

# طراحی مفهومی و مدلسازی ریاضی دمش شیمیایی مخازن پیشران مایع خود اشتعال دیرجوش

حسن کریمی مزرعه‌شاهی<sup>۱</sup>، امیر زنج<sup>۲</sup>، سعید شهریاری<sup>۳</sup>  
دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی  
Amir.zanj@gmail.com

## چکیده

اخیراً سیستم دمش شیمیایی به دلیل سادگی، سبکی و کم هزینه بودن نسبت به سایر روش‌ها به عنوان سیستم فشارگذاری مخازن پیشران موشک‌های سوخت مایع، مورد توجه محققان قرار گرفته است. در این روش از محصولات احتراقی برای فشارگذاری مخازن استفاده می‌شود با این تفاوت نسبت به سایر روش‌های گرم که، احتراق مستقیماً در درون مخازن پیشران انجام می‌شود. در این مقاله ابتدا منطق طراحی برای یک چنین سیستمی ارائه شده و مدل ریاضی آن تشریح شده است. در ادامه از روی نتایج آزمایشات تجربی در ابعاد حدود 2/2 مدل واقعی، نحوه عملکرد مشخصه‌های این سیستم مشخص شده و بهترین متد پاشش انتخاب شده است. در انتها نیز نتایج پیش بینی شده با نتایج تجربی در ابعاد واقعی مقایسه شده و هماهنگی مطلوبی بین مقادیر تجربی و تحلیلی مشاهده شده است.

واژه‌های کلیدی: بالشتک- عمق نفوذ- پاشش سطحی- جت محترق- پاشش زیرسطحی

## 1- مقدمه

برای حفظ شرایط عملکردی موشک‌های سوخت مایع، حفظ فشار بالشتک (Ullage) در مخازن پیشران ضروری می‌باشد. در موتورهای مایع بدین جهت از سیستم‌های دمش استفاده می‌گردد. در این مقاله برای نیل به این منظور از سیستم دمش شیمیایی استفاده شده است. طرز کار این سیستم بدین صورت است که مقداری واکنشگر مستقیماً از طریق انژکتور پاشش درون مخزن پاشیده می‌شود، مواد واکنشگر پس از برخورد با مایع پیشران دچار خود اشتعالی شده و محصولات احتراقی به عنوان ماده فشارنده مخازن بکار گرفته می‌شود [1].

در سال‌های 1960 تحقیقات متعددی در زمینه فشارگذاری مخازن تحت فشار، توسط شرکت Martin Marietta Denver Aerospace انجام گرفت. یکی از موضوعات جالب توجه برای این شرکت فشارگذاری از طریق احتراق درون تانک (MTI Main Tank Injection) یا همان دمش شیمیایی بود. علی‌رغم سادگی این سیستم و کاهش شدید هزینه و وزن پروازی، این پروژه به این دلیل که ریسک احتراق درون مخازن بالا به نظر می‌رسید، تا مدت‌ها کاربردی نشد. تا اینکه در پرتابگر Titan II مورد بررسی قرار گرفت. در سال‌های 1964 تا 1968 آقایان Paul A. Friedman و Richard A. Kenny تحقیقاتی را در زمینه MTI انجام دادند [2]. این تحقیقات روی موشک حامل Titan II و در ابعاد واقعی انجام شد و امکان‌سنجی آن مورد بررسی قرار گرفت.

<sup>1</sup> - دانشیار

<sup>2</sup> - دانشجوی کارشناسی ارشد

<sup>3</sup> - دانشجوی کارشناسی ارشد

در سال‌های 1971 و 1969 آقایان J.C.Howell و A.Fester تحقیقاتی را روی کاربردی بودن این سیستم‌ها در موشک‌های هوا به زمین (PLM) انجام دادند و نتایج مساعدی را در شرایط مانور پروازی در شتاب‌های مختلف بدست آوردند [3]. ردپای دیگر بدست آمده بر روی سیستم دمش شیمیایی مربوط به 54 امین کنفرانس AIAA در آلمان می‌شود که توسط آقایان Paul E.Bingham و Dale.A.Fester روی پیشران‌های مایع انجام شد [4].

از آنجاکه رفتار این سیستم به شدت به نوع پیشران‌های مورد استفاده در آن بستگی دارد لذا در این بررسی برای مدل-سازی دمش شیمیایی، کلیه تحقیقات روی زوج پیشران‌های دیرجوش UDMH و  $N_2O_4$  انجام شده‌است. قبل از هر چیز ابتدا باید انتظارات طراحی مشخص شوند تا بتوان با توجه به آنها روندی منطقی را در طراحی دنبال کرد.

## 2- طراحی مفهومی

پر واضح است که قید اولیه در طراحی چنین سیستمی حفظ فشار آن در حد مطلوب می‌باشد، مسلماً برای حفظ فشار طراحی، نیاز به تولید حجم مشخصی از گازهای احتراقی می‌باشد که این حجم گاز را مقدار مشخصی واکنشگر (Reagent) تولید خواهد کرد. لذا قید دوم در طراحی تعیین مقدار واکنشگر مورد نیاز برای سیستم است که در حقیقت مطلوب اصلی و نهایی طراحی سیستمی می‌باشد. قطعاً طراحی بهینه، طراحی است که بتواند با مقدار واکنشگر کمتری فشار مورد نیاز دمش را فراهم آورد. حال با توجه به مطالب گفته شده به بررسی عوامل مؤثر در پارامتر مقدار واکنشگر می‌پردازیم، برای این منظور به صورت پلکانی از انتهای پروسه طراحی به عقب برمی‌گردیم.

### 1-2- نسبت اختلاط اکسنده به سوخت $K_m$

با دانستن فشار کنترل، حجم اولیه بالشتک و نرخ دبی لحظه‌ای پیشران خروجی از مخزن به عنوان ورودی مسئله، باید حجم گازی که افت فشار را جبران می‌کند، تعیین شود. لذا در این مرحله که مرحله آخر است باید ترکیبات گاز عامل مشخص باشد. از آنجا که گاز مورد نیاز، حاصل از فرایند احتراق واکنشگر با پیشران می‌باشد لذا برای شناسایی مخلوط احتراقی باید شرایط احتراق مشخص باشد، در این قسمت نیاز به یک مدل احتراقی دقیق احساس می‌شود. اولین نکته در تعیین یک مدل احتراقی دقیق دانستن نسبت اختلاط ( $K_m$ ) در احتراق می‌باشد. اما به دلیل ماهیت چنین اختلاطی، به درستی نمی‌توان گفت که چه مقدار از واکنشگر پاشیده شده در احتراق شرکت خواهد کرد یا اینکه چه مقدار از پیشران، وارد منطقه احتراقی شده است. در اغلب مدل‌های ارائه شده نیز عمده تفاوت بر روی همین نسبت بین داده‌های تئوری و تجربی دیده می‌شود. فاکتور مهمی که در تخمین  $K_m$  مؤثر می‌باشد عمق نفوذ واکنشگر در پیشران می‌باشد که به اختصار عمق نفوذ (Penetration) نامیده می‌شود.

### 2-2- عمق نفوذ

هر چه عمق نفوذ واکنشگر نسبت به سطح پیشران بیشتر باشد، احتراق کاملتر است، اما باید توجه داشت که عمق نفوذ بیش از حد، گرم شدن پیشران را به دنبال خواهد داشت که ممکن است قید انتخاب سوخت را محدودتر کند. با توجه به مطالب گفته شده پله بعد در طراحی، تعیین عمق نفوذ می‌باشد.

### 3-2- نحوه پاشش

پس از مشخص شدن اهمیت عمق نفوذ در طراحی، در قدم بعدی باید نحوه پاشش را انتخاب کرد. برای نمونه، پاشش سطحی از پایه می‌تواند به دو طریق انجام شود، لوله‌ای (Solid Stream) و اسپری [1]، که هر کدام شرایط خود را در میزان نفوذ دارا هستند. به عنوان مثال، در پاشش سطحی لوله‌ای فاکتورهای مهم در تعیین عمق نفوذ عبارتند از: سرعت جت

خروجی، چگالی بالشتک، جنس پیشرانها، دمای جت خروجی، زاویه پاشش و فاصله بین انژکتور پاشش و سطح پیشران در مخزن (که یک پارامتر متغیر با زمان می‌باشد).

البته با توجه به فاز پاشش واکنشگر درجات اهمیت موارد بالا متغیر می‌باشد. به عنوان مثال، در پاشش گاز در مایع، چگالی بالشتک است که از فاکتورهای تأثیرگذار می‌باشد، در صورتی که در مورد پاشش مایع در مایع این فاکتور قابل چشم‌پوشی است.

## 2-4- انژکتور پاشش

در کل برای سوخت‌های دیرجوش عمدتاً پاشش از نوع مایع در مایع است. لذا برای تعیین عمق نفوذ، سرعت خروجی و زاویه پاشش و فاصله تا سطح پیشران، سه فاکتور اصلی می‌باشند. در نتیجه قدم بعدی مشخص کردن شکل انژکتور پاشش است. در این مرحله فاصله اولیه و زاویه پاشش و نوع پاشش مشخص خواهند شد. در طراحی انژکتور در قدم بعد برای رسیدن به سرعت مورد نظر اختلاف فشار دو سر انژکتور بدست خواهد آمد.

اما همانطور که می‌دانیم رابطه تئوری خاصی برای ارتباط عمق نفوذ و نسبت اختلاط وجود ندارد. لذا در این قسمت از طراحی نیاز به یک بانک اطلاعاتی مبتنی بر آزمایشات تجربی می‌باشد. با یک جمع بندی تا بدین جا ترکیب محصولات احتراقی و مقدار گاز لازم برای جبران افت فشار بدست آمد. در نتیجه، بالانس  $K_m$ ، مقدار واکنشگر لازم را معلوم خواهد کرد لذا قطر اریفیس‌های انژکتور پاشش و تعداد آنها مشخص می‌شود. در نتیجه پارامترهای ورودی مسئله بدست می‌آید که همان مقدار و فشار ورودی واکنشگر می‌باشد.

## 2-5- نحوه کنترل

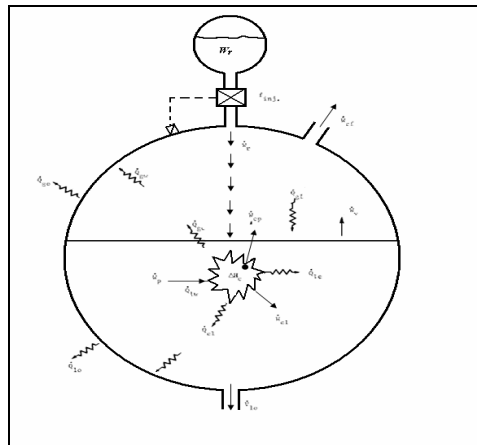
برای کنترل سیستم، باید پارامترهای فشار، دما و منطقه احتراق (Combustion Zone) را تحت کنترل درآورد. کنترل فشار در این سیستم از طریق کنترل دبی واکنشگر انجام می‌شود. نحوه عملکرد به این صورت است که دو حد فشار تعریف می‌شود (حد فشار بالا و حد فشار پایین) و هر گاه فشار به این حدود برسد سنسور سیگنالهایی را به یک شیر دومرحله‌ای نرمال بسته، ارسال می‌کند. همچنین از آنجا که احتراق به صورت شناور روی سیال پیشران انجام می‌شود، فاکتور مهم دیگری که باید در طراحی سیستم کنترلی مد نظر داشت، کنترل مکانی منطقه احتراق می‌باشد. این منطقه نباید به هیچ وجه به قسمت‌های حساس سازه و تجهیزات درون تانک نزدیک شود. این پدیده قید زاویه پاشش را در طراحی به همراه دارد. در نهایت این نیاز را نیز می‌توان با تنظیم زاویه پاشش مرتفع ساخت.

## 3- ملاحظات ترمودینامیکی

برای این که تقریب صحیحی از مقدار گاز و در نتیجه واکنشگر مورد نیاز داشته باشیم، باید مقادیر تقطیر محصولات احتراقی و تبخیر پیشران را نیز اندازه‌گیری کرد. لذا در طراحی نیاز اساسی به ملاحظات ترمودینامیکی سیستم خواهیم داشت، این امر لزوم ایجاد یک مدل ترمودینامیکی دقیق را با خود به همراه دارد. از طرفی پایداری پیشرانها در محدوده دمایی معین یکی دیگر از قیدها در تهیه مدل ترمودینامیکی دقیق می‌باشد، چرا که از این طریق می‌توان فاکتور ورودی دما را برای سیستم تعیین کرده و زمینه را برای طراحی کامل مدار هیدرولیکی تا پشت انژکتور پاشش فراهم آورد.

همانطور که در شکل 1 دیده می‌شود، در داخل مخزن با دو فاز کاملاً مجزا مواجه هستیم. با در نظر گرفتن پاشش روی سطح مایع، انتظار می‌رود احتراق در لایه‌ای زیر سطح پیشران بوجود آید. انتقال حرارت‌هایی که در این مدل در نظر گرفته شده است عبارت است از: انتقال حرارت بین گاز و دیواره مخزن، انتقال حرارت بین دیواره مجاور گاز در مخزن و محیط اطراف، انتقال حرارت بین گاز و مایع، انتقال حرارت بین مایع و دیواره مجاور و انتقال حرارت بین دیواره مجاور مایع و محیط اطراف. در این مدل کل مخزن به سه حجم تقسیم شده است: فضای بالشتک، فضای مایع و منطقه احتراقی. انتقال جرم‌هایی که

مرزهای این حجم کنترل را قطع می‌کند نیز عبارتند از: دبی جرمی واکنشگر ورودی به منطقه احتراقی، دبی جرمی پیشران ورودی به منطقه احتراقی، دبی جرمی ورودی به بالشتک در فاز گازی، دبی جرمی محصولات گازی تقطیرشده از منطقه احتراقی به فضای مایع و دبی جرمی تبخیر مایع پیشران به فاز گازی بالشتک. در واقع دو دبی جرمی دیگر نیز وجود دارند، یکی دبی جرمی جدا شده از جت مایع در فضای بالشتک که موجب تولید بخارات محترق نشده می‌شود و دیگری دبی پیشران تبخیر شده بر اثر اختلاف دمایی پیشران و بالشتک که این دو مقدار به این دلیل که سیالات انتخابی دیر جوش هستند، قابل چشم پوشی می‌باشند.



شکل (1) شماتیک سیستم دمش شیمیایی [2]

#### 4- مدل سازی ریاضی

با در نظر گرفتن این مدل ترمودینامیکی اکنون به استخراج معادلات ریاضی حاکم بر سیستم خواهیم پرداخت. ابتدا انتقال حرارت خارجی را در نظر می‌گیریم. عمدتاً انتقال حرارت خارجی را از نوع جابجایی آزاد در نظر می‌گیرند و از رابطه نیوتن بدست می‌آید:

$$Q = h_{out} A_{wall} (T_{aw} - T_{wall}) \quad (1)$$

در این رابطه همان دمای آدیاباتیک دیواره است.  $h_{out}$ ،  $T_{aw}$  از پارامترهای معلوم مسئله می‌باشند. این مقادیر بر مبنای گرمایش آیرودینامیکی و همچنین برای مسیرها و مأموریت‌های خاص به دست می‌آیند. معمولاً در سطوح پایین از ترم هدایت و تشعشع صرف نظر می‌شود لذا عمده انتقال حرارت بین سیال و دیواره مجاور را می‌توان از نوع جابجایی در نظر گرفت. ضریب انتقال حرارت بین سیال و دیواره داخلی از رابطه زیر قابل محاسبه می‌باشد:

$$h D/k = \frac{1}{\alpha} \left( \frac{D^3 \rho^2 g \beta \Delta T}{\mu^2} \right)^m \left( \frac{C \mu}{h} \right)^n \quad (2)$$

$D$  قطر مخزن،  $\mu$  ویسکوزیته،  $\beta$  ضریب انبساط حجمی و  $g$  شتاب گرانشی می‌باشد. در عمل به دلیل نوع سیستم پاششی دمش، حرکت سیال در داخل مخزن غیرقابل چشم پوشی است، لذا در این مورد از ضرایب تجربی  $\alpha$ ،  $n$ ،  $m$  استفاده شده است تا شرایط جابجایی نیرویی نیز لحاظ شود. در رابطه بالا  $m = n = 0.28$  و  $\alpha = 4$  در نظر گرفته شده است. در منطقه احتراقی نیز سهم عمده انتقال حرارت را جابجایی تشکیل می‌دهد:

$$Q_p = h_c A_c (T_f - T_l) \quad (3)$$

در رابطه بالا  $A_c$  همان سطح منطقه احتراقی است که به صورت مستقیم متأثر از عمق نفوذ و دبی واکنشگر می‌باشد. مقدار این سطح را می‌توان از فرمول تجربی (4) برای پاشش مایع در مایع بدست آورد.

$$A_c = C_a (m^0_p)^{2/3} \quad (4)$$

ضریب انتقال حرارت  $h_c$  با عمق نفوذ، مقدار پاشش واکنشگر و نوع پاشش رابطه مستقیم دارد این مقدار نیز از معادله تجربی (5) بدست می آید:

$$h_c = C_h (m_r^0)^{1/5} \quad (5)$$

همانطور که در دو معادله بالا دیده می شود،  $h_c$  بیشتر به نوع پاشش و شکل منطقه احتراقی بستگی دارد تا به دبی پاشش و  $C_h$  و  $C_a$  هم ضرایب تجربی هستند که از داده های آزمایشی قابل حصول می باشد. در نتیجه با ساده سازی روابط بالا خواهیم داشت:

$$Q_p = C_h C_a (m_r^0)^{0.87} (T_f - T_l) \quad (6)$$

لازم به ذکر است که  $T_f$  دمای آدیاباتیک شعله و  $T_l$  دمای بالک سیال پیشران می باشد. در عمل نشان داده شده است که اگر پاشش به درستی انجام شود تقریباً تمامی واکنشگر پاشیده شده در واکنش شرکت خواهد داشت اما نکته مجهول در بدست آوردن دمای شعله، مقدار پیشران شرکت کننده در واکنش می باشد که برای بدست آوردن این مقدار نیز از آزمایشات تجربی استفاده شده است.

همانطور که گفته شد، در محصولات احتراقی، پدیده تقطیر به فاز مایع اجتناب ناپذیر است که این امر باعث افزایش آنتالپی سیال خواهد شد. این مقدار انرژی توسط رابطه (7) قابل محاسبه است:

$$q_{cp} = m_{cp} \left( \Delta h_v + \int_{T_l}^{T_f} C_p dT \right) \quad (7)$$

$\Delta h_v$  گرمای نهان تقطیر،  $C_p$  ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت در دمای  $T_l$  می باشد. مقدار  $m_{cp}$  هم مقدار جرم تقطیر شده از محصولات احتراق می باشد که کاملاً به شرایط دمایی و نوع پیشرانها بستگی دارد. در حالت کلی به عنوان یک فرض ساده کننده، دور از انتظار نیست که برای پیشرانهای دیرجوش غیرسنتریک، تمامی مقدار آب موجود در محصولات احتراقی به صورت مایع ظاهر شود. در نهایت مقدار حرارت منتقل شده به فاز گازی بالشتک از بالانس حرارتی زیر حاصل می شود.

$$q_g = q_p - q_{cp} \quad (8)$$

جرم انتقال یافته توسط محصولات احتراقی به درون بالشتک توسط بالانس جرمی زیر بدست می آید:

$$m_g^o = m_p^o - m_{cp}^o \quad (9)$$

همانطور که پیشتر گفته تقریباً تمامی مقادیر بالا بستگی تنگاتنگی با عمق نفوذ دارند. برای مدل کردن عمق نفوذ برای یک جت غیرمحترق به راحتی می توان از بالانس انرژی استفاده کرد:

$$x_o = \frac{1}{2} \frac{m}{C_f} (2gx_r + v_e^2) \quad (10)$$

در رابطه بالا  $v_e$  سرعت خروجی نازل و  $x_r$  فاصله انتهایی نازل تا سطح و  $C_f$  نیروی اصطکاک لزج پیشران می باشد. اما در عمل با جت محترق سروکار داریم که با آنچه در مورد جت خاموش گفته شد، ماهیتی کاملاً متفاوت دارد.

پدیده احتراق در نوک جت موجب کندتر شدن حرکت و کاهش عمق نفوذ آن می شود. اما در کل می توان نتیجه گرفت که بیشینه عمق نفوذ مربوط به جت خاموش می باشد. برای بدست آوردن عمق نفوذ جت محترق علاوه بر موارد گفته شده، فاکتورهایی مانند مدت زمان پاشش و شرایط مرزی فیزیکی نیز در ماجرا دخیل خواهند بود.

لازم به ذکر است که بگوییم عمق نفوذ مناسب در رسیدن به شرایط دمای عملکردی و میزان نسبت اختلاط مخلوط ( $K_m$ ) و همچنین تخمین مقدار محصولات تقطیر شده نقشی اساسی، ایفا می کند. نتیجه و هدف نهایی از مدل سازی این سیستم تعیین حداقل مقدار واکنشگر مورد نیاز برای فشارگذاری می باشد که این مقادیر نیز توسط روابط (11) و (12) بدست می آیند:

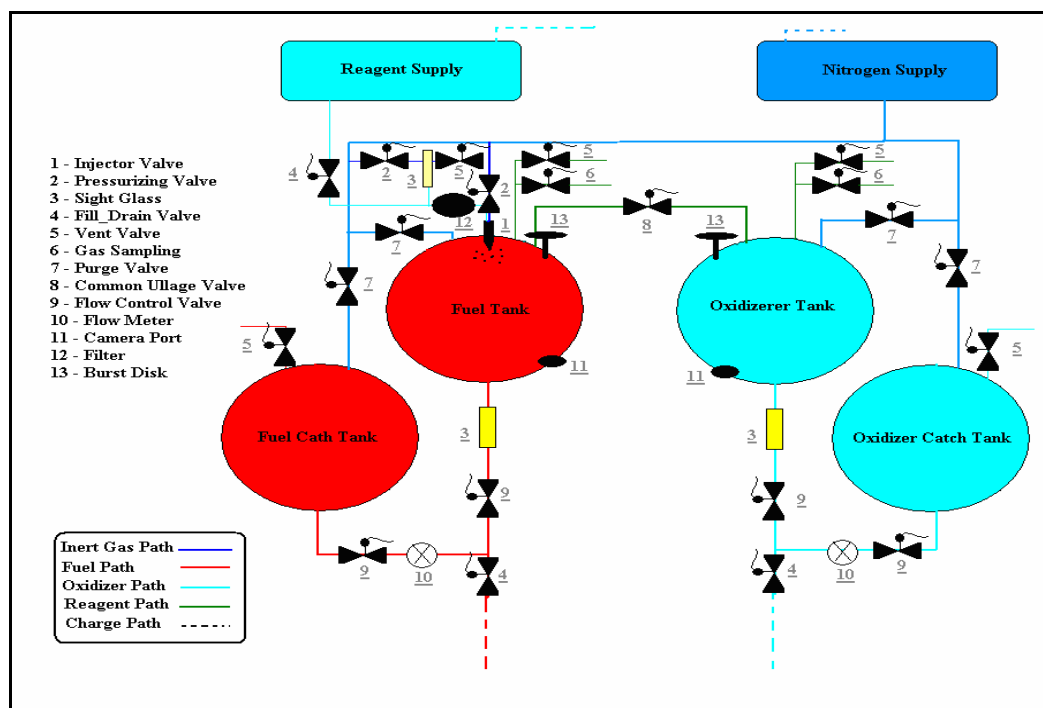
$$m_o = \left[ \frac{m_{cp}}{1 - R_c} \right] \left[ \frac{K_m}{K_m + 1} \right] \quad (11)$$

$$m_f = \left[ \frac{m_{cp}}{1 - R_c} \right] \left[ \frac{1}{K_m + 1} \right] \quad (12)$$

که در آنها  $m_0$  و  $m_f$  به ترتیب، مقدار واکنشگرهای مورد نیاز برای تانک سوخت و اکسند و  $R_c$  نیز نسبت تقطیر  $(W_0/(W_0+W_f))$  می‌باشد. در نتیجه با ایده آل در نظر گرفتن گاز بالشتک می‌توان مقدار گاز مورد نیاز دم‌ش را محاسبه کرد. همانطور که دیده می‌شود منطق ریاضی این مدل بر مبنای تحقیقات تجربی استوار است. در این مدل ریاضی فرض شده که جرم و انرژی چه در فاز مایع و گاز به صورت هموژن باشد. همچنین توزیع دما در دیواره تانک هم در مجاورت مایع و هم در مجاورت گاز به صورت یکنواخت می‌باشد. علاوه بر آن همانطور که گفته شد گاز بالشتک نیز به صورت گاز ایده آل در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است که یکی از مزایای بکارگیری این سیستم، فشارگذاری سری می‌باشد، یعنی می‌توان دو مخزن را به صورت سری، تنها توسط دم‌ش در یک مخزن فشارگذاری کرد. لذا فرض شده که هنگام فشارگذاری مخزن دوم، در خواص گاز هیچ تغییری حاصل نشده باشد. در نتیجه محاسبات مخزن دوم تقریباً همانند محاسبات مخزن اول می‌باشد. شرایط فشارگذاری اولیه توسط گاز بی اثر هم در شرایط ورودی لحاظ شده است. همچنین احتراق از نوع منجمد (Frozen) در نظر گرفته شده است. در نهایت خواص اصلی گاز بالشتک پس از مشخص شدن ترکیب محصولات احتراق بدست می‌آیند.

## 5- آزمایشات تجربی

پس از استخراج متدولوژی طراحی و مدل‌سازی ریاضی به ارزیابی طراحی ارائه شده توسط آزمایشات تجربی روی مدل نمونه پرداخته شد. برای این منظور اطلاعات چندین تست در ابعاد کوچکتر گردآوری شد که این تستها در ابعاد حدود 2٪ ابعاد مدل واقعی انجام شدند. طول مدت پاشش در این تستها حدود 90 ثانیه است که تقریباً برابر زمان کارکرد راکتهای معمولی می‌باشد. در تمامی آزمایشات از ابزارهای تصویربرداری و اندازه‌گیری بسیار دقیق استفاده شده تا صحت اندازه‌گیری‌ها قابل قبول باشند و هر گونه حرکتی در داخل مخزن چه در فاز گاز و چه در فاز مایع قابل رؤیت باشد. این آزمایشات برای انواع نازل-های پاشش تا رسیدن به یک نازل بهینه انجام شده‌است.



شکل (2) شماتیک دستگاه آزمایشی دم‌ش شیمیایی [4]

### 5-1- شرح دستگاه

همان گونه که در شکل 2 ملاحظه می شود مخازن اصلی سوخت و اکسنده به صورت سری به هم متصل می باشند و فشارگذاری اصلی روی مخزن سوخت انجام می شود. علاوه بر آن مخزن پیش فشارگذاری نیز تعبیه شده است که هر دو مخزن را پیش فشارگذاری می کند. حجم مخزن سوخت  $1.45 m^3$  می باشد و از ورق  $5/8in$  ساخته شده است. دیواره مخزن نیز از جنس آلومینیوم هلیوم 0-6061 و کره ای شکل می باشد. برای هر مخزن دریچه ای تعبیه شده است که تجهیزات اندازه گیری در آن قسمت قرار داده می شود. خروجی مخزن نیز به صورت لبه دار طراحی شده تا از کلویت شدن جریان خروجی جلوگیری کند. همچنین درون هر مخزن برای جلوگیری از حرکتی که ممکن است توسط پاشش بوجود آید، بافل گذاری شده است. کلیه مسیرهای هیدرولیکی مجهز به سیستم های عیب یاب و کنترل از راه دور می باشند که پیش از بروز هر گونه خرابی، مدار هیدرولیک را قطع خواهند کرد. سیستم پاشش این دستگاه از نوع انژکتورهای صنعتی بسیار دقیق با قطر سوراخهای  $0.343 mm$  می باشد که به صورت نفوماتیکی کنترل می گردد. برای کنترل فشار از یک سویچ کنترلی چهار راهه سلونوئیدی استفاده شده است. این شیر به سیستم پاشش اجازه می دهد تا بتواند در شرایط متغیر تانک، خود را تنظیم کند. [2]

### 5-2- دامنه تست های انجام شده

حدود بیش از 100 تست در رابطه با امکان سنجی این سیستم انجام شده که حدود 85 مورد از آنها برای یافتن انژکتور پاشش مناسب صورت گرفت. در این تستها پاشش میله ای مستقیم، پاشش از نوع مخروطی با فن 15 درجه در شرایط احتراق سطحی و زیرسطحی در فشار  $1.7 atm$  برای یک بالشتک معمولی انجام شد که در نهایت موجب حصول ابعاد و قطر مناسب انژکتور پاشش گردید. در ادامه برای مشخص کردن نوع بالشتک و مخزن، تستها در فشارهای  $13.5, 6.8 atm$  دنبال شدند. دستاورد جالب در تستها این بود که همگی آنها برتری روش پاشش سطحی را نسبت به سایر روش ها در شرایط کاری برابر مشخص ساختند. کلیه تستها ابتدا برای شرایط خروجی ثابت از مخزن انجام شد و در ادامه خروجی متغیر از مخزن نیز مورد بررسی قرار گرفت.

### 5-3- بررسی داده های تست

داده های بدست آمده از تستهای انجام شده همگی امکان سنجی روش شیمیایی را تأیید کردند و ضرایب تجربی بدست آمده برای دقت بیشتر در مدل ریاضی بکار گرفته شد. از آزمایشات نیز مشخص شد که نحوه پاشش، یکی از مهمترین پارامترهای طراحی می باشد چرا که بر روی کلیه پارامترهای کاری سیستم مانند دمای سیال، گاز و دیواره، نسبت اختلاط و جرم مولکولی گازهای حاصل، تأثیر بسزایی دارد. در جدول (1) تأثیر شیوه پاشش روی مشخصه های عملکردی سیستم نشان داده شده است.

جدول (1) مقایسه پارامترهای عملکردی سیستم دمش شیمیایی [1]

متد پاشش	$\Delta T$ بالشتک $C^{\circ}$	$\Delta T$ دیواره $C^{\circ}$	$\Delta T$ دیواره $C^{\circ}$	وزن واکنشگر مصرف شده $N$	نسبت اختلاط $W_o/W_F$	وزن گاز تولید شده $N$	وزن مولکولی گاز $MW$
سطحی لوله ای	148	15/0	20/5	1/833	0/62	2/576	13/4
سطحی پودری	393	1/1	45/6	2/820	2/6	3/358	22/7
زیرسطحی لوله ای	25	18/3	2/2	2/082	0/8	3/461	15/6
زیرسطحی پودری	20.5	16/0	1/1	1/833	0/1	4/003	17/5

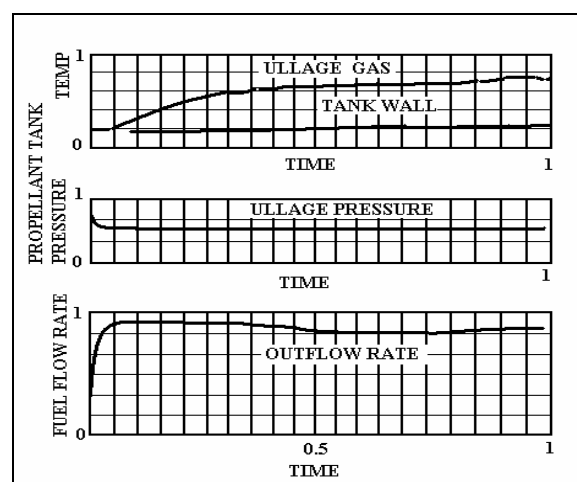
همانطور که قبلاً پیش بینی شده بود نحوه پاشش بر روی  $K_m$  به صورت مستقیم تأثیرگذار است در نتیجه دمای شعله را تحت تأثیر قرار داده که به دنبال آن کلیه پارامترهای عملکردی نیز تغییر کرده‌اند. دیده می‌شود که بیشترین دمای گازی بالشتک مربوط به پاشش اسپری سطحی می‌باشد، این بدین علت است که حرارت آزاد شده در واکنش احتراقی فرصت رفتن به فاز مایع را نخواهد داشت زیرا عمق نفوذ در این روش بسیار اندک می‌باشد لذا درصد بیشتری از حرارت آزاد شده به فضای بالشتک خواهد رفت، در نتیجه فشارگذاری در دمای بالاتری انجام خواهد شد که برای سوخت مورد نظر، این امر مطلوب است اما اتلاف از دیواره نیز به همان مقدار افزایش پیدا کرده است که منجر به مصرف بیشتر واکنشگر شده‌است. در پاششهای زیرسطحی به-خصوص در پاشش اسپری مقدار واکنشگر مصرف شده تقریباً مطلوب می‌نماید اما دمای فشارگذاری و جرم مولکولی گازهای تولید شده نسبت به سایر متدهای پاشش نامطلوب می‌باشند. در پاشش زیرسطحی عملاً با مشکلاتی از قبیل افزایش دمای قابل ملاحظه سیال و اعمال اغتشاشات فرکانسی به سیستم مواجه هستیم.

در روش پاشش لوله‌ای سطحی دیده می‌شود که دمای عملکردی، مصرف واکنشگر و جرم مولی گازهای تولید شده نسبت به سایر متدها، دارای برتری قابل ملاحظه‌ای می‌باشد. در این روش عملکرد دمایی سیستم به طور مستقیم با نوع ترکیبات محصولات احتراق وابسته است. جدول 2 ترکیبات محصولات احتراقی را در فشار  $1.7 \text{ atm}$  برای مخزن سوخت نشان می‌دهد.

جدول (2) مقایسه ترکیبات محصولات احتراق در دمش شیمیایی [4]

متد پاشش		آنالیز محصولات احتراقی / اجمعی								
مخزن سوخت	مخزن اکسید	$N_2$	$H_2$	$CH_4$	$NH_3$	$NO$	$CO_2$	$CO$	$H_2O$	$O_2$
سطحی لوله ای		30/0	47/4	11/1	9/2	1/6	0/4	0	0	0
سطحی پودری		60/0	11/8	18/8	3/4	3/1	3/0	0	0	0
زیرسطحی لوله ای		28/1	41/3	10/1	4/9	1/0	0/4	14/5	0	0
زیرسطحی پودری		35/8	37/5	13/0	3/4	1/0	0/2	9/5	0	0
	سطحی لوله ای	58/6	1/9	1/0	0/0	0	17/9	0	14/1	6/7
	سطحی پودری	59/8	3/5	0/6	1/4	0	11/4	0	8/4	15/0

همانطور که داده‌ها نشان می‌دهند در روش زیرسطحی درصد قابل توجهی آب و اکسیژن تولید می‌شود که با توجه به فرض تقطیر آب در دمای عملکردی، این امر سبب آلودگی پیشران خواهد شد که امری نامطلوب است. همچنین  $O_2$  خالص در بالشتک نیز می‌تواند خطر آفرین باشد.



شکل (3) چگونگی روند تغییرات پارامترهای عملکردی سیستم در زمان بی بعد شده برای مدل آزمایشی [2]



در روش پاشش اسپری سطحی به دلیل تولید بیشتر ترکیبات سنگین، نظیر  $CH_4$  و  $N_2$ ، گاز تولید شده دارای جرم مولکولی بالاتری می‌باشد که نتیجه آن اعمال وزن بیشتر به سیستم است. با جمع‌بندی مطالب گفته شده در بالا این نتیجه حاصل می‌شود که پاشش لوله‌ای مستقیم جت واکنشگر در پیشران مایع را می‌توان به دلیل جرم مولکولی پایین گاز محصول، دمای عملکردی مطلوب و سیستم فشارگذاری کم چگال، به عنوان بهترین روش دمش برای پیشرانهای  $N_2O_4$  و UDMH پیشنهاد کرد. ملاحظه می‌شود که پاشش زیرسطحی برای استفاده در سیستمهای پرتابی مناسب نمی‌باشد، چرا که در طول پرواز مودهای ارتعاشی متفاوتی را به سیستم القا می‌کند.

روند تغییر سایر پارامترهای عملکردی برای نمونه کوچک آزمایشی در فشار  $1.7 \text{ atm}$  در شکل 4 نشان داده شده است. همان‌گونه که در شکل دیده می‌شود با شروع کار سیستم بعد از افت فشاری اندک در بالشتک، فشار در حد مطلوب نگهداری شده است و دمای دیواره نیز رشد نامحسوسی دارد که بیشتر به دلیل افزایش دمای بالشتک می‌باشد. اما در کل این مقدار افزایش دما در دیواره با مقاصد طراحی منافاتی نخواهد داشت و اتلاف حرارتی از حد مورد نظر تجاوز نخواهد کرد. دمای بالشتک هم در ابتدا رشد سریعی از خود نشان می‌دهد اما با بزرگتر شدن حجم بالشتک از 5٪ تا 95٪ شیب افزایش دما کاهش پیدا خواهد کرد، در نتیجه افزایش شدید دما در لحظه‌های ابتدایی در حجم بالشتک بین 5٪ تا 20٪ نگران کننده نخواهد بود چراکه در نهایت شرایط طراحی حاصل خواهد شد.

#### 5-4- نتایج آزمایش در ابعاد واقعی

از آنجا که یکی از پارامترهای مهم و تأثیرگذار در عملکرد سیستم پارامترهای هندسی و ابعادی سیستم به خصوص فاصله پاشش می‌باشد لذا برای صحنه‌گذاری عملکرد سیستم نیاز به تست در ابعاد واقعی کاملاً لازم و ضروری می‌نماید. برای این منظور تست‌هایی در ابعاد واقعی با اهداف روبرو انجام شده‌است: اثبات توانایی سیستم در شرایط وزن پروازی، گردآوری و جمع بندی اطلاعات کامل برای تعیین قابلیت اعتماد سیستم و فراهم ساختن بانک اطلاعاتی جامع برای طراحی دیگر سیستم‌ها.

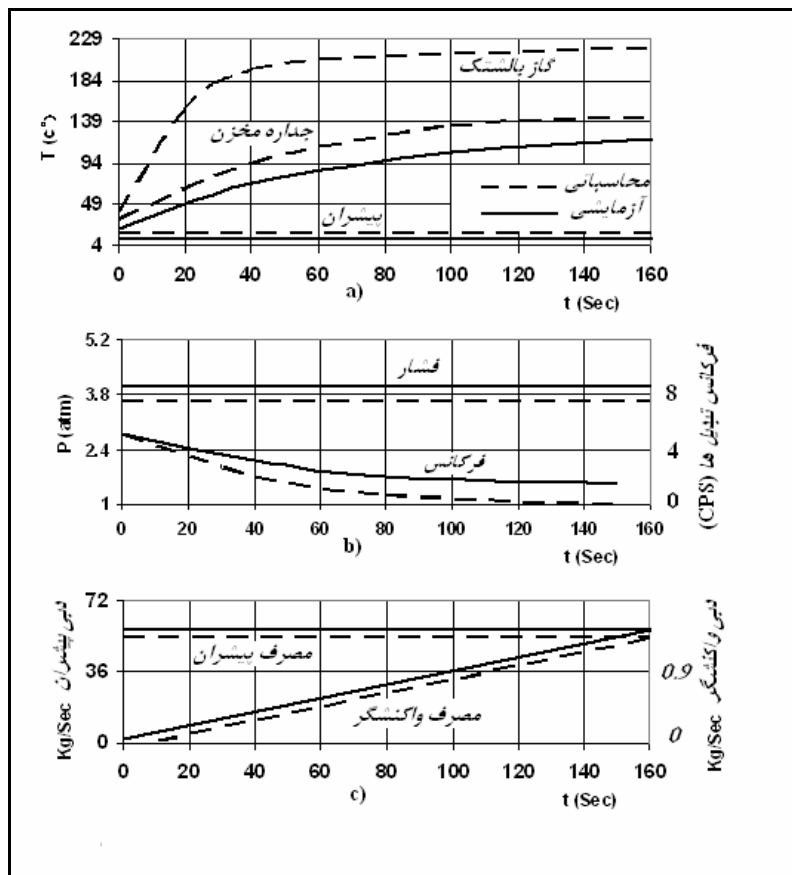
جدول (3) مقایسه پارامترهای عملکردی سیستم دمش شیمیایی بین مدل آزمایشی و واقعی [4]

نسبت تقطیر	نسبت اختلاط مخلوط	وزن واکنشگر مصرف شده	وزن محصولات تقطیر شده	وزن آب موجود در محصولات احتراقی	وزن محصولات احتراقی	وزن مولکولی	فشار مخزن	ساختار
$W_{O_2}/(W_{O_2}+W_F)$	$W_O/W_F$	$N$	$N$	$N$	$N$	$MW$	$MPa$	
نمونه کوچک								
0/44	0/62	1/237	1/406	0/925	1/883	15/77	0/255	مخزن سوخت
0/38	2/34	0/672	0/854	0/734	1/392	29/51	0/255	مخزن اکسید
نمونه واقعی								
0/168	0/16	12/900	16/014	8/452	79/623	15/98	0/255	مخزن سوخت
0/443	10/32	14/679	73/574	14/546	92/523	30/50	0/255	مخزن اکسید

وظیفه سیستم دمش طراحی شده تثبیت فشار مخزن در  $2.5 \text{ atm}$  بود. برای این منظور از مخزنی با گنجایش  $8 \text{ m}^3$  و از جنس آلومینیوم استفاده شد. مقدار واکنشگر مورد نیاز و محدوده دمایی عملکردی تست‌ها تقریباً برابر با مقادیر پیش‌بینی شده بدست آمد. در داده‌برداری‌های تصویری از خروجی مخزن به هیچ‌وجه کاپوته شدن جریان دیده نشد. اما در نسبت اختلاط می‌توان گفت که تغییر قابل ملاحظه‌ای نسبت به تست در ابعاد کوچک دیده شد. به نظر می‌رسد این امر به دلیل تغییر ابعاد انژکتور، حاصل شده باشد. در جدول 3 داده‌های آزمایشی تانک سوخت و اکسند برای دو نمونه تست در ابعاد واقعی و کوچک به طور خلاصه با هم مقایسه شده است. در ابعاد کوچک آب موجود در سوخت که حاصل تقطیر محصولات احتراقی می‌باشد بیشتر است حال آنکه در ابعاد واقعی وضع به گونه‌ای دیگر است.

علت این امر را می توان به دمای عملکردی نسبت داد. چرا که ابعاد بزرگتر، محدوده احتراقی بزرگتری را طلب می کند. در نتیجه آب تولید شده در این محدوده قبل از اینکه بتواند طول محدوده را طی کند و وارد فاز مایع شود توسط جریان حرارتی، به بالشتک منتقل می شود اما هنگامی که وارد مخزن اکسند می شود به دلیل کاهش دمای عملکردی وارد فاز مایع خواهد شد. البته در مورد برخی مسائل هنوز توضیح کاملی در دست نیست.

در شکل 6 مقایسه ای بین داده های واقعی و مقادیر پیش بینی شده در مخزن اکسند نشان داده شده است. ملاحظه می شود که نتایج بخصوص در مورد مقدار مصرف واکنشگر و کنترل فشار، هم پوشانی مطلوبی را نشان می دهند. همانطور که می بینیم با وجود تقریب بسیار نزدیک در برخی از پارامترهای سیستم، هنوز در پارامترهایی از قبیل دمای بالشتک و دیواره، تفاوتی با مقادیر پیش بینی شده وجود دارد لذا لزوم تحقیقات بیشتر در این زمینه مورد نیاز می باشد.



شکل (4) مقایسه داده های واقعی با مقادیر پیش بینی شده [2]

## 6- ارزیابی

در دیدی کلی بر مبنای آزمایشات انجام شده نتایج تجربی رضایت بخشی بدست آمده است. در زیر این موارد، به صورت اجمالی مورد بررسی قرار گرفته اند.

### 6-1- دمای آدیاباتیک شعله

این پارامتر را می توان توسط نرم افزار IBM7094 که توسط ناسا تولید شده، بدست آورد همچنین این مقدار به صورت دستی از مقایسه گرمای واکنش نیز قابل حصول می باشد [6]. داده های واقعی با داده های محاسبه شده هیچ تفاوتی ندارند که دلیل آن، تجربی بودن نسبت اختلاط است. به هر نحوی اشتباه در محاسبه  $K_m$  اشتباهات فاحشی روی محاسبه دمای آدیاباتیک شعله

خواهد داشت. این امر نیاز به گسترش مدل ریاضی سیستم را الزام می‌دارد، همچنین باید تأثیرات حرارت آزاد شده نیز در این پارامتر لحاظ گردد.

### 6-2- $K_m$ و نرخ تقطیر

در محاسبات صحت و سقم نسبت اختلاط  $(m_o/m_F)$  و نرخ تقطیر  $R_e$   $(m_{CP}/m_o + m_F)$  به درستی قابل بیان نیست. علت این امر ارتباط تنگاتنگ این کمیات با اجزای کوچک محصولات احتراقی است چرا که می‌دانیم مقدار این اجزا با تغییرات دمایی به شدت متغیر هستند در نتیجه، همین امر سبب می‌شود که روی کرد طراح، بیشتر بر مبنای آزمایشات تجربی باشد. نرخ تقطیر هم با فرض ثابت بودن حالت سیال پیشران، بدست آمده که این خود خطای محاسبات را افزایش داده است.

مقدار محصولات تقطیر شده در کل مقداری ناچیز می‌باشد. می‌توان مقدار واکنشگر مورد نیاز را کمی بیشتر در نظر گرفت تا اثر این کاهش جرم را خنثی کند. اما باید مراقب بود تا آلودگی پیشران توسط تقطیر محصولات از حد مجاز فراتر نرود. به عنوان مثال برای موشک تیتان II مقدار محصولات تقطیر شده در حدود 3٪ محصولات تولید شده می‌باشد این مقدار برای تانک اکسند و سوخت به ترتیب  $0.7826, 1.1615 \text{ Kg}_{H_2O} / \text{Kg}_{Fuel}$  بدست آمده است.

### 6-3- تبخیر پیشران

مشاهدات تجربی نشان می‌دهند که تبخیر پیشران مخزن سوخت بسیار کم و قابل چشم پوشی می‌باشد. انرژی مصرف شده برای این پدیده در مخزن اکسند حدود 30٪ کل انرژی آزاد شده می‌باشد و این نشان می‌دهد که در مخزن اکسند، مقدار قابل توجهی انرژی حرارتی محصولات احتراقی صرف تبخیر پیشران به صورت بخارات  $N_2O_4$  شده است که این امر وضعیت عملکرد دمایی در مخزن اکسند را در دماهای پایین تری نگاه می‌دارد که خود سبب مصرف بیشتر واکنشگر جهت حصول فشار طراحی می‌شود.

### 6-4- کارکرد سیستم در جاذبه صفر

اگرچه بر روی این سیستم در شرایط خلاء هنوز تستی انجام نشده است اما با نگاهی به مشخصه های بدست آمده، احتمال اینکه این سیستم در خلاء هم نتایج قابل قبولی حاصل کند دور از انتظار نیست. از آنجا که در چنین سیستمی، توان فشارگذاری در پرپودهای بسیار کوتاه زمانی امکان پذیر است و چون احتراق، داخلی می‌باشد چنین به نظر می‌رسد که در شرایط خلاء هم بتوان با استفاده از گاز کم چگال فشارگذاری را انجام داد. علاوه بر آن سادگی و کنترل دقیق آن نیز قابلیت اعتماد این سیستم را تا حد قابل قبولی افزایش داده است. اما در کل دو حالت بحرانی ممکن است برای یک چنین سیستمی اتفاق بیفتد.

- پدیده احتراق ممکن است در نقاط حساس مثلاً در نزدیکی دیواره یا نقاط حساس دیگر درون تانک صورت پذیرد.
- واکنشگری که در بطن جت پاشش قرار دارد ممکن است توسط گرمای احتراق بخار شده و با بخارات پیشران موجود در فضای بالشتک، واکنش شدید احتراقی همراه با موج احتراقی انجام دهد که این امر موجب ایجاد مشکلاتی در ساختار و عملکرد سیستم خواهد شد.

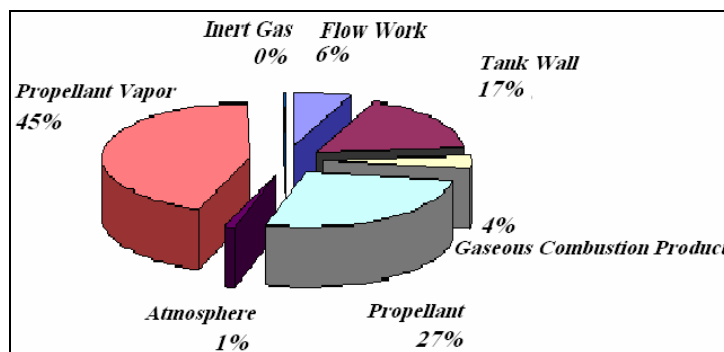
برای مقابله با این شرایط خطرناک، توصیه می‌شود که مخازن پیشران، طرح و ساختار سازه ای خاصی داشته باشند تا در صورت بروز این انفجارات، توان مقاومت در مقابل آن را داشته باشند. علاوه بر آن می‌توان از واکنشگری استفاده کرد که گاز بی‌اثر تولید کرده و غلظت گازهای خطرناک را در بالشتک کاهش دهد.

## 7- نتیجه گیری

در نگاه کلی یک روش طراحی مفهومی برای بکارگیری یک چنین سیستم فشارگذاری برای کلاس خاصی از موشکها ارائه شد. بنا به نتایج بدست آمده استفاده از روش پاشش میله‌ای سطحی در مقایسه با دیگر متدهای پاشش مطلوب ترین نتایج را به همراه دارد. جداول 1 و 2 به روشنی بیانگر این موضوع می‌باشد.

دیده شد که علی‌رغم مدل‌سازی‌های دقیق ریاضی، بدون بکارگیری نتایج تجربی قادر به پیش‌بینی صحیح پارامترهای عملکردی سیستم نخواهیم بود. اما در کل امکان‌سنجی این نوع دمش روی وسایل پرنده نتایج مطلوبی را در اختیار قرار داده است. امید است که این روش دمش، در آینده علاوه بر مأموریت‌های جوی، در امور فضایی نیز مورد استفاده قرار گیرد.

در شکل 6 نمونه‌ای از توزیع حرارتی برای مخزن اکسید (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>) نشان داده شده است. دیده می‌شود که سهم قابل توجهی از حرارت آزاد شده جذب فاز مایع می‌شود اما در کل حدود نیمی از حرارت تولیدشده صرف هدف مطلوب می‌شود که برای یک سیستم ترمودینامیکی بازده حدود 50٪ مسلماً نتیجه قابل قبولی می‌باشد.



شکل (5) چگونگی توزیع انرژی حرارتی آزاد شده در مخزن اکسند [5]

اگرچه بکارگیری این سیستم تأثیر بالقوه‌ای روی بهبود عملکرد و کاهش وزن پروازی دارد، اما هنوز مطالعات تکمیلی در مورد سینتیک احتراقی و پارامترهای سیستمی مورد نیاز است تا اینکه این سیستم بتواند به عنوان یک سیستم ایمن و با قابلیت اعتماد بالا مورد استفاده قرار گیرد.

## مراجع

- 1- Kalesnikov, K.S., Pressurization system in liquid rocket Engine, Mashinostoroenie Publishing co., (in Russian)
- 2- Richard J. Kenny and Paul A. Friedman. Chemical Pressurization of Hypergolic Liquid Propellants. Martin\_Marietta Company, Denver, Colo. 1968.
- 3- Howell, J.C., Fester, A., Main Tank Injection For Pressurization Pckaged liquid Missiles, Journal Spacecraft and Rocket, 1971
- 4- Bingham, P.E. and, Fester, D.A., Main Tank Injection (MTI) Pressurization Of Liquid Rocket, 54<sup>th</sup> International Astronautical Congress Of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law 29 September- 3 October 2003, Berman, Germany.
- 5- Kendrick, J.B. and Imus, R.E., The pumping of liquid rocket propellant by injecting fuel into oxidizer tank. Jet propulsion Lab. Rept. 4-19, California Institute of Technology, Pasadena, Calif. (May 1948); also Tapp, J., " Chemical and other means of propellant-tank pressurization," Final Report, R-470, Contract AF33(038)-2733, Aerojet Engineering Corp., Azusa, Calif. (September 1950).
- 6- Zeleznick, F.J. and Gordon, S., "A general IBM7090 computer program for computation of chemical equilibrium compositions, rocket performance, and Chapman-Jouget detonation," NASA TN-D1454 (1962), and Suppl. I, NASA TN-D-1737 (1963).