

# محاسبات و بهینه‌سازی جرمی سیستم فشارگذاری مخازن پیشران یک موشک سوخت مایع

مجید بازرگان<sup>۱</sup>، حسن کریمی<sup>۲</sup> و مهدی محسنی<sup>۳</sup>

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

## چکیده

در موشک‌های سوخت مایع، هدایت پیشران به محفظه احتراق توسط فشاری که از طریق سیستم دمش تأمین می‌شود، انجام می‌گیرد و تا زمان پایان کار موتور ادامه می‌یابد. دو عامل که در بهینه‌سازی جرم سیستم دمش، تأثیر مستقیم دارند عبارتند از تأمین حداقل فشار مورد نیاز پمپ و قطع به موقع گاز ورودی به مخزن پیشران. انتخاب و تعیین حداقل فشار مورد نیاز پمپ‌های پیشران مستلزم محاسبه‌ی دقیق تغییرات فشار ورودی به پمپ می‌باشد. فشار بالشتک، ارتفاع ستون مایع پیشران و شتاب موشک، عوامل تأثیرگذار بر فشار ورودی به پمپ می‌باشند. تعیین زمان قطع گاز نیز با توجه به شتاب موشک انجام می‌گیرد. در این مقاله، تأمین حداقل فشار مورد نیاز پمپ و قطع به موقع گاز ورودی به مخزن پیشران به طور تحلیلی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج بدست آمده از این تحقیق تطابق خوبی را با نتایج تجربی نشان می‌دهد.

**واژه‌های کلیدی:** بهینه‌سازی جرمی، محاسبات جرمی، موشک سوخت مایع، سیستم فشارگذاری مخازن، مخزن پیشران.

## Mass Calculation and Optimization of Pressurizing System of Propellant Tanks in a Liquid Fuel Rocket

M. Bazargan, H. Karimi, and M. Mohseni

Mech. Eng. Dep't., K.N. Toosi Univ. of Tech.

### ABSTRACT

The propellants in a liquid fuel rocket engine are guided into the combustion chamber by means of a back pressure provided by a pressurizing system. There are two common ways to optimize the mass of a pressurizing system, namely minimizing the pressure of the system and cutting off the inlet gas flow to the propellant tank at the right moment. In the former, the minimum pressure required by the propellant pumps depends on accurate calculation of the inlet pressure of the pumps. In the later however, the cut-off time of the gas flow to the propellant tank is a function of the rocket acceleration. The above parameters have direct impact on the total mass of the pressurizing system. In this work, the system pressure minimization and the inlet gas flow cut-off have been analytically studied. Our results have been compared with the existing experimental data, showing relatively close agreements.

**Key Words:** Mass Optimization, Mass Calculation, Liquid Fuel Rocket EnginPressurizing System, Propellant Tank

۱ - استادیار: bazargan@kntu.ac.ir

۲ - استادیار: karimi@kntu.ac.ir

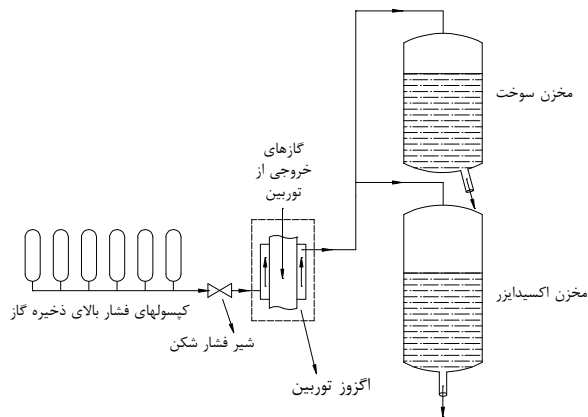
۳ - کارشناس ارشد (نویسنده پاسخگو): mohseni2005@yahoo.com

		فهرست علائم
$t_I$	زمان قطع گاز	$A$ سطح مقطع لوله
$V$	حجم حجم کنترل	$A_c$ سطح مقطع مخزن پیشران
$V_0$	حجم اولیه بالشتک	$C_p$ ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت
$\dot{V}$	نرخ زمانی تغییر حجم حجم کنترل	$d$ درصد رطوبت گاز دمش ورودی به مخزن
$\bar{V}$	سرعت متوسط سیال در لوله	$g$ گرانش زمین
$\dot{x}$	شتاب محوری موشک	$h$ ارتفاع ستون سیال از ورودی پمپ تا سطح مایع داخل مخازن
$z$	ارتفاع	$h_i$ آنتالپی گاز دمش ورودی به حجم کنترل
$\Delta P_I$	افت فشار کل از انتهای مخزن تا ورودی پمپ	$h_c$ آنتالپی گاز دمش تقطیر شده
$\Delta T$	اختلاف دما	$h_d$ آنتالپی گاز دمش خروجی از حجم کنترل
$\alpha$	ضریب انرژی جنبشی (بدون بعد)	$h_e$ آنتالپی مایع تبخیر شده
$\beta^*$	عدد ثابت	$k$ شاخص آدیاباتیک گاز (بدون بعد)
$\theta$	زاویه مسیر موشک (rad)	$m$ جرم گاز دمش
$\rho_I$	دانسیته سوخت پیشران	$\dot{m}_i$ دبی جرمی گاز دمش ورودی به حجم کنترل

### ۱- مقدمه

در هر موتور موشک سوخت مایع، به یک سیستم تغذیه فشاری برای تحت فشار قرار دادن سوخت و یک اکسید کننده به منظور انتقال آنها با دبی و فشار لازم به محفظه احتراق و تأمین شرایط کاری بهینه‌ی پمپ‌ها و همچنین استحکام سازه مخازن، نیاز است. این سیستم تا زمان پایان کار موتور فعال می‌باشد. از جمله کاربردهای دیگر این سیستم می‌توان به استفاده از آنها در تحریک سرو مکانیزم‌های نیوماتیکی در سیستم کنترل موشک‌های هدایت شونده، فعال‌سازی منبع انرژی الکتریکی و غیره اشاره نمود. برای صرفه‌جویی در جرم مخازن پیشران و کپسول‌های ذخیره گاز در سیستم‌های تغذیه توربوپمپی، لازم است که فشار مخزن در حد امکان پایین نگاه داشته شود تا علاوه بر تأمین نیازمندی‌های کاری سیستم از جمله حداقل فشار ورودی پمپ‌ها و استحکام سازه مخزن، شرایط مناسب نیز برای تخلیه پیشران فراهم شود. فشار بالشتک، ارتفاع ستون مایع پیشران و شتاب موشک، عواملی هستند که بر فشار ورودی به پمپ تأثیر گذار هستند. همچنین تحت تأثیر شتاب موشک و برای صرفه‌جویی در جرم گاز یا سیستم دمش، از زمان مشخصی، ورود گاز به مخزن بالایی موشک قطع می‌شود. این موضوع نیز در این پژوهش مورد بررسی قرار گرفته است. لازم به ذکر است که دو نوع سیستم تغذیه پیشران به داخل محفظه احتراق وجود دارد

$\dot{m}_c$	دبی جرمی ناشی از تقطیر گاز دمش
$\dot{m}_d$	دبی جرمی گاز دمش خروجی از حجم کنترل
$\dot{m}_e$	دبی جرمی ناشی از تبخیر پیشران
$\dot{m}_h$	دبی جرمی گاز داغ ورودی به مخزن
$\dot{m}_l$	دبی جرمی سوخت
$\dot{m}_o$	دبی جرمی اکسیدکننده
$\dot{m}_0$	دبی جرمی گاز مرطوب ورودی به مخزن
$n$	توان در رابطه سرعت برای جریان مغشوش در یک لوله (بدون بعد)
$P$	فشار گاز داخل حجم کنترل
$P_b$	فشار بالشتک
$P_p$	فشار ورودی به پمپ
$P_s$	فشار بخار پیشران
$P_1$	فشار روی سطح مایع پیشران
$P_2$	فشار ورودی به پمپ
$Q$	انتقال حرارت بین گاز دمش و محیط آن
$Q_I$	انتقال حرارت بین گاز دمش و مایع پیشران
$R$	ثابت گاز
$T$	دمای گاز
$T_0$	دمای گاز مرطوب ورودی به مخزن
$T_I$	دمای مایع پیشران
$t$	زمان



شکل ۲- شماتیک سیستم دمش یک موشک (نوع ذخیره گاز).

در این پژوهش، از هوا به عنوان گاز عامل فشار استفاده شده است و سیستم ذخیره گاز خنثی (سیستم کپسولی) به همراه تغذیه پیشران توربوپمپی مورد بررسی قرار گرفته است. برای صرفه‌جویی در حجم هوای ذخیره شده و کاهش وزن سیستم، لازم است که هوا تحت فشار در کپسول‌ها ذخیره شود. هوای فشرده پس از شروع به کار سیستم دمش بعد از عبور از یک شیر کاهنده فشار (رگولاتور) و مبدل حرارتی جداره اگزوز، وارد مخازن پیشران می‌شود و فشار آن با گذشت زمان کاهش می‌یابد. وظیفه رگولاتور آن است که تا حد ممکن فشار خروجی از خود را ثابت نگه دارد. این فشار ثابت با توجه به شرایط کاری بهینه‌ی پمپ‌ها و افت‌های مسی، محاسبه می‌شود.

برای کاهش جرم هوای ذخیره شده در کپسول‌ها، لازم است تا هوا را پس از خروج از رگولاتور تا حد امکان گرم کنیم. این کار در مبدل حرارتی اگزوز انجام می‌شود. در واقع اگزوز علاوه بر تخلیه گازهای زائد، نقش یک مبدل حرارتی را نیز ایفا می‌کند. به این صورت که هوای سرد خروجی از رگولاتور، با جذب گرمای محصولات احتراق گاز در مولد (خروجی از توربین)، گرم‌تر می‌شود.

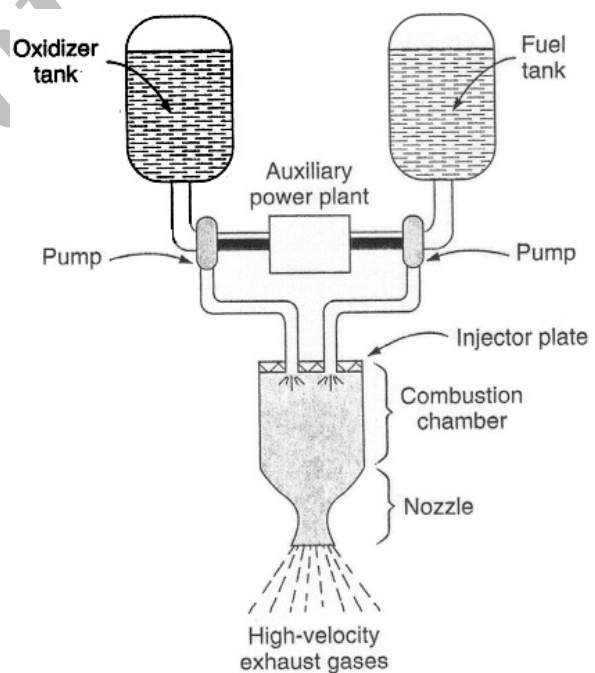
لازم به توضیح است که گاز دمش در فضای خالی بالای سوخت و اکسیدکننده در داخل مخازن پیشران، قرار می‌گیرد که به آن بالشتک یا یولیج<sup>۲</sup> گفته می‌شود. سوخت و اکسید از مخازن خود به محفظه احتراق، پمپ می‌شوند

که عبارتند از:

- ۱- سیستم تغذیه تحت فشار و
  - ۲- سیستم تغذیه توربوپمپ‌دار.
- نوع سیستم تغذیه پیشران (سوخت و اکسید کننده)، معمولاً پیش از طراحی سیستم فشار، با توجه به نیازمندی‌های عملکردی و ضربه کل موتور انتخاب می‌شود. سیستم‌های تأمین فشار مخزن شامل سه نوع اصلی هستند که عبارتند از:

- ۱- سیستم ذخیره گازهای خنثی،
- ۲- تبخیر پیشران و
- ۳- استفاده از محصولات احتراق [۱-۳].

برای درک بهتر مطالب، شماتیک ساده شده سیستم دمش یک موشک به همراه ارتباط آن با مجموعه موتور و کپسول‌های ذخیره گاز به ترتیب در شکل‌های ۱ و ۲ نشان داده شده است.



شکل ۱- شماتیک ساده شده سیستم دمش یک موشک به همراه ارتباط آن با مجموعه موتور [۴].

## 1- Propellant Tanks

## 2- Ullage

۱- فشار مخزن ثابت است.  $P = const.$

۲- دبی حجمی مایع پیشران (رابطه ۲) خروجی از مخزن ثابت است.

$$\dot{V} = \frac{dV}{dt} = \frac{\dot{m}_l}{\rho_l} = const. \quad (2)$$

در معادله ۲،  $\dot{m}_l$ ،  $\rho_l$  به ترتیب دبی جرمی و چگالی مایع پیشران است. در این صورت سرعت افزایش حجم گاز در

$$\text{مخزن، ثابت است } \left( \frac{dV}{dt} = \frac{\dot{m}_l}{\rho_l} \right) \text{ و}$$

۳- مقدار مایع تبخیر شده در مقایسه با مقدار گاز دمش کم باشد:  $\dot{m}_e = 0$ .

همچنین مقدار گازی که از طریق شیر تخلیه و اطمینان خارج می‌شود، برای حالت صفر طراحی می‌شود،  $\dot{m}_d = 0$ . علاوه بر این در دما و فشار مخزن  $Z \approx 1$  است؛

در نتیجه می‌توان فرض کرد که  $dZ/dt \approx 0$ .

به هنگام دمش مخزن توسط گاز با دمای  $T_l$ ،  $dQ/dt$  و  $\dot{m}_c$  برابر صفر می‌باشند، به طوری که  $T_l$  دمای مایع پیشران است.

با این فرضیات ترکیب گاز در مخزن تغییر نمی‌کند. به عبارت دیگر  $dk/dt = 0$  است. در نتیجه می‌توانیم از معادله (۱) فرمول زیر را به دست آوریم:

$$\dot{m}_i = \frac{k}{k-1} \cdot \frac{P}{h_i} \cdot \frac{\dot{m}_l}{\rho_l} = \frac{p}{RT_i} \cdot \frac{\dot{m}_l}{\rho_l} \quad (3)$$

که در آن،  $i$  مربوط به شرایط ورودی است.

به هنگام دمش مخزن توسط گاز داغ خشک (گازی که رطوبت نداشته باشد و دمای آن بالاتر از دمای مایع پیشران باشد به عبارت دیگر  $\dot{m}_c = 0$ )، می‌توانیم با استفاده از معادله (۱) فرمول (۴) را به صورت زیر بنویسیم:

$$\dot{m}_h = \frac{P}{RT_h} \cdot \frac{\dot{m}_l}{\rho_l} - \frac{1}{C_p T_h} \cdot \frac{dQ}{dt} \quad (4)$$

در رابطه (۴) اندیس  $h$  بیانگر گاز داغ ورودی است و  $\frac{dQ}{dt}$

نرخ کلی انتقال حرارت در داخل مخزن است. در صورت استفاده از گاز مرطوب (گازی که رطوبت

که پس از احتراق آنها در داخل محفظه و خروج گازهای حاصل از نازل، نیروی تراست لازم برای حرکت موشک به دست می‌آید. برای حرکت توربوپمپ‌ها از یک دستگاه مولد نیروی کمکی مانند مولد گاز، استفاده می‌شود.

محاسبات سیستم دمش در مراجع در دسترس، در بیشتر موارد با فرض‌های ساده شونده، انجام شده است. دبی جرمی گاز دمشی یا جرم آن به طور تقریبی با استفاده از رابطه گاز ایده‌آل محاسبه شده است و تغییرات خواص گاز در داخل مخازن پیشران و انتقال حرارت در آنها در نظر گرفته نشده است. زمان قطع گاز تنها در یک مرجع، آن هم با فرض ساده شونده و نه چندان صحیح، محاسبه شده است [۹]. البته پیچیدگی و خاص بودن موضوع مورد بررسی از جمله عواملی است که باعث شده مقالات و کارهای پژوهشی انجام شده در این زمینه، خصوصاً مقالات خارجی، کمتر در دسترس باشند و بیشتر به معرفی سیستم فشارگذاری و نیازمندی‌های کلی آن پرداخته شده است [۱۰-۱۱].

## ۲- محاسبه دبی جرمی گاز دمش

تغییرات فشار بالشتک مخزن پیشران در حالت کلی از رابطه زیر به دست می‌آید [۱۱]:

$$\frac{dP}{dt} = \frac{(k-1)Z}{V} \left[ \frac{dQ}{dt} + \dot{m}_i h_i + \dot{m}_e h_e - \dot{m}_c h_c - \dot{m}_d h_d - \frac{(k-1)Z+1}{(k-1)Z} \frac{dV}{dt} + \frac{PV}{(k-1)Z} \frac{dk}{dt} - \frac{PV}{(k-1)Z^2} \frac{dZ}{dt} \right] \quad (1)$$

در رابطه (۱)،  $\dot{m}_i$ ، دبی گاز ورودی به حجم کنترل،  $\dot{m}_e$ ، مقدار مایع تبخیر شده (در مخازن پیشران گاز دمش در مجاورت مایع قرار دارد)،  $\dot{m}_d$ ، گاز تخلیه شده از حجم کنترل و  $\dot{m}_c$ ، گاز دمش تقطیر شده و  $h$  ها نیز متناظر با تعاریف ذکر شده هستند.  $Q$  نیز نرخ کلی انتقال حرارت بین گاز و محیط آن و همچنین تأثیر حرارتی واکنش‌های شیمیایی و تبدیلات فیزیکی می‌باشد.  $PdV$  کار جزئی ناشی از تغییر حجم (انبساط) گاز (کار مرزی) و  $\dot{m}_i h_i$  مقدار انرژی وارد شده به حجم کنترل به وسیله جریان ورودی است.

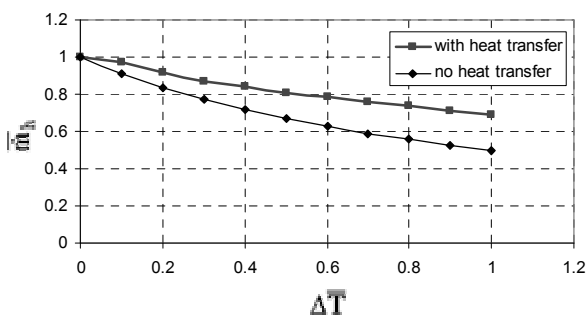
در این بخش با توجه به فرضیات زیر به محاسبه دبی جرمی گاز خواهیم پرداخت:

$$(T_i = T_l)$$

در شکل ۳ رابطه  $\bar{m}_h = f(\Delta\bar{T})$  برای دو حالت با انتقال حرارت و بدون آن رسم شده است. لازم به ذکر است که در حالت با انتقال حرارت، دبی جرمی به طور متوسط در نظر گرفته شده است و می توان منحنی آن را با معادله زیر تقریب زد [۱۱]:

$$\bar{m}_h = 1 - \beta^* \Delta\bar{T}, \quad \beta^* = 0.35. \quad (8)$$

تفاوت دو رابطه اخیر این است که در رابطه (۷) از ترم انتقال حرارت  $dQ/dt$  صرف نظر شده است.



شکل ۳- تغییرات دبی جرمی نسبی ( $\bar{m}_h$ ) بر حسب اختلاف دمای نسبی آن در ورودی مخزن  $\Delta\bar{T}$  با وجود انتقال گرما و بدون آن.

در هر دوی این نمودارها مشاهده می شود که با افزایش  $\Delta\bar{T}$  دبی جرمی گاز کاهش می یابد. اگر رابطه (۷) را در رابطه (۸) قرار دهیم به رابطه زیر خواهیم رسید:

$$\bar{m}_h = \frac{1}{1 + \Delta\bar{T}} + \left( \frac{1}{1 + \Delta\bar{T}} - \beta^* \right) \Delta\bar{T}. \quad (9)$$

از معادلات (۷) و (۹) می توان دریافت که ترم دوم معادله (۹) در واقع اصلاحی برای فرمول (۷) است که میزان تأثیر انتقال گرما را مشخص می کند. ضمن اینکه تفاضل دو خط در شکل (۳) بیانگر افزایش دبی مورد نیاز گاز به علت انتقال گرما است.

اگر فرض کنیم که اختلاف رابطه های (۴) و (۵) به

داشته باشد، برای دممش مخازن، با توجه به معادله (۱) رابطه (۵) به صورت زیر نوشته می شود:

$$\dot{m}_0 = \frac{k}{k-1} \cdot \frac{P}{C_p T_0} \cdot \frac{\dot{m}_l}{\rho_l} - \frac{1}{C_p T_0} \cdot \frac{dQ}{dt} + \frac{h_c}{C_p T_0} \dot{m}_c - \frac{1}{C_p T_0} \cdot \frac{PV}{(k-1)^2} \cdot \frac{dk}{dt}, \quad (5)$$

به طوری که  $\dot{m}_0$ ، دبی و  $T_0$ ، دمای گاز مرطوب ورودی می باشند. از روابط (۳) و (۴) می توان دریافت که با افزایش دمای اولیه گاز ( $T_h > T_i$ ) ترم اول در رابطه (۴) نسبت به رابطه (۳) کاهش و ترم دوم به آن اضافه شده است ( $dQ/dt$  معمولاً مقداری منفی دارد) و بسته به تعامل این دو ترم، دبی مورد نیاز گاز ممکن است افزایش یا کاهش یابد (اما معمولاً گرم کردن گاز قبل از ورود به مخزن باعث کاهش دبی می شود) مقایسه معادلات (۴) و (۵) نشان می دهد که وجود فاز مایع درگاز، باعث افزایش دبی مورد نیاز می شود. با افزایش میزان رطوبت، دمای درون مخزن افزایش خواهد یافت. دلیل این امر شدت میعان بخارات آب است که با تولید گرما همراه است. اما میعان مایع (رطوبت) موجب کاهش جرم ماده کاری دممش در داخل مخزن می شود. به همین دلیل علی رغم افزایش دمای درون مخزن، دبی مورد نیاز گاز دممش کاهش نیافته، بلکه به عکس افزایش می یابد.

فرض می کنیم که به هنگام دممش مخزن با گاز داغ خشک در درون مخزن هیچ گونه انتقال گرما وجود ندارد ( $dQ/dt = 0$ )، بر این اساس رابطه (۴) به شکل زیر ساده می شود:

$$\dot{m}_h = \frac{P}{RT_h} \cdot \frac{\dot{m}_l}{\rho_l}. \quad (6)$$

با استفاده از روابط (۳) و (۶) می توان فرمول زیر را به دست آورد:

$$\bar{m}_h = \frac{\dot{m}_h}{\dot{m}_i} = \frac{T_i}{T_h} = \frac{1}{1 + \Delta\bar{T}}, \quad (7)$$

که در آن،  $\Delta\bar{T} = \frac{T_h - T_i}{T_i}$  مقدار گرمایش نسبی است

$$\begin{aligned} \dot{m}_0 &= \dot{m}_i (1 - \beta^* \Delta \bar{T})(1 + d) \\ &= \frac{P}{RT_i} \cdot \frac{\dot{m}_i}{\rho_i} (1 - \beta^* \Delta \bar{T})(1 + d). \end{aligned} \quad (13)$$

میانگین دمای گاز در بالشتک را می‌توان از معادله حالت گاز ایده‌ال و روابط قبل به صورت زیر محاسبه کرد:

$$T_m = \frac{T_i}{(1 - \beta^* \Delta \bar{T})(1 + d)}. \quad (14)$$

### ۳- محاسبه فشار ورودی به پمپ

اگر معادله انرژی را بین دو مقطع ۱ و ۲ در شکل ۵ بنویسیم آنگاه خواهیم داشت [۱۲]:

$$\left( \frac{P_1}{\rho} + \alpha_1 \frac{\bar{V}_1^2}{2} + gz_1 \right) - \left( \frac{P_2}{\rho} + \alpha_2 \frac{\bar{V}_2^2}{2} + gz_2 \right) = h_{LT}. \quad (15)$$

در رابطه فوق  $P_1$  فشار بالشتک،  $P_2$  فشار ورودی به پمپ و  $h_{LT}$  افت ارتفاع کلی است.  $\alpha$  نیز ضریب انرژی جنبشی می‌باشد که از رابطه زیر به دست می‌آید [۱۱]:

$$\alpha = \frac{(n+1)^3 (2n+1)^3}{4n^4 (n+3)(2n+3)}, \quad (16)$$

که در آن،  $n$  توان در رابطه‌ی سرعت برای جریان متلاطم در یک لوله هموار است. در حالت کلی،  $n$  با توجه به عدد رینولدز از نمودار به دست می‌آید، اما به عنوان مقداری انتخابی، اغلب از نمای ۷ استفاده می‌شود [۱۲]. در این حالت خواهیم داشت:

$$n = 7 \Rightarrow \alpha = 1.06. \quad (17)$$

خاطر دبی جرمی ناشی از تقطیر باشد، آنگاه می‌توان داشت:

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_h + \dot{m}_c. \quad (10)$$

رابطه فوق را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

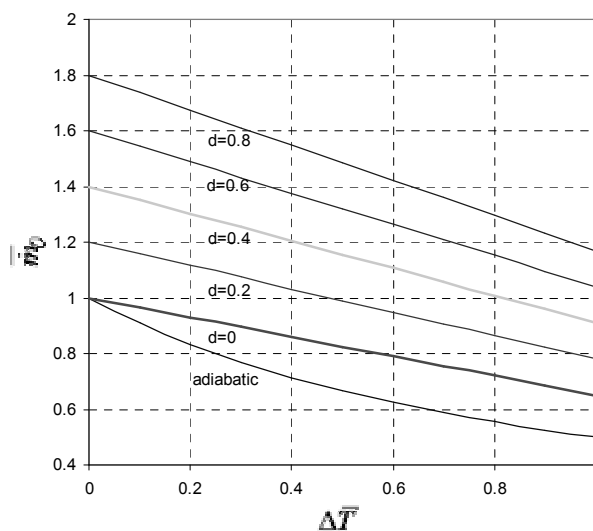
$$\bar{m}_0 = \bar{m}_h (1 + d), \quad (11)$$

به طوری که،  $\bar{m}_h = \frac{\dot{m}_h}{\dot{m}_i}$  و  $\bar{m}_0 = \frac{\dot{m}_0}{\dot{m}_i}$  دبی‌های نسبی گاز

مرطوب و خشک هستند و  $d = \dot{m}_c / (\dot{m}_0 - \dot{m}_c)$  درصد رطوبت گاز در ورودی باک می‌باشد. از معادلات (۸) و (۱۱) می‌توانیم فرمول زیر را به دست آوریم:

$$\bar{m}_0 = (1 - \beta^* \Delta \bar{T})(1 + d). \quad (12)$$

در شکل ۴ تغییرات  $\bar{m}_0$  بر حسب  $\Delta \bar{T}$  که براساس رابطه (۱۲) ترسیم شده است، برای مقادیر مختلف  $d$  آمده است.



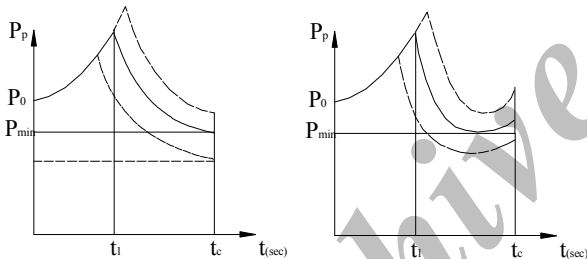
شکل ۴- تغییرات دبی جرمی نسبی  $\bar{m}_0$  بر حسب اختلاف دمای نسبی آن در ورودی باک  $\Delta \bar{T}$  برای درصد رطوبت‌های مختلف  $d$ .

مقدار مطلق دبی گاز طبق فرمول زیر تعیین می‌شود:

می‌شود و بر اساس رابطه فوق فشار ورودی به پمپ متغیر خواهد بود.

#### ۴- محاسبه زمان قطع گاز ورودی به مخزن پیشران

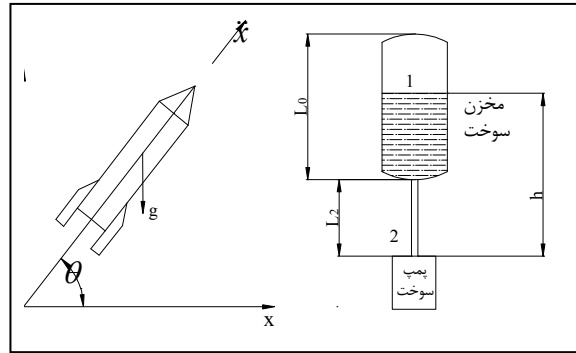
همان طور که در بخش مقدمه اشاره شد، یکی از دلایل قطع گاز ورودی به مخزن پیشران، صرفه‌جویی در جرم گاز ذخیره شده است. بدین معنی که اگر گاز تزریق شده بتواند از ثانیه قطع تا لحظه خاموشی موتور، فشار مورد نیاز را تأمین کند، دیگر لزومی به استمرار تزریق نیست و می‌تواند گاز را از این لحظه قطع کرد. منظور از فشار مورد نیاز، حداقل فشار لازم برای عدم بروز کویتناسیون در پمپ و محدودیت‌های دیگر است. این مباحث به همراه تأثیر زمان‌های قطع مختلف بر حداقل فشار ورودی به پمپ سوخت به طور شماتیک در شکل ۶ نشان داده شده است [۹].



شکل ۶- تأثیر زمان‌های مختلف قطع گاز ورودی به مخزن پیشران روی فشار ورودی به پمپ (محور عمودی) [۹].

با توجه به این شکل مشاهده می‌شود که اگر گاز ورودی زودتر از ثانیه  $t_1$  قطع شود، فشار مینیمم کمتر از حد مجاز ( $P_{min}$ ) می‌شود و اگر بعد از ثانیه  $t_1$  قطع شود، مقدار فشار مینیمم بیشتر از حد مجاز شده، در نتیجه باعث مصرف بیشتر گاز می‌شود.

حال اگر گاز ورودی به مخزن در ثانیه  $t_1$  قطع شود، به دلیل مصرف مداوم پیشران، هوای درون مخزن منبسط می‌شود و در نتیجه فشار آن کاهش می‌یابد. اگر فرض کنیم پس از زمان قطع، گاز به صورت آیزنتروپیک منبسط شود، آنگاه خواهیم داشت:



شکل ۵- شماتیک مخزن یک موشک و مسیر پروازی آن.

با فرض اینکه  $\alpha_1 \cong \alpha_2$  و  $z_1 - z_2 = h$ ، رابطه (۱۵) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$P_2 = P_1 + \rho gh \sin \theta + \rho \alpha \left( \frac{\bar{V}_1^2}{2} - \frac{\bar{V}_2^2}{2} \right) - \rho h_{LT}, \quad (18)$$

که در آن،

$$\bar{V}_1 = \frac{\dot{m}_1}{\rho_1 A_1}, \quad \bar{V}_2 = \frac{\dot{m}_1}{\rho_1 A_2}. \quad (19)$$

با توجه به اینکه  $A_1$  خیلی بزرگ‌تر از  $A_2$  است در نتیجه  $\bar{V}_1$  خیلی کوچک‌تر از  $\bar{V}_2$  خواهد بود که می‌توان از آن صرف نظر کرد. حال اگر موشک، شتاب داشته باشد، ترم ناشی از آن را باید به رابطه (۱۸) اضافه نمود. همچنین اگر میزان بخارات مایع پیشران (سوخت یا اکسیدکننده) در فضای بالای آن زیاد باشد، می‌توان فشار مربوط به آن را در نظر گرفت ( $P_s$ ). علاوه بر این معمول است که به جای اندیس‌های ۱ و ۲ به ترتیب از اندیس‌های  $p, b$  استفاده می‌شود. در نتیجه رابطه فشار ورودی پمپ (رابطه ۱۸) به صورت زیر درخواهد آمد [۱۱]:

$$P_p = P_b + P_s + \rho gh \sin \theta + \rho h \ddot{x} - (1.06) \rho \frac{\bar{V}_p^2}{2} - \rho h_{LT}. \quad (20)$$

در رابطه (۲۰)،  $P_b, P_p$  به ترتیب فشار ورودی به پمپ و فشار بالشتک و  $\ddot{x}$  شتاب محوری موشک (در جهت حرکت موشک) است. فشار بالشتک با توجه به حداقل فشار لازم برای ورودی پمپ و استحکام سازه مخازن پیشران تعیین

$$t_1 = \left[ \left( \frac{P_2 V_2^k}{P_1} \right)^{(1/k)} - V_0 \right] / \dot{V} \quad (24) \quad \frac{P_2}{P_1} = \left( \frac{V_1}{V_2} \right)^k \Rightarrow P_2 = P_1 \left( \frac{V_1}{V_2} \right)^k, \quad (21)$$

به طوری که،

$$\begin{cases} V_1 = V_0 + \dot{V} t_1 \\ V_2 = V_0 + \dot{V} t \end{cases}$$

در مواردی که که تاکنون مورد بحث قرار گرفت، فرض بر این بود که فشار بالشتک ( $P_b$ ) ثابت است و از لحظه قطع شروع به کاهش می‌کند؛ اما مسأله را می‌توان به طریق دیگری نیز بررسی نمود؛ به این صورت که ببینیم برای اینکه فشار مورد نیاز پمپ حفظ شود تغییرات فشار بالشتک چگونه باید باشد. از رابطه (۲۰) فشار بالشتک به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$P_b = P_p - P_s - \rho g h \sin \theta - \rho h \ddot{x} + (1.06) \rho \frac{\bar{V}_p^2}{2} + \rho h_{LT} \quad (25)$$

در رابطه فوق همه پارامترها و مقادیر سمت راست معلوم و مشخص هستند، بنابراین می‌توان نمودار تغییرات مورد نیاز فشار بالشتک را رسم کرد. اگر مقادیر  $P_b$  در رو یا بالای نمودار فوق قرار گیرد، آنگاه همیشه حداقل فشار لازم حفظ خواهد شد. با توجه به این موضوع می‌توان دبی جرمی گاز دمش را بر اساس این تغییر فشار تعیین کرد و دیگر نیازی به قطع کردن گاز نخواهد بود. این مطلب در بخش بعد آمده است.

## ۵- محاسبه دبی جرمی گاز براساس فشار بالشتک مورد نیاز

همان طور که در بخش قبل گفته شد، تغییرات مورد نیاز برای فشار بالشتک از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$P_b = C - \rho g h \sin \theta - \rho h \ddot{x}, \quad (26)$$

به طوری که،

$$C = P_p - P_s + (1.06) \rho \frac{\bar{V}_p^2}{2} + \rho h_{LT} \approx const. .$$

ارتفاع ستون سیال نیز به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$h = h_0 - \frac{\dot{m} l}{\rho l A_c} t = a - bt \quad (27)$$

در رابطه فوق،  $t$  هر زمان بین قطع گاز ورودی و زمان خاموشی موتور ( $t_l < t < t_c$ ) است.

برای تعیین زمان قطع دو روش پیشنهاد می‌شود. در روش اول که با سعی و خطا همراه است، ابتدا باید  $t_1$  را حدس زد و  $V_1$  و  $P_1$  متناظر با آن را حساب کرد. سپس از رابطه زیر فشار ورودی به پمپ را برای بعد از لحظه‌ی  $t_1$  محاسبه نمود:

$$P_p = P_b \left( \frac{V_0 + \dot{V} t_1}{V_0 + \dot{V} t} \right)^k + \rho g h \sin \theta + \rho h \ddot{x} - \Delta P_l, \quad (22)$$

به طوری که،

$$\Delta P_l = (1.06) \rho \frac{\bar{V}_p^2}{2} - \rho h_{LT}, \quad t > t_l$$

در این حالت اگر مقدار به دست آمده با مقدار مورد نظر اختلاف زیادی داشت، باید  $t_1$  را دوباره حدس زد و این کار را تکرار کرد تا فشار  $P_2$  به مقدار مورد نظر برسد. در رابطه (۲۲) فرض شده است که از لحظه قطع، گاز به صورت آیزنتروپیک منبسط شده است.

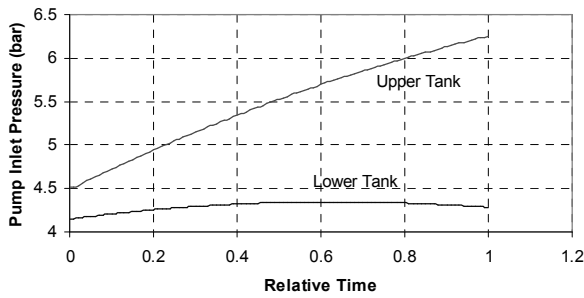
در روش دوم که روش دقیق حل مسأله است، با علم به اینکه فشار نهایی ( $P_2$ ) و حجم متناظر با آن ( $V_2$ ) معلوم است، زمان  $t_1$  محاسبه می‌شود. روند حل به صورت زیر است.

$$P_1 V_1^k = P_2 V_2^k = \text{Specified} = const. = C, \quad (23)$$

$$\Rightarrow P_1 (V_0 + \dot{V} t_1)^k = C.$$

در نتیجه، زمان  $t_1$  از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

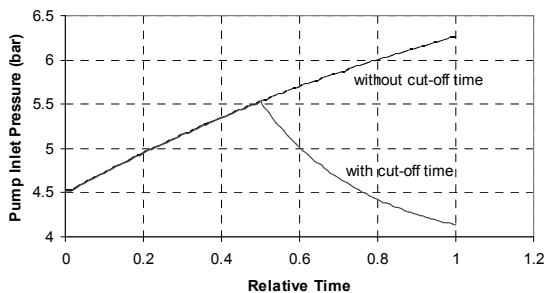




شکل ۷- نمودار تغییرات فشار ورودی به پمپ‌های پیشران بر حسب زمان نسبی ( $t/t_{max}$ ).

با بررسی شکل ۷ مشاهده می‌شود که در اثر افزایش شتاب موشک، فشار بالشتک مخزن بالایی موشک حدود 2 bar افزایش می‌یابد که مقدار قابل ملاحظه‌ای است. اما سهم افزایش فشار ناشی از ستون مایع حدود 0.5 bar می‌باشد، یعنی همان اختلافی که در لحظه  $t=0$  بین نمودار و محور افقی وجود دارد. برای مخزن پایینی شکل ۲ که ارتفاع ستون مایع پیشران کم است افزایش فشار زیاد نخواهد بود. در این حالت حداکثر افزایش فشار حدود 0.2 bar می‌باشد. این افزایش فشار باعث می‌شود که برای صرفه‌جویی در جرم گاز مصرفی و در نتیجه جرم کل موشک در زمان مناسبی گاز ورودی به مخزن بالایی قطع شود. از این لحظه به بعد فشار مخزن کاهش می‌یابد و این کاهش ممکن است تا لحظه‌ی خاموشی موتور ادامه یابد و یا بعد از مدتی دوباره در اثر شتاب موشک افزایش یابد.

اگر برای این مثال، زمان قطع نسبی را برابر  $t_i=0.5$  در نظر بگیریم، نمودار تغییرات فشار ورودی به پمپ برای دو حالت با قطع شدن گاز و بدون آن به صورت شکل ۸ خواهد بود.



شکل ۸- تغییرات فشار ورودی به پمپ با و بدون قطع کردن گاز (زمان نسبی قطع گاز برابر  $t=0.5$  می‌باشد).

اگر رابطه (۲۶) را در معادله (۱) قرار دهیم، فرمول دبی مورد نیاز گاز دمش ورودی به مخازن به صورت زیر نوشته می‌شود [۱۱]:

$$\dot{m} = \frac{V(t)}{i(k-1)} \left\{ \rho g b \sin \theta - \rho g h \dot{\theta} \cos \theta + \rho b \ddot{x} - \rho h \ddot{x} \right. \quad (28)$$

$$\left. + k f(t) [c - \rho h (g \sin \theta + \ddot{x})] \right\} - \frac{\dot{Q}}{h_i}$$

در رابطه فوق،  $h_i$  آنتالپی گاز ورودی به مخزن می‌باشد.

رابطه (۲۶) حداقل فشار مورد نیاز بالشتک را نشان می‌دهد، که با اضافه کردن یک مقدار ثابت می‌توان برای آن ضریب اطمینانی هم در نظر بگیریم. اگر از رابطه (۲۸) مقدار دبی جرمی گاز مورد نیاز دو مخزن سوخت و اکسیدکننده شکل ۲ را به دست آورده و با هم جمع کنیم، دبی جرمی کل که باید از شیر فشار شکن یا کیسول‌ها شکل ۲ خارج شود به صورت زیر بدست می‌آید:

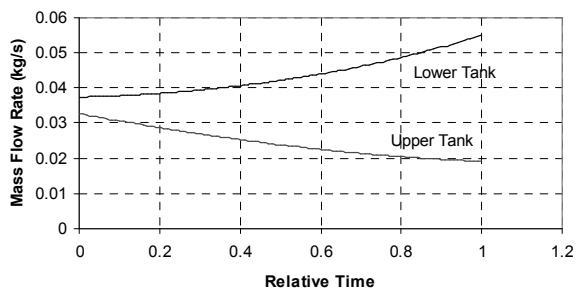
$$\dot{m}_t = \dot{m}_o + \dot{m}_f \quad (29)$$

با توجه به زمان حرکت موشک و رابطه فوق می‌توان جرم مصرف شده تا پایان زمان کار موتور را تعیین کرد. مجموع این جرم، به علاوه‌ی جرمی که در پایان کار موتور در کیسول‌ها می‌ماند و جرم اولیه پیش فشاردهی، جرم کل گاز دمش را که باید در کیسول‌ها ذخیره شود مشخص می‌کند. همچنین برای محاسبه جرم گاز می‌توان از رابطه (۲۸) انتگرال گرفت.

## ۶- نتایج

تأثیر دما و رطوبت گاز ورودی به مخزن پیشران بر دبی جرمی گاز و نیز تأثیر انتقال حرارت در داخل مخازن پیشران در شکل ۴ نشان داده شده است. این نمودارها با فرض اینکه فشار بالشتک ثابت باشد به دست آمده است.

برای یک مثال خاص تغییرات فشار ورودی به پمپ‌های سوخت و اکسید کننده ( $P_p$ ) بر حسب زمان نسبی ( $t/t_{max}$ ) در شکل ۷ آمده است.



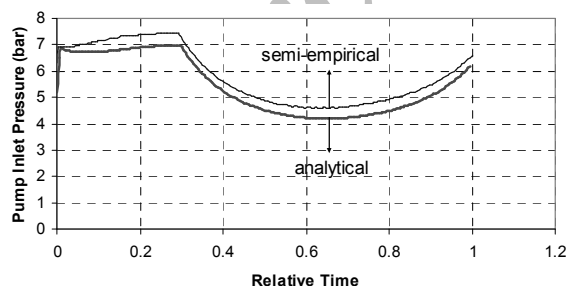
شکل ۱۱- نمودار تغییرات دبی جرمی مورد نیاز گاز دمش ورودی به مخازن پیشران.

برای بررسی صحت محاسبات و مدل سازی انجام شده رابطه فشار ورودی به پمپ رابطه (۲۰) با نتایج نیمه تجربی که به صورت رابطه زیر ارائه شده مقایسه شده است [۱۳]:

$$P_p = P_b + \rho h(\ddot{x} + g \sin \theta) - \Delta P_f \quad (30)$$

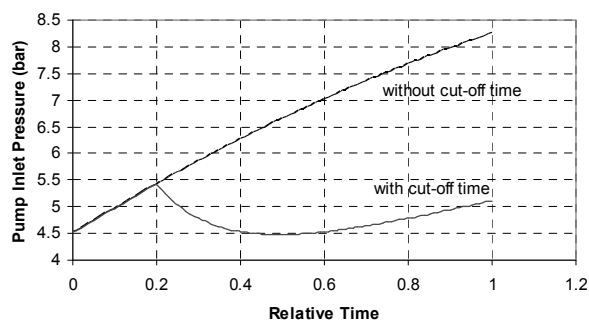
در رابطه فوق،  $\Delta P_f$  افت فشار کل از خروجی مخزن تا ورودی به پمپ‌های پیشران می‌باشد.

مشاهده می‌شود که دو رابطه (۲۰) و (۳۰) اختلاف کمی با یکدیگر دارند. برای مقایسه بهتر دو رابطه مذکور در شکل‌های (۱۲) و (۱۳) رسم شده‌اند. برای مخزن بالایی حداکثر خطا در اواسط کار ایجاد می‌شود که حدود ۹٪ است و مقدار متناظر برای مخزن پایینی حدود ۱۰٪ می‌باشد که در لحظات آخر اتفاق می‌افتد. در زمان‌های دیگر دو نمودار، تطابق خوبی با یکدیگر نشان می‌دهند.



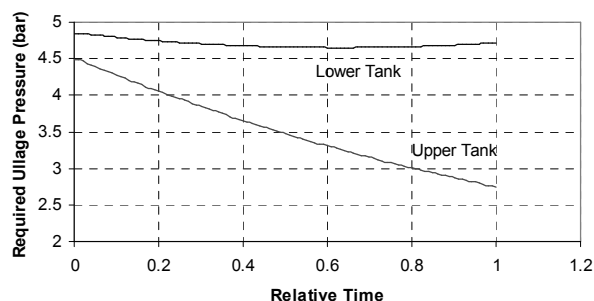
شکل ۱۲- نمودار تغییرات فشار ورودی به پمپ مخزن بالایی موشک برای دو حالت تحلیلی و نیمه تجربی بر حسب زمان نسبی ( $t/t_{max}$ ).

در حالت دیگری که شتاب، مقدار بیشتری داشته است، نمودار تغییرات فشار به صورت شکل ۹ در خواهد آمد. در این حالت زمان قطع نسبی برابر  $t=0.2$  در نظر گرفته شده است. مشاهده می‌شود که در این حالت، فشار در محدوده مجاز حفظ شده است و از زمان حدود  $t=0.5$  به بعد، فشار دوباره افزایش می‌یابد (در اثر شتاب موشک).



شکل ۹- تغییرات فشار ورودی به پمپ با و بدون قطع کردن گاز (زمان نسبی قطع گاز برابر  $t=0.2$  است).

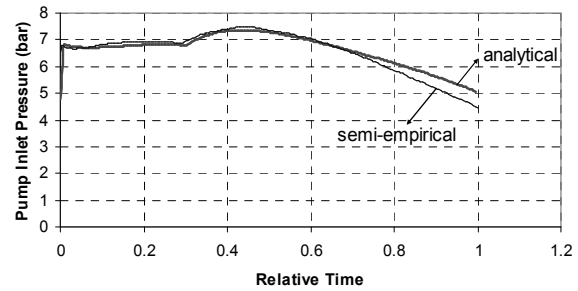
اگر رابطه (۲۵) را در مورد این مثال اعمال کنیم، نمودار شکل ۱۰ به دست می‌آید که تغییرات فشار بالشتک مورد نیاز را نشان می‌دهد.



شکل ۱۰- نمودار تغییرات فشار بالشتک گاز مورد نیاز مخازن پیشران.

با توجه به این شکل، نحوه تغییرات دبی جرمی گاز دمش برای مخزن پیشران در شکل ۱۱ آمده است. به طوری که سطح زیر نمودار، جرم گاز را نشان می‌دهد.

6. Jokovski, A.E., Kondrousev, V.S., and Okorochkov, V.V. "Experiments in Rocket Liquid Propellant Engines", Mashinostroenie, Moscow, 1992.
7. Karimi, H., Nassirharand, A., and Beheshti, M. "Dynamic and Non-linear Simulation of Liquid-Propellant Engines", AIAA J. Propulsion and Power, Vol. 19, No. 5, pp. 938-944, 2003.
۸. سمینار سیستم‌های تغذیه گاز تحت فشار، سازمان صنایع هوا فضا (گزارش داخلی)، ۱۳۷۴.
۹. شاهانی، ا. ر. "طراحی سیستم هوارسانی موشک و تعیین زمان قطع هوای ورود به مخزن سوخت"، سازمان صنایع هوا فضا (گزارش داخلی)، ۱۳۷۵.
۱۰. ابراهیمی ع. ا. "سیستم‌های اعمال فشار گازی در موشک‌های سوخت مایع، سازمان صنایع هوا فضا (گزارش داخلی)، ۱۳۷۵.
۱۱. محسنی م. "مدل سازی و تحلیل ترمودینامیکی سیستم فشارگذاری مخازن پیشران یک موشک سوخت مایع"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۸۴.
12. Fox, R.W. and McDonald, A.T. "Introduction to Fluid Mechanics", Fourth Ed., Jhon Wiley & Sons Inc., 1994.
۱۳. محمدی، م. "محاسبات سیستم دمش یک موشک خاص"، سازمان صنایع هوا فضا (گزارش داخلی)، ۱۳۸۳.
14. Spiegel, M.R. "Mathematical Handbook of Formulas and Tables", Schaum's Outline Series, 1968.



شکل ۱۳- نمودار تغییرات فشار ورودی به پمپ مخزن پایینی موشک برای دو حالت تحلیلی و تجربی بر حسب زمان نسبی  $(t/t_{max})$ .

## ۷- نتیجه گیری

در این پژوهش، سعی شده با استفاده از روش تحلیلی، دبی جرمی گاز مورد نیاز برای دممش مخازن یک موشک سوخت مایع برای دو حالت فشار بالشتک ثابت و متغیر محاسبه شود. همچنین، برای مواردی که فشار بالشتک بیش از مقدار مورد نیاز است، زمان قطع گاز دممش نیز محاسبه شده است. به عنوان نمونه، حدود ۵۰٪ در جرم گاز سیستم صرفه جویی شده است. در این حالت، بدیهی است که برای صرفه جویی بیشتر در جرم گاز، باید مخزن پیشران با دانسیته پیشران بالاتر، به عنوان مخزن بالایی در نظر گرفته شود. همچنین، انتقال حرارت از گاز دممش به مایع پیشران و جداره مخزن و وجود رطوبت و افزایش آن در گاز باعث افزایش دبی و در نتیجه جرم گاز دممش مورد نیاز می‌شود. در حالی که افزایش دمای گاز ورودی به مخزن باعث کاهش دبی گاز می‌شود.

## مراجع

1. Anon, "Pressurization System for Liquid Rockets", NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion), 1975.
2. Belyaef, N.M. "Pressurization System Design in a Liquid Rocket", Mashinostroenie, Moscow, 1976.
3. Belyaef, N.M. "Calculation of Hydraulic-Pneumatic System in a Rocket", Mashinostroenie, Moscow, 1983.
4. Sonntag, R.E., Borgnakke, C., and VanWylen, G.J. "Fundamentals of Thermodynamics", Sixth Ed., John Wiley & Sons Inc., 2003.
5. Dieter, K.H. and Huang, H.D. "Design of Liquid Propellant Rocket Engines", Second Ed., Scientific and Technical Information Office, NASA, 1971.