

## 인공위성 연료배관의 유압특성 연구

최진철<sup>1†</sup>, 김정수<sup>2</sup>

<sup>1</sup>스페이스 테크놀로지(주) 우주통신연구소

<sup>2</sup>한국항공우주연구원 위성제어연구그룹

### A STUDY ON THE PRESSURE BEHAVIOR INSIDE PROPELLANT LINE OF SATELLITE

Jin-Chul Choi<sup>1†</sup> and Jeong-Soo Kim<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Space Technologies Co., Ltd.

B-5th Fl., Technotown, 250-3, Hakyu 2-dong, Nowon-ku, Seoul 139-232, Korea

<sup>2</sup>Korea Aerospace Research Institute(KARI), Daejeon 305-600, Korea

E-mail: jcchoi@stc21.com, jskim@kari.re.kr

(Received April 18, 2002; Accepted August 2, 2002)

#### 요 약

인공위성 추진시스템의 액체연료(Hydrazine) 비정상유동 해석을 통해 연료공급 시스템내 유압 특성이 유도된다. 정상상태 연소의 경우 연료유동량은 일정하나, 추력기밸브가 갑자기 닫히면 배관내 압력은 초기 탱크압력보다 높아진다. 결국 배관내 유압은 비정상상태가 되며, 유압 및 유량은 맥동현상을 보인다. 만약 상승압력이 너무 크게 되면, 추진제(연료)가 폭발분해를 일으키며, 추력기밸브 기능에 손상을 입힐 수 있고, 하이드라진 연료의 초음속 연소현상이 발생할 가능성이 있다. 또한 반사된 충격파로 인해 압력변환기의 감도저하 및 오작동을 유발하기도 한다. 위성의 추진시스템 설계시 비정상연료의 해석이 선행되어야 하며, 본 논문에서는 여러 설계인자에 대한 연료배관내 유압특성을 MOC 유동해석을 통해 제시하였다.

#### ABSTRACT

One of the way to derive design parameters of the fuel feeding system in satellite propulsion system is to analyze unsteady flow of liquid propellant (hydrazine). During steady thruster firing the flow rate is constant: if a thruster valve is abruptly shut down among a set of thrusters, pressure spikes much higher than the initial tank pressure occur. This renders the fuel flow unsteady, and the fluid pressure and flow rate to oscillate. If the pressure spikes are high enough, there are possibilities that propellant explosively decomposes, thruster valves are damaged, and adiabatic detonation of the hydrazine propellant is potentially incurred. Reflected shockwaves could also affect the calibration and operation of the pressure transducers. These necessitate the analysis of unsteady flow in the propulsion system design, and pressure behavior inside the propellant line obtained through some governing parameter variation is presented in this work.

*Keywords:* satellite, propulsion system, propellant, pressure drop, unsteady flow, MOC

<sup>†</sup>corresponding author

## 1. 서 론

일반적으로 저궤도 인공위성의 단일추진제 공급시스템은 연료저장용 탱크, 연료여과용 필터, 연료유동 차단을 위한 래칭밸브, 추력발생을 위한 추력기 및 연료 공급배관인 추진제관으로 구성된다. 연료는 고압의 가압기체에 의해 압출되며 탱크에서부터 최종 추력기까지 이송된다. 추력기 연소실에서 연소가 발생하면서 연료는 추진제관 내부를 흐르게 되며 위성의 임무에 따라서 추력기 밸브의 여닫힘이 일어난다. 이때 추력기밸브의 갑작스런 연료유동 차단에 의해 유동의 운동에너지는 충돌에너지로 바뀌게 되며, 결국 연료압이 상승한다. 또한 추진제관이 탄성을 갖는 재질로 되어 있고 연료압이 충분히 높아 관내 체적변화가 일어나면 추진연료의 유동은 압축성 유동특성을 갖게 되고, 공급계통의 연료압이 시간에 따라 변하는 비정상 유동특성을 보인다. 이때 압력변화에 의한 밀도변화가 유발되며 압력파가 발생하게 된다. 이 압력파는 음속으로 연료 공급탱크쪽으로 전달되어 유동이 역으로 흐르게 되며 탱크에 도착한 후, 다시 추력기밸브쪽으로 이동하며 반향하게 된다. 다행히 밸브의 닫히는 시간이 상당히 길어서 파가 도달하기 전에 밸브가 열려 있다면 압력파는 연료를 따라 흘러 나가게 되어 충돌에너지에 의해 발생한 상승압력은 감소한다. 만약 위성의 임무특성상 추력기밸브의 닫히는 시간이 상당히 짧다면(수 msec), 탱크에 전파되어 진행한 압력파가 다시 추력기에 도달하였을 때 밸브가 닫혀있기 때문에 관내의 연료 유동력에 의해 발생한 압력값은 소멸되지 않고 연속적인 압력파의 왕복현상이 상당시간 유지된다. 이 특성은 연소실내로 유입되는 연료의 압력이 일정치 않음으로써 추력기 운용상 바람직하지 않은 결과를 초래할 수 있다(Obermaier & Popp 1991). 또한 상승된 압력파가 상당히 커서 추진시스템 상단부에 위치한 압력변환기 등 순간압력 상승에 민감한 전자장비의 동작 및 압력 감지특성에 손상을 초래한다. 특히 추력기밸브의 기계적 손상을 가져 올 수 있으며, 추진제의 분해 및 연소실 내 초음속 연소현상(Detonation)으로 진행될 수도 있다(Molinsky 1997).

일반적으로 이러한 비정상 유동특성을 완화시키기 위해 압력손실 유발장치인 오리피스를 공급 시스템 상단부에 설치하게 되며, 이 오리피스의 압력 손실이 결국 압력파의 진폭을 감소시킬 뿐만 아니라 빠른 시간내에 진폭을 줄임으로써 추력기 운용상 문제점을 제거 할 수 있다. 본 연구는 단일 추진제 추진시스템의 연료배관내 유동해석을 통해 여러 설계인자에 대한 유압특성을 분석하고자 한다. 해석은 계산시간이 짧고 신뢰도가 검증된 MOC(Method of Characteristics)기법을 이용하였으며(Gille & Villars 1986), 유동은 1차원 균일유동으로 가정한다. 또한 열손실은 무시하였으며, 연료의 압축성 및 추진제관의 탄성특성을 고려하였다.

## 2. 특성방정식

Euler 방정식으로 알려져 있는 비정상 유동방정식은 뉴턴의 운동 제2 법칙을 유동 유체입자에 적용하여 유도되며, 유선상에서의 지배방정식은

$$p\Delta A - \left( p + \frac{\partial p}{\partial s} \Delta s \right) \Delta A - W \sin \theta - \tau \Delta s \pi d = \frac{W}{g} \frac{dv}{dt} \quad (1)$$

이다. 여기서  $p$ 는 국소압력,  $A$ 는 관 단면적,  $s$ 는 관의 축방향 좌표,  $W$ 는 유체의 무게,  $v$ 는 유체 유동 속도,  $\tau$ 는 마찰전단력이다.

제어체적을 추진제관의 내경까지 확장하고 유체내부의 유동을 평균속도,  $V$ 로 가정하면 식(1)은

$$-\frac{1}{\gamma} \frac{\partial p}{\partial s} - \frac{\partial z}{\partial s} - \frac{f}{D} \frac{V^2}{2g} = \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \quad (2)$$

와 같이 변환된다. 또, 유체의 질량보존방정식은

$$\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dt} + \frac{1}{A} \frac{dA}{dt} + \frac{\partial V}{\partial s} + \frac{1}{ds} \frac{d}{dt}(ds) = 0 \quad (3)$$

이다. 추진제관 내부의 증가 압력은 관을 팽창시키고, 체적의 증가를 유발하여 유동속도구배의 원인이 된다. 결국 식(3)은

$$a^2 \frac{\partial V}{\partial s} + \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dt} = 0 \quad (4)$$

으로 표현할 수 있다. linear scale factor,  $\lambda$ 를 이용하고 압력값을 압력수두  $H$ 로 치환하면 식(2)와 식(4)는

$$\frac{dV}{dt} + \frac{g}{a} \frac{dH}{dt} + \frac{f}{2D} V|V| = 0 \quad \text{only when } ds/dt = a \quad (5)$$

$$\frac{dV}{dt} - \frac{g}{a} \frac{dH}{dt} + \frac{f}{2D} V|V| = 0 \quad \text{only when } ds/dt = -a \quad (6)$$

으로 표현된다.  $s$ - $t$  평면의 임의의 점  $P$ 에서 압력수두  $H$ 와 유동속도  $V$ 는 같은 값을 갖게 되고, 각 특성곡선에서의 상미방은

$$(V_P - V_L) + \frac{g}{a}(H_P - H_L) + \frac{f\Delta t}{2D} V_L|V_L| = 0 \quad (7)$$

$$(V_P - V_R) - \frac{g}{a}(H_P - H_R) + \frac{f\Delta t}{2D} V_R|V_R| = 0 \quad (8)$$

으로 표현된다. 여기에서  $L$ 은 특성곡선의 왼쪽방향 정보이고,  $R$ 은 오른쪽방향 정보이다.

### 3. 초기조건 및 해석 모델링

유동해석을 위한 모델은 그림 1과 같이 추진제 탱크, 필터, 오리피스, 래칭밸브 및 추력기로 구성되었고, 해석결과에 영향이 없는 충전/배출 밸브 및 압력변환기는 배제하였다. 그림 1의 아라비아 숫자는 해석을 위한 node이며, 네모안의 숫자는 node간 구간이다. 추력기는 총 네개이며, 이들중 위성의 임무에 따라 작동되는 추력기의 조합이 결정된다. 해석의 초기조건으로 추진제탱크의 압력은 350 psi 이며, 추력기밸브의 닫힘시간은 3 msec이다. 또한 유로상의 주요부품 압력강하 초기조건은 표 1과 같다.

표 1. 유동량별 압력강하 값.

Components	Pressure Drop (m)	Flow Rate (m <sup>3</sup> /s)
Filter	3.52	6.81 × 10 <sup>-5</sup>
Orifice	5.632	7.59 × 10 <sup>-6</sup>
Latching Isolation Valve	7.04	3.19 × 10 <sup>-5</sup>
Thruster Valve	14.08	1.94 × 10 <sup>-6</sup>

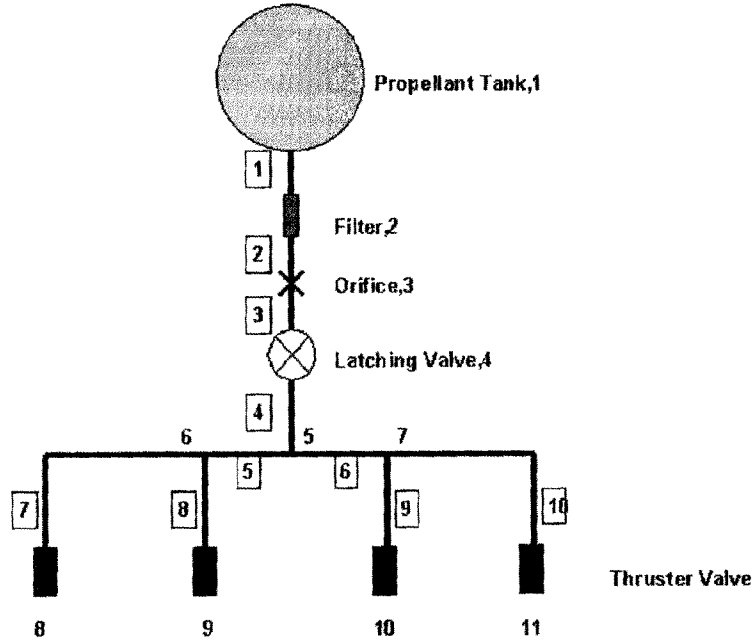


그림 1. 인공위성의 추진제 공급시스템.

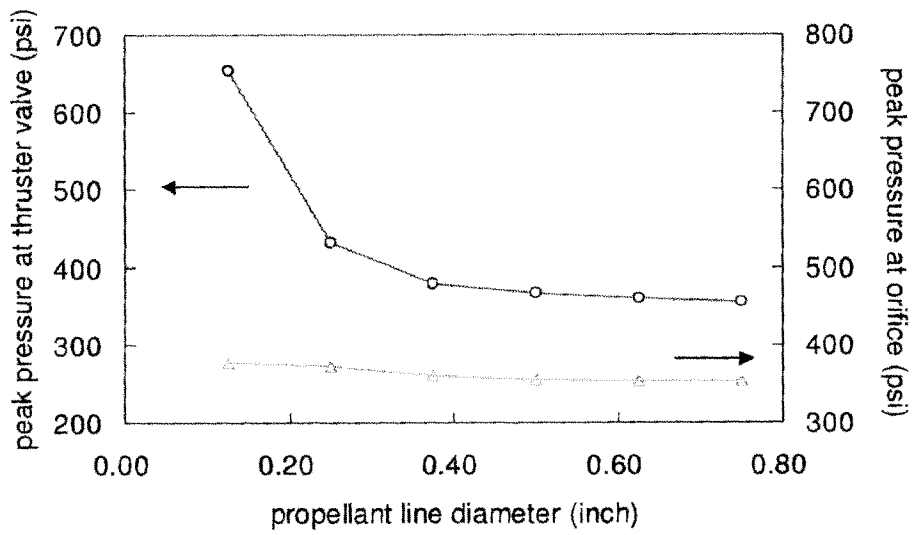


그림 2. 추진제 배관의 직경변화에 따른 최대압력.

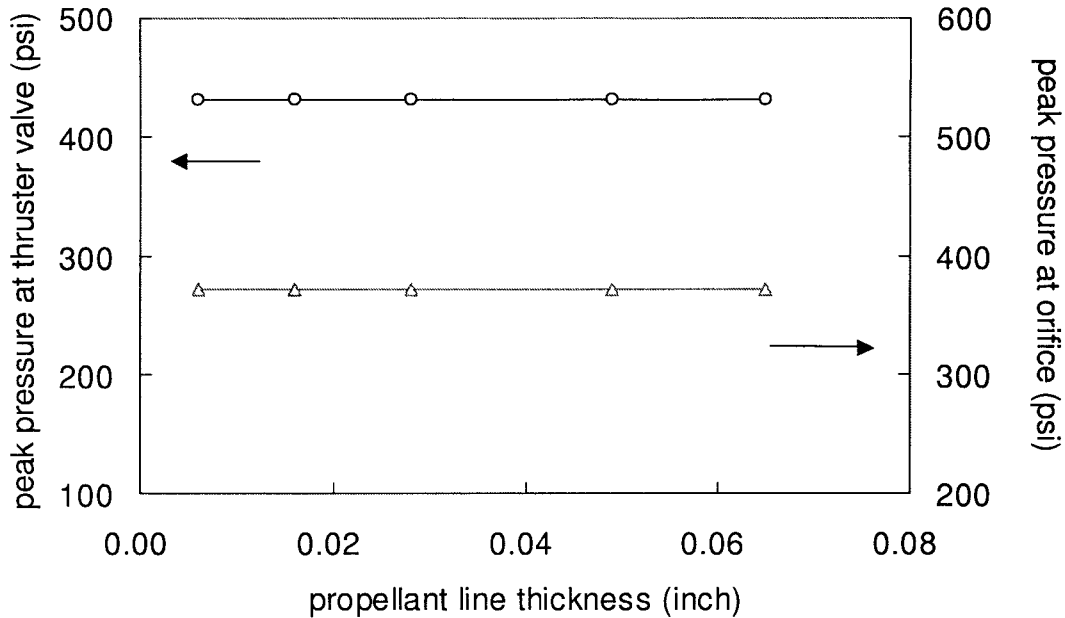


그림 3. 추진계 배관의 두께변화에 따른 최대압력.

#### 4. 해석결과

인공위성의 추진제 공급배관 내경은 추력기에 공급해야 하는 단위시간당 유량과 관계 있으며, 충분한 유량을 공급할 수 있도록 직경을 크게 해야 하나, 추진시스템 제작조건 및 무게의 제약 때문에 최적의 직경을 선택해야 한다. 그림 2는 배관의 직경변화에 따른 배관내 유동압력선도로써, 세로축의 왼쪽 좌표 값은 추력기 밸브에서 계산된 값이며 오른쪽 좌표값은 오리피스에서 계산된 압력 값이다. 직경이 작을수록 배관내 최대발생압력이 증가하고 있으며, 0.2 inch 이하에서는 급격한 상승을 보이고 있고, 0.1 inch에서는 초기압력의 2배 가까이 달하고 있다. 이러한 압력의 급상승은 유로중에 장착되어 있는 센서나 전장품의 감도저하 및 오작동을 유발하므로 적절한 배관 직경을 추진시스템 임무에 맞게 선택해야 한다.

그림 3은 연료배관의 두께 변화가 배관내 유압특성에 미치는 영향을 분석한 결과이다. 배관의 두께는 배관내에서 진동하는 압력과의 진행에 영향을 미치며, 또한 너무 얇은 두께는 상승하는 유압에 견딜 수 없게 된다. 해석결과 배관의 두께변화가(그림 2의 최대 상승압력을 견딜 수 있는 두께중 상용배관을 선정하였음) 발생 최대압력에 미치는 영향은 무시할 만 함을 알 수 있다.

일반적으로 연료배관의 재질은 추진연료에 의한 부식특성 및 제작의 용이성 등이 고려되어 선정된다. 그림 4는 배관의 재질에 따른 최대 상승압력을 분석하기 위해 도시한 그림이다. 이때 배관의 직경은 0.25 inch이며 연료는 하이드라진( $N_2H_4$ )이다. 그림 4는 연료의 상승압력이 재질의 종류에 그리 민감하지 않음을 보이고 있다.

인공위성의 임무수행시 위성에 장착된 추력기는 제어하고자 하는 축(Pitch, Yaw, Roll)에 따라 그

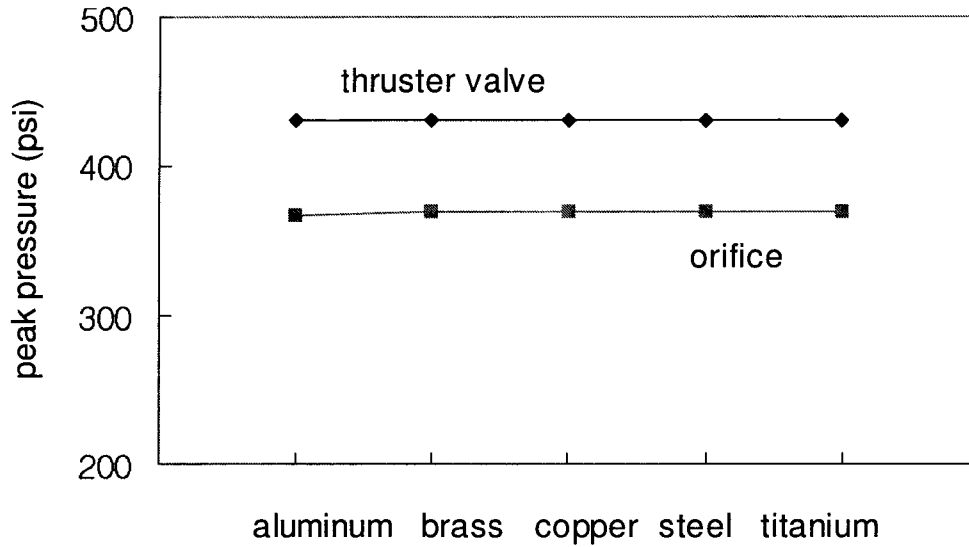


그림 4. 추진계 배관의 재질에 따른 최대압력.

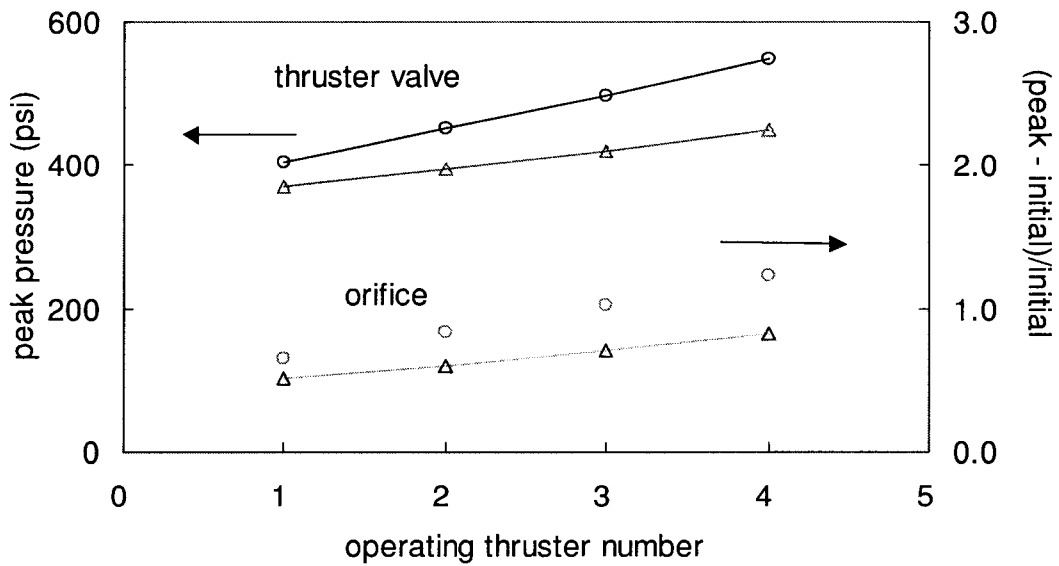


그림 5. 동작 추력기의 수에 따른 최대압력.

작동조합이 결정된다. 일반적으로 4개의 추력기를 사용하는 위성의 경우 궤도변경을 위해서는 4개 모두를 작동시키며, 자세제어시에는 제어하려는 방향에 따라 2개를 한 쌍으로 사용하게 된다. 그림 5는 작동하는 추력기의 갯수에 따른 연료배관내 압력 변화를 보여주고 있다. 작동하는 추력기의 갯수가 증가할수록 배관내 압력은 상승하고 있다. 이는 배관내에서 진동하는 압력파형이 서로 겹치면서 압력상승을 유발하는 것으로 해석된다.

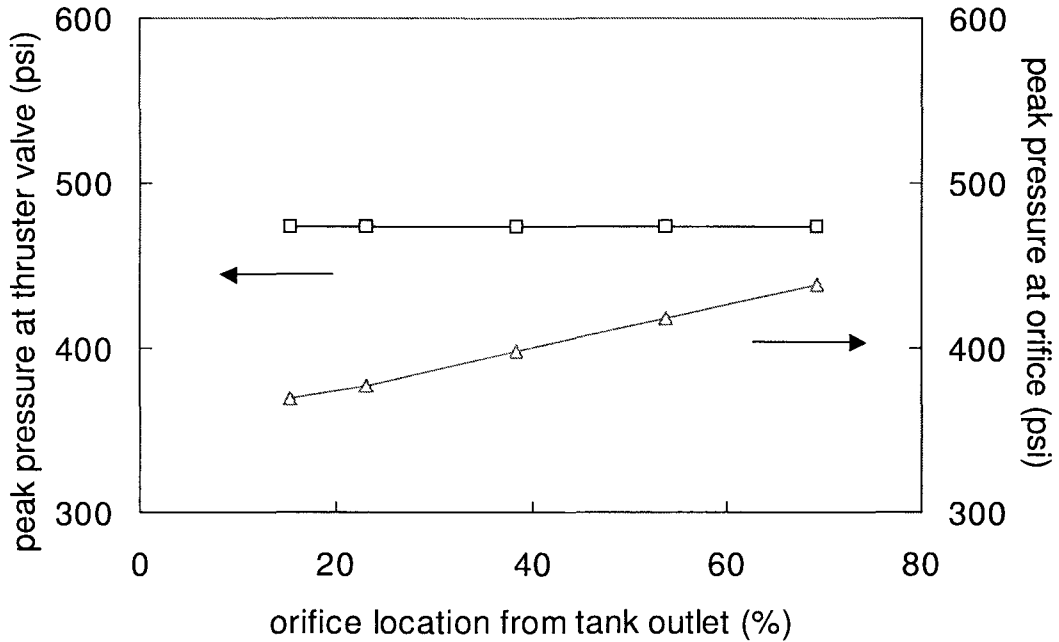


그림 6. 오리피스 위치변화에 따른 최대압력.

그림 6은 압력감쇄장치인 오리피스의 설치위치에 따른 배관내 압력을 보여주고 있다. 설치위치가 추진제탱크에서 멀수록 발생압력은 상승하였으며, 압력측정 센서 등의 전장품은 추력기밸브에서 가능한 한 먼 곳에 장착되어야 한다.

### 5. 결론

인공위성 연료유압 특성연구를 위해 하이드라진(hydrazine) 액체 추진제의 비정상 유동해석을 MOC기법으로 수행하였으며, 해석결과는 다음과 같다.

1. 배관직경이 0.2 inch이하에서 관내 압력이 급격한 상승을 보였으며, 0.1 inch에서는 초기압력의 2배에 달했다.
2. 연료배관의 두께(0.01~0.07 inch) 및 상용 배관재질의 변화가 연료배관내 최대상승압력에 미치는 영향은 적었다.
3. 추력기의 작동 갯수가 많을수록 관내 최대압력은 상승하였으며, 4개 모두 작동하는 경우 초기 압력보다 1.3배의 값을 보였다.
4. 오리피스 설치 위치에 따른 관내 압력변화의 계산결과, 오리피스에서의 발생압력은 추력기밸브쪽으로 갈수록 상승하였다.

### 참고문헌

Gille, J. P., & Villars, A. J. 1986, Transient Flow Analysis and Testing of Low-G Propellant Ac-

quisition System, Symposium on Microgravity Fluid Mechanics, Proceedings of the Winter Annual Meeting, Anaheim, pp.57-68

Molinsky, J. 1997, Water Hammer Test of the SeaStar Hydrazine Propulsion System, AIAA 97-3226

Obermaier, G., & Popp, M. 1991, Dynamic Flow Analysis of Liquid Propellant Feed System, AIAA 91-2281