


고체추진제의 연소속도측정장치 보정에 관한 연구


채재우 • 문종인 • 이정석

A Study on the Calibration of the Closed-Bomb for Burning Rate Measurements


Jae-Woo Chae • Jong-In Moon • Joeng-Soek Lee



- 채재우 (인하대학교)
- 1946년생
- 인하대학교 기계공학과 교수로 재직, 로켓연구회 지도 교수로 로켓에 관심이 많으며 구소련의 관련 과학자들과 교류가 활발하다.



- 문종인 (인하대학교 대학원)
- 1966년생
- 로켓연구회 1기



- 이정석 (인하대학교 물리학과)
- 1970년생
- 로켓연구회 5기

1. 머리말

로켓은 미사일의 추진 수단으로 널리 사용되고 있다. 현재 화학로켓을 주로 사용하며 이것은 다시 액체추진제 로켓과 고체추진제 로켓 두 종류로 나눌 수 있다.

이 중 고체추진제 로켓은 순간추력 발생 능력과 경제성, 보존, 기타 간편성 등의 장점으로 군사용 또는 우주추진체 보조추력장치로 널리 사용되고 있다.

고체추진제 로켓은 일단 집화가 되면 연소나 추력을 거의 제어하지 못하며 추진제의 특성과 노즐 형상의 상관관계에 의해 연

소가 이루어진다.

따라서 고체추진제 고유의 연소특성은 로케트모터의 설계에 있어서 필수적이며 이 중 고체추진제의 연소율(burning rate)은 가장 중요한 특성이다.

물질의 화학반응 속도는 압력, 온도 등의 조건에 영향을 받는다. 고체추진제 역시 예외는 아니다. 특히 압력은 고체추진제의 연소속도에 큰 영향을 주며, 또한 로케트의 추진력을 결정하는 분사량과 분사속도에도 큰 영향을 미친다. 따라서 압력은 추진제의 연소 환경 중 매우 중요한 조건이며 우선적으로 고려되어야 할 값이다.

본 연소속도 측정장치는 연소용 bombe에 고압 질소로 압력을 가하여 각 압력에 따른 연소속도를 측정할 수 있도록 제작되었으며 연소속도의 측정은 압력센서와 팽센서를 사용하여 서로 비교, 검토할 수 있도록 하였다.

본 연구는 이 측정장치의 보정에 관한 것이다. 특성치가 주어진 추진제를 연소시키는 실험을 통해 각 센서 신호의 신뢰성이나 신호의 분석 방법, 기타 본 측정기기의 특성상 고려해 주어야 할 사항들과 장단점을 알아보고 여기서 얻은 자료를 토대로 미지의 추진제의 특성을 알아내거나 새로운 추진제의 개발, 성능향상을 위한 측정기로 신뢰할 수 있도록 하기 위한 필수적인 기초 연구라 믿는다.

본 연소 속도 측정 장치의 제작은 본래 교수 Vladimir Shmelev 교수의 기초설계제공으로 인하대학교로케트연구회에서 제작하였으며 본 논문을 위해 많은 정비 및 개조, 추가를 했다. 비교적 경제적인 장치로 관련 학생 단체 민간단체에서 참고가 되리라 믿는다.

2. 로케트의 추진 원리

화학추진제 로케트의 에너지원은 추진제가 가지고 있는 화학적 에너지이다. 추진제는 고에너지 물질로 연소 반응 이후 저에너지

물질화하면서 그 차이만큼의 열에너지를 방출하게 된다.

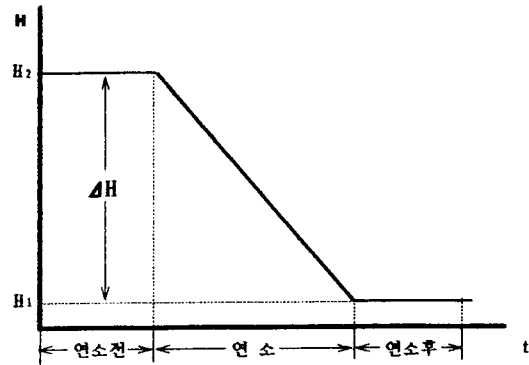


그림 1 추진제의 열 에너지

연소 전의 추진제와 연소 후 생성물의 질량 변화는 없으나 발생한 열에 의해 생성물의 분자들은 고속으로 운동하게 된다. 만일 이것이 밀폐된 공간 내에서의 현상이라면 분자들의 운동은 불규칙하여 사방의 벽에 균일한 분포로 충돌하여 압력의 형태로 나타나 추진제가 연소함에 따라 계속 증가하겠지 한쪽 면이 트였다면 그 방향으로 튀어나갈 것이며 어느 점에서 압력은 평형 상태가 될 것이다. 만일 질량 M인 어떤 물체 내부에서 질량 m의 물체 일부가 내부에너지에 의해 속도 v로 튀어나갔다면 물체는 속도 V를 가지고 반대로 움직이게 된다.

$$(M-m) \cdot V = mv \quad (\text{kg} \cdot \text{m}/\text{sec}) \quad \text{-----} \quad (1)$$

M : 전체질량(kg)
 m : 부분 질량(kg)
 V, v : 속 도(m/s)

로케트는 이와 같은 원리로 추진력을 얻는다. 식 (1)의 단위는 kg·m/sec로 운동량을 나타낸다.

실제 로케트의 경우는 단위 시간당 분사된

가스의 질량을 취하여 추진력의 식을 얻을 수 있다.
힘의 단위임을 알 수 있다.

$$F = \frac{dm}{dt} \cdot v \text{ ----- (2)}$$

F : 추진력 (kg. m/s²)
m : 분사질량 (kg)
v : 분사속도 (m/s)
t : 시간 (s)

3. 고체추진제의 연소속도

로켓에서 발생하는 추진력의 작용 요소는 노즐에서 고속으로 분사되는 연소가스 입자들이며 로켓은 이에 대한 반작용으로 추진하게 된다.

연소가스의 분사는 연소실 압력에 의한 현상이다. 연소실 압력은 추진제의 비추력, 추진제의 연소면적, 노즐 목면적 그리고 추진제의 연소율에 의해 결정된다. 또한 이것들에 의한 압력의 변화는 추진제의 연소속도에 동시에 영향을 준다.

3.1 비추력

추진제의 성능을 나타내는 값으로 단위는 초 (s) 이다.

$$Isp = \frac{F}{W \cdot g} \text{ ----- (3)}$$

Isp = 비추력 (s)
F = (kg. m/s²)
W = 초당 분사질량 (kg/s)
g = 중력가속도 (m/sec²)

이 식의 의미는 추진력 대 단위 시간당 연소하는 추진제의 중량이다. 따라서 비추력이 클 수록 적은 량의 추진제로도 같은 추

력을 얻을 수 있으며 단위가 초 (sec) 라는 점에 착안한다면 같은 량의 추진제로 정해진 추력을 더 많은 시간 동안 발생할 수 있다는 의미이다.

한편 비추력이 큰 추진제 일수록 동일 조건의 로켓모터 내에서 동일한 량의 추진제를 같은 속도로 연소하였을 때 더 큰 압력이 나타나며 역으로 연소속도에도 영향을 준다.

3.2 연소면적

같은 량의 추진제를 연소시킬 때 연소면적이 클 수록 연소시간이 줄어들게 되며 단위 시간당 연소량이 증가하므로 압력도 증가하고 연소속도에도 영향을 준다.

연소환경 및 추진제의 질이 균일 할 때 연소 면적과 연소 시간과의 관계는 다음과 같다.

$$S_1 \cdot t_1 = S_2 \cdot t_2 \text{ ----- (4)}$$

Sx : 연소면적
tx : 연소시간

3.3 노즐 목 면적

로켓모터에서 추진제 연소 시 연소가스의 유일한 출구는 노즐이며 가장 좁은 부위인 노즐목의 면적이 연소실 압력과 반비례 관계에 있다.

$$P \propto \frac{1}{A} \text{ ----- (5)}$$

P = 연소실 압력
A = 노즐 목 면적

3.4 고체추진제의 연소율

고체추진제는 산화제와 연료, 결합제의 혼합물이다. 결합제는 각 성분의 결합과 형상의 유지 및 결합 강도를 위한 물리적 특성을 위한 성분이지만 연소 시에는 화학반응의 관점에서 연료에 해당하며 이들 외에 촉매 등이 첨가되는데 각 성분 및 상호간의 화학적 특성에 의해 연소속도가 결정된다. 연소속도에 영향을 주는 다른 요소는 그 값을 거의 상수화 하는 것이 가능하다. 그러나 추진제의 연소율은 압력에 따라 변화하는 값이다. 따라서 추진제의 연소율은 압력에 영향을 주는 동시에 압력에 영향을 주는 값을 나타낸다. 압력이 높을 수록 연소속도가 증가하는 것이 일반적이며 이들은 지수함수의 관계에 있다.

연소속도 ⇔ 압력

$$r = a p^n + b \text{ ----- (6)}$$

- r : 연소속도 (mm/s)
- a : 압력계수 (mm/s) · (kgf/cm²)⁻ⁿ
- P : 연소실압력 (kgf/cm²)
- n : 압력지수
- b : 특성상수 (mm/s)

* 단 본 실험에서 사용한 단위임

식 (6)에서 b는 저압일 때만 나타나는 상수이다. 연소실 압력은 고압이므로 제외시킨다.

$$r = a p^n \text{ ----- (7)}$$

- r : 연소속도 (mm/s)
- a : 압력계수 (mm/s) · (kgf/cm²)⁻ⁿ
- P : 연소실압력 (kgf/cm²)
- n : 압력지수

* 단 본 실험에서 사용한 단위임

압력지수 n은 추진제로서의 조건을 결정하는 가장 중요한 값이다.

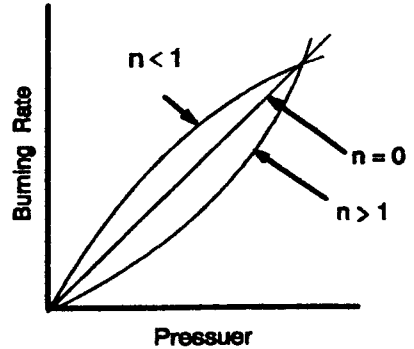


그림 2 연소율과 압력

로켓모터 개발의 성과는 원하는 추진력을 정해진 시간만큼 얻는 것이다.

n값이 클 수록 압력의 증가 분에 따른 연소속도가 증가하여 압력의 증가분도 커지게 된다. 이러한 경향은 그림 2로 부터 다음의 관계가 있다는 점을 발견할 수 있다.

$$n = \Phi_p \frac{dr}{dp} \text{ ----- (8)}$$

- n : 압력지수
- Φ_p : 관계함수
- r : 연소속도
- P : 연소실 압력

따라서 n이 클 수록 압력의 변화에 따른 연소속도의 변화분이 커지게 된다. 추진제가 연소하는 동안 연소하는 모든면이 이상적으로 균일할 수는 없으므로 연소단면 및 연소면적이 항상 일정하지 못하여 압력도 고르

지 못하게 된다. 만일 n 값이 커서 고르지 못한 압력에 연소속도가 민감하다면 곧바로 압력에 영향을 주며 변동의 파형은 더욱 중첩되어 원하는 추력에서 크게 벗어나기 쉬우며 심하면 폭발하기도 한다. 그러므로 로켓 모터의 사용 목적이나 기술, 재료적 측면의 모든 요소의 상관관계에 적합한 n 값을 가진 추진제의 개발이나 선택은 매우 중요하다.

특히 그림 2에서 볼 수 있듯이 n 이 1보다 작아야 하는 것은 로켓모터의 폭발을 고려한 추진제로서의 필수조건이다.

3.5 그 밖의 요소

연소전 추진제 온도와 비행 시 추진제에 가해지는 가속도도 추진제의 연소속도에 영향을 준다.

4. 압력지수 n 의 측정

압력지수 n 값을 이론적으로 결정하여 그 값이 맞게 정량적으로 추진제를 조성하기란 어려우며 반드시 실험에 의한 측정을 요한다. n 값은 압력의 변화에 따른 연소속도와 관계된 추진제의 특성값이므로 압력을 변화해 가며 그에 따른 연소속도의 변화를 측정하여 구할 수 있다. 일정 길이의 추진제를 압력에 견딜 수 있게 설계된 용기에 넣고 밀폐시키고 일정 압력을 가한 후 연소시켜 시간을 측정하면 그 압력하에서의 연소속도를 알 수 있으며 압력을 바꿔 가며 반복하여 연소속도를 측정하는 것이 그 기본 방법이다. 이러한 연소속도 측정장치에는 여러 가지 종류가 있으나 기본 원리는 모두 같다.

5. 시 료

고체추진제 로켓모터의 추진제로서의 조건에는 여러 가지가 있겠으나 균일한 혼합물이어야 한다. 균일하지 못하면 로켓모터 내에서 연소하는 과정 중 평행하게 타 들어가지 못하므로 연소면적이 급증하게 된다.

이것은 비정상적 추력이나 폭발의 원인이 되므로 극히 유의해야 할 사항이다.

연소속도 측정용 추진제 역시 시료마다 균일치 못하다면 일관성 없는 실험 결과를 나타내어 올바른 값을 구할 수 없게 되므로 가치가 없게 된다. 본 연구는 제작된 실험 장치의 보정을 위한 것이므로 특히 그러한 점이 강조된다. 본 인하대학교 로켓연구회에서는 실험적으로 자체 조성한 추진제를 보유하고 있고 이를 사용한 최고 추력 300N의 로켓모터를 실험적으로 개발하여 계속 사용하고 있지만 혼합 설비를 갖추고 있지 못한 상태에서 수작업에 의존해 왔다. 따라서 시료마다의 균일성을 일단 의심하고 무엇보다 추진제 특성치를 미리 알고 있지 못하므로 신뢰할 수 있는 추진제를 시료로 택하였다.

시료용 추진제의 미리 알고 있는 특성값은 다음과 같다.

$$a = 0.03750$$

$$n = 0.2715$$

$$r(1000\text{psi}) = 6.21\text{mm/sec}$$

3가지의 자료를 서로 비교한 결과 a 와 r 의 단위가 서로 맞지 않는 것을 발견하여 다음과 같이 실험상 편리하고 친숙한 단위로 환산하였다.

$$a = 1.9584 \text{ mm/sec. (kgf/cm}^2\text{)}^{-n}$$

$$n = 0.2715$$

$$r(70.4 \text{ kgf/cm}^2) = 6.21\text{mm/sec}$$

6. 실험장치

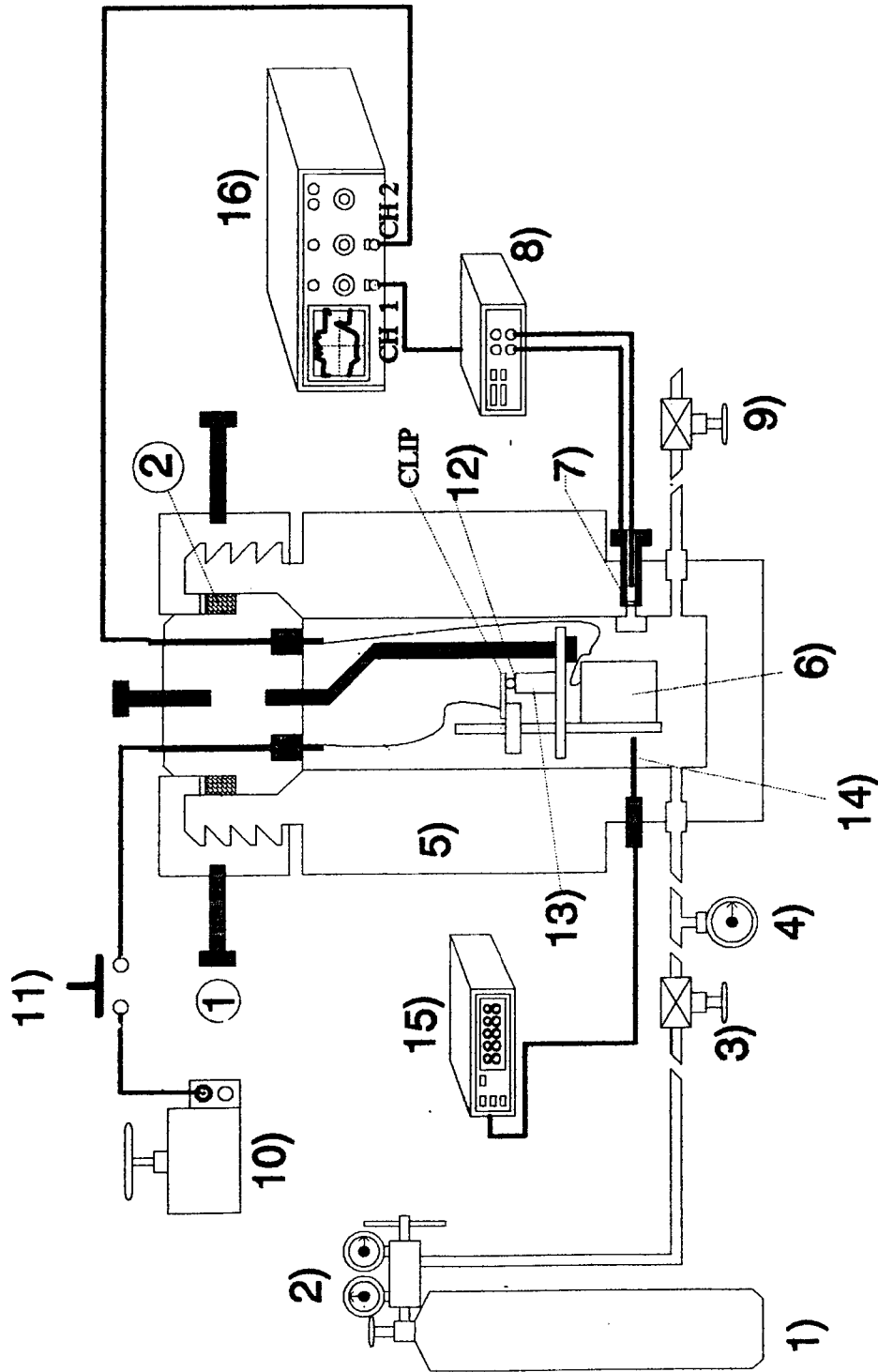


그림 3 실험장치의 전체도

6.1 장치설명

- 1) 고압질소
추진제 연소환경 조성용. 구입시 110기압이며 사용할수록 압력이 하강한다.
- 2) 레귤레이터
원하는 기압으로 낮추어 준다.
- 3) 흡기밸브
고압봄베의 압축 질소를 연소용기에 공급시 사용
- 4) 압력계
연소용기의 압력을 표시한다.
- 5) 연소용기
스텐레스 재질로 고압용으로 설계되었다.
 - ① 개방용 손잡이
 - ② 기밀 링: 우레탄 링
- 6) 압력 센서
연소용기안의 압력변화 측정
- 7) 팽센서
추진제 연소 시 빛을 감지
- 8) 팽신호 처리 회로
팽 신호를 전압 신호로 처리해 준다.
- 9) 배기밸브
추진제 연소 후 연소용기내 가스의 배출시 사용
- 10) 슬라이더스
점화용 니크롬선의 가열을 적정선으로 조절할 때 사용
- 11) 점화 스위치
니크롬선에 전류를 공급할 때 사용
- 12) 니크롬선
추진제에 접촉되어 있어 가열 점화용
- 13) 추진제
- 14) Thermocouple
연소용기내 온도를 측정한다.
- 15) Thermocouple Meter
연소용기내 온도를 표시한다.
- 16) 오실로스코프
측정신호를 기록한다.

7. 주요 장치의 특성 고찰

실험의 성과를 높이기 위해 장치에 장착되는 센서의 특성 및 보정과 효율적인 구조 등이 선행되어야 하며 실제로 이러한 작업에 소요된 노력과 시간이 대부분을 차지하였다. 또한 실험 결과에 오차를 줄 수 있는 원인들을 최소화 해 주거나 고려하는 것 또한 중요하다 본다.

7.1 연소용기 내부 온도 고찰

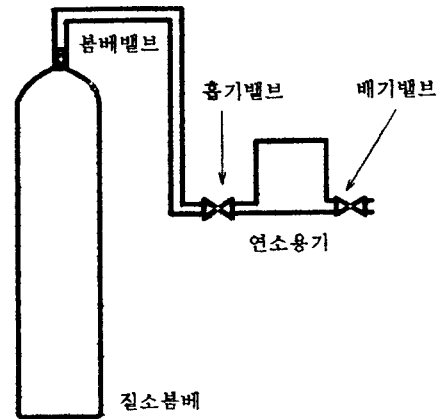


그림 4 질소용기와 연소용기

실험 중 계속 나타나는 현상으로 연소 봄베에 가압 시 온도가 상승하는 현상이다. 추진제 연소 시 온도가 상승하는 현상과 배기 시 온도가 급강하하는 현상도 접하게 된다. 상온의 단열압축된 질소 가스가 연소용기로 흘러 들어가는 현상은 단열팽창이다. 단열팽창 시에는 온도가 하강한다. 그러나 연소용기내의 온도는 상승하게 되는데 이것은 질소가스가 유입되기 전 연소용기내 존재했던 상온 대기압의 공기가 단열압축 되었기 때문이다. 그렇다면 단열팽창과 단열압축이 동시에 일어났으며 두 현상간의 어떤 상호작용에 의해 온도가 상승했는가를 고찰하고자 한다.

1) 질소 가스의 단열팽창

상온 고압의 질소용기는 연소용기에 비해 용적이 훨씬 크다. 따라서 연소용기에 질소 가스가 유입되어 평형을 이루었을 때의 압력 변화는 그리 크지 않다. 부피 변화 역시 크지 않다. 압력의 변화와 부피 변화의 곱은 일에 해당한다. 압력이 감소했으므로 값은 음수가 된다.

$$w = \Delta P \cdot \Delta V = \Delta H \text{ ----- (9)}$$

w : 열량
P : 압력
V : 부피

100atm을 연소용기에 가했을 때에도 압축질소의 압력 변화는 최대 10atm 이하이며 부피 변화는 1000cc 이하이므로 약240cal에 해당하는 열량이 흡수된다. 또한 이 열량은 질소용기와 연소용기 전체에 걸친 현상이므로 연소용기내에서는 이 열량의 일부만 소모했다.

2) 연소용기 내부 공기의 단열압축

연소용기내의 상온 상압의 공기가 고압질소에 의해 100atm까지 압축되었다면 식(9)에 의해 약2000cal이상의 열량을 방출한다. 또한 위와는 달리 이 단열압축은 연소용기내에서만의 현상이므로 전열량이 연소용기내에서 발생한다. 따라서 질소가스의 단열팽창의 영향은 이에 비해 대단히 작으므로 온도는 상승한다.

3) 온도 상승의 영향

연소용기내 온도상승에 의해 추진제의 표면 온도가 상승한다면 연소속도에 영향을 주나 연소용기 금속 벽면에 의해 수십 초 이내에 온도가 상온화 되므로 추진제의 온도 변화는 무시하였다. 이 온도 하강으로 압력도 약간 내려가는 것을 관측할 수 있다.

4) 추진제 연소시 변화

Thermocouple Meter에 나타난 온도 변화는 1 ~ 2 °C에 불과하며 압력은 압력계에 의해 최대 7atm 까지 상승하는 것을 관측했으나 계기의 응답성이 나쁘므로 실제의 변화는 더 크다고 생각된다.

5) 배기 시 단열팽창

연소용기내에서 최대 30 °C 가 하강하는 것을 관측할 수 있었으나 가스가 배출되면서 용기 밖에서 열을 흡수하기 때문에 온도의 하강이 작게 된다. 이 과정에서 흡수되는 열량은 식(9)에 의해 최대 약20000cal이상이 흡수되는 것을 추측할 수 있다.

7.2 압력센서

밀폐된 연소용기내에 넣은 추진제가 연소할 때의 온도와 발생하는 연소가스에 의해 압력이 상승하게 된다. 이러한 압력 변화의 신호를 얻음으로써 연소 시간을 추정할 수 있다. 본 장치에 설치한 압력센서는 극히 염가인 압전소자로 선형성 및 보정 단계는 거치지 않았으나 압력의 정성적 분석에는 매우 유용하다. 이 압전소자는 압력에 따른 전압을 연속적으로 출력하지는 못한다. 코일이 자성체가 움직일 때만 자기유도에 의해 전압을 발생하는 것과 유사하게 가해지는 압력의 변화에 대해서만 전압을 발생한다.

$$V \propto \frac{dp}{dt} \text{ ----- (10)}$$

V : 출력 전압신호
P : 압력
t : 시간

시판되는 염가의 압전소자를 그림 5와 같이 그대로 사용할 경우 출력 신호가 매우 작게 되어 S/N비가 줄어들어 응답성이 나쁘게 된다.

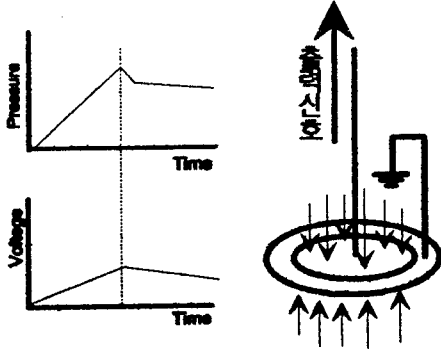


그림 5 수직 가압시 압전소자 특성

그림 7은 소자의 휨에 의한 전압 발생을 얻게 하였을 때의 특성이다. 그림 6은 휨을 이용하여 실제 설치한 압력센서의 구조로 압전소자 자체는 매우 약하므로 고압에 견딜 수 있도록 제작하였다.

구조물 내부는 1 atm 이고 에폭시 수지를 사용하여 외부압으로 부터 기밀을 유지하였다.

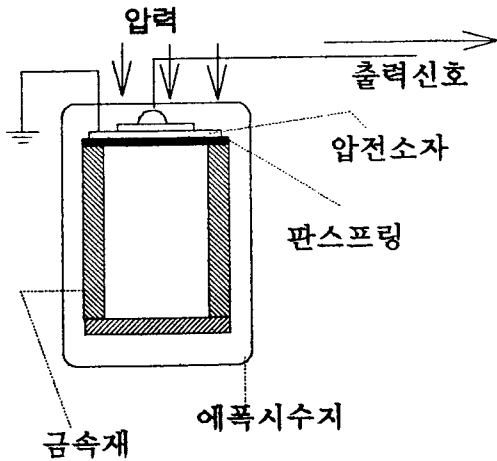


그림 6 압력 센서

그림 7은 압력 변화에 대한 압전소자의 출력 신호의 형태를 나타낸 것으로 출력을 적

분하면 압력의 형태가 된다.

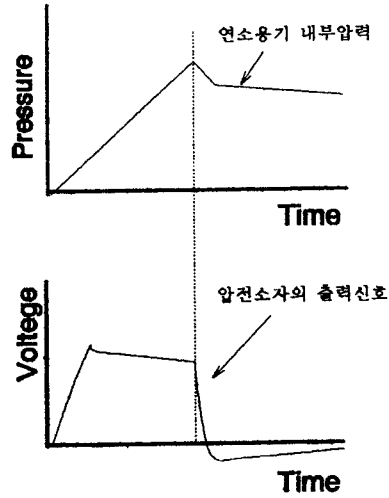


그림 7 압전소자의 출력특성

7.3 광센서

연소시간을 얻기 위한 측정치로써 추진제 연소 시에 발생하는 빛을 검출한다면 매우 유용하며 신뢰할 수 있는 값이다. 감지 소자로는 포토트랜지스터 (Photo Transistor) 를 사용하였다. 포토트랜지스터는 일반 Transistor의 베이스에 해당하는 수평 용창이 있으며 그 곳에 비치는 광량에 따라 에미터와 컬렉터 사이에 저항값이 변화한다. 다음의 그림은 전압신호 발생의 원리이다.

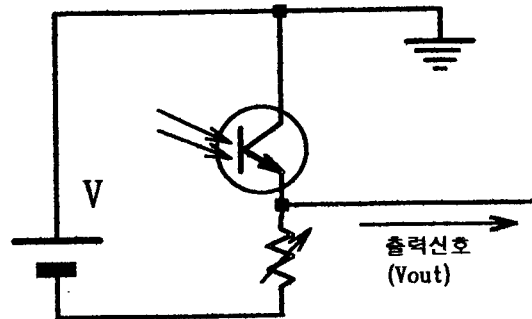


그림 8 광센서의 기본 구성

출력신호 (Vout)는 전압의 신호로 전압값은 저항 Rs와 포토트랜지스터 저항값의 비에 의해 결정된다. 포토트랜지스터의 저항값은 수광창에 비치는 빛의 강도에 의해 변화한다. 따라서 다음과 같은 관계식이 성립한다.

$$V_{out} = V \cdot \frac{R_t}{R_t + R_b} \text{ ----- (11)}$$

- V : 전원전압
- Vout : 출력신호전압
- Rt : 트랜지스터저항
- Rb : 바이어스저항

빛의 강약은 그대로 트랜지스터 저항의 강약으로 나타나게 되며 식 (11)에 의해 바이어스저항과의 상호작용으로 전압의 신호로 변환된다.

선형적으로 비례하지는 않으나 신호의 특성이나 연소시간의 측정에는 지장이 없다고 본다. 다음 회로는 신호의 전류중폭과 기준전압을 설정하여 신호를 디지털화하기 위한 Comparator를 부착한 것이다.

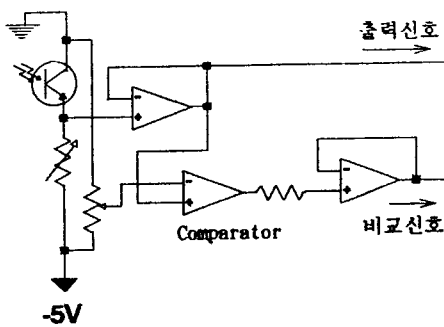


그림 9 광신호 처리회로

8. 결과

8.1 신호분석

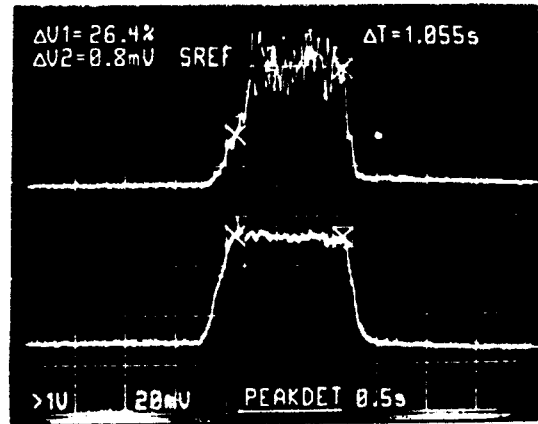


그림 10 20 기압에서의 신호

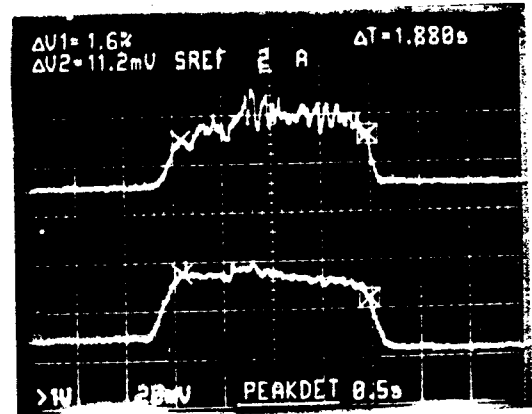


그림 11 80 기압에서의 신호

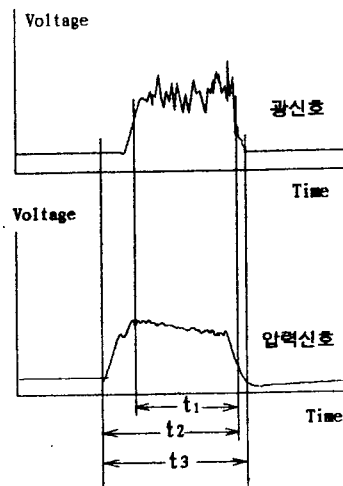


그림12 신호의 형태와 연소시간

1) 시간측정기준

센서의 응답성과 연소용기의 구조적 특성, 점화특성, 추진제 점화단면형상, 연소특성 등을 정성적으로 감안한다 해도 시간은 정량적인 양이므로 신호의 어느 지점을 시작과 끝으로 하여 시간을 설정할 지를 미리 예측하기는 어렵다. 따라서 본 실험의 시료의 특성치를 이미 알고 있다는 잇점을 살려 상호 비교를 통한 신호의 지점을 유추해 내는 방법이 가장 합리적이라 판단했다.

* 팽센서의 경우 약한 빛에는 응답이 늦으므로 시작 지점은 압력 센서의 신호를 신뢰하고 끝지점은 압력센서 신호의 진동을 예상하여 팽신호의 신뢰를 원칙으로 하되 신호의 형태를 감안했다.

* 신호의 전체를 시간으로 취할지 마루부분만을 취할지는 예상값과 비교한 결과 전체를 취하는 편이 타당하다 본다. 즉 그림 12의 t_2 를 원칙으로 했다

* 연소형태나 측정장비의 특성상 항상 이상적인 신호가 잡혀지는 않으므로 신호의 비정상적 기울기는 일부 삭제했다.

8.2 측정치

압 력 (atm)	연 소 속 도 (mm/sec)	
	예 상 값	측정값(평균)
10	3.66	3.66
20	4.42	4.31
30	4.93	4.88
40	5.33	5.33
50	5.66	5.57
60	5.95	6.01
70	6.21	6.23
80	6.45	6.34
90	6.64	6.47
100	6.84	6.82

표 1 압력에 따른 연소속도

8.3 그래프

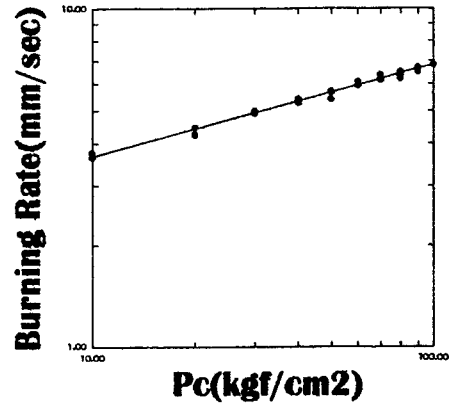
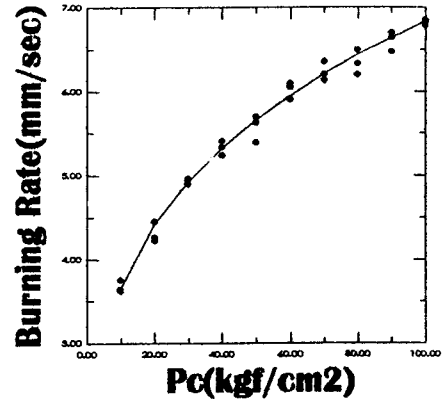


그림 13 연소속도 - 압력 그래프
(선 : 예상값, 점: 측정값)

8.4 계산

i 개의 각 압력에서 측정하여 i 개의 평균 연소속도를 얻었다면 각 압력을 $P_1 \sim P_i$ 라 하고 각각의 압력에서 얻은 평균연소속도를 $r_1 \sim r_i$ 이라 정했다.

그리고 계산의 편의상 식 (7)의 지수함수에 log 를 취했다.

$$\log r_i = n \log P_i + \log a_i \quad \text{-----} \quad (12)$$

따라서 n 값은

$$n = \frac{1}{i-1} \sum_{i=1}^{i-1} \frac{(\log r_{i+1} - \log r_i)}{(\log p_{i+1} - \log p_i)} \text{----- (13)}$$

구해진 n 값을 식 (12) 에 대입하여 a 값을 구했다.

$$a = \frac{1}{i} \sum_{i=1}^i a_i \text{----- (14)}$$

8.5 계산결과

미리 알고 있는 값

$$n = 0.2715$$

$$a = 1.9584$$

측정값

$$n = 0.2773 \text{ (오차 : 0.3%)}$$

$$a = 1.9040 \text{ mm/sec. (kgf/cm}^2\text{)}^{-n}$$

(오차 : 2.8%)

9. 맺음말

이상과 같은 실험을 통하여 본 가압연소속도 측정장치를 신뢰할 수 있음을 확인하였다.

예상치와 약간 차이는 있으나 거의 근사한 값으로 차이의 원인은 다음과 같이 고찰하였다.

- (1) 실험횟수의 불충분으로 인한 평균화 미비
- (2) 시료의 길이가 10mm내외인 점에서 생기는 초기 점화위치나 단면의 불균일에서 비롯되는 연소길이의 부정확.
- (3) 측정센서의 정확한 보정 미비

(4) 연소중 압력상승의 미고려

국내의 민간단체나 학계에서는 최초로 이러한 추진제 연소속도 측정장비를 갖추게 되었고 정확성을 입증하였다. 차후에는 이 장치를 활용하여 추진제 특성치의 측정 및 개발, 보완이 가능하며 로켓모터의 정량적 설계가 기대된다. 아울러 본 측정장비의 개선과 간편화를 위한 연구도 계속 진행할 예정이다. 끝으로 연소장치제작에 도움을 주신 선일기계와 본 연구에 도움을 주신 항공우주연구소와 (주)한화에 감사드립니다.

참고문헌

- [1]. 홍용식, 인공위성과 우주발사체, 청문각, 1985.
- [2]. 홍용식, 우주추진공학, 청문각, 1992.
- [3]. F.Reif, Statistical physics, McaGRAW-Hill BOOK COMPANY, 1984