S. M., 1983. "A Generalized Finite-Difference Method For Transient Analysis of Compressible and Incompressible Flows, Numerical Methods For Fluid Transient Analysis". Applied Mechanics, Bioengineering and Fluid Engineering Conference, Huston, June 20.
۴. Issa, R. I., Lockwood, F. C., 1977. "On the Prediction of Two-Dimensional Supersonic Viscous Interactions Near Walls". AIAA JOURNAL, VOL. 15, NO. 2, pages 182-188.
۵. PHD Thesis, Issa, R. I., 1974. "The prediction of supersonic boundary-layers with embedded pressure waves". PHD Thesis, University of London.
۶. Gany, A., Aharon, I. "Internal Ballistics Considerations of Nozzleless Rocket Motors." Propulsion And Power Journal, vol. 15, pp. 866-873, 1999.
۷. Akiki, M., Majdalani, J. "Quasi-Analytical Approximation of the Compressible Flow in a Planar Rocket Configuration." Presented at 46th Joint Propulsion Conference, Nashville, TN, AIAA, 2010.
۸. Saad, T, Majdalani, J. "Internal Flows Driven by Wall-Normal Injection." Advanced Fluid Dynamics , University of Tennessee Space Institute, 2012.
۹. George P. Sutton, Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements", Seventh Edition, Published by: JOHN WILEY & SONS, INC., 2011.
۱۰. اسماعیلی علی، " شبیه سازی جریان لزج آشفته در اطراف یک بالواره هوشمند و بررسی اثر آن بر ضرایب آیرودینامیکی"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه فردوسی مشهد، ۱۳۹۰.