

인공위성에 사용되는 추진연료의 비정상 유동특성에 관한 실험적 연구

최진철* · 윤효철* · 강신재**

Experimental Study on the Unsteady Flow Characteristics of Propellant in the Satellite

Jin-Chul Choi* · Hyo-Chul Yun* · Shin-Jae Kang**

ABSTRACT

A Thruster valve operates to supply fuel into thruster chamber. Very quick on-off operation of thruster valve results in unsteady flow of fuel in the propellant supplying system. Then fuel kinetic force, elastic material of propellant line, compressibility of fuel cause the flow field to pulsate. The pressure oscillation arising from resonance would damage the weak part of the thruster valve and other propellant supplying equipment. Pressure drop and fuel flowrate through propellant supplying system were measured, and pressure oscillation were triggered at the thruster valve inlet.

초 록

인공위성의 추력기는 필요한 추력을 발생시키는 장치이며, 추력기 연소실내로 연료를 공급하기 위해 추력기 밸브를 여닫게 된다. 추력기 밸브는 매우 짧은 시간 동안 연료유동을 차단하여 연료공급관내의 압력은 비정상상태가 된다. 이때 연료의 유동 관성력과 관로 재질의 탄성, 그리고 연료 자체의 압축성에 의하여 압력의 맥동현상이 발생하고, 최대압력이 예상치 못할 정도로 높은 경우에는 추력기 밸브 등 연료공급계통의 파손을 유발한다.

본 연구에서는 연료가 연료공급계통을 지날 때 발생하는 압력강하와 그 유동량을 실험적으로 측정하였으며, 추력기 밸브 입구에서의 비정상 유동특성을 측정하여 분석하였다.

1. 서 론

인공위성의 추진계는 위성의 정확한 임무궤도 진입과, 운용중 저항 등으로 변경된 궤도의 보정 및 위성 자세제어의 용도로 사용된다. 단일 추진계 액체 추진시스템의 경우 연료는 자연 발

화에 의한 연소가 일어나며 연소축진을 위한 촉매제가 사용된다.

일반적으로 발사전 추진계 탱크에는 액체 하이드라진과 질소가스가 일정한 압력으로 가압되어 있으며, 차단밸브 이후는 관내압력이 진공이나 적정압력이 되도록 질소가스로 채워진다.

인공위성의 발사체 이탈후 차단밸브가 개방되고 액체 하이드라진은 하류의 관내로 흐르게 된

* Space Technologies Co., Ltd.

** 전북대학교 공과대학 기계공학부(Chonbuk National University, Dept. of Mechanical Eng.)

다. 따라서 차단밸브 하류의 초기 압력이 낮을수록 유동 연료의 가속력은 증가하여 관 종단의 추력기를 파손시킬 수 있는 대단히 높은 정압을 가하게 되는데 이를 수격(water hammer)현상이라 한다. 이러한 정압상승을 억제하기 위해 완충기체를 미리 충전하는 경우가 있다.

한편 다목적 실용위성 추진시스템의 경우 발사전 추진제를 미리 추력기 밸브까지 충전하기 때문에 이러한 수격현상은 발생하지 않는다. 그러나 인공위성 운용중 추력기 밸브의 급작스런 개폐에 따라 연료내 압력파가 발생하여 비정상상태의 유동거동이 일어나는데 이를 또다른 수격현상인 추진제 맥동현상이라 한다. 만약 맥동압의 최대압이 크게 되면 추진제 취약 구조물의 변형을 초래할 뿐만아니라, 부하에 민감한 압력변환기의 선형특성에 변화를 유발해 측정치의 오차가 허용치 이상으로 증폭된다. 특히 맥동특성이 오래 유지 될 경우 추력의 불안정을 가져와 자세제어에 어려움을 준다.

인공위성 추진제 설계시 고려해야 할 추진연료의 유동특성은 두가지로 대별된다. 그 하나가 연료 공급계통을 통해 발생하는 압력손실 및 유동량이며, 나머지는 추력기 밸브의 급격한 개폐에 따른 유동의 맥동현상이다. 추진제의 구성요소인 추진제 공급계의 관로와 밸브를 통하여 연료가 추력기에 공급된다. 이때 필연적으로 수반되는 유동과정에서의 압력손실이 일어나게 되며 결국 연소실에 들어가는 연료압이 변하게 되어 추력의 변동을 유발한다. 따라서 위성의 요구되는 이동을 위해서는 추진제에서 발생하는 추력을 정확하게 예측해야 하며 이를 위해 연료공급계통의 압력손실 및 연료 유동량의 정확한 예측이 요구된다. 또한 추력기에 공급되는 추진제를 단속하기 위한 추력기 내의 밸브는 매우 짧은 시간 동안에 연료 유동을 차단하여 이로 인해 관내의 압력은 비정상 상태가 된다. 그리고 이때 연료의 유동 관성력과 관 재질의 탄성 및 연료 자체의 압축성에 의하여 맥동현상이 발생하고, 그 최대압력이 예상치 못할 정도로 높은 경우에는 추력기 밸브 등 연료공급계통의 파손을 유발한다. 이러한 파손은 인공위성 전체로 볼 때 사소한 결함이 될지라도 수리가 불가능한 우주에는 인공위성의 기능을 완전히 상실하게 되는 것이다.

따라서 맥동현상을 방지하기 위해서는 연료공급계통 관로내의 비정상상태 유동특성을 명확하게 규명해야 할 필요가 있다.

본 연구에서는 인공위성 추진제의 추력기가 발생하는 추력을 예측하기 위한 자료인 연료가 연료공급계통을 지날 때 발생하는 압력강하와 그 유동량을 실험적으로 계측하였으며, 인공위성의 안정성에 치명적 악영향을 끼칠 수 있는 추진제 공급계통의 맥동현상을 파악하기 위해 관내의 비정상 유동특성을 계측하였으며, 맥동현상 감쇄장치인 오리피스의 효과를 분석하였다.

2. 연구 범위

본 연구를 위해 선정된 모델인 다목적 실용위성(Korea Multi Purpose SATellite, KOMPSAT)의 추진제 구성 품목인 추진제 탱크는 하이드라진 추진제와 가압제인 질소가스를 저장하며, 가압기체와 추진제는 다이어프램에 의하여 격리된다. 추진제 탱크의 하부에는 탱크 내부의 압력을 측정하기 위하여 압력변환기가 설치되어 있으며, 그 아래에는 추력기 밸브에서 발생하는 유체의 진동을 흡수하기 위한 오리피스가 있다. 또한 추진제 탱크와 추진제 공급 배관을 격리하기 위한 차단밸브가 설치되며, 차단밸브를 통과한 연료는 4개로 분지된 연료관을 따라 추력기의 연소실로 들어간다.

인공위성 추진제의 연료공급계통에서 발생하는 맥동현상에 대한 지배적인 변수로는 연료공급압력, 공급계통의 라인조도, 라인내경, 라인두께, 라인재질, 주요부품의 압력강하치, 추력기밸브 및 차단밸브 차단반응시간, 오리피스의 내경변화 등이 있다. 본 연구에서는 일차적으로 수격효과에 미치는 인자 가운데 연료공급계통의 라인조도, 라인내경, 두께, 재질, 주요부품의 압력강하, 추력기밸브 및 차단밸브의 차단반응시간을 일정하게 고정하여 단순화하고 그 특성을 파악하고자 한다. 그리고 본 연구에서 수행한 실험범위는 연료공급압력 변화에 따른 정상상태 연료압 강하와 유동량 계측과 오리피스 유무에 따른 실시간 맥동 연료압의 계측이다.

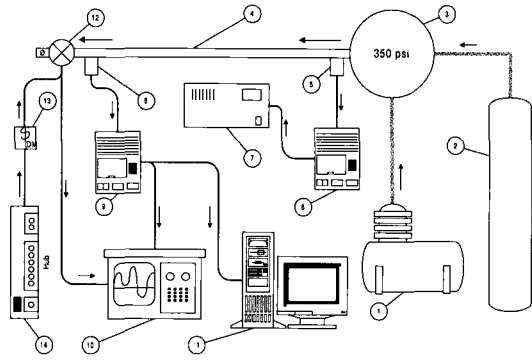
3. 실험장치 및 실험방법

3.1 실험장치 구성

추진제 공급관에서의 비정상 상태 유동현상을

실험적으로 해석하기 위하여 본 연구에서는 Fig. 1과 같은 장치를 구성하였다.

추진 연료를 모사하기 위하여 하이드라진과 물리적 특성이 유사한 물을 사용한다. 초기에는 공기만 차있는 연료탱크에 고압펌프를 이용하여 물을 공급함으로써 점차적으로 압력이 상승하고 물이 탱크에 채워진다. 이때 350psig 보다 작은 압력(약 300psig)이 되도록 물을 연료탱크에 채우고 다시 연료탱크를 고압의 질소가스를 이용하여 가압하는 방식으로 정확한 탱크압력을 유지하도록 함으로써 추진제 공급관의 입구 압력을 350psig로 일정하게 조절할 수 있었다.



1. High-Pressure Pump
2. N2 Gas Bumb
3. Fuel Tank
4. Fuel Line
5. Pressure Transducer
6. Amplifier
7. Pressure Indicator
8. Pressure Transducer (Piezo type)
9. Charge Amplifier
10. Memoryscope
11. Computer
12. Solenoid Valve
13. Trigger Switch
14. Power Supplier

Fig. 1 Schematic of Experimental Equipments

입구에서의 압력은 스트레인게이지형의 압력 센서를 이용하여 정확한 입구압력을 계측하였다. 출구에서의 압력은 비정상상태의 압력변동을 측정할수 있도록 Piezo형의 압력센서를 설치하고 압력변화에 따라 미세하게 방출되는 전하를 전류증폭기를 이용하여 증폭한후 그 신호를 메모리가 가능한 디지털 오실로스코프로 전달함과 동시에 A/D변환기가 장착된 컴퓨터로 전달하였다. 이때 컴퓨터에서는 아나로그의 전기적

신호에 대한 전압 크기를 읽은 후 이를 디지털로 변환하고 파일로 저장하도록 되어 있으며, 이러한 과정이 실시간으로 수행된다.

여기서 센서로부터 전달되는 신호는 여러 가지 원인에 의하여 잡음을 수반하게 된다. 본 실험에서는 이와 같은 잡음을 제거하고 위하여 High-pass filter와 Low-pass filter가 장착된 전류증폭기를 사용하였으며, 각각 300Hz와 0.01Hz의 통과영역을 설정하고 실험을 수행하였다. 참고로 솔레노이드의 작동은 기계적으로 일어나기 때문에 그 기계진동에 의하여 상대적으로 높은 주파수의 압력파형을 발생시킨다. 이때 나타나는 주파수는 대략 1kHz 이상 이었다.

추진제 공급관의 출구에서 발생하는 압력 변동은 출구에 장착된 솔레노이드 밸브의 개폐에 의한 것으로서 솔레노이드는 전원에 의하여 구동되고 그 작동은 스위치에 의하여 이루어진다. 그리고 이 동작신호는 피에조 센서와 같이 메모리스코프와 컴퓨터로 전달되는 압력신호와 동시에 저장되도록 하였다.

3.2 계측 방법

관로유동에서 그 관로의 효율을 직접적으로 나타내는 인자는 관로를 통하여 유체가 흐를 때 발생하는 압력손실이 된다. 따라서 본 연구에서는 추진제 공급계통에서의 관로의 압력손실에 의한 압력강하와 유동량을 측정하고 그 관로의 유량계수를 결정할 예정이다. 일반적으로 인공위성의 추진계통에서 추진제의 공급압력은 위성체를 발사한 직후의 초기상태와 위성체의 수명을 다한 말기상태에서 차이를 보인다. 즉 초기에는 높은 압력을 유지하나 말기에는 추진제의 소모에 의하여 연료탱크의 압력이 감소된다. 따라서 위성체의 수명을 다할 때 까지 계속적으로 추진계통의 압력은 변화하고 그에 따라 유동량이 변화한다. 따라서 본 연구에서는 연료의 공급압력에 따라 연료의 공급계통에 대한 압력손실을 정량적으로 해석하였다.

앞서 언급하였듯이 연료공급계통에서 발생하는 맥동현상을 억제하기 위하여 취하는 방법으로는 차단밸브 상류에 오리피스를 설치하여 급격한 압력의 변화가 추력기 밸브에 영향을 미치지 않도록 하는 것이다. 그런데 이와 같은 오리피스는 관로손실의 관점에서 볼때는 바람직하지

않은 영향을 미친다. 따라서 본 연구에서는 이와 같은 맥동현상 완충장치를 포함한 전 추진계통의 관로손실을 계측함으로써 정확한 유동량을 파악하였다.

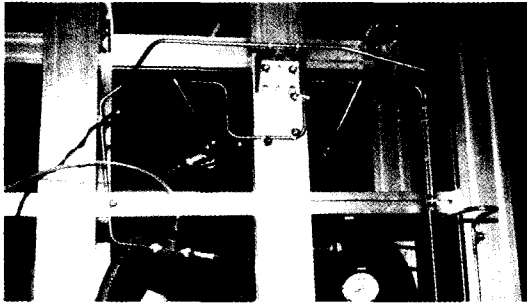


Fig. 2 Propellant Line Routing of KOMPSAT Propulsion Subsystem

Fig. 2와 같은 위성체의 연료공급계통에서 Isolation Valve 및 추력기 밸브의 개폐에 따른 관로에서 작용하는 압력의 변화를 실시간으로 분석하였다. 일반적으로 압력을 측정하는 경우에는 압력의 변동이 거의 없으며 느리게 변화할 때와 매우 빠르게 변화하는 경우가 있다.

이때 빠르게 변화하는 압력의 측정을 위해서는 압력의 변동에 대한 응답특성이 우수한 Piezo

압력센서를 사용해야 한다. 따라서 본 연구에서는 매우 짧은 시간동안 밸브 개폐가 일어나고 이에 대한 맥동압력의 특성을 파악하기 위하여 Fig. 3과 같이 연료 공급관의 적당한 위치에 Piezo형 압력센서를 장착하고 그 신호를 증폭한 후 고속의 A/D변환기를 통하여 신호를 이진화하고 이를 컴퓨터 저장하고 분석할 계획이다. 이때 계측에 사용할 프로그램은 LabVIEW를 이용하여 자체적으로 개발하였다.

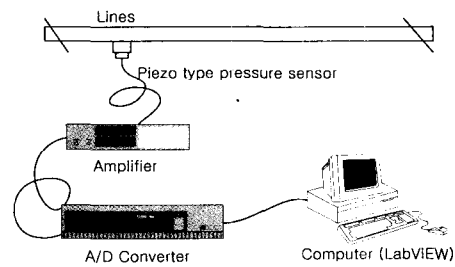


Fig. 3 Data Acquisition System for Measurement of Propellant Flowrate and Pressure

그리고 본 연구에서는 앞에서 유동량의 측정에서와 같이 일차적으로 관로에 작용하는 맥동압력에 영향을 미칠 수 있는 인자를 연료탱크의 압력, 장착된 오리피스 유무로 한정하고 그 특성을 파악하였다.

Table 1. Outlet Pressure Drop with Variation of Flowrate at Constant Inlet Pressure

Flowrate of outlet (lb/min)	Pressure drop(Δp), psi						
	Pi=50psig	Pi=100psig	Pi=150psig	Pi=200psig	Pi=250psig	Pi=300psig	Pi=350psig
0.2	0.21132	0.21413	0.21790	0.21866	0.20071	0.20990	0.21210
0.3	0.47548	0.48179	0.49028	0.49198	0.45160	0.47227	0.47723
0.4	0.84529	0.85651	0.87160	0.87463	0.80285	0.83959	0.84841
0.5	1.3208	1.3383	1.3619	1.3666	1.2545	1.3119	1.3256
0.6	1.9019	1.9272	1.9611	1.9679	1.8064	1.8891	1.9089
0.7	2.5887	2.6231	2.6693	2.6785	2.4587	2.5712	2.5983
0.8	3.3812	3.4261	3.4864	3.4985	3.2114	3.3584	3.3936
0.9	4.2793	4.3361	4.4125	4.4278	4.0644	4.2504	4.2951
1.0	5.2831	5.3532	5.4475	5.4664	5.0178	5.2474	5.3026
1.1	6.3925	6.4774	6.5915	6.6144	6.0715	6.3494	6.4161
1.2	7.6076	7.7086	7.8444	7.8716	7.2256	7.5563	7.6357

4. 결과 및 고찰

4.1 유동량

압력강하 및 유동량 계측을 위한 공급압력범위는 관입구 압력을 위성체 임무 초기압력에서 말기압력까지 350psig ~ 50psig까지로 설정하였으며, 각각의 압력에서 관출구 유량을 0.2 lb/min ~ 1.2 lb/min까지 변화시키면서 관출구에서의 압력강하를 측정하였다. 다음의 Table 1은 관입구 압력에서, 관출구 유량 변화에 따른 압력강하를 계측한 값이다.

Table 1의 실험결과를 각각의 관입구 압력에 대하여 관출구의 유동량 변화에 따른 관출구에서의 압력강하 결과로 Fig. 4에 도시하였다. 결과는 입구의 압력변화에 따른 압력강하에 대한 영향은 나타나지 않고 있으며 단순히 유량의 제곱에 대하여 압력강하의 비율은 5.3026으로 나타났다.

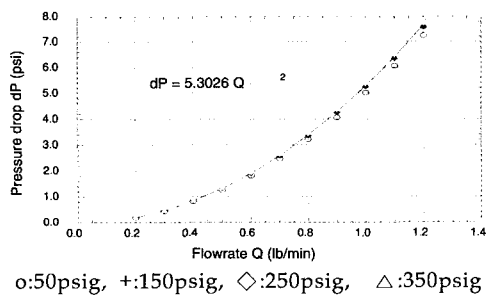


Fig. 4 Outlet Pressure Drop versus Flowrate (Inlet Pressure = 50~350psig)

4.2 비정상상태 압력파동

본 연구에서는 우선 관내에 오리피스 없이 경우에 대하여 유동량 0.956 lb/min에서 공급압력을 50, 250, 350 psig로 하고 출구의 솔레노이드 밸브를 개폐할 때 발생하는 맥동압력을 측정하고 그 결과를 Fig. 5 ~ Fig. 7에 도시하였다. 이때 밸브 개폐기간의 길이에 따른 압력파동의 거동을 파악하기 위하여 솔레노이드의 개폐기간을 결정하는 펄스신호의 길이를 500ms로 설정하고 측정하였다.

그림에서와 같이 입구의 압력이 낮은 경우에는 밸브의 개폐에 따른 맥동압력이 크게 나타나지 않으며, 짧은 시간동안에 소멸되고 그 맥동압력의 최대값역시 상대적으로

크게 나타나지 않는 것을 볼 수 있다. 그러나 공급압력의 큰 경우에는 밸브의 개폐에 대한 수격효과가 분명하게 나타나고 있으며, 입구압력 이상의 값을 나타내고 있다.

Fig. 8 ~ Fig. 10은 유동량 0.956 lb/min에 대하여 입구압력 50, 250, 350 psig의 조건에서 오리피스가 설치된 경우(Orifice Diameter = 1.2 mm)에 대하여 도시한 것으로서 입구압력 50 psig의 경우에는 오리피스가 없는 경우 나타나는 맥동압력이 오리피스의 설치후 전혀 나타나지 않는 것을 관찰할 수 있다. 그리고 250 psig의 입구압력에서는 밸브의 닫힘으로 나타나는 피크압력의 크기가 오리피스의 장착으로 약 50% 정도로 감소하는 것을 확인할 수 있다. 또한 위성체의 임무수행 초기의 압력 350psig의 경우에 대해서 오리피스가 없는 경우 피크압력이 평균압력에 대하여 약 20 psi 정도 크기를 가지고 있으나 오리피스 설치 후 약 7 psi 정도로 감소하는 것으로 약 35% 정도의 크기로 감소하는 것으로 나타났다. 또한 맥동압력의 감쇠 특성에 있어서도 오리피스 설치 후 현격하게 감소하는 것으로 나타났다.

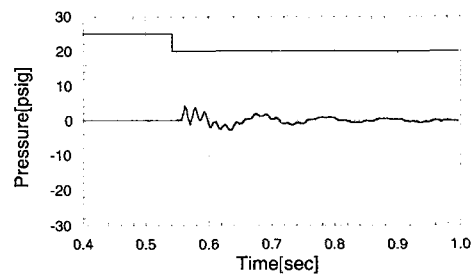


Fig. 5 Transient Pressure at Thruster Valve Inlet (without Orifice, Q=0.956lb/min), pi = 50 psig

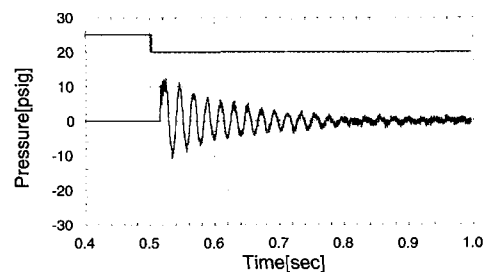


Fig. 6 Transient Pressure at Thruster Valve Inlet (without Orifice, Q=0.956lb/min), pi = 250 psig

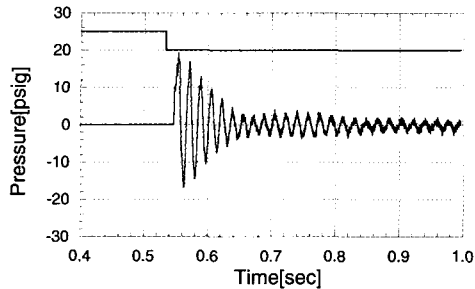


Fig. 7 Transient Pressure at Thruster Valve Inlet (without Orifice, $Q=0.956\text{lb/min}$), $p_i = 350\text{ psig}$

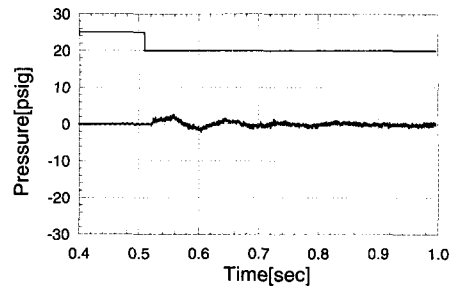


Fig. 8 Transient Pressure at Thruster Valve Inlet (with Orifice, $Q=0.956\text{lb/min}$), $p_i = 50\text{ psig}$

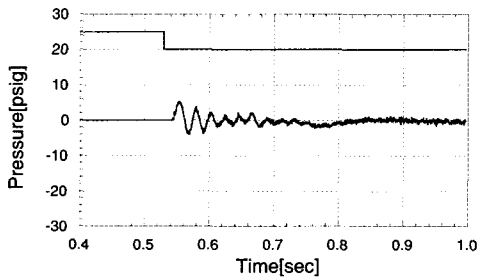


Fig. 9 Transient Pressure at Thruster Valve Inlet (with Orifice, $Q=0.956\text{lb/min}$), $p_i = 250\text{ psig}$

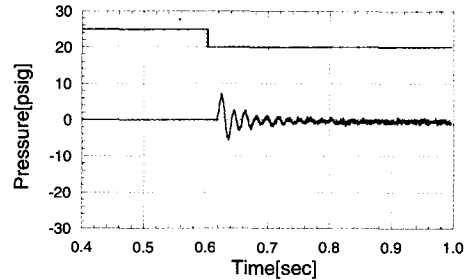


Fig. 10 Transient Pressure at Thruster Valve Inlet (with Orifice, $Q=0.956\text{lb/min}$), $p_i = 350\text{ psig}$

5. 결 론

위성체의 추진제 공급계통의 압력손실/유동량 계측 및 비정상 상태 유동을 계측 분석한 결과 다음과 같이 요약할 수 있다.

1. 연료공급계통의 압력강하는 유동량의 제곱에 비례하며 관계식은 다음과 같이 나타났다.

$$\Delta p = 5.3026Q^2 \quad (p = 50\text{psig} \sim 350\text{psig}, Q = 0.2\text{ lb/min} \sim 1.2\text{ lb/min})$$
2. 공급되는 입구의 압력이 낮을 때는 솔레노이드 밸브의 개폐에 대한 맥동효과 영향이 크지 않았으며, 높은 압력에서는 밸브 개폐에 따른 압력강하 현상은 나타났다.
3. 입구압력 50 psig의 경우로 낮은 경우에는 오리피스 설치 후 맥동압력의 파형이 전혀 나타나지 않는 것을 관찰할 수 있었고 250 psig의 입구압력에서는 약 50% 350psig의 경우에 대해서 약 35% 정도의 크기로 오리피스가 없는 경우의 값에 대하여

감소하는 것으로 나타났다.

4. 또한 맥동압력의 감쇠특성에 있어서도 오리피스 설치 후 현격하게 감소하는 것으로 나타났다.

참 고 문 헌

- [1] Talavera, P. G., "Hydraulic Hammer Theory and Application," Proceedings of the 1994 Pressure Vessels and Piping Conference, Part 9, pp. 67-83, 1994
- [2] Yaggy, K. L., "Analysis of Propellant Flow into Evacuated and Pressurized Lines", AIAA-84-1346, 1984
- [3] Suo, L. and Wylie, E. B., "Impulse Response Method for Frequency- Dependent Pipeline Transients", Transactions of the ASME : Journal of Fluids Engineering, Vol. 111, No. 4, pp. 478-483, Dec 1989.
- [4] Joukowsky, N., "Waterhammer," Mem.

- Imp. Acad. Soc. St. Petersburg, 1898
(translated by O. Simin); Proc. Am.
Waterworks Assoc., Vol. 24, pp. 341-424,
1904.
- [5] Zaruba, J., "Waterhammer in Pipe-Line
/Systems", Developments in Water
Science, Vol. 43, Elsevier, 1993.
- [6] Pico, J. F., "Latch Value Water Hammer
Testing", Hughes IDC 4133/3881, Aug
1979.
- [7] Prickett, R. P., Mayer, E. and Hermel, J.,
"Water Hammer in a Spacecraft
Propellant Feed System", AIAA-88-2920,
Boston, Massachusetts, July 1988.
- [8] Lin, T. Y. and Baker, D., "Analysis and
Testing of Propellant Feed System
Priming Process", AIAA-92-3315, 1992
- [9] Lin, W. C., Lee, H. H. and Cheng, Y. H.,
"High Pressure Injection Piping and
Standards: Current Applications : 1995,
Vol. 1, pp. 11-13
- [10] Parmakian, J., "Waterhammer Analysis",
Dover, N.Y., 1963.
- [11] Knowles, P. J., "Hydrazine Pressure
Surges into an Evacuated Manifold
Assembly", Boeing Aerospace Co.,
F04701-78-0040, 1978.
- [12] Wylie, E. B. and Streeter, V.L., "Fluid
Transient in Systems", Prentice-Hall,
1993.
- [13] Molinsky, J., "Water Hammer Test of the
SeaStar Hydrazine Propulsion System",
33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint
Propulsion Conference & Exhibit,
A97-36402, 1997