

POGO와 PSD의 소개

고광웅* · 이한주** · 정동운* · 이상용*

Review of POGO and PSD

Kwang Uoong Koh* · Han Ju Lee** · Dong Woon Jeong* · Sang Yong Lee*

ABSTRACT

To reduce the possibility of longitudinal dynamic instability, called "POGO", in the liquid rocket system due to the feedback effect of a main structure and a fuel-feeding system, several different types of PSD(POGO Suppression Device) systems have been studied. In the present study, several different types of PSD were reviewed. Basically, all PSD systems can be categorized into two groups; a passive PSD or an active PSD. We can classify the passive PSD's into more detailed groups according to their compliance methods; localized compliance methods or distributed compliance methods. As a result of our intensive review on various PSD's, the gas-filled accumulator with a level control system is considered to be the most suitable one to suppress the POGO instability without mal-effects to the performance of a fuel-feeding system.

초 록

액체 로켓 시스템에 있어서 주 구조물과 연료 공급 장치의 상호작용 효과에 기인하여 발생하는 POGO라 불리는 축방향 동적 불안정 현상을 억제하기 위하여 몇 가지 종류의 PSD라 불리는 장치가 연구되고 있다. 본 연구에서는 기존에 사용된 PSD의 형태를 살펴보았다. PSD 장치는 수동적 PSD와 능동적 PSD 두 가지 그룹으로 분류할 수 있다. 수동적 PSD는 다시 컴플라이언스의 분포 방식에 따라 집중형과 분산형의 두 가지로 세분할 수 있다. 현재까지 개발된 PSD 장치에 대한 포괄적인 검토를 통해, 기체 채움 수위조절 방식의 완충기가 연료 공급 장치의 성능을 저하시키지 않고 POGO 불안정성을 억제할 수 있는 최적의 PSD임을 잠정적으로 제안하였다.

Key Words: POGO(포고), PSD(포고 억제 장치)

1. 서 론

액체 로켓 엔진과 연료 공급계의 동특성이 발사체의 축방향 모드와 연계되어 발생하는 발사체의 축방향 불안정성은 축방향 1차 진동모드가 포고 스틱(pogo stick)의 진동모드와 유사하다고 해서 포고(pogo)라 부른다.^{1~3}

† 2003년 6월 11일 접수 ~ 2003년 8월 4일 심사완료

* 정회원, 한국과학기술원 기계공학과

** 정회원, 한국항공우주연구원 추진기관그룹
연락처, E-mail: kohku87@kaist.ac.kr

포고는 1950년 경 Jupiter 등의 초기 무인 로켓에서부터 관찰되었다. 이 후, 1960년대 초반 Thor, Titan II, Saturn, Diamant-B, Delta, Europa II 등 주로 펌프 공급(pump-fed) 방식 엔진 시스템의 발사체에서 관측되었다. Fig. 1은 Delta의 2단에서 관측된 포고 현상을 보여준다. 진동은 35Hz 미만의 저주파수 대역에서 사인과 형태를 취하고 있다. 연소실 압력도 구조물의 가속도와 동일한 주파수 대역에서 시간 지연 없이 크게 진동하는 것이 측정으로부터 확인되었다.⁴

포고는 추력의 섭동으로부터 기인하며, 처음 섭동이 증폭될 경우에 발생한다. 즉, 추력 섭동에 의해 발사체는 진동을 겪게 되고, 발사체 구조물의 진동은 추진기관 시스템에 가속도를 부여하게 된다. 결과적으로 구조물의 진동에 의해 각 추진제 펌프 입구에서 압력의 섭동이 발생한다. 압력 섭동은 연소실로 공급되는 연료와 산화제의 유량을 변화 시킨다. 결국, 유량이 진동함에 따라 연소과정에 의해 연소실 압력과 추력이 진동하게 된다. 추력의 진동은 발사체의 축방향 진동을 심화 시킨다.

포고에 의한 진동의 증폭은 로켓 엔진 연소실의 급격한 압력 변동을 유발하여 심각한 경우, 연소실을 파괴할 수도 있다. 또 극단적인 로켓 파손에 이르지 않더라도 비행 중에 발생하는 심각한 추진력 변화는 자세 제어에 영향을 주어 정밀하게 계산된 로켓의 예상 궤적으로부터의 이탈을 유발할 가능성도 있다. 이 외에도 극단적 가속도 환경에 노출된 우주비행사에게 진동에 의한 신체적 부담을 추가로 주어 성공적인 임무 수행을 방해할 수 있다. 따라서 액체 로켓 개발 시 포고의 제거는 필수적이라 할 수 있다.

포고를 제거하기 위한 장치가 PSD(Pogo Suppression Device) 또는 PCD(Pogo Corrective Device)이다. 포고는 발사체의 크기 등 구조물과 직접적인 관계가 있으므로 기존에 개발된 각각의 발사체들은 형상, 크기 및 설치 방식 등이 다른 고유한 PSD를 갖고 있다. 따라서 다른 발사

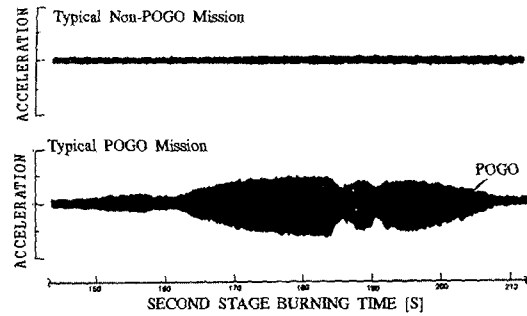


Fig. 1 Typical POGO phenomenon¹

체를 위해 개발된 기존 PSD를 국내에서 개발하는 발사체에 직접 적용할 수 없다. 그러므로 국내에서 개발하는 발사체를 위한 PSD가 독자적으로 개발되어야 하며, 개발능력 배양은 필수적이다.

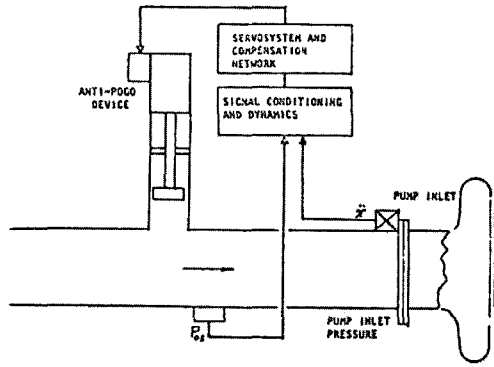
본 연구에서는 국내에서 개발하는 발사체를 위한 PSD의 개발에 앞서 선행 연구로서 기존에 제시된 PSD의 종류, 원리 그리고 형상 등을 정리한다. 본 연구의 결과는 국내에서 개발하는 발사체 PSD의 형태와 방식을 결정하는데 기초 자료로서 사용될 수 있다.

2. PSD의 분류와 원리

PSD는 능동(active) PSD와 수동(passive) PSD로 구분할 수 있다. 능동 PSD는 엔진시스템에서 측정된 자료를 PSD로 피드백(feedback)하여 PSD를 능동적으로 제어하는 방식이다. 반면에, 수동 PSD는 엔진 시스템의 정보를 PSD로 보내거나 그 정보를 이용하여 직접적으로 제어하지 않는 방식이다.

2.1 능동 PSD

능동 PSD는 발사체의 진동을 계측하는 장비와 이 신호들(압력, 유량, 가속도 혹은 그들의

Fig. 2 Active PSD⁵

조합)을 받아 구동하는 안티 포고 장치(anti-Pogo device)로 구성되어 있다.(Fig. 2) 안티-포고 장치는 공급계의 측관(branch)에 설치된 유압 구동 피스톤 방식의 가진기 형태이다. 안티-포고 장치에서 적절한 진폭과 주파수로 추진제(연료)를 가진하여 포고를 억제한다.

능동 PSD를 개발하기 위해서는 주요 부품의 개발이 수반되어야 한다. 그 중 핵심 부품이 고주파 대역에서의 가진기의 움직임을 감쇠하기 위한 필터와 넓은 범위에서 작동할 수 있는 유압 서보 밸브(servo valve)이다. 그러나 이들의 개발에 어려움이 따르고 발사체 개발비용이 증가한다. 그리고 추가적인 유압시스템 사용으로 발사체의 무게가 증가한다. 따라서 무게가 가벼울수록 유리한 발사체에서 추가적인 발사체 중량의 증가가 능동 PSD 사용 시 부담으로 작용한다.

능동 PSD는 가진 주파수를 직접 조절할 수 있으므로 여러 주파수 대역에 걸친 POGO 불안정성을 억제할 수 있다. 그러나 수동 PSD에 비해 성능 상의 큰 이점이 없어 SSME(space shuttle main engine) 프로그램에서는 수동 PSD를 채택하였다.^{5, 6}

2.2 수동 PSD

2.2.1 수동 PSD의 원리

포고는 Fig. 3에 도시한 것과 같이, 각 공급계

의 고유진동수 라인과 발사체 1차 구조 모드에 해당하는 고유진동수가 만나는 부분에서 발생한다. 따라서 Fig. 4가 보여주듯이 공급계의 고유진동수와 1차 구조모드에서의 고유진동수를 분리하면 포고를 제거할 수 있다. 즉 각 시스템의 고유진동수 대역이 충분히 떨어져 있을 경우에는 공급계와 구조시스템 사이의 공진이 일어나지 않아 포고가 제거된다.

구조물의 고유진동수를 바꾸는 데는 추진제 탱크라든지 다른 구조물을 변경해야 하기 때문에 심각한 설계 변경을 요구하게 된다. 그러므로 실질적인 포고 억제는 추진기관 시스템의 공급계 내부 유체의 고유진동수를 바꾸기 위한 장치(이것이 PSD가 된다)를 이미 설계되어 있는 비행체에 추가적으로 설치한다.^{7, 8} 이러한 목적을 위해 가스로 채워진 완충기(accumulator)를 엔진 시스템 경계의 공급계 배관에 설치하거나 불용 축성 기체를 추진제 내에 첨가하는 방법을 이용한다. 이와 같이하면 추진기관 시스템 공급계의 컴플라이언스(compliance)가 증가하여, 공급계 내부 유체의 고유진동수가 감소한다.⁹

즉, 공급계에서의 1차 고유진동수는 식 (1)로 표현할 수 있다.

$$f_1 \approx \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{1}{I(C_a + C_B)}} \quad (1)$$

여기서, f_1 과 I 는 각각 공급계의 고유진동수와 탱크 출구로부터 펌프 입구까지의 공급계(suction line)의 이너턴스(inertance)를 나타낸다. I 는 공급계의 길이/(공급계의 단면적 $\times g$)로 정의되며, 단위는 sec^2/in^2 이다. C_B 는 펌프입구에서의 기상의 컴플라이언스를 나타낸다. 이값은 실험으로부터 얻을 수 있고, 단위는 in^2 이다. C_a 는 완충기의 컴플라이언스를 나타내며, 다음과 같이 정의된다.

$$C_a = \frac{\rho b_1 V_1}{\gamma p^2} \quad (2)$$

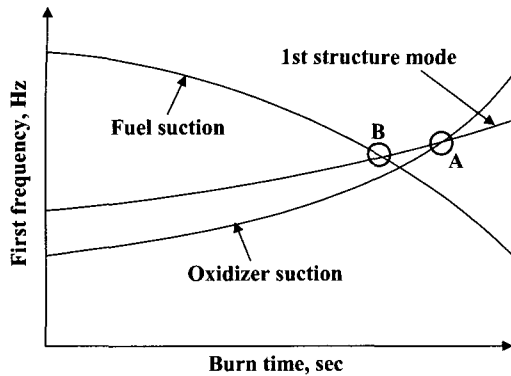


Fig. 3 Suction line 1st frequencies without PSD as a function of burn time⁸

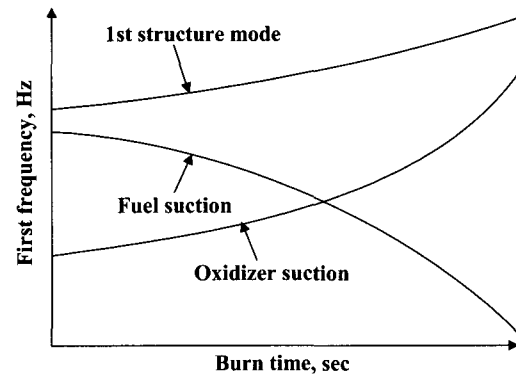


Fig. 4 Suction line 1st frequencies with PSD as a function of burn time⁸

여기서, ρ , p_1 , V_1 , γ , d 는 각각 추진제의 밀도, 초기 가스 충전 압력, 초기 가스 부피, 가압 가스의 비열비, 그리고 가스에 작용하는 공급 시스템 압력을 의미한다. 따라서 식 (1)로부터 C_a 를 증가시키면 공급계 시스템의 고유진동수를 감소시킬 수 있다.

C_a 를 증가시키는 것은 높은 가스 충전 압력과 큰 가스 부피를 통해서 얻을 수 있다. 그러나, 초기 가스 충전 압력은 가스에 작용하는 시스템 압력보다는 작아야만 PSD가 원활하게 작동된다. 그렇지 않을 경우에는 완충기의 성능은 단지 가스를 저장하는 용기의 강성(stiffness)에 의존하게 된다. 이 경우 완충기는 제한적으로 포고를 억제할 하거나 전혀 포고 억제를 못하게 된다. 따라서 PSD에서는 작동 압력 등 알맞은 작동 조건의 선정이 매우 중요하다.

2.2.2 수동 PSD의 분류

수동(passive) PSD의 예를 Table 1에 나타내었다. 수동 PSD는 공급계 내에 컴플라이언스를 분포시키는 방법에 따라 크게 분산 컴플라이언스 방식(distributed compliance method)과 집중 컴플라이언스 방식(localized compliance method)으로 구분한다. Table 1에 나타난 PSD 중, Saturn-V에 사용된 가스 주입(gas injection) 방식

만이 분산 컴플라이언스 방식에 해당하며, 나머지는 모두 집중 컴플라이언스 방식에 해당한다.

집중 컴플라이언스 방식은 공급계 내에 가스를 채운 완충기를 둬으로써 포고현상을 억제하는 방법이다. 시스템이 진동을 겪을 때, 기상에 의해 유체의 진동을 감소시키고, 압력 섭동을 감소시킨다. 수격(water-hammer) 현상의 문제를 겪는 큰 시스템의 배관에서 압력 조절을 위해 서지 탱크(surge tank)를 설치하여 압력 섭동을 감소시키는 것과 그 원리가 같다. 그러나 비행체의 경우에는 특정 주파수 영역에서 압력 섭동을 완충시켜야 된다. 따라서 특별히 고안된 완충 시스템이 필요하다. 즉 PSD용 완충기는 적절한 댐핑 또는 스프링 특성을 갖고 배관 내의 압력 섭동을 흡수할 수 있도록 설계된다.

집중 컴플라이언스 방식의 PSD는 컴플라이언스 방식 완충기(compliant accumulator)와 레지스탄스 방식 완충기(resistive accumulator)로 다시 구분할 수 있다. 컴플라이언스 방식 완충기는 완충기가 순수하게 컴플라이언스만 존재한다고 가정할 수 있을 정도로 작은 고유의 이너턴스와 레지스탄스를 갖는 형식이다. 반면에 레지스탄스 방식 완충기는 이너턴스와 컴플라이언스 이외에도 무시할 수 없는 레지스탄스를 갖고 있다. 레지스탄스 방식 완충기는 특정 주파수 영역에 걸쳐 높은 수준의 유체역학적 댐핑을 제공하는 것

으로 알려져 있다. 이런 이유로 SSME 프로그램에서도 레지스턴스 방식 완충기에 대한 연구를 진행하였고, 해석적인 설계기준을 제시하였다.¹⁰

3. Passive PSD의 형태

3.1 가스주입방식(Gas injection method)^{7~9}

가스주입방식은 추진제에 불용축성 가스를 주입함으로써 공급계의 컴플라이언스를 증가시키는 방식으로 분산 컴플라이언스 방식에 해당된다. Fig. 5는 F-1 엔진 시스템에 10sec 동안 헬륨(He)을 각 추진제에 주입할 때의 주파수의 감소를 보여준다. 0.14kg/s 이하의 헬륨을 주입하였을 경우 주파수만이 변화하였고 터보펌프 성능은 크게 변하지 않았다. 또한 Fig. 5는 분사 헬륨 가스와 추진제의 부피비가 1.5-2%인 경우에 구조와 추진기관의 연계에 의해 발생하는 진동을 효율적으로 제거할 수 있음을 또한 보여준다.

그러나 Saturn V의 경우에, 헬륨 가스 주입만으로는 모든 불안정성을 효과적으로 제어할 수 없어 프리밸브(prevalve) 내에 가스를 충전한 완충기와 동시에 사용하였다.

헬륨 가스 분사 시점과 종료 시점은 기존의 비행 자료를 바탕으로 결정된다.

3.2 직립관 형태의 완충기 (Standpipe type accumulator)^{1, 8, 9}

직립관 형태의 완충기는 Titan II 부스터(booster)용 PSD로 사용되었다. 이 경우 가스 컴플라이언스(질소가스)를 공급계에 첨가함으로써, 공급계 시스템의 고유진동수를 11.6 Hz에서 5.5Hz로 감소시킬 수 있었다. Fig. 6는 스텐드관 형태의 완충기형을 보여준다. 완충기는 펌프보다 약 10"상부에 설치하였다.

직립관 형태의 완충기의 경우에 가스의 감소가 PSD의 성능에 미치는 영향이 크다. 따라서 직립관 형태의 완충기의 경우에는 다음의 두 가지 사항을 고려하여야 한다. 우선, 추진제가 가스를 흡수하는지 여부를 살펴보아야 한다. 추진제 중 제미니(Gemini) 프로그램에서 사용된 나이트로젠 테트록사이드(Nitrogen Tetroxide, N₂O₄)의 경우에는 질소가스를 흡수하는 성질이 있다. 따라서 추진제가 나이트로젠 테트록사이드인 경우 이와 같은 형태의 PSD의 선택은 적절하지 못하다. 두 번째로 엔진 점화 시의 천이 과정에

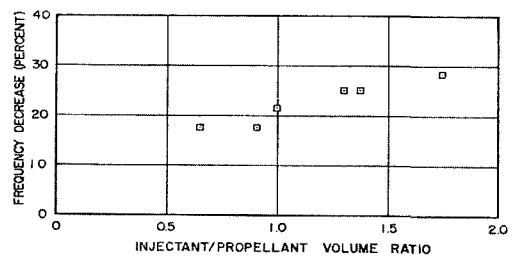


Fig. 5 Fuel system frequency decrease with helium injection⁹

Table 1. PSD applications to the existing vehicles

Vehicle	Propellant lines	
	Lox	Fuel
Saturn-V	Localized compliances in prevalve housings Gas injection	-
Titan II	Standpipe type accumulator	Piston type accumulator
Titan III	Bellows type accumulator	Bladder type accumulator
Atlas/Centaur	Gas-filled accumulator	-
SSME	Gas-filled accumulator with level control	-

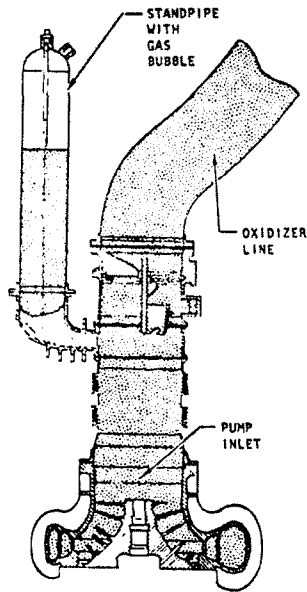


Fig. 6 Standpipe with gas for pogo suppression, Titan II oxidizer pump inlet line¹

서 겪게 되는 가스 손실을 고려해야 한다. 뎀핑 장치는 가능한 한 펌프에 가깝게 설치한다. 트랩 가스(trapped gas)를 이용한 스탠드관 형태의 완충기의 성능은 가스의 손실량에 따라 민감하게 반응하므로 가스 손실량의 추정이 특히 중요하다.

또한 벨로우즈나 블래더 형태의 완충기(bladder type accumulator)에 비해 가스부피 즉, 컴플라이언스를 조절하기가 어려운 단점이 있다. 그리고 높은 이너턴스를 갖기 때문에, 적용에 있어서 상당한 제약이 따른다.

3.3 프리밸브(Prevalve) 내에 가스를 충전한 완충기^{1, 7, 8}

프리밸브 내에 가스를 충전한 완충기는 Saturn V 프로그램 중에 사용되었다. 이 시스템은 Fig. 7이 보여주듯이 별도의 가스 충전 시스템이 필요하다. 완충기의 가압제로 사용되는 헬륨 가스를 추진제 탱크 가압 시스템으로부터 필터, 오리피스, 밸브 등을 거쳐 프리밸브로 공급

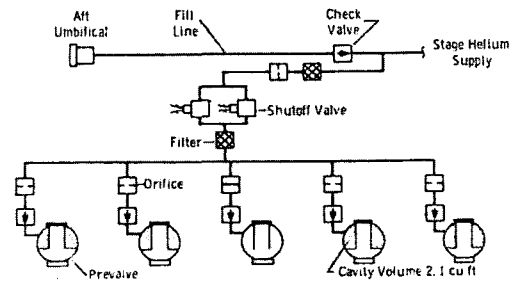


Fig. 7 Prevalve accumulator system¹

한다. 프리밸브 전단의 오리피스에서 각 완충기로 공급하는 헬륨 가스의 유량을 조절한다. 메인스테이지(Main stage)에서 완충기를 완전히 충전시키기 위해 이륙 시에 최대 0.0045kg/sec의 유량으로 연속적으로 헬륨 가스를 공급한다.

3.4 기체-채움 수위조절 완충기 (Gas-filled accumulator with level control)^{1, 5, 10}

기체-채움 수위조절 완충기는 SSME에 적용한 형식이다. Fig. 8은 기체-채움 수위조절 완충기의 형상이며, Fig. 9는 SSME 고압펌프 전단에 설치한 SSME의 PSD 시스템에 대한 개략도이다.

Fig. 8과 같은 완충기를 사용할 경우의 가장 큰 단점은 기/액 경계면에서의 열 및 물질 전달에 의해 발생하는 얼리지(ullage)의 안정성 문제이다. 이러한 문제는 일종의 슬러싱(sloshing) 현상으로 기/액 경계면 아래에서의 액체의 순환이나 가스를 주입하는 디퓨저의 설계에 영향 받는다. 배플(baffle)을 사용하면 완충기 내의 슬러싱 현상을 최소화할 수 있는 것이 가시화 시험을 통해 확인되었다.

SSME에 사용된 PSD 시스템(Fig. 9)의 운용 방법은 다음과 같다. 우선, 완충기는 점화시에 얼리지 부피의 약 2/3를 헬륨 가스로 충전한다. 충전이 완료된 후에 헬륨 가스 주입을 차단하고, 고온의 GOx가 완충기로 유입되도록 충전 밸브를 조절한다. 이 때, 얼리지 부피는 미리 결정해 둔 기/액 경계면 위치에 만들어 놓은 구멍을 가

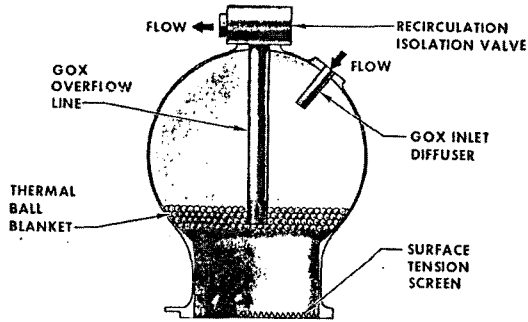


Fig. 8 Pogo suppression accumulator¹⁰

진 관에 의해서 조절된다. 이 관을 통해 가스와 액체 혼합물은 저압 산화제 펌프 상단 15ft에 위치한 분기관으로 유입되어 재순환하게 된다. 엔진 소화 시에는 대부분의 가스가 분출(vent)되어 급작스레 유동이 쇠퇴하는 서지 현상이 일어날 수 있으며, 공급계에 수격현상에 의한 압력파가 전달될 수도 있다. 그리고 저압펌프 후단에서의 최대 압력 강하 (약 500psi)가 갑작스레 발생할 수도 있으므로, 이 경우 충분한 오버플로우(overflow)를 제공할 수 있을 정도의 충분한 크기로 완충기를 설계한다.

이 방식의 PSD는 엔진 소화 시와 같은 갑작스런 압력 변동에도 완충기 내부의 가스를 배출함으로써, 일정 수위를 유지하여 완충기의 역할을 유지할 수 있는 기능을 갖고 있다. 따라서 기체-채움 수위조절 완충기의 경우 포고 불안정성을 효과적으로 억제할 수 있는 것으로 판단된다.

3.5 가압 블래더형 완충기(Pressurized bladder type accumulator)⁸

가압 블래더형 완충기는 Titan III의 연료 라인에 적용되었다. Titan III의 연료라인에 설치된 PSD는 Fig. 10에서 볼 수 있다. 블래더는 총 7개로 6개의 작동용 블래더(functional bladder)와 1개의 검사용 블래더(check bladder)로 구성된다. 작동용 블래더에는 각 완충기의 초기 결합 시에 비행 수준에 맞는 양의 질소 가스를 충전한다. Titan III의 경우 각 6개의 독립적인 블래더에 초기에 50in³ 씩 약 300in³의 질소 가스를 압력

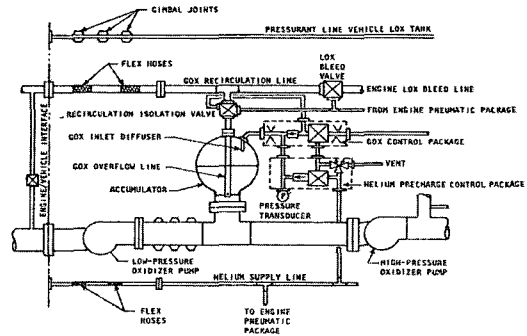


Fig. 9 Schematic of pogo suppression system in LoX feed system on SSME¹

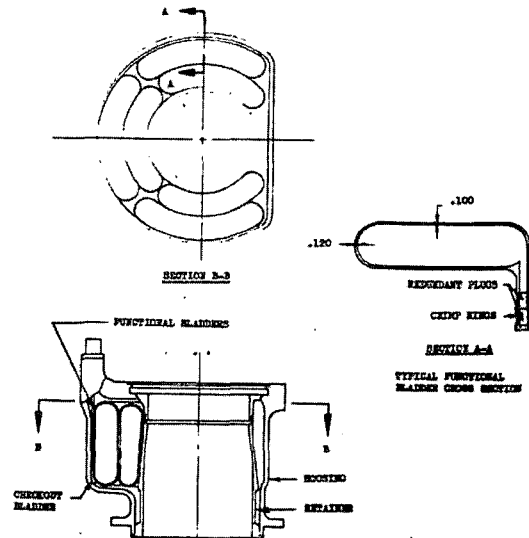


Fig. 10 Configuration of pressurized bladder type accumulator⁸

1.3psia으로 충전하였다. 블래더의 재료는 프리벨브의 개방이나 엔진 점화 시와 같은 천이상태에서 갑작스런 추진제의 공급에 따른 압력 변화에 둔감한 부틸 고무(butyl rubber)가 사용된다.

일체로 구성된 검사용 블래더는 Fig. 10에서 볼 수 있는 것과 같이, 주 블래더 내에 적절한 가압가스의 충전이 이루어져 있는지를 검사할 목적으로 설치되어 있다.

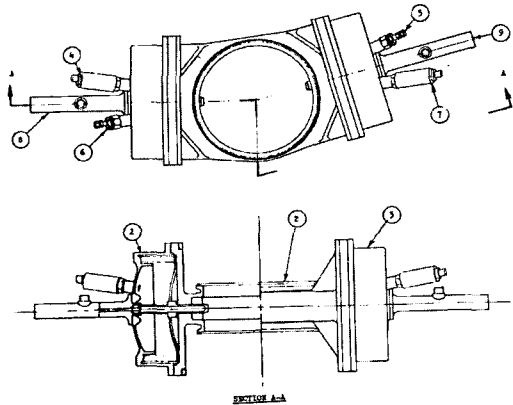


Fig. 11 Configuration of bellows type accumulator⁸

Fig. 10에 나타낸 리테이너에는 총 1440개의 구멍을 뚫어 공급계 배관에서의 압력 변화에 대해 블래더가 효율적으로 반응하게 하였다.

3.6 벨로우즈형 완충기(Bellows type accumulator)⁸

Titan III 비행체에 있어서, 1단 부스터(booster)의 작동 중 포고 불안정성을 제거할 목적으로 Fig. 11과 같은 벨로우즈 형태의 PSD를 산화제 펌프 입구 플렌지 상부 10" 되는 곳에 설치하였다. 완충기 유닛은 2개의 60"3 벨로우즈 (Fig. 11의 ①과 ③)와 벨로우즈들을 연결해주는 알루미늄 주조 하우징 (Fig. 11의 ②)으로 구성되어 있다. 금속 벨로우즈를 사용한 PSD는 나이트록센 테트록사이드(Nitrogen tetroxide) 환경에서도 성능 저하나 누설없이 사용할 수 있으며, 갑작스런 압력상승에도 견딜 수 있다. 벨로우즈 몸체는 Fig. 11의 4와 5와 같은 밸브를 사용하여 발사 전에 50psia로 가압된다. 벨로우즈의 압력변화와 변위는 각각 압력계 (Fig. 11의 ⑥과 ⑦)선형 변위계측기 (Fig. 11의 ⑧과 ⑨)를 사용하여 측정한다.

벨로우즈를 사용하는 완충기에 있어서, 갑작스런 압력의 상승에 대해 구조적으로 견딜 수 있는지의 여부는 상당히 중요하다. Titan III의 경우에는 프리밸브 개방과 엔진 점화시의 최대 압력과 압력상승률에 대한 시험에 있어서, 산

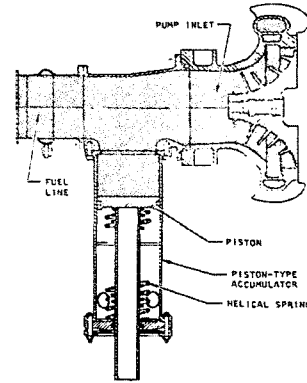


Fig. 12 Spring-loaded accumulator for pogo suppression, Titan II fuel pump inlet line¹

화제라인 (N_2O_4)의 경우에는 각각 430psig와 15000psi/sec를, 연료라인 (Aerozine 50)의 경우에는 175psig와 4000psi/sec를 채택하였다.

3.7 스프링 부하 피스톤 형 완충기(Spring loaded piston type accumulator)^{1, 8}

스프링 부하 피스톤 형 완충기는 Fig. 12에서 볼 수 있다. 스프링 부하 피스톤 형 완충기의 경우도 가능한 한 펌프 입구에 가깝게 설치하여야 한다. Titan II의 연료 공급라인에 스프링 부하 피스톤형태의 PSD를 설치하여 공급계 시스템의 공진 주파수를 17Hz에서 5Hz로 줄일 수 있었다.

4. 결론

PSD는 능동 PSD보다 수동 PSD가 간단한 구조와 운용방법을 통해 불안정성을 효과적으로 제어할 수 있다. 수동 PSD는 공급계 내의 가스상의 분포 방식에 따라 분산 컴플라이언스 방식과 집중 컴플라이언스 방식으로 구분할 수 있다. 집중 컴플라이언스 방식 중 엔진 소화 시와 같은 갑작스런 압력 변동에도 완충기 내부의 가스를 배출함으로써, 일정 수위를 유지할 수 있는 기능을 갖춘 기체-채움 수위조절 완충기형 PSD

가 성능에 영향을 미치지 않으면서 효율적으로 포고 불안정성을 억제하는 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 소형위성 발사체(KSLV-I) 개발사업(I)과 두뇌한국(BK)-21의 연구비 지원으로 이루어졌습니다.

참고문헌

1. NASA Space Vehicle Design Criteria - Liquid Rocket Lines, Bellows, Flexible Hoses, and Filters, NASA-SP 8123
2. R. E. Martin, "Atlas II and IIA Analyses and Environments Validation," Acta Astronautica, Vol. 35, No. 12, 1995, pp. 771-791
3. H. H. Doiron, "Space Shuttle Pogo Prevention," NASA-TM-79526
4. M. Markowitz, M. J. Morgan, "Solution to the Delta Vehicle Second Stage Pogo Problem," AIAA Paper No. 77-408
5. J. R. Fenwick, J. H. Jones, R. E. Jewell, "Space Shuttle Main Engine (SSME) Pogo Testing and Results," The Shock and Vibration Bulletin, No. 52, pt. 2, 1982, pp. 1-20
6. M. H. Lock, S. Rubin, "Active Suppression of Pogo on the Space Shuttle," NASA CR-134749
7. A. L. Worlund, R. D. Hill, G. L. Murphy, "Saturn V Longitudinal Oscillation (Pogo) Solution," AIAA Paper No. 69-548
8. L. W. S. Norquist, J. P. Marcus, D. A. Ruscio, "Development of Close-coupled Accumulators for Suppressing Missile Longitudinal Oscillations (POGO)," AIAA Paper No. 69-547
9. A. L. Worlund, V. L. Glasgow, D. E. Norman, R. D. Hill, "The Reduction of Pogo Effects by Gas Injection," AIAA Paper No. 66-560
10. M. H. Lock, S. Rubin, "Passive Suppression of Pogo on the Space Shuttle," NASA CR-1324452