

위성 추진시스템의 추력제어밸브 작동에 따른 추진제 비정상 유동 특성

김정수* 한조영* 최진철**

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

Jeong-Soo Kim*, Cho-Young Han*, and Jin-Chul Choi**

Key Words: Propulsion System(추진시스템), Propellant(추진제), Pressure Drop(압력손실), Transient Flow(비정상유동), MOC(특성방정식), Thrust Control Valve(추력제어밸브)

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 KOMPSAT2 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 Method of Characteristics (MOC).

1. 서 론

저궤도 인공위성의 단일추진제(Monopropellant) 추진시스템(Propulsion System)은 하이드라진(Hydrazine)을 연료로 사용하며 촉매반응에 의해 추력을 발생시킨다. 추진제탱크(Propellant Tank)에 저장된 연료는 가압기체에 의해 연소실에 공급되며 연소실에 들어가기 직전에 설치된 추력제어밸브(Thrust Control Valve or Thruster Valve)에 의해 유입연료량이 제어되고 제어된 연료량에 의해 인공위성 임무수행에 필요한 추력이 얻어진다.

인공위성의 정밀한 자세제어를 위해서는 연소실에 유입되는 연료의 양을 작게 할수록 좋으며 적은 연료유입량을 얻기위해 추력제어밸브의

on-off 시간이 짧도록 밸브를 제작할 필요가 있다. 일반적으로 저궤도 위성용 1 lbf 급 추력제어밸브의 열림시간(Open-time)은 20 msec정도이고 닫힘시간(Closing-time)은 10msec이다. 인공위성의 임무궤도(Mission Orbit) 진입이나 궤도수정(Orbit Correction)시 추력기에는 정상상태연소 (Steady State Burn)가 일어나야 하므로 추력제어밸브를 일정시간 동안 열어 놓아야 한다. 위성의 태양 및 지구획득모드(Sun Point and Earth Search Mode)와 페이로드(Payload) 임무수행을 위한 자세유지모드(Attitude Hold Mode) 수행시에는 여러 추력기의 연소조합에 의해 추력벡터를 얻을 수 있으며, 요구되는 Roll, Pitch, Yaw축 제어가 가능하게 된다. 이때 추력제어밸브는 연소로직(Firing Logic)에 맞게 여닫히게 되며, 추력기에는 펄스연소(Pulse Burn)가 일어난다.

* 정희원, 한국항공우주연구원

** 정희원, 스페이스 테크놀로지(주)

위에서 언급한 여러형태의 제어모드에서 추력기는 Pulse 및 Steady State Burn을 하게 되며 연속적인 혹은 비주기적인 추력제어밸브의 작동에 따른 연료의 비정상 유동이 불가피하게 발생하며 특히 빠른 밸브의 닫힘에 의한 수격효과(Water Hammering Effect)가 연료 공급시스템 내에 발생한다.

본 연구에서 인공위성 임무수행을 위한 추력제어 밸브의 작동이 연료공급계통에 미치는 비정상 유동특성을 계산함으로써 위성 추진시스템의 신뢰성있는 설계자료를 얻고자 한다. 유동특성계산을 위해 사용한 모델은 KOMPSAT2 위성이며 이 위성의 추진시스템은 단일 추진제 추진시스템이고 연료는 촉매반응이 안정적인 하이드라진(Hydrazine: N₂H₄)이다. 추진시스템의 신뢰성(Reliability)향상을 위해 여분의 연료공급계통을 갖고 있으며 주추력기(Primary Thruster)가 고장으로 작동불능상태거나 위성이 안전유지모드(Safe Hold Mode) 상태가 되면 여분의 부추력기(Redundant Thruster) 및 추진공급계통을 이용하도록 설계되어 있다.

2. Method of Characteristics

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

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

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

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

만일 x 가 시간에 상관된 함수라면 양과 음의 값 λ 를 식(1)과 식(2)에 대입함으로써 식(3) 및 식(4)와 같은 상미방이 유도된다.

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

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

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

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

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

여기에서 Le 는 P점을 기준으로 왼쪽의 알려진 값이며, Ri 은 오른쪽의 알려진 값이다.

위식에서 사용된 Friction Factor, f 와 Wave Speed, a 는 아래식과 같다.

$$\frac{1}{f^{1/2}} = -2.0 \log \left(\frac{\epsilon/D}{3.7} + \frac{2.51}{Re_D f^{1/2}} \right) \quad (7)$$

$$a = \sqrt{\frac{K/\rho}{1 + 2(1+\mu) \frac{K}{E} \left[\frac{(D/2+t)^2 + (D/2)^2}{(D/2+t)^2 - (D/2)^2} - \frac{2\mu(D/2)^2}{(D/2+t)^2 - (D/2)^2} \right]}} \quad (8)$$

3. 초기조건 및 해석변수

추진연료 공급을 위한 추진시스템은 Fig. 1과 같이 추진제탱크, 필터(Filter), 오리피스(Orifice), 래칭밸브(Latching Valve), 추력제어밸브(Thruster Valve) 및 추진제 공급라인(Propellant Line)으로 구성된다. 위성의 임무수행중 잔존하는 연료량을 계산하기 위해 추진제탱크내 가압력을 측정해야 하는데 연료압 측정용 압력변환기(Pressure Transducer)는 탱크에서 가까운 부분에 장착되며 측정되는 압력은 필터입구부 압력과 유사하다. 따라서 본 계산에서는 필터와 압력변환기 압력을 같게 놓았다. 그림에서도 볼 수 있듯이 연료공급 시스템은 주연료공급계통(Primary Fuel Feeding System)과 부연료공급계통(Redundant Fuel Feeding

System)으로 구성되며 주추력기(Primary Thruster)가 고장나면 부추력기(Redundant Thruster)로 연료가 선회되어 공급된다. 추력기 상류에 설치된 래칭밸브(Latching Valve)로 연료유동을 차단할 수 있으며 래칭밸브 하나가 닫히면 4개의 추력기에 연료공급이 중단된다. KOMPSAT2 위성은 4개의 추력벡터를 조합해야 임무에 필요한 추력 및 추력방향을 얻을 수 있도록 설계되어 있으며 3축방향 제어를 위한 추력기 조합은 Table 1과 같다.

Table 1 Thruster Combination for 3-axis Control

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

유로상의 주요부품 최대 작동압력 (Maximum Operating Pressure) 및 임의의 연료 유동량에서의 압력강하치는 Table 2와 같으며, 추진제 및 추진제라인의 물리적 특성치는 Table 3 및 Table 4와 같다.

Table 2 Maximum Operating Pressure of Major Components and Pressure Drop

Major Components	MOP (psi)	Pressure Drop (m) @Flow Rate (m ³ /s)
Filter	600	3.520@6.81x10E-5
Pressure Transducer	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

Table 3 Propellant Properties

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

Table 4 Mechanical Properties of Propellant Line

Outer Diameter (m)	Thickness (m)	Elasticity (Pa)	Roughness (m)	Poisson Ratio
0.00554	0.0004	2.20x10E+11	3.0x10E+6	0.35

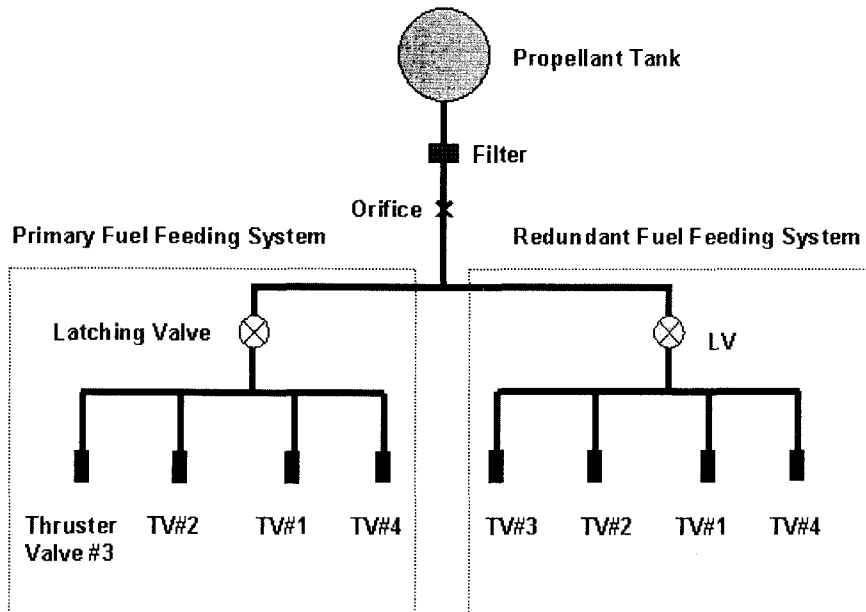


Fig.1 Schematic of fuel feeding system in KOMPSAT2

4. 해석결과

추력제어밸브의 동작에 따른 연료공급계통내 비정상 연료압력파동은 흐르는 유체의 갑작스런 차단으로 인한 운동에너지의 압력에너지 변환으로부터 기인한다. 공급계통내 제어밸브의 닫힘시간이 짧을수록 유체의 운동에너지 대부분이 압력에너지로 변환되기 때문에 공급계통내 최대압력은 상승하게 되며, 연료유동속도가 빠를수록 파동압력은 커지게 된다. 상승된 최대압력은 연료공급계통내 주요부품의 성능 및 기능에 영향을 줄 수 있으므로 설계단계에서 최대 압력상승치가 주요부품의 허용 작동압력치(Maximum Operating Pressure)보다 작도록 설계가 요구된다. 단 추력기밸브의 경우 추력기 연소시에는 파동압력상승이 존재하지 않으므로 압력허용치를 비작동압력(Maximum Non-Operating Pressure)으로 정하였다.

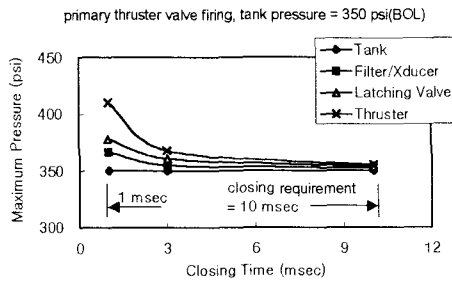


Fig. 2 Maximum pressure with thruster valve closing time.

Fig.2는 추력기밸브의 닫힘시간 변화에 따른 연료공급계통내 최대 파동압력을 도시한 그림이다. 이때 연료가압력은 위성 임무초기(BOL) 압력인 350 psi이며, 주추력기가 연소하는 경우이다. 추력기밸브의 닫힘요구시간에 대한 설계치는 10 msec이나 실제밸브의 작동시간은 이보다 짧으며 KOMPSAT2의 실제 닫힘시간은 5~6 msec로 예상된다. 따라서 설계시간보다 짧은 1 msec 및 3 msec에서의 최대파동압력을 예상할 필요가 있다. 그림에서 나타나듯이 추력기에서의 파동압력이 1 msec의 밸브닫힘에서 3 msec나 10 msec에 비해 40 psi 이상의 높은값을 보이고 있다.

Fig. 3은 모든 주추력기 연소후 갑작스런 추력기밸브 닫힘에 의해 발생할 수 있는 최대 연료압

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

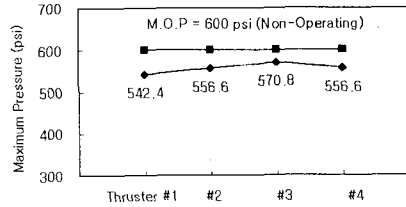


Fig. 3 Maximum pressure at each redundant thruster.

을 나타낸 그림이다. 이때 연료의 가압력은 350 psi이며, 추력기밸브 닫힘시간은 실제 추력기 밸브작동시간보다 훨씬 짧은 1 msec이다. 모든 주추력기에서 계산된 최대압력이 밸브의 최대비작동압력(MNOP)보다 작은 값을 보이고 있다. 따라서 실제밸브작동에 따른 최대파동압력은 이보다 더 작은 값을 갖게 되므로 파동압력 상승에 따른 추력기밸브의 기능손상은 예상되지 않는다.

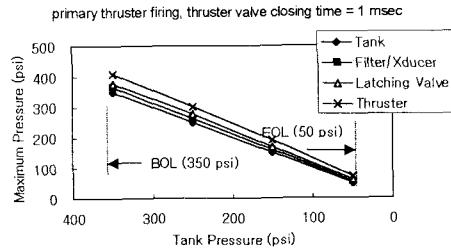


Fig. 4 Maximum pressure with tank pressure.

Fig. 4는 위성의 임무초기(BOL)에서 임무말기(EOL)까지 연료의 가압력이 변함에 따라 발생하는 최대파동압력분포를 보이고 있다. 위성 추진계의 임무수행에 따른 연료의 소모로 인해 추진제 탱크의 압력은 임무초기 350 psi에서 수명을 다하는 임무종료 시점에 50 psi로 떨어지게 된다. 그림에서 볼 수 있듯이 최대파동압력은 연료소모가 일어날수록 선형적으로 작아지고 있다.

위성의 안전유지모드 (Safe Hold Mode)나 주추력시스템의 고장이 발생할 경우에 주래칭밸브를 닫고 부래칭밸브를 열어서 부추력시스템을 가동해야한다. 이러한 가정에서 래칭밸브 차단에 의한 파동압력을 계산하여 Fig. 5에 도시하였다.

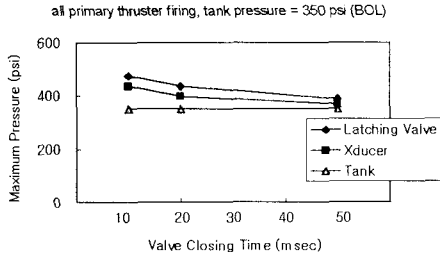


Fig. 5 Maximum pressure with latching valve closing time.

이때 모든 주추력기의 추력제어밸브가 열린 상태이며 주래칭밸브를 10~50 msec로 닫는 경우이고 가압력은 350 psi이다. 래칭밸브의 닫힘시간에 대한 설계요구사항이 20 msec이므로 이보다 더 작은 10 msec에 대해서도 계산하였다. 밸브의 닫힘시간이 짧을수록 파동압력은 커지고 있다. 이 압력이 래칭밸브 상단에 위치한 압력변환기에서의 압력상승을 유발하고 있으며 닫힘시간이 10 msec인 경우에는 이 부품의 MOP(400psi)보다 큰 값을 보이고 있다. 이러한 압력상승은 압력변환기 측정성능에 저하를 야기할 수 있으므로 최대 압력상승이 MOP보다 작도록 압력변환기의 장착 위치를 변경시키거나 래칭밸브의 닫힘시간을 충분히 길도록 설계해야 한다.

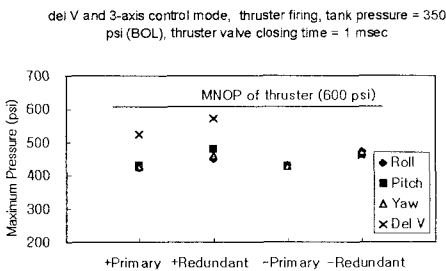


Fig. 6 Maximum pressure at 3-axis control mode.

Fig. 6은 Sun Point Mode, Earth Search Mode, 자세유지모드에서 3축 자세제어를 위한 4개의 추력기 조합(Table 1참조)에 따른 연소상태에서 갑작스런 밸브닫힘이 일어날 경우의 파동압력 분포이다. 이때 추진제탱크내 압력은 350 psi이고 추력기밸브 차단시간은 1 msec이다. 추력기 모두가 작동하는 Del V 모드에서 가장 높은 압력상승을

보이고 있으며 상대적으로 Roll, Pitch, Yaw 제어시에 발생하는 압력상승값은 작다. 주추력기 연소때보다 부추력기 연소시에 더 큰 압력상승을 보이고 있으며 이는 래칭밸브에서 추력기까지의 추진제라인이 더 길어서 흐르는 유체가 갖고있는 운동에너지가 더 크기 때문이다. 모든 추력기 조합에서 최대 상승압력이 MNOP보다 작은 값을 보이고 있어 밸브의 기능에 영향이 없는 것으로 판단된다.

5. 결론

KOMPSAT2 위성 추진시스템의 추력제어밸브 작동에 따른 추진제 비정상 유동 특성에 대한 예측을 위해 MOC기법으로 수행한 해석결과를 다음과 같다.

1. 추력기밸브 닫힘시간이 1 msec일 때, 3 msec나 10 msec에 비해 최대압력이 40 psi 이상의 높은 값을 보였다.
2. 실제 추력기 밸브작동시간보다 훨씬 짧은 1 msec에서도 모든 주추력기에서 계산된 최대압력 값은 밸브의 최대비작동압력(MNOP)보다 작은 값을 보였다.
3. 주래칭밸브가 10 msec로 닫힐 경우 래칭밸브 상단에 위치한 압력변환기에서의 압력상승값이 MOP보다 크게 나타났다.
4. Roll, Pitch, Yaw 제어시에 발생하는 압력상승 값은 주추력기 연소때보다 부추력기 연소시에 더 큰 값을 보였다.

참고문헌

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