

위성 추진시스템의 추력제어밸브 작동에 따른 추진제 비정상 유동 특성

김정수*, 한조영**, 이균호***

Transient Flow Behavior of Propellant with Actuation of Thrust Control Valve in Satellite Propulsion System

Jeong-Soo Kim*, Cho-Young Han**, Kyun-Ho Lee***

Abstract

Satellite propulsion system is employed for orbit transfer, orbit correction, and attitude control. The monopropellant feeding system in the low-earth-orbit satellite blowdowns fuel to the thrust chamber. The thrust produced by the thruster depends on fuel amount flowed into the combustion chamber. If the thruster valve be given on-off signal from on-board commander in the satellite, valve will be opened or closed. When the thrusters fire fuel flows through opened thruster valve, instantaneous stoppage of flow in according to valve actuation produces transient pressure due to pressure wave. This paper describes transient pressure predictions of the KOMPSAT-2 propulsion system resulting from latching valve and thrust control valve operations. The time-dependent set of the fluid mass and momentum equations are calculated by MOC.

초 록

위성 추진계는 궤도 천이와 수정 및 제어에 사용된다. 저궤도 위성의 단기추진제 공급 시스템은 추력기 연소실로 연료를 밀어내어 공급한다. 추력기에 의해 생성되는 추력은 연소실로 공급되는 연료량에 종속된다. 만약 위성에 탑재된 명령기로부터 추력기 밸브에 개폐 신호가 주어지면 밸브는 개방되거나 닫힌다. 개방된 추력기 밸브를 통해 연료가 유입될 때 밸브의 작동에 의한 순간적인 흐름 단절은 압력파에 의한 비정상 압력을 발생시킨다. 이 논문에는 래칭 밸브와 추력제어 밸브의 작동에 의한 다목적실용위성 2호 추진계의 비정상 압력이 예측되어 있다. 시간-종속 유체질량 및 운동량 방정식은 특성곡선해법(MOC)으로 계산된다.

키워드 : 추진 시스템(propulsion system), 추진제(propellant), 압력 손실(pressure drop), 비정상 유동(transient flow), 특성곡선해법(MOC), 추력제어 밸브(thrust control valve)

* 위성제어연구그룹/jskim@kari.re.kr

** 위성제어연구그룹/cyhan@kari.re.kr

*** 위성제어연구그룹/khlee@kari.re.kr

1. 서 론

저궤도 인공위성의 단일추진제 (mono-propellant) 추진시스템은 하이드라진을 연료로 사용하며 촉매반응에 의해 추력을 발생시킨다. 추진제탱크(propellant tank)에 저장된 연료는 가압 기체에 의해 연소실에 공급되며 연소실에 들어가기 직전에 설치된 추력제어 밸브(thrust control valve or thruster valve)에 의해 유입 연료량이 제어되고 제어된 연료량에 의해 인공위성 임무수행에 필요한 추력이 얻어진다.

인공위성의 정밀한 자세제어를 위해서는 연소실에 유입되는 연료의 양을 작게 할수록 좋으며, 적은 연료 유입량을 얻기 위해 추력제어 밸브의 개폐 시간이 짧도록 밸브를 제작할 필요가 있다. 일반적으로 저궤도 위성용 1 lbf 급 추력제어 밸브의 열림 시간(open-time)은 20ms 정도이고 닫힘 시간(closing-time)은 10ms이다. 인공위성의 임무궤도(mission orbit) 진입시나 궤도 수정(orbit correction)시 추력기에는 정상상태 연소(steady state burn)가 일어나야 하므로 추력제어 밸브를 일정시간 동안 열어 놓아야 한다. 위성의 태양 및 지구획득모드(sun point and earth search mode)와 탑재체 임무수행을 위한 자세유지모드(attitude hold mode) 수행시에는 여러 추력기의 연소조합에 의해 추력 벡터를 얻을 수 있으며, 요구되는 3축(roll, pitch, yaw축) 제어가 가능하게 된다. 이때 추력제어밸브는 연소 로직(firing logic)에 맞게 여닫히게 되며, 추력기에는 펄스 연소(pulse burn)가 일어난다.

위에서 언급한 여러 형태의 제어 모드에서 추력기는 펄스 및 정상상태 연소를 하게 되며 연속적 혹은 비주기적인 추력제어 밸브의 작동에 따른 연료의 비정상 유동이 불가피하게 발생하고 특히 빠른 밸브의 닫힘에 의한 수격 효과(water hammering effect)가 연료 공급시스템 내에 발생한다.

본 연구에서는 인공위성 임무수행을 위한 추력제어 밸브의 작동이 연료공급계통에 미치는 비정상 유동특성을 계산함으로써 위성 추진시스템의 신뢰성 있는 설계자료를 얻고자 한다. 유동특성 계산을 위해 사용한 모델은 다목적실용위성 2호

(KOMPSAT-2) 위성이다. 이 위성의 추진시스템은 단일추진제 추진시스템이며 연료는 촉매반응이 안정적인 하이드라진(hydrazine, N₂H₄)을 사용한다. 추진시스템의 신뢰성 향상을 위해 여분의 연료공급 계통을 갖고 있으며 주추력기(primary thruster)가 고장으로 작동불능 상태거나 위성이 안전유지모드(safe hold mode) 상태가 되면 여분의 부추력기(redundant thruster) 및 추진공급계통을 이용하도록 설계되어 있다.

2. 해석 방법

2.1 특성곡선해법

추진시스템 연료공급계통의 유동연료에 대한 연속 및 모멘텀 방정식을 특성식 해법에 의해 변환하면 아래 식과 같다.

$$\lambda \left[p_x \left(V + \frac{1}{\lambda \rho} \right) + p_r \right] + [v_x (V + \lambda \rho a^2) + v_r] + \frac{fV|V|}{2D} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{dx}{dt} = V + \frac{1}{\lambda \rho} = V + \lambda \rho a^2 \quad (2)$$

위 식에서 $\lambda = \pm \frac{1}{\rho a}$ 및 $\frac{dx}{dt} = V \pm a$ 이다.

만일 x가 시간에 상관된 함수라면 양과 음의 값 λ를 식(1)과 식(2)에 대입함으로써 식(3) 및 식(4)와 같은 상미방이 유도된다.

$$C^+ \left\{ \begin{array}{l} \frac{dx}{dt} = V + a \\ \frac{dV}{dt} + \frac{1}{\rho a} \frac{dp}{dt} + \frac{fV|V|}{2D} = 0 \end{array} \right\} \quad (3)$$

$$C^- \left\{ \begin{array}{l} \frac{dx}{dt} = V - a \\ \frac{dV}{dt} - \frac{1}{\rho a} \frac{dp}{dt} + \frac{fV|V|}{2D} = 0 \end{array} \right\} \quad (4)$$

x-t 평면상의 임의의 점에서 유체압력 p와 속도 V는 식(3)과 식(4)에서 같은 값을 갖게 되므로 각 특성곡선상의 상미방은 식(5)와 식(6) 같이 유한 차분화된다.

$$C^+ : (V_P - V_{Le}) + \frac{1}{\rho a} (p_P - p_{Le}) + \frac{f \Delta t}{2D} V_{Le} |V_{Le}| = 0 \quad (5)$$

$$C^- : (V_P - V_{Ri}) - \frac{1}{\rho a} (p_P - p_{Ri}) + \frac{f \Delta t}{2D} V_{Ri} |V_{Ri}| = 0 \quad (6)$$

여기에서 Le 는 P점을 기준으로 왼쪽의 알려진 값이며, Ri 은 오른쪽의 알려진 값이다. 위식에서 사용된 마찰계수(friction factor) f 와 파속(wave speed) a 는 아래식과 같다.

$$\frac{1}{f^{1/2}} = -2.0 \log \left(\frac{\epsilon/D}{3.7} + \frac{2.51}{Re_D f^{1/2}} \right)$$

$$a = \sqrt{\frac{K/\rho}{1 + 2(1+\mu) \frac{K}{E} \left[\frac{(D/2+t)^2 + (D/2)^2}{(D/2+t)^2 - (D/2)^2} - \frac{2\mu(D/2)^2}{(D/2+t)^2 - (D/2)^2} \right]}}$$

2.2 초기조건 및 해석변수

추진연료 공급을 위한 추진시스템은 그림 1과 같이 추진제 탱크, 필터, 오리피스, 래칭 밸브(latching valve), 추력제어 밸브(thruster valve) 및 추진제 공급라인(propellant line)으로 구성된다. 위성의 임무수행 중 잔존하는 연료량을 계산하기 위해 추진제탱크내 가압력을 측정해야 하는데 연료압 측정용 압력변환기(pressure transducer)는 탱크에서 가까운 부분에 장착되며 측정되는 압력은 필터 입구부 압력과 유사하다. 따라서 본 계산에서는 필터와 압력변환기 압력을 같게 놓았다. 그림에서도 볼 수 있듯이 연료공급시스템은 주연료 공급계통(primary fuel feeding system)과 부연료 공급계통(redundant fuel feeding system)으로 구성되며 주추력기(primary thruster)가 고장나면 부추력기(redundant thruster)로 연료유로가 변경되어 공급된다. 추력기 상류에 설치된 래칭 밸브로 연료유동을 차단할 수 있으며 래칭 밸브 하나가 닫히면 4개의 추력기에 연료공급이 중단된다. KOMPSAT-2 위성은 4개의 추력벡터를 조합해야 임무에 필요한 추력 및 추력방향을 얻을 수 있도록 설계되어 있으며 3축방향 제어를 위한 추력기 조합은 표 1과 같다.

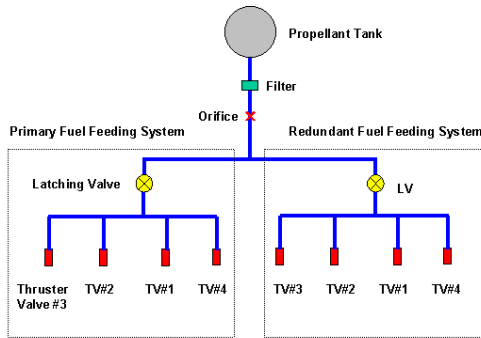


그림 1. KOMPSAT-2 연료공급 시스템

표 1. 3축 제어를 위한 추력기 조합

	Roll	Pitch	Yaw
+ (Primary)	P3+P4	P2+P3	P2+P4
- (Primary)	P1+P2	P1+P4	P1+P3
+ (Redundant)	R3+R4	R2+R3	R2+R4
- (Redundant)	R1+R2	R1+R4	R1+R3

표 2. 추진제 물성치

Density (kg/m ³)	Viscosity (Ns/m ²)	Bulk Modulus (Pa)
1009	0.0009	4.18x10E+9

표 3. 추진제 라인의 기계적 물성치

외경(m)	두께(m)	탄성(Pa)	거칠기(m)	포아송비
0.00554	0.0004	2.20x10E+11	3.0x10E+6	0.35

추진제 및 추진제라인의 물리적 특성치는 표 2 및 표 3과 같으며 공급 유로상의 주요부품들의 최대 작동압력 (Maximum Operating Pressure, MOP) 및 임의의 연료 유동량에서의 압력강하치는 표 4에 제시되어 있다.

표 4. 주요부품의 최대 작동압력 및 압력 강하

Major Components	MOP (psi)	Pressure Drop (m) @Flow Rate (m ³ /s)
Filter	600	3.520@6.81x10E-5
Pxdcr	400	0
Orifice	>700	5.632@7.59x10E-6
Latching Valve	450	7.040@3.19x10E-5
Thruster Valve	600*	14.080@1.94x10E-6

* Maximum Non-operating Pressure

3. 결과 및 고찰

추력제어 밸브의 동작에 따른 연료공급계통내 비정상 연료압력파동은 흐르는 유체의 갑작스런 차단으로 인한 운동에너지의 압력에너지 변환으로부터 기인한다. 공급 계통내 제어밸브의 닫힘 시간이 짧을수록 유체의 운동에너지 대부분이 압력에너지로 변환되기 때문에 공급 계통내 최대압력은 상승하게 되며, 연료유동속도가 빠를수록 파동압력은 커지게 된다. 상승된 최대압력은 연료공급 계통내 주요부품의 성능 및 기능에 영향을 줄 수 있으므로 설계단계에서 최대 압력상승치가 주요부품의 허용 작동 압력(Maximum Operating Pressure, MOP)보다 작도록 설계가 요구된다. 단 추력기 밸브의 경우 추력기 연소시에는 파동 압력 상승이 존재하지 않으므로 압력허용치를 최대 비작동 압력 (Max. Non-Operating Pressure, MNOP)으로 정하였다.

그림 2는 추력기밸브의 닫힘시간 변화에 따른 연료공급 계통내 최대 파동 압력을 도시한 그림이다. 이때 연료 가압력은 위성 임무초기(BOL) 압력인 350 psi 이며, 주추력기가 연소하는 경우이다. 추력기 밸브의 닫힘 요구 시간에 대한 설계치는 10 ms이나 실제밸브의 작동시간은 이보다 짧으며 KOMPSAT-2의 실제 닫힘시간은 5 ~ 6 ms로 예상된다. 따라서 설계시간보다 짧은 1 ms 및 3 ms에

서의 최대파동압력을 예상할 필요가 있다. 그림에서 나타나듯이 추력기에서의 파동 압력이 1 ms의 밸브 닫힘에서 3 ms나 10 ms에 비해 40 psi 이상의 높은 값을 보이고 있다.

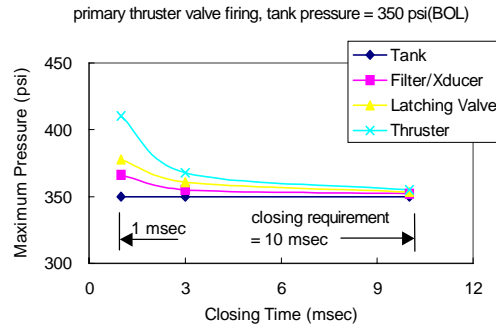


그림 2. 추력기 밸브 닫힘 시간에 따른 최대 압력

all redundant thrusters firing, tank pressure = 350 psi(BOL), thruster valve closing time = 1 msec

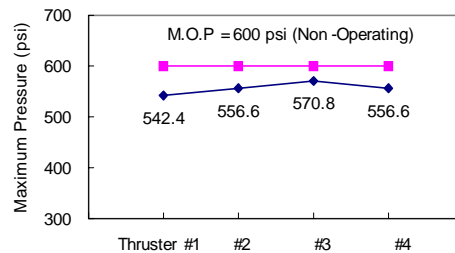


그림 3. 각 주추력기에서의 최대 압력

그림 3은 모든 주추력기 연소후 갑작스런 추력기 밸브 닫힘에 의해 발생할 수 있는 최대 연료압을 나타낸 그림이다. 이때 연료의 가압력은 350 psi 이며, 추력기밸브 닫힘시간은 실제 추력기 밸브 작동 시간보다 훨씬 짧은 1 ms이다. 모든 주추력기에서 계산된 최대압력이 밸브의 최대 비작동 압력(MNOP)보다 작은 값을 보이고 있다. 따라서 실제 밸브 작동에 따른 최대 파동 압력은 이보다 더 작은 값을 갖게 되므로 파동압력 상승에 따른 추력기 밸브의 기능손상은 예상되지 않는다.

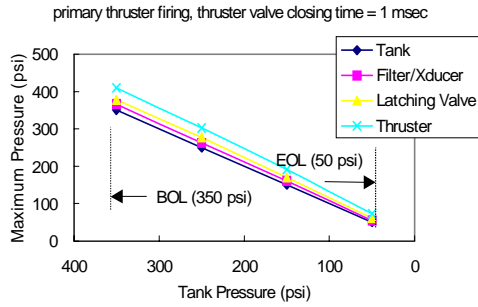


그림 4. 연료 기압력에 따른 최대 압력

그림 4는 위성의 임무초기(BOL)에서 임무말기(EOL)까지 연료의 기압력이 변함에 따라 발생하는 최대 파동 압력 분포를 보이고 있다. 위성 추진계의 임무수행에 따른 연료의 소모로 인해 추진제 탱크의 압력은 임무초기 350 psi 에서 수명을 다하는 임무종료 시점에 50 psi 로 떨어지게 된다. 그림에서 볼 수 있듯이 최대 파동 압력은 연료소모가 일어날수록 선형적으로 작아지고 있다.

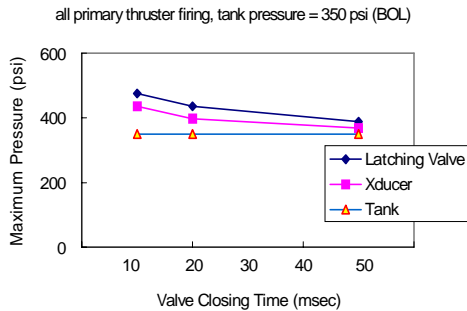


그림 5. 래칭 밸브 닫힘 시간에 따른 최대 압력

위성의 안전유지모드(safe hold mode)나 주추력 시스템의 고장이 발생할 경우에 주래칭 밸브를 닫고 부래칭 밸브를 열어서 부추력 시스템을 가동해야 한다. 이러한 가정에서 래칭 밸브 차단에 의한 파동압력을 계산하여 그림 5에 도시하였다. 이때 모든 주추력기의 추력제어 밸브가 열린 상태이며 주래칭 밸브를 10 ~ 50 ms로 닫는 경우이고 가

압력은 350 psi 이다. 래칭 밸브의 닫힘 시간에 대한 설계요구사항이 20 ms이므로 이보다 더 작은 10 ms에 대해서도 계산하였다. 밸브의 닫힘 시간이 짧을수록 파동 압력은 커지고 있다. 이 압력이 래칭 밸브 상단에 위치한 압력 변환기에서의 압력 상승을 유발하고 있으며 닫힘 시간이 10 ms인 경우에는 이 부품의 최대작동압력(MOP) 400 psi 보다 큰 값을 보이고 있다. 이러한 압력상승은 압력 변환기 측정 성능에 저하를 야기할 수 있으므로 최대 압력 상승이 MOP보다 작도록 압력 변환기의 장착 위치를 변경시키거나 래칭 밸브의 닫힘시간을 충분히 길도록 설계해야 한다.

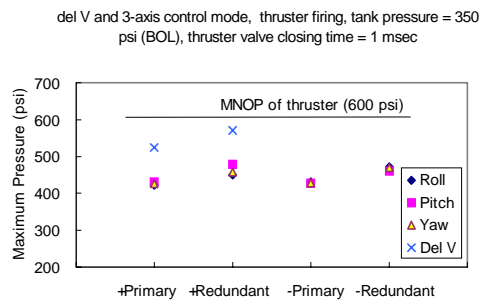


그림 6. 3축 제어 모드에서의 최대 압력

그림 6은 태양 지향 모드(sun point mode)와 지구 탐색 모드(earth search mode) 및 자세 유지 모드에서 3축 자세제어를 위한 4개의 추력이 조합(표 1 참조)에 따른 연소 상태에서 갑작스런 밸브 닫힘이 일어날 경우의 파동압력 분포이다. 이때 추진제 탱크내 압력은 350 psi 이고 추력기밸브 차단시간은 1 ms이다. 추력기 모두가 작동하는 ΔV 모드에서 가장 높은 압력상승을 보이고 있으며 상대적으로 3축(roll, pitch, yaw) 제어시에 발생하는 압력 상승값은 작다. 주추력기 연소 때보다 부추력기 연소시에 더 큰 압력 상승을 보이고 있으며 이는 래칭 밸브에서 추력기까지의 추진제라인이 더 길어서 흐르는 유체가 갖고 있는 운동에너지가 더 크기 때문이다. 모든 추력기 조합에서 최대 상승압력이 MNOP보다 작은 값을 보이고 있어 밸브의 기능에 영향이 없는 것으로 판단된다.

4. 결 론

다목적실용위성 2호 추진시스템의 추력제어 밸브 작동에 따른 추진제 비정상 유동 특성에 대한 예측을 위해 MOC 기법으로 수행한 해석결과는 다음과 같다.

1. 추력기밸브 닫힘시간이 1 ms일 때, 3 ms나 10 ms에 비해 최대압력이 40 psi 이상의 높은 값을 보였다.
2. 실제 추력기 밸브 작동 시간보다 훨씬 짧은 1 ms에서도 모든 주추력기에서 계산된 최대 압력값은 밸브의 최대 비작동 압력(MNOP)보다 작은 값을 보였다.
3. 주래칭 밸브가 10 ms로 닫힐 경우 래칭 밸브 상단에 위치한 압력 변환기에서의 압력 상승값이 MOP보다 크게 나타났다.
4. 3축 제어시에 발생하는 압력 상승값은 주추력기 연소때보다 부추력기 연소시에 더 큰 값을 보였다.

참 고 문 헌

1. Obermaier, G. and Popp, M., "Dynamic Flow Analysis of Liquid Propellant Feed System", AIAA Paper 91-2281, 1991
2. Molinsky, J., "Water Hammer Test of the SeaStar Hydrazine Propulsion System", AIAA 97-3226, 1997
3. Wylie, E. Benjamin and Streeter, Victor L., Fluid Transients in Systems, Prentice Hall, 1993
4. Sharp, B. B, Water Hammer, Edward Arnold, 1981