

액체로켓 기체공급계의 추진제 진동특성 및 제어기술 동향

조남경* · 고희석* · 한상엽* · 조인현*

Review of Propellant Vibration and Control of Liquid Rocket Fuselage Feeding System

Namkyung Cho* · Hyunseok Kho* · Sangyeop Han* · Inhyun Cho*

ABSTRACT

Fuselage propellant feeding system should supply propellants to engine with required flow rate, temperature and pressure. Propellant vibration in engine and feeding line changes feeding characteristics, and frequently inhibits to satisfy the required feeding requirements. Sloshing and POGO vibration are known to be the major vibration phenomena. Concerning sloshing and POGO, vehicle control and structural dynamics aspects are extensively studied, whereas, its effect on propellant feeding performance is not clearly understood. This paper focuses on the deviation of required feeding performance due to propellant vibration. Overall characteristics of propellant vibration and its effect on propellant supply to engine are reviewed and control mechanism for suppressing vibration is introduced.

초 록

액체로켓 기체공급계는 추진제를 요구되는 유량, 온도, 압력으로 엔진에 공급하여야 한다. 이를 위한 정상상태의 공급특성은 기존의 열역학 및 열전달, 유체역학 이론을 적용하여 해석하며 방법론이 잘 정립되어 있다. 발사체의 비행 중에 발생하는 탱크와 공급배관에서 추진제의 진동은 정상상태의 공급특성을 변하게 하며 추진제공급 요구조건을 만족시키지 못하게 한다. 이러한 진동을 발생시키는 것으로서 발사체의 가속도로 인한 슬로싱 및 엔진의 추력섭동에 의해 배관 내 추진제가 진동하는 포고 불안정이 있다. 포고와 슬로싱에 의한 발사체 제어와 구조측면에서 미치는 영향에 대해서는 기존에 많은 연구가 있으나 추진제 공급특성에 미치는 영향에 대해서는 잘 알려져 있지 않다. 본 연구에서는 추진제의 진동이 엔진으로의 추진제 공급에 미치는 영향을 기존 자료를 이용하여 살펴보고 진동을 제어하기 위한 기구를 살펴본다.

Key Words: Propellant(추진제), Vibration(진동), Sloshing(슬로싱), POGO(포고), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOX(액체산소)

1. 서 론

액체로켓 기체공급계는 추진제를 요구되는 유

량, 온도, 압력으로 엔진에 공급하는 시스템이다. 정상상태의 공급특성은 기존의 열역학, 열전달, 유체역학적 이론을 적용하여 해석하며 이를 위한 방법론은 잘 정립되어 있다. 발사체 기체공급계를 해석하는데 있어 이러한 정상상태의 공급특성 뿐 아니라 추진제의 진동에 의한 공급특성을 함께

* 한국항공우주연구원 추진제이팀
연락처자, E-mail: cho@kari.re.kr

고려하여야 한다.

추진제는 발사체 전체무게의 약 90%를 차지하기 때문에 추진제가 진동할 경우 발사체 제어 및 구조에 큰 영향을 미치게 된다. 예를 들어 발사체가 자세제어를 위해 피치(pitch)나 롤(roll) 동작을 한다면 추진제는 관성에 의해 가속을 받는 반대 방향으로 쏠리게 된다. 이 경우 발사체의 무게 중심이 변하게 되며 발사체 제어를 어렵게 한다.

또한 추진제의 진동은 그 자체가 큰 하중요소가 되어 탱크 구조물에 큰 부하를 발생시킨다. 추진제의 진동은 직접적인 형태의 구조부하를 발생시킬 뿐 아니라 추진제를 공급받아 추력을 발생시키는 엔진의 추력 진동으로 연결되며 추력 진동은 다시 추진제를 담고 있는 배관 구조물의 진동을 유발한다. 배관 구조물이 진동할 경우 엔진에 유입되는 추진제의 유량이 진동하게 되며 이는 엔진의 추력특성을 불안정하게 할 뿐 아니라 다시 구조적 진동을 유발할 수 있다.

위에서 살펴본 바와 같이 추진제의 진동은 크게 발사체의 가속에 의한 추진제의 관성력에 의한 직접적 진동과, 탱크 및 배관 등 추진제 저장 및 이송구조물에서의 진동으로 인한 2차적 진동으로 나눌 수 있다. 발사체 가속으로 인한 진동은 슬로싱(sloshing) 현상으로 대표되어 왔으며 슬로싱이 발사체 제어 및 구조에 미치는 영향에 대하여 많은 연구가 수행되어 왔다[1][2]. 또한 이송구조물의 진동에 의한 추진제의 진동은 액체로켓 추진기관에서의 포고(POGO) 현상으로 대표되어 많은 연구가 수행되었다[3][4].

포고와 슬로싱이 발사체 제어측면과 구조물에 미치는 영향에 대해서는 기존에 많은 연구가 있으나 추진제 공급특성에 주는 영향에 대해서는 잘 알려져 있지 않다. 전 비행구간에 걸쳐 유량, 온도, 압력 요구조건에 맞추어 엔진으로 추진제를 공급해야 하는 기체공급계의 관점에서 볼 때 추진제의 진동이 공급특성에 미치는 영향을 파악하는 것은 매우 중요하다. 본 연구에서는 슬로싱 및 포고 현상에 대한 기존연구의 핵심적인 내용을 살펴보고 추진제의 진동이 엔진으로의 추진제 공급에 미치는 영향에 대하여 중점적으로 검토한다. 또한 기존의 발사체에 적용되었던 진동 제어기구

를 기구를 소개한다.

2. 추진제 진동현상 고찰

2.1 비행체 가속에 의한 추진제 진동 (슬로싱)

비행체의 가속과 추진제 진동의 상호작용에 대한 개략도를 Fig. 1에 제시하였다. 제어명령에 의해 발사체가 가속을 하게 되면 추진제는 관성에 의해 슬로싱 진동을 하게 되며 다시 발사체에 구조적 하중(slosh force)을 주며 발사체 무게 중심의 변화를 일으킨다. 이 때 탱크 내에서의 추진제 진동에 의해 추진제 온도 및 가압가스의 온도가 변화하게 되어 결과적으로 엔진으로 공급되는 추진제의 압력, 온도, 유량을 변화시키게 된다.

Figure 2는 추진제 탱크에서의 슬로싱 진동에 의한 추진제 표면의 변화를 보여준다. 추진제가 진동하면 추진제와 고온의 가압가스와의 접촉면적이 넓어지게 된다. 추진제는 가압가스 뿐 아니라 벽면과 접촉하게 됨으로서 추가적으로 온도 상승이 발생되게 된다. 요구온도 이하의 극저온 추진제 온도를 유지하는 것은 안정적인 터보펌프의 운용을 위한 필수조건이므로 이러한 온도 상승은 최소화하는 것이 필요하다. 또한 가압가스 측면에서 보면 극저온 추진제와의 열전달의 증가에 의해 가압가스의 온도를 크게 낮아져서 가압가스 소요량이 커질 수 있고, 극저온 추진제 접촉면에서의 증발이 클 경우 증발증기에 의해 탱크 얼리지부 압력이 급격하게 높아져 벤트 밸브를 작동시켜야 할 수 있다. 벤트 밸브가 작동할 경우 가압가스와 추진제의 소모가 발생한다.

이러한 극저온 추진제 온도상승 또는 표면에서의 증발은 추진제의 저장시간이 상대적으로 긴 2단 및 3단에서 보다 심각한 문제일 수 있다.

1단이 운용되는 동안 2단 및 3단에서 슬로싱에 의한 극저온 추진제 증발로 인해 압력이 상승할 경우 압력을 빼주기 위하여 벤트밸브를 개방하게 되는데 이 경우 액체가 방출될 수 있으며 이는 추진제의 손실을 유발하고 추진제가 방출되어 증발함으로 인해 예기치 않은 추력을 발생시킬 수 있다[5].

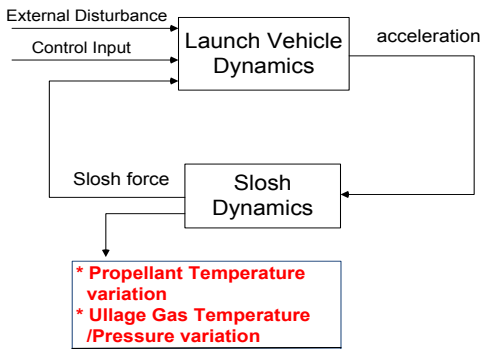


Fig. 1 Schematics of Slosh dynamics of propellant

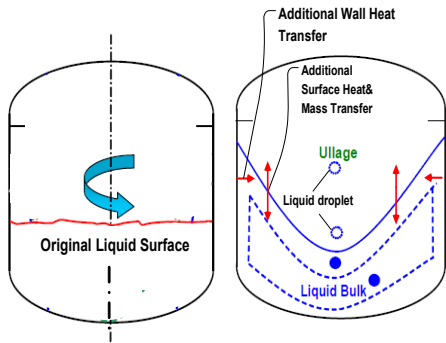


Fig. 2 Schematics of Slosh Vibration in Tank

2.2 구조물 진동에 따른 추진제 진동(포고)

Figure 3은 구조물 진동에 의해 추진제가 진동하는 포고불안정의 과정을 보여준다. 엔진에서의 추력섭동은 발사체 구조물을 진동시키고, 이어서 추진기관 배관내의 추진제를 진동시키며 이에 따라 엔진에 공급되는 추진제의 유량이 진동함으로써 추력섭동이 발생하게 되는 닫힌계(closed loop)의 형태를 보여준다. 이러한 진동은 발사체의 추력 자체를 변화시켜서 원하는 궤도를 비행하지 못하게 하거나 페이로드에 과도한 하중을 가하게 되어서 손상을 입힐 수 있다. (ex. 프랑스의 Diamant-II에서 POGO 현상에 의한 Payload의 손상, Saturn V의 엔진의 긴급 정지 등) [1][2] 포고억제장치(Pogo Suppression Device, PSD) 장치는 추진기관 산화제 와 연료 공급 기관에 댐핑 혹은 스프링 역할을 하는 장치를 장착하여서 추진 기관의 고유수를 낮추어서 발사

체의 구조물의 진동에 의한 포고(POGO) 현상의 발생을 억제하는 것이다. Fig. 4는 PSD 장치의 효과를 잘 설명해 주고 있다. PSD 장치와 같은 댐핑 장치 장치를 장착함으로써 추진기관의 고유진동수가 낮아짐으로써 추진기관의 공명(resonance)현상을 억제한다.

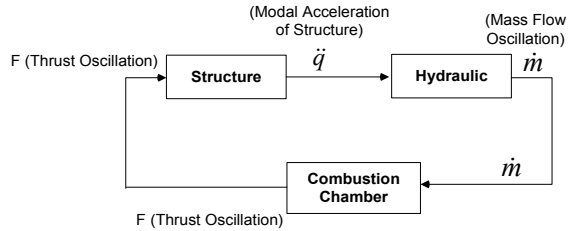


Fig. 3 POGO instability loop

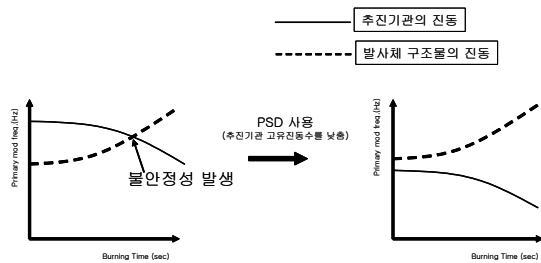


Fig. 4 POGO suppression with PSD

3. 추진제 진동의 해석

2.1 슬로싱에 의한 추진제 온도상승 해석

슬로싱 진동은 극저온 추진제 표면 근처의 추진제 온도를 상승시켜 엔진에 공급할 수 없는 상부의 가열된 액체산소 층을 증가시킨다. Fig. 5는 표면근처의 극저온 추진제 온도상승부(warmed layer)의 증가특성을 보여준다[6]. 가압 가스부와 접하는 표면부는 압력에 따른 포화온도를 유지하며 비행 초기에는 매우 얇은 영역에서만 가열이 된다. 가열열량(q)은 온도구배에 비례($q \propto k \Delta T / \Delta y$)하며 초기에는 가열층의 깊이(Δy)가 적음으로 인해 큰 열량이 유입되게 된다. 가열시간(발사체 비행시간)이 증가함에 가열층의 깊이가 증가하며 온도구배는 감소한다. 가

열층(warmed area)은 터보펌프로의 공급 온도조건을 만족하지 못하는 불용 추진제로서 추력에 기여하지 못하고 발사체의 무게를 증가시키게 된다. 슬로싱에 의해 표면에서 액체산소로의 유입열량은 급격하게 증가하게 되며 이에 따라 가열층이 증가하게 된다.

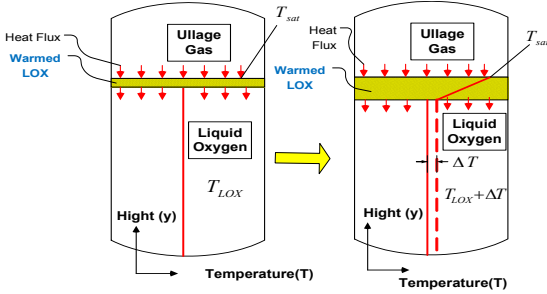


Fig. 5 Schematics of warmed LOX layer increment

슬로싱 모드는 진폭에 따라 Fig. 6과 같이 선형모드와 비선형모드로 구분된다. 선형모드와 비선형모드에서의 열전달 특성은 Eq. (1)의 Péclet수로 표현된다[7].

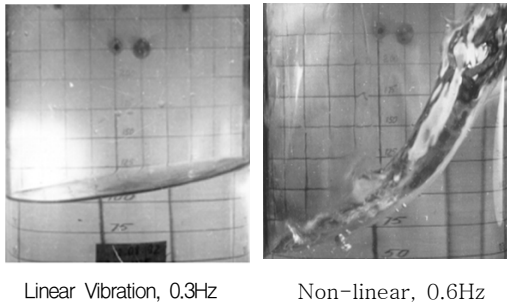


Fig. 6 Sloshing modes

$$Pe_L = Re_L \cdot Pr = \frac{LV}{\alpha} \quad (1)$$

Eq. (1)에서 L은 특성길이, V는 특성속도, α 는 열방출계수(thermal diffusivity, $\alpha = \rho C_p / k$)를 의미한다. 슬로싱 진동이 있는 경우의 속도 V를

액체의 진폭(A_{liq})과 주파수(f_{liq})로 표현하면, $V = A_{liq} \cdot f_{liq}$ 로 표현되고, 이 경우 슬로싱 진동이 있는 경우의 Péclet수(Pe_s)는 탱크의 반경 R_t 를 이용하여 식(2)와 같이 표현된다.

$$Pe_s = \frac{A_{liq} \cdot f_{liq} \cdot R_t}{\alpha} \quad (2)$$

슬로싱 진동이 있는 경우의 열전달 계수(Nu_s)와 슬로싱 진동이 없는 경우의 열전달 계수 (Nu_r)의 비는,

$$\frac{Nu_s}{Nu_e} = C \cdot (Pe_s)^n \quad (3)$$

과 같다. 여기서 C와 n은 진동모드(선형 또는 비선형)와 진동 지속시간에 관계하는 변수 F_o ($F_o = \alpha \tau / R_t^2$)에 따라 Table 1과 같이 구분된다.

Table 1. Coefficients of heat transfer with sloshing (Eq. 3)

비행단계	선형 진동 (1,3)		비선형 진동 (2,4)	
	C	n	C	n
초기비행단계 sloshing	1 선도		2선도	
$F_o \cdot 10^5 \leq 1.5$ (1, 2)	2.5647	0.0509	0.0003	0.6325
후기비행단계 sloshing	3 선도		4선도	
$F_o \cdot 10^5 \geq 1.5$ (3, 4)	0.0691	0.2886	0.0004	0.7443

벽면으로의 열전달을 무시했을 경우의 슬로싱 진동이 있는 경우의 열전달 계수(Nu_s)와 슬로싱 진동이 없는 경우의 열전달 계수 (Nu_r)비의 시험결과와 Fig. 7과 같다[7].

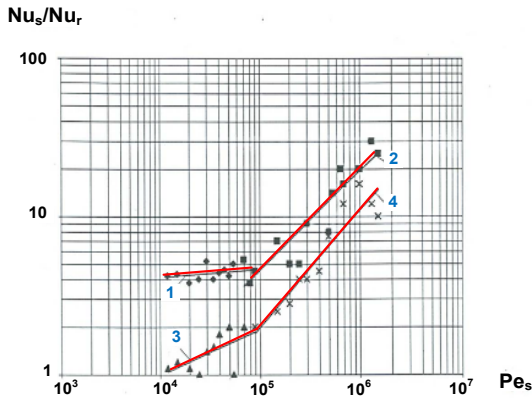


Fig. 7 Heat transfer coefficient with Péclet No without wall heat transfer

Figure 7에서 1과 2 선도는 초기비행단계 슬로싱 열전달을 모사하고 3과 4 선도는 후기비행단계 열전달 선도를 모사한다. 초기 비행단계에서의 비선형 진동의 경우 열전달 계수는 진동이 없을 경우에 비하여 10배 이상 증가하여 상부 가열된 액체산소 층을 증가시킴을 볼 수 있다.

2.2 포고 진동에 의한 추진제공급 유량변화 해석

Figure 8은 공급계에서의 포고 진동에 의해 영향을 받는 각 구성품에서의 성능계수의 명기하였다[3]. 추력의 섭동은 추진제 공급라인 구조물을 진동시키게 되고 이는 추진제를 진동시켜 압력섭동을 발생시킨다. 유입압력의 섭동으로 인해 터보펌프의 토출유량은 다시 섭동하게 되며 이어서 추력이 섭동하는 폐루프(closed loop)를 형성하게 된다. 이 때 추력섭동이 구조물의 진동과 공진되거나, 구조물의 진동이 추진제의 진동과 공진될 경우 터보펌프로 유입되는 추진제의 유량의 섭동은 더욱 증폭되어 요구유량을 공급시키지 못하게 된다.

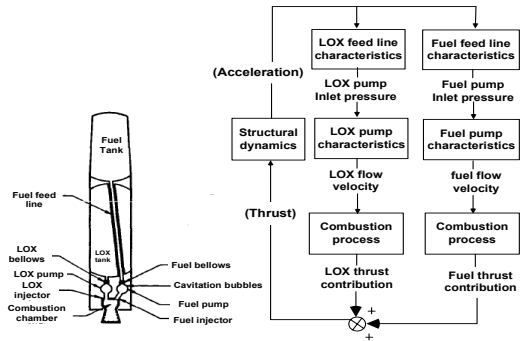


Fig. 8 POGO loop within feeding system

3. 추진제 진동억제 장치

3.1 슬로싱 억제장치

슬로싱 억제장치로서 수평링 배플 (horizontal ring baffle) 및 수직 블레이드 배플(vertical blade baffle)이 주로 적용되어 왔다. 일반적으로 배플의 설계는 탱크 형상 및 비행 가속도와 관련된다. 슬로싱 감쇄효과를 극대화하기 위해서는 가장 큰 가속이 예상되는 구간에서 액체표면에서 약간 낮은 위치(슬로싱 진폭에 해당)에 배플을 설치하는 것이 효과적인 것으로 알려져 있다 [6].

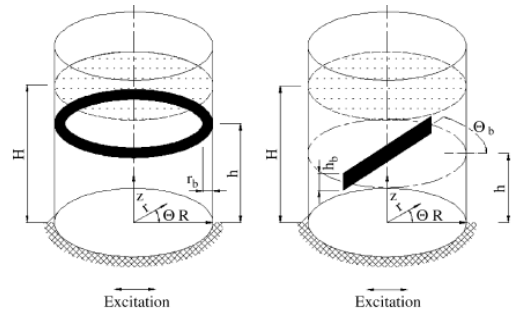


Fig. 9 Typical sloshing suppression device

3.2 POGO 억제장치

Fig. 10은 일반적인 포고 억제장치(POGO Suppression Device)를 보여준다. 추진제의 진동에 대하여 액체산소 주배관의 섭동을 주배관에 설치된 오리피스로 감쇄함과 아울러 기체부이스프링 효과를 줌으로서 주배관의 진동주파수에 대하여 추진제의 진동주파수를 낮춤으로서 주배관의 진동과 추진제의 공진을 분리하는 장치이다[3].

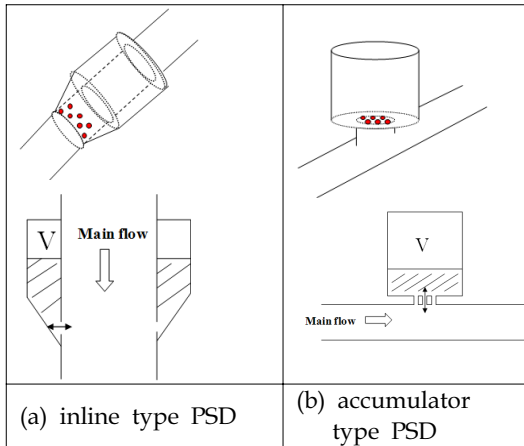


Fig. 10 Typical POGO suppression device

4. 결 론

발사체의 비행 중에 발생하는 탱크와 공급배관에서의 추진제의 진동은 정상상태의 공급특성을 변하게 하며 추진제공급 요구조건을 만족시키지 못하게 한다. 이러한 진동은 발사체의 가속도로 인한 슬로싱 및 추력섭동에 의해 배관 내 추진제가 진동하는 포고불안정이 있으며 이에 대해 기존연구결과를 고찰하였다. 추진제의 진동이 공급 성능에 미치는 영향은 다음과 같이 요약될 수 있다.

가. 발사체의 가속에 의한 추진제의 진동은 가압 기체와 추진제의 표면면적과 열전달 계수를

증대시킴으로서 극저온 추진제를 가열부 깊이를 크게 한다. 액체산소의 가열부는 터보펌프 공급 요구조건을 만족시키지 못하는 부분으로서 향후 이에 대한 정성적 평가와 슬로싱 억제장치에 대한 적용이 필요하다.

나. 배관구조물의 진동에 의한 추진제의 압력섭동은 터보펌프의 토출유량을 변화시키게 되며 이는 다시 추력의 섭동을 발생시키는 페루프 불안정을 발생시킨다. 따라서 배관 구조물의 진동수와 추진제의 섭동 진동을 분리시키는 장치가 필요하며 이를 위한 POGO 억제장치가 적용되어야 한다.

참 고 문 헌

1. "Propellant Slosh Load", NASA SP-8009, 1968
2. "Slosh Suppression", NASA SP 8031, 1968
3. Hidehiko Mori, "Control system design of flexible-body launch vehicles", Control Engineering Practice 7 (1999) 1163-1175
4. 이한주, 김지훈, 오승협, "POGO 억제장치 모델링 및 주요변수의 정량화, 항공우주기술 제 7권 1호, 2007
5. Andreas Rittweger, et. al. "Lessons learned from the dynamic identification/qualification tests on the ESC-A upper stage model", Acta Astronautica 57 (2005) 877 . 886
6. Franklin T. Dodge et. al., "The New "Dynamic Behavior of Liquid in Moving Container", SeRI, 2000
7. Vershadsky V. A., "Methodological aspect to define characteristics of pressurization system for liquid rocket engine propulsion system using model-tank", Journal of Avia-cosmonautical technique and technology, Russian engineering academy, 2004. No 3(in Russian)