

인공위성 추진기관 설계변수 도출을 위한 Hydrazine 액체 추진제의 비정상 유동해석

최진철* · 김정수**

Unsteady Flow Analysis of Liquid Hydrazine Propellant for the Design Parameter Derivation of Satellite Propulsion System

Jin-Chul Choi*, Jeong-Soo Kim**

Key Words: Satellite(인공위성), Propulsion System(추진기관), Propellant(추진제), Pressure Drop(압력손실), Unsteady Flow(비정상유동), MOC(특성방정식)

Abstract

One of the way to derive design parameters of the fuel feeding system in satellite is to analyze unsteady flow of liquid propellant (hydrazine) in the propulsion system. During steady thruster firing the flow rate is constant: if a thruster valve is abruptly shut down among a sets 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 the calculation results obtained through some governing parameter variation are presented in this work.

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 내를 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 파는 음속으로 연료 공급탱크 쪽으로 전달되어 유동이 역으로 흐르게 되며 탱크에 도착한 파는 다시 추력기밸브쪽으로 이동하며 유동도 다시 밸브쪽으로 흐르게 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 (수msec), 탱크에 전파되어 진행한 압력파가 다시 추력기에 도달하였을 때 밸브가 닫혀있기 때문에 관내의 연료 유동력에 의해 발생한 압력값은 소

* 정회원, 스페이스 테크놀로지(주)

** 정회원, 한국항공우주연구소

떨어지지 않고 연속적인 압력파의 왕복현상이 상당 시간 유지된다. 이 특성은 연소실내로 유입되는 연료의 압력이 일정치 않음으로써 추력기 운용상 바람직하지 않은 결과를 초래할 수 있다⁽¹⁾. 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)을 보일 수 있다⁽²⁾.

일반적으로 이러한 비정상 유동특성 효과를 감소시키기 위해 압력손실 유발 장치인 오리피스를 공급시스템 상단부에 설치하게 되며, 이 오리피스의 압력 손실이 결국 압력파의 진폭을 감소시킬 뿐만 아니라 빠른시간내에 진폭을 줄임으로써 추력기 운용상 문제점을 제거 할 수 있다.

따라서 본 연료 유동특성의 해석을 통해 위에서 언급한 현상을 미리 예측하여, 인공위성 추진기관의 설계변수를 도출하고자 한다. 해석은 계산시간이 짧고 신뢰도가 검증된 MOC기법을 이용하였으며⁽³⁻⁵⁾, 유동은 1차원 균일유동으로 가정한다. 또한 열손실은 무시하였으며, 연료의 압축성 및 추진제관의 탄성특성을 고려하였다.

2. 특성방정식

Euler 방정식으로 알려져 있는 비정상 유동방정식은 Newton's Second Law를 유동 유체입자에 적용하여 유도되며, 유선상에서의 유동방정식 다음과 같다.

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

제어체적을 추진제관의 내경까지 확장하고 유체내부의 유동을 평균속도, V 로 가정하면 식(1)은 아래와 같이 변형된다.

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

또 유체의 질량보존방정식은 식(3)과 같다.

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

추진제관 내부의 증가 압력은 관을 팽창시키고, 체적의 증가를 유발하여 유동속도구배의 원인이 된다. 결국 식(3)은 아래 식으로 표현할 수 있다.

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

linear scale factor, λ 를 이용하고 압력값을 압력수두 H 로 치환하면 식(2)와 식(4)는 아래와 같이 표현된다.

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

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

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

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

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

여기에서 L 은 특성곡선의 왼쪽방향 정보이고, R 은 오른쪽방향 정보이다.

3. 초기조건 및 해석변수

유동해석을 위한 모델은 Fig. 1과 같이 추진제

탱크, 필터, 오리피스, 래칭밸브 및 추력기만을 고려하였고, 해석결과에 영향이 없는 충전/배출 밸브 및 압력변환기는 배제하였으며, 잉여추력기 및 연결배관도 고려하지 않았다.

유로상의 주요부품 압력강하 초기조건은 Table 1과 같으며, 유동특성 해석을 위한 매개변수는 Table 2와 같다.

4. 해석결과

Fig. 2는 오리피스 장착 유무에 따른 맥동압력의 시간변이를 보여주고 있다. 이때 압력계산위치는 추력기밸브 입구이고, 추력기밸브 닫힘 시간은 3msec이며, 추진제관 직경은 1/4 inch, 관두께는 0.016 inch이다.

오리피스가 장착되지 않은 경우 시간이 경과하여도 발생한 압력진폭은 거의 줄어들지 않고 있다. 이러한 압력진동이 추력기 연소실 연소전 연료압력에 영향을 주어 불안정한 연소특성을 유발할 수 있다.

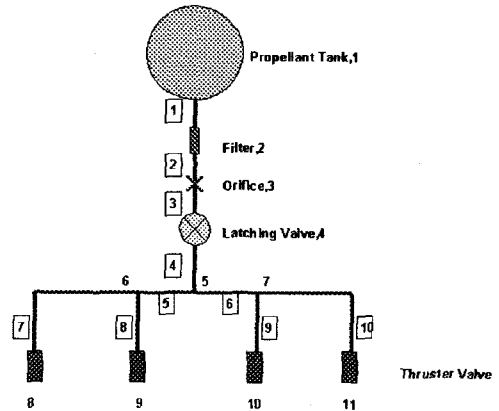


Fig. 1 Propellant supplying system of KOMPSAT2.

오리피스가 장착된 경우, 시간경과에 따라 압력값이 현저히 감소하고 있으며 추력기밸브가 닫히고 0.85초가 지난 후에는 초기 압력진폭의 약 30%정도로 상당히 감소하게 된다.

Table 1 Pressure drop as a function of flow rate.

Components	Pressure Drop (m)	Flow Rate (m ³ /s)
Filter	3.52	6.81x10 ⁻⁵
Orifice	5.632	7.59x10 ⁻⁶
Latching Isolation Valve	7.04	3.19x10 ⁻⁵
Thruster Valve	14.08	1.94x10 ⁻⁶

Table 2 Variables and parameter variations employed for analysis.

Variables	Range
Line Diameter	1/8, 1/4, 3/8 (inch)
Line Thickness	0.006, 0.016, 0.028 (inch)
Line Roughness	3, 5, 7 (x10 ⁻⁶ m)
Line Material	Steel, AL, Titanium
Valve Closing Time	1, 3, 6 (msec)
Orifice Location	23.1, 38.5, 53.8 (% from tank outlet)
Thruster Valve Operation Number	1 to 4
Thruster on/off Time	10, 15, 20 (msec)
Tank Initial Pressure	250, 350 (psi)

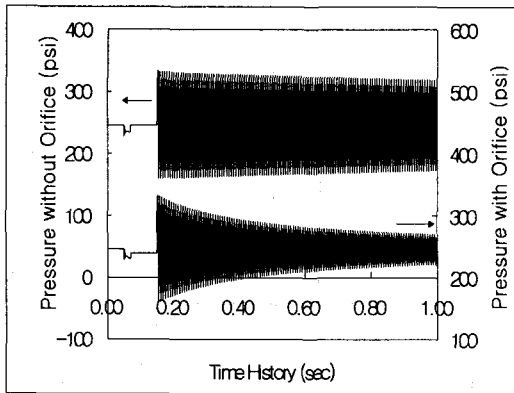


Fig. 2 Transient pressure oscillation with time history.

이는 추력기밸브에서 발생한 압력파가 탱크까지 도달하였다가 다시 추력기쪽으로 전파하면서 유로 중간에 설치된 오리피스에 의해 압력손실이 유발되기 때문이다. 따라서 위성의 미소 자세제어의 경우 안정된 연소실 압력조건을 유지하기 위하여 오리피스에 의한 맥동압력 조절역할이 중요함을 발견할 수 있다.

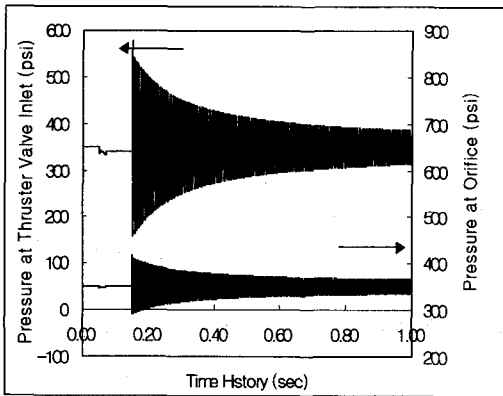


Fig. 3 Pressure distribution at thruster valve inlet and at orifice.

Fig. 3은 추력기밸브 닫힘 시간이 1msec, 추진체관 직경이 0.25 inch, 관두께 0.016 inch, 추력기밸브에서 래칭밸브까지의 거리 2m인 경우의 시간경과에 따른 연료 압력 변이를 나타낸다. 계산 위치는 추력기밸브 입구와 오리피스 전단이며,

추진체탱크 초기압력은 350 psi이다. 이때 맥동압력 제어를 위해 직경이 1.2mm인 오리피스를 Fig. 1과 같이 장착하였다. 그림에서 볼 수 있듯이 추력기밸브는 15msec에서 닫히며 닫힘과 동시에 급격한 압력상승을 보이고 있다. 이후 오리피스에 의해 압력감소가 급격히 일어나고 있으나, 오리피스 전단부의 압력상승은 그리 크지 않다. 특히 최대압력치는 밸브가 닫히는 순간에 나타나며, 맥동압력 변이는 오리피스에 도달하면서 현저하게 감소함을 알 수 있다. 따라서 작동압력 (Operating Pressure)이 낮은 전장품인 압력변환기의 장착위치를 오리피스 상류에 위치시키는 것이 비정상 압력파에 의한 파손방지 측면에서 유리함을 예측할 수 있다.

5. 결론

인공위성 추진기관 설계변수 도출을 위한 하이드라진(hydrazine) 액체 추진제의 비정상 유동해석을 MOC기법으로 수행하였으며 해석결과는 다음과 같다.

1. 오리피스가 없는 경우보다 장착시에 시간에 따른 맥동압력이 현저하게 감소하였으며, 추력기밸브가 닫히고 난 0.85초 후에 압력진폭이 초기 압력진폭에 비해 30%까지 감소하였다.
2. 최대 맥동압력은 추력기밸브 및 오리피스 전단부 모두에서 밸브가 닫히는 순간에 최대치를 보였으며, 시간에 따른 맥동압력은 추력기밸브에서보다 오리피스 전단부에서 현저하게 감소하였다.

후 기

본 논문은 다목적실용위성 2호 추진기관 설계에 관련된 내용의 일부임을 밝힙니다.

참고문헌

- (1) G. Obermaier and M. Popp, "Dynamic Flow Analysis of Liquid Propellant Feed System", AIAA Paper 91-2281.
- (2) J. Molinsky, "Water Hammer Test of the SeaStar Hydrazine Propulsion System", AIAA 97-3226.

- (3) J.P. Gille and A.J. Villars, "Transient Flow Analysis and Testing of Low-G Propellant Acquisition System", Symposium on Microgravity Fluid Mechanics, Proceedings of the Winter Annual Meeting, Anaheim, CA, ASME, New York, pp.57-68, 1986.
- (4) W. Zielke, "Digital Simulation of Airplane Hydraulic System", ASME Symposium Paper: State-of-the-Art of Fluid Transients, 71-WA/FE-21, 1971.
- (5) M.J. Maxwell and J.E. Garner, "HTRAN Enhancements that Meet Aerospace Hydraulic System Analysis Needs", SAE Paper 881363, October 1988.
- (6) E. Benjamin Wylie and Victor L. Streeter, "Fluid Transients in Systems", Princes Hall, 1993.
- (7) B.B Sharp, "Water Hammer", Edward Arnold, 1981.