کد مقاله: CCI2064

دومین کنفرانس احتراق ایران
بهمن ماه 1386 - مشهد- دانشگاه آزاد اسلامی مشهد

انجمن احتراق ایران

الزامات بکارگیری ونتوری کاویتاسیونی در سیستم سوخت رسانی موتورهای سوخت مایع

احد عابدینی اسفهلانی[1]، حسن کریمی مزرعه شاهی[2]، علی اشرفی زاده[3]، مهدی معدندار[4]

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی تهران، دانشکده مکانیک
ahad_abedini@yahoo.com

چکیده

درموتورهای سوخت مایع به منظور کنترل دبی پیشران در راستای استفاده حداکثر از ظرفیت پیشران ذخیره شده در مخازن دو نوع سیستم کنترل فعال و غیر فعال بکار می رود. در این مقاله ونتوری کاویتاسیونی به عنوان یک روش کنترلی غیر فعال به صورت کامل معرفی شده است. با توجه به ماهیت جریان کاویتاسیونی موجود در داخل ونتوری مقداری افت ارتفاع ناگزیر به نظر می رسد که این قضیه از دو جهت در سیستم های توربو پمپی مورد بررسی قرار گرفته است. ابتدا با فرض اینکه هیچ تغییری در سیستم تغذیه صورت نگیرد با استفاده از نرم افزار احتراقی STANJAN تأثیر این افت روی ایمپالس خروجی محاسبه شده است. در مرحله بعد به منظور اینکه هیچ تغییری در ایمپالس ویژه خروجی صورت نگیرد تغییرات ایجاد شده در سیستم شناسایی شده است. بررسی ها نشان داده است که ونتوری کاویتاسیونی به عنوان سیستم کنترل غیر فعال برای موشکهای سوخت مایع مناسب بوده و به این طریق دسترسی به کنترل و ثابت نگه داشتن دبی ورودی به محفظه احتراق امکان پذیر بوده و در نتیجه تضمین کننده عملکرد مناسب و بهینه سیستم موتور می گردد.

واژه‌های کلیدی: سیستم کنترل فعال - سیستم کنترل غیر فعال- ونتوری کاویتاسیونی- سیستم تغذیه

1- مقدمه

به طور کلی یکی از پارامترهای مهم در دسترسی به سرعت نهایی حداکثر(در فاز فعال موشک)امکان به حداقل رساندن سوخت و اکسید در انتهای فاز فعال یا به عبارت دیگر کنترل مصارف سوخت و اکسید می باشد به طوریکه که در انتهای فاز فعال موشک مقدارسوخت و اکسید در مخازن حداقل باشد .یکی از راهکارها جهت کاهش جرم مانده ،کاهش تلرانس های دبی سوخت و اکسید ورودی به موتور و نزدیک کردن شرایط کاری موتور به شرایط طراحی می باشد . این کنترل، موجب کنترل مقدار اکسیدکننده به سوخت در محفظه احتراق خواهد شد که یکی از پارامترهای کلیدی مؤثر در عملکرد موتور و موشک می باشد[2].

سیستم های کنترلی که برای این کار وجود دارند به دو دسته تقسیم می شوند: [2]

1- دانشجوی کارشناسی ارشد
2-دانشیار دانشکده هوا فضا
3 – استادیار دانشکده مکانیک
4- کارشناس ارشد مکانیک

Archive of SID

www.SID.ir

- سیستم های فعال (active)
- سیستم های غیر فعال (passive)

2- سیستم های کنترل فعال

کنترل دبی جریان با استفاده از یک سری شیرهای کنترل از راه دور، دبی سنج و واحد کنترل (به عنوان مثال یک کامپیوتر) صورت می گیرد . هنگام کار، سنسورها پیوسته اندازه دبی مصرفی را ثبت می کنند و چنانچه دبی جریان در محدوده مورد نظر نباشدکامپیوتر با صدور فرمان به شیر کنترل دبی مورد نظر را تنظیم خواهد کرد. عمده مسائل در طراحی این سیستم ها مباحث کنترل، طراحی سنسورها و الکتروهیدرولیک می باشد و تست این سیستم ها مشکلات خاص خود را داشته و هزینه بالایی را در بر دارد [2].

3- سیستم های کنترل غیر فعال

در این سیستم ها- که در واقع به لحاظ کنترلی مدار باز تلقی می شوند- تلاش می شود بدون اینکه کنترل پیوسته ای روی دبی صورت گیرد با استفاده از شرایط فیزیکی جریان، دبی در سطح مورد نظر ثابت نگه داشته شود. نمونه بارز این نوع کنترل، استفاده از ونتوری کاویتاسیونی می باشد که در صنایع موشکی کاربرد گسترده ای دارد .شایان ذکر است که نصب این سیستم ها در موشک تغییراتی روی مدار کنترل نداشته و تماماً سیستم بکار گرفته شده از نوع هیدرولیکی می باشد[1].

4-مقایسه سیستم کنترل فعال با غیر فعال

مقایسه بین دو نوع روش کنترلی نشان می دهد که برای سیستم کنترل فعال مزایایی چون امکان کنترل دقیقتر،حساسیت کم نسبت به اغتشاشات و پارامتر های متغیر وسهولت رسیدن به پاسخ گذرا و دائم مطلوب و معایبی مانند: هزینه بالا، پیچیدگی زیاد (و در نتیجه قابلیت اطمینان کم)، احتمال ناپایداری وتوان مورد نیاز بالا را می توان نام برد. همینطور برای سیستم کنترل غیر فعال می توان مزایایی چون سادگی، اقتصادی، پایداری، توان پایین، وزن کم، حجم کم و معایبی همچون، حساسیت نسبت به اغتشاشات و نویز ها، نیاز به کالیبراسیون و دقت پایین تر متصور شد[2].

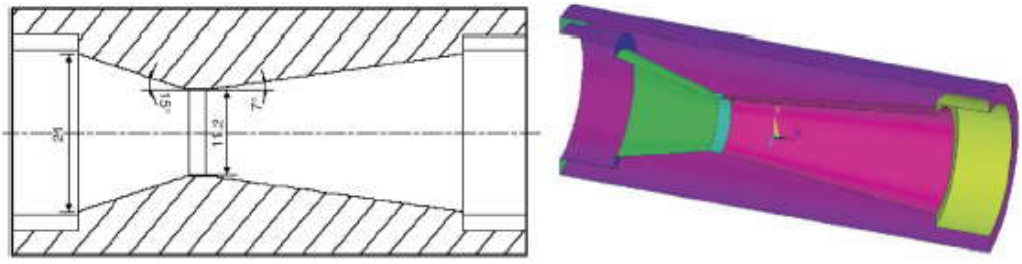
5- ونتوری کاویتاسیونی(سیستم غیر فعال)

همان طور که قبلاً نیز ذکر گردید ونتوری کاویتاسیونی (شکل 1) یک روش کنترلی غیر فعال می باشد که از دهه 60 جهت کنترل مصارف پیشران و تأمین دبی های لازم از مخازن سوخت و اکسید در موشکهای سوخت مایع استفاده شده است[8].

سبکی، هزینه کم و مهمتر اینکه در فشار ورودی ثابت ایجاد یک دبی جریان ثابت و پایدار، بدون تاثیر فشار دینامیکی موتور موشک از ویژگیهای این نوع سیستم می باشد.

Archive of SID

www.SID.ir



شکل1- شماتیک ونتوری کاویتاسیونی [1]

یکی از روشهای شناخته شده کنترل جریان تراکم پذیر استفاده از یک نازل همگرا - واگرا می باشد. در یک فشار ثابت در شرایط خفگی گلوگاه نمی توان با کاهش فشار پایین دست دبی جریان بیشتری از سیستم گرفت. بر اساس فرایندی مشابه بالا، به طور فیزیکی می توان جریان سیال غیر قابل تراکم را کنترل کرد. زمانیکه فشار استاتیکی در گلوگاه از فشار اشباع مایع کمتر باشد یک انتقال سریع از فاز مایع به فاز بخار صورت می گیرد. در طول این تغییر فاز، افزایش چشم گیری در حجم سیال صورت می گیرد به طوریکه جریان در گلوگاه منقبض شده و رژیم جریان موسوم به خفگی ایجاد می گردد. در نتیجه برای شرایط فشار ورودی داده شده ثابت، بدون توجه به شرایط فشار پایین دست دبی جریان ثابت باقی می ماند[5و3].

مشخصات عملکردی ونتوری در شکل 2 نشان داده شده است. نسبت فشار به صورت زیرتعریف می شود[4].

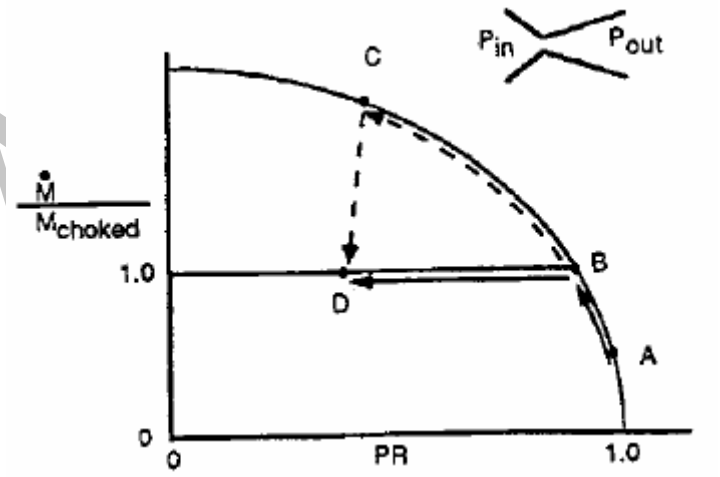
$$PR = \frac{P_0 - P_s}{P_i - P_s} \qquad (1)$$

P_o : فشار سیال خروجی از ونتوری

P_i : فشار سیال ورودی به ونتوری

P_s : فشار بخار اشباع سیال در گلوگاه ونتوری :

با استفاده از جریان یک بعدی و معادلات ترمودینامیک، فشار استاتیکی از معادله برنولی به دست می آید. توجه داشته باشید که فشار استاتیکی در گلوگاه کمترین مقدار دارد.



شکل2-منحنی مشخصات عملکردی ونتوری کاویتاسیونی[4]

با توجه به نمودار شماتیک عملکردی ونتوری در شکل2 هنگامیکه فشار پایین دست (P_o) کم می شود فشار در گلوگاه به فشار اشباع خواهد رسید[7]. در چنین حالتی حباب های بخار در پایین دست جریان تشکیل می شود و منجر به جریان

Archive of SID
www.SID.ir

خفگی خواهد شد. کاهش بیشتر پایین دست باعث افزایش دبی جرمی نمی شود. در شکل 2 از نقطه A تا B با کاهش فشار پایین دست دبی افزایش می یابد. در نقطه B کاویتاسیون شروع می شود و با کاهش بیشتر فشار پایین دست دبی جریان هیچ تغییری پیدا نمی کند. دبی جریان در هنگام خفگی از رابطه زیر به دست می آید[7].

$$M_{choked} = KA\sqrt{2\rho_f (P_i - P_{sat})} \qquad (2)$$

A : سطح مقطع گلوگاه

K : ضریب افت ورودی

ρ_f : دانسیته سیال

نسبت PR در زمان شروع کاویتاسیون معمولاً 0/85 است (این مسئله مستقل از نوع پیشران می باشد).

6- تحلیل سیستمی جهت نصب ونتوری کاویتاسیونی در موشک سوخت مایع

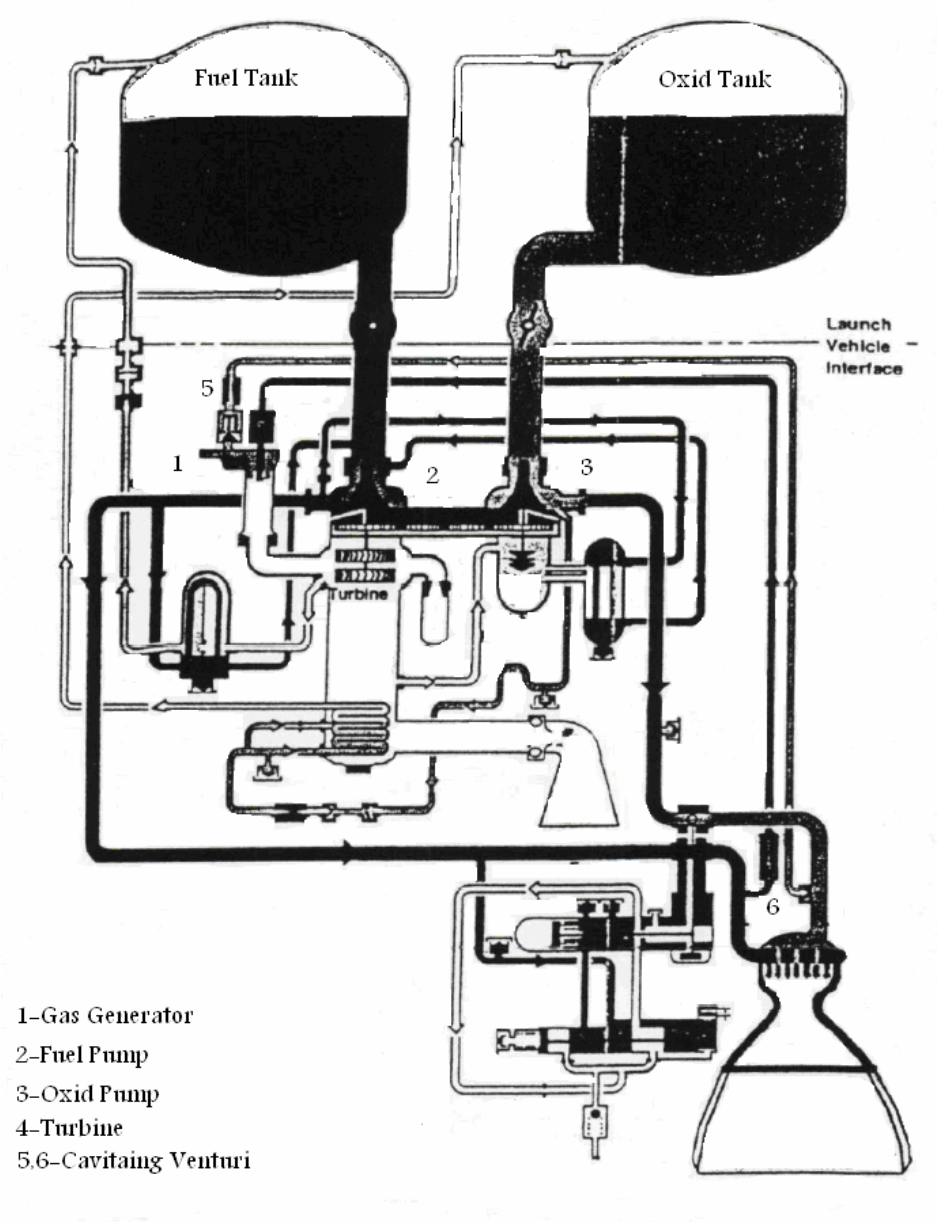
چنانچه سیستم موشک از نوع بدون توربوپمپی باشد و مخازن جهت تامین فشار محفظه احتراق تحت فشار بالا باشند ونتوری در لوله های حاوی سوخت و اکسید در ورود به محفظه قرار می گیرند .که با نصب ونتوری افت فشار محفظه با بالا بردن فشار مخازن جبران می گردد ولی وجود یک رگولاتور قبل از ونتوری به منظور تثبیت فشار ورودی (طبق رابطه 2)به ونتوری الزامی است چرا که تغییرات فشار ورودی قابل ملاحظه می باشد .

در سیستم های توربوپمپی که مورد مطالعه این تحقیق بوده محل قرار گرفتن ونتوری کاویتاسیونی بعد از پمپهای موشک می باشد که جهت ایجاد دقت بیشتر وجود یک رگولاتور جهت تنظیم فشار قبل از ونتوری بهتر می باشد. (چنانچه فشار قبل از ونتوری ثابت و ونتوری به لحاظ هندسی درست طراحی شده باشد دبی با دقت بسیار خوبی قابل تنظیم می باشد).

Archive of SID

www.SID.ir

افزودن ونتوری باعث افت فشار حدود 15 درصد می گردد که این قضیه از دو جهت برای یک موشک خاص سوخت مایع در بخش نتایج بررسی شده است.



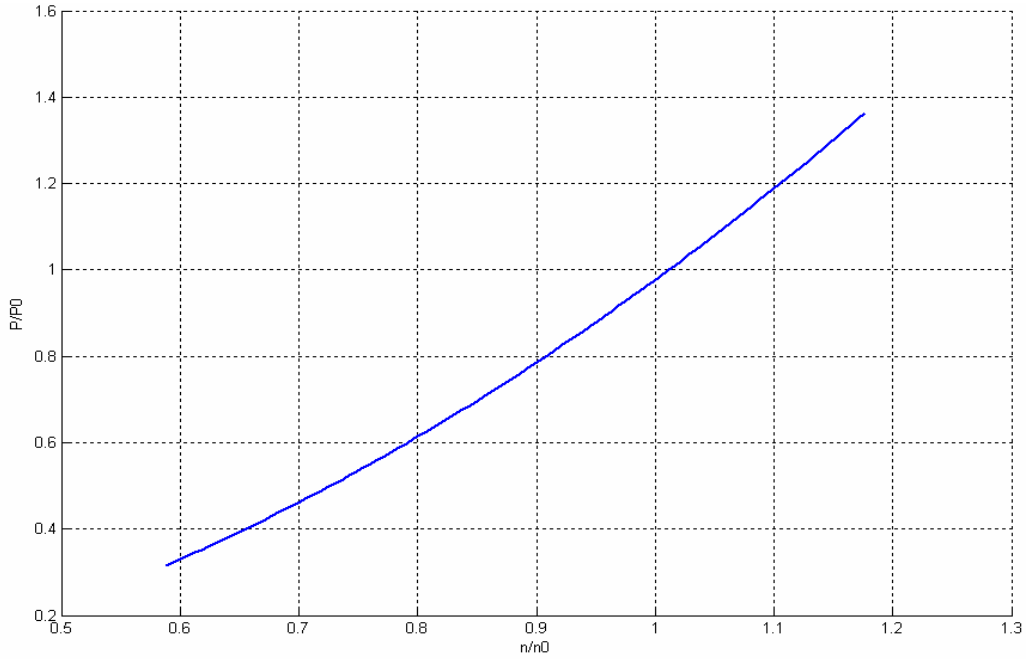
شکل3 -شماتیک سیستم پیشرانش موشک تیتان II [6]

7- نتایج

- حالتی که این افت فشار جبران گردد مشخصات طراحی سیستم موتور عوض می شود.

جبران این افت فشار تنها از طریق تغییر در پارامترهای سیستم مولد گاز ممکن می باشد به طوری که با افزایش دبی سوخت و اکسید و یا بهینه سازی نسبت این دو، افت فشار موجود جبران خواهد شد. محاسبات برای چند دبی و دور مختلف پمپ با توجه به منحنی مشخصه موجود برای یک موشک خاص (شکل 4) نتیجه زیر را در بر داشته است؛ این منحنی ها با توجه به شرایط کاری موتور بی بعد شده اند.

www.SID.ir



شکل 4- نمودار فشار برحسب دور بی بعد شده در پمپ سوخت

با توجه به منحنی مشخصه پمپها، جبران افت مذکور با بالا بردن هد پمپ صورت می گیرد که طبق محاسبات با بالا بردن دور توربوپمپ به اندازه 5 درصد امکان پذیر می باشد و تغییر بسیار کم میزان سوخت و اکسید ورودی به مولد گاز این مشکل برطرف خواهد کردچراکه افزایش دبی ورودی به توربین قابلیت دور بالا تری را ایجاد خواهد نمود. از طرفی به دلیل صرفه جویی هایی که در مصرف سوخت و اکسید در محفظه احتراق حاصل می شود نه تنها این مصرف اضافی پیشران جبران خواهد شد بلکه سوخت ذخیره در مخازن نیز کاهش قابل ملاحظه ای خواهد یافت.

- حالتی که این افت فشار را پذیرفته و تغییر در سیستم صورت نگیرد.

با استفاده نرم افزار Stanjan که در واقع مبتنی بر فرضیاتی چون احتراق در شرایط آیزنتروپیک و در حالت ایده ال از لحاظ اختلاط سوخت و اکسید در محفظه است.در فشار محفظه احتراق، نسبت اختلاط (O/F) بهینه را محاسبه و با توجه به این شرایط، دمای احتراق، جرم ملکولی گازها ی احتراق و ضریب گرمای ویژه آن از نرم افزار استخراج می گردد. با توجه به این شرایط، ایمپالس از رابطه 3 و 4 محاسبه می گردد [9]. با تغییر در فشار محفظه به اندازه 15 درصد، مجدداً ایمپالس محاسبه می گردد و تفاوت این دو مقدار ایمپالس بدست آمده با مقدار اولیه مقایسه می گردد

$$V_e \approx \sqrt{\frac{2KR}{K-1}\cdot\frac{T}{M}} \qquad (3)$$

$$I_{sp} = \frac{V_e}{g} \qquad (4)$$

این مقادیر برای سوخت کراسین(Kerosene)و اکسید رد فیومینگ اسید نیتریک (Red-Fuming Nitric Acid) در یک موشک خاص بدست آمده است. در روابط زیر فشار محفظه برحسب فشار بعد از پمپ سوخت بی بعد شده است و به صورت P^* نشان داده شده است .

جدول1- تغییر پارامترهای محفظه احتراق با توجه به نصب ونتوری در سیستم سوخت رسانی

Archive of SID
www.SID.ir

پارامتر	$P^*_c(bar)$	$\frac{o}{f}$	$T(K)$	M	K	Ve(m/s)	(s) I_{sp}
بدون ونتوری	0.63	4.4	3070	24.4	1.201	3536	353.6
با ونتوری	0.55	4.38	3060	24.35	1.203	3519	352

$$\frac{\Delta I_{sp}}{I_{sp}} = \frac{1.6}{353.6} * 100 = 0.5\% \qquad (6)$$

محاسبات تئوری که با استفاده از نرم افزار احتراقی STANJAN صورت گرفته نشان می دهد که چنانچه اگر افت فشار معادل 15٪ در ورودی به محفظه احتراق داشته باشیم میزان ایمپالس ویژه تنها به میزان 0/5٪ (جدول 1) تغییر می یابد که باعث کاهش برد به اندازه 1٪/ 0 می گردد (برد با توان دو ایمپالس مرتبط است). ضمن آنکه نصب سیستم ونتوری جرم مرده در مخازن را نیز می کاهد و جبران این کاهش برد تاحدی صورت می گیرد. [9]

8- جمع بندی

با استفاده از نتایج بدست آمده می توان نتیجه گرفت که بکار گیری ونتوری کاویتاسیونی به عنوان سیستم کنترل غیر فعال برای موشکهای سوخت مایع مناسب بوده و به این طریق دسترسی به کنترل و ثابت نگه داشتن دبی ورودی به محفظه احتراق امکان پذیر بوده و در مجموع باعث استفاده بهینه از پیشران شده و برد موشک افزایش می یابد.

مراجع

1- Ulas .A, Passive flow control in liquid-propellant rocket engines with cavitating venturi, Flow Measurement and Instrumentation 17 (2006) 93–97
2- D.K. Huzel, D.H. Huang, Modern Engineering For Design Of Liquid propellant Rocket engines, in: Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 147, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
3- In Hyun Cho, Tae Kyu Jung, Young Suk Jung, Oh Sung Kwon, Seung Hyub Oh and Dae Sung Lee, Development of Korea Sounding Rocket - III Propulsion Feeding System, AIAA 2003-4899
4- Navickas.J and Chen.L.L, Cavitating Venturi Performance characteristics, "Fluid Engineering Div. Puplication Fed, Vol.177, 1993, PP.153-159
5- C. Xu, S.D. Heister. Modeling cavitating venturi flows, J. Propulsion Power 18 (6), 2002
6- George P.Sutton, History of Liquid Propellant Rocket Engines in the United States, Journal of propulsion and power, Vol19.No6,2003
7- M.Y. Okiishi, Fundamentals of Fluid Mechanics, 5th edition, John Wiley & Sons, Inc., 2006.
8- Fox venturi products, bulletin 052, http://www.foxvalve.com.
9- فئودوسوف، و- ای، دکتر کریمی، دکتر روشنیان و دکتر میرشمس، "مقدمه‌ای بر طراحی موشک" چاپ اول، تهران، انتشارات دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، دی ماه 1378.

.

Archive of SID
www.SID.ir