우주발사체 가압시스템 설계

홍문근* · 정용갑* · 김영목*

On the Pressurization System for a Launch Vehicle

Moongeun Hong* · Yong-Gahp Chung* · Young-Mog Kim*

ABSTRACT

Consulting Stout & Snell's paper[1], design approaches for the pressurization system for a launch vehicle are introduced. We have outlined the typical system requirements and a dynamic model of the pressurization system. A brief summary on the control loop design for multiple on-off valve control systems has been also presented.

초 록

Stout & Snell[1]이 수행했던 설계 과정을 기초로 하여 우주발사체 추진제 가압시스템 설계에 대한 기본적인 내용을 정리한다. 발사체 설계 초기 결정되어야 하는 가압시스템 요구 조건과 전반적인 시스템에 대한 물리적인 모델에 대한 내용을 소개하고, 온/오프 솔레노이드 밸브를 이용하는 가압 제어 시스템 설계에 대한 기본적인 내용 간략히 정리한다.

Key Words: Pressurization System(가압시스템), On-off Solenoid Valve(온/오프 솔레노이드 밸브)

1. 서 론

우주발사체 추진제 가압시스템은 추진기관이 가압식 혹은 터보펌프식이냐에 따라 추진제 가압 크기가 기본적으로 달라진다. 터보펌프식 추진기관의 경우 상대적으로 작은 압력으로 추진제를 가압하기 때문에 추진제 탱크 무게를 크게 줄일 수 있어 전체적인 발사체 성능이 향상된다. 터보펌프식 추진기관에서는 연소실 압력이 펌프에 의해서 공급되므로 터보펌프식 엔진에서의 가압시스템의 일차적인 목적은 펌프에서 캐비테이션이 발생하지 않도록 펌프 입구에서의 추진제 압력을 유지하는 것이다. 또한 이차적으로는 여러 구조적인 하중에 의해 추진제 탱크가 파손되지 않도록 적당한 압력을 제공하여야 한다.

비활성 기체, 즉 일반적으로 사용되고 있는 헬륨을 가압용 가스로 이용하는 경우 압력 제어용 하드웨어에 따라 크게 3가지로 나누어진다고 볼 수 있다. 즉 레귤레이터를 이용하는 방법과, 비례제어밸브를 이용하는 방법, 그리고 본 논문에서 고려하는 온/오프 솔레이노이드 밸브를 이용하는 방법이다. 한편 가압 압력 변화가 가능하고, 반응속도가 상대적으로 빠르며 개발 비용이

* 한국항공우주연구원 추진제어그룹
연락저자, E-mail: conquet@kari.re.kr

적게 소요되는 온/오프 솔레노이드 밸브를 사용한 가압시스템이 현재까지 국내 개발 우주발사체 추진제 가압시스템의 최우선 후보로 고려되고 있다.

본 논문에서는 온/오프 솔레이노이드 밸브를 이용한 가압시스템 설계 방안에 대한 기초적인 내용을 간략히 정리하도록 한다. 기본적인 설계 접근 방안은 Stout & Snell 논문 내용을 기초하였다[1]. 우주발사체 추진제 가압시스템의 기본적인 설계 과정은 우선 시스템 요구조건을 결정하고, 요구조건과 부합되는 물리적인 모델링을 세우고 가압 제어시스템을 구축하는 것으로 이루어져 있다. 이러한 일련의 과정에 대한 기초적인 내용을 정리하도록 한다.

2. 시스템 요구조건

가압시스템 설계를 위해서는 우선 결정되어져야 하는 여러 설계 규격들은 다음과 같다.

→ 헬륨 저장 조건 (초기 조건): 압력, 온도
→ 열교환기 사용 여부: 탱크 입구 도달 온도
→ 추진제 탱크 부피 및 초기 얼리지 부피
→ NPSH (Net Positive Suction Head) 및 추진제 탱크 구조 한계 조건
→ 추진제 유량 배출량
→ 솔레노이드 밸브의 schedule
→ Loop closure rate

위 설계 항목 중 가압시스템의 가압 압력 밴드를 결정하는 것은 NPSH와 추진제 탱크의 구조 한계로써 Stout & Snell[1]의 경우 압력 제어 밴드폭이 대략 5psi에 불과하다(Figure 1 참조).

비행 운영 시에는 추진제 방출량에 따른 얼리지 부피 증가분을 보완할 수 있을 만큼 충분한 양의 헬륨 제공이 가능해야 하는 반면, 동시에 초기 엔진 시동 전 매우 작은 얼리지를 제어할 수 있는 매우 작은 양의 헬륨을 공급할 수 있어야 한다. 따라서 온/오프 솔레노이드 밸브를 통한 가압시tm템의 경우 여러 오피리스 조합을 통해 가압가스의 공급량을 다양하게 조절할 수 있어야 한다.

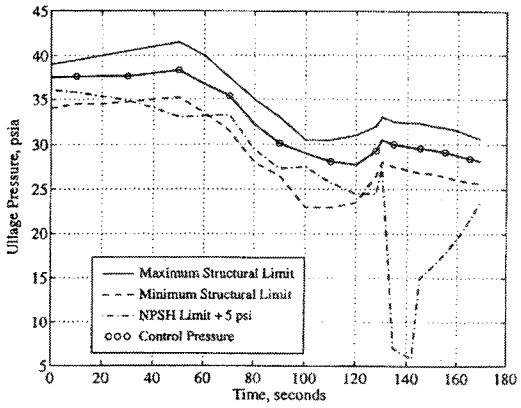

Fig. 1 LOX ullage control pressure range[1]

3. 물리적 모델링

Figure 2에서 두 개의 추진제 얼리지 탱크와 한 개의 헬륨 가압 탱크간의 물리적 모델링에 대한 개념도를 확인할 수 있으며 모델링은 기본적으로 이 세 개의 컨트롤 영역 간에서의 다음과 같이 에너지보존법칙에 의해 전개된다.

$$\frac{dQ}{dt}+\frac{dW_{ext}}{dt}= \left(\frac{dE}{dt}\right)_{cv}+\left(\frac{pdV}{dt}\right)_{cv}+\dot{m}_o h_o+\dot{m}_i h_i$$

또한 세 영역간 이동하는 헬륨의 유량은 솔레이노이드 밸브와 연결된 오리피스에서 발생하는 초킹 유동에 의해 다음과 같이 결정된다.

$$\dot{m}= C_d A\times\rho^*(p_0,T_0)\times C^*(p_0,T_0)$$

$Z\simeq 1$이고 $R=c_p-c_v$, $\gamma=c_p/c_v$라 가정하면 추진제 탱크 얼리지 압력은 다음과 같이 유도된다[1].

$$\frac{dp}{dt}=\frac{K_1}{V}C_d A+\frac{\gamma-1}{V}\frac{dq}{dt}-\frac{\gamma F}{V}p \quad (1)$$

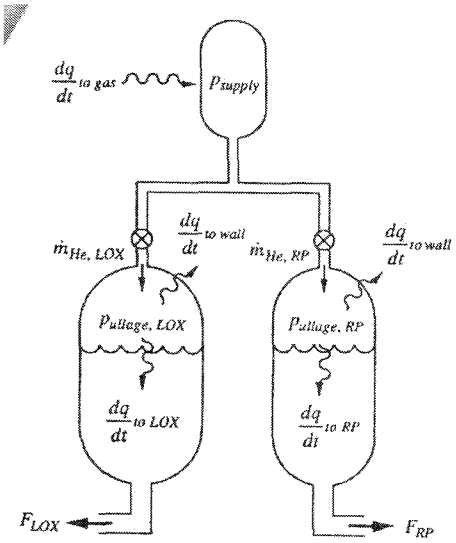

Fig. 2 Schematic for dynamic modelling of pressurization system[1]

4. 제어 루프

Equation (1)로부터 유효 제어입력 전달함수는 다음과 같다.

$$\frac{p}{C_d A}(s) = \frac{K_1 / V}{s + (\gamma F / V)}$$

Break frequency와 bandwidth 각각 F, V와 K_1, F에 의해 결정되는데 불연속적인 C_dA 값을 제공하는 솔레노이드 온/오프 밸브의 경우 limit tracking error를 줄이기 위해 한 개의 밸브가 아닌 여러 개의 밸브를 사용하고, 각 조합에서의 hysteresis와 그에 따른 C_dA switch level를 선정한다. 온/오프 솔레노이드 밸브에 의해 발생되는 제어시스템 limit cycle의 크기와 주파수는 describing function analysis를 활용하여 예측한다.

한편 제어시스템의 bandwidth는 Nyquist frequency, 외부교란 처리능력, 제어시스템 phase delay, 밸브 limit cycle등을 고려하여 선정한다.

5. 결 론

기존에 발표된 논문[1]을 바탕으로 온/오프 솔레이노이드 밸브를 이용한 가압시스템 설계 방안에 대한 기초적인 내용을 간략히 요약하였으며, 본 내용 통해서 현재 개발 중인 우주발사체 액체추진기관의 추진제 가압시스템 설계에 대한 전반적이고 기본적인 내용을 소개하고자 하였다.

감 사 의 글

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. Stout, P. W. and Snell, S. A., "Multiple On-Off Valve Control for a Launch Vehicle Tank Pressurization System," Journal of guidance, control, and dynamics, Vol. 23, No. 4, July-August 2000, pp.611-619