

# 고체추진제의 연소에 관한 연구

( An Study on Combustion of Solid Propellants )

채재우  
인하대 기계공학과  
이상만, 정성찬, 정영식  
인하대학원 기계공학과

## 1. 서론

### 1-1. 연구동향

고체추진제는 2차 세계대전 이전에 연구되기 시작하였고 1945년 미국에서 처음으로 램젯트에 적용하여 테스트된 이후 독일, 이스라엘, 소련, 프랑스, 중국, 일본 등 많은 국가들의 연구 대상이 되고 있다.[1]

일례로 미국의 경우에는 Talos와 Bomarc missile, 영국은 Bloodhound missile, Russian은 SA-4 미사일에 고체추진제를 적용하여 현재 이용되고 있다. 또한 고체추진제는 어뢰, 로켓트등에 다양하게 응용되고 있으며, 그 사용조건에 부합되는 고체추진제를 이미 선진국에서는 연구개발하여 적용되고 있는 실정이다. 현재 국내에서는 국방과학연구소, 항공우주연구소 및 (주)한화에서 연구가 진행되는 것으로 알려져 있으나 외부로는 발표가 없는 상태다.

이러한 고체추진제가 다양하게 응용되는 이유중의 하나는 다른연료와 비교시 연료탱크 및 관련 제어장치와 각종 부속장치가 필요없기 때문에 추력/무게비가 높으며 또한 구조 및 작동이 간단하고 저렴한 가격에 대량 생산이 가능하다는 장점을 지니고 있다.

상기 장점을 최대한 활용하기 위해 우선적으로 고체추진제의 연소특성 및 연소의 안정성을 반드시 파악해야만 한다. 여기서 고체추진제의 연소특성중 가장 중요한 점은 추진제의 연소안정성이다. 이러한 고체추진제의 연소안정성을 파악하기 위해 여러 선진국에서는 실제 사항과 유사한 조건으로 실험실에서 연구할 수 있는 실험 장치가 고안 개발되었으며 그 종류로는 Shock터널, Wind터널, Free jet등이 있다. 그 대표적인 예로 Australia에서 개발된 Shock터널 T-3는 Mach No. 20이상의 비행속도에 상응하는 다양한 고속도와 고엔탈피로 아주 신뢰성있는 결과를 얻은바 있으나[2], 그 실험장치는 10m로 대형인 추세다.

이에 향후 수행될 본연구에서는 Australia에서 개발된 Shock터널 T-3의 대형 실험장치와 달리 1985-1992년에 구소련에서 개발된 콤팩트(실험장치 1-1.5m정도)하고 보다 효율적인 방법으로 추진제의 연소안정성을 파악할 수 있다. 그 밖에 사용조건에 적합한 고체추진제의 연소안정성을 규명할 수 있는 다양한 실험장치 및 방법들이 응용되고 있다.

### 1-2. 연구의 필요성

로켓트, 미사일, 어뢰등에 많이 사용되고 있는 고체추진제는 주어진 연소조건에서 요구되는 연소특성 및 연소의 안정성을 만족해야만 추진기관을 원활히 작동하게 된다. 이와같이 고체추진제의 연소안정성이 추진기관의 성능을 좌우하기 때문에 매우 중요한 부분중의 하나이다. 따라서 고체추진제의 다양한 연료조성에 따라 연소특성이 아주 상이하게 다르므로 요구되는 사용조건에 적합한 고체추진제의 연소안정성을 정확히 파악할 필요가 있다.

고체추진제의 연소의 안정성의 중요성을 파악하면 다음과 같다. 여기서 연소의 안정성은 추진제의 연소속도, 압력 및 압력 지수항과 밀접한 함수 관계를 나타내고 있으며 식으로 표현하면 아래식같다.

$$U = a P^V \text{ -----(1)}$$

여기서 U은 연소속도, a은 상수, P은 압력, V은 압력 지수항으로서 고체추진제의 성분 조성과 압력범위에 따라 연소속도가 아주 상이하게 변화됨을 (1)식에 의해 알 수 있다. 상기 (1)식의 연소속도는 대부분 실험적으로 구해지며, 또한 고체추진제 연소로 인한 연소가스발생량  $M_p$ 은 (2)식에 의해 구해진다.

$$M_p = UAP \text{ -----(2)}$$

여기서 U은 연소속도, A은 추진제의 연소면적,  $\rho$ 은 추진제의 밀도이다. 추진제의 연소속도를 나타내는 (1)식에서 압력지수 V의 값은 연소의 안정성에 매우 중요한 역할을 한다. 노즐을 통해서 분사하는 연소가스유량  $M_j$ 은 연소실압력 P에 정비례한다. 반면에 연소가스 발생량은  $M_p$ 은 상기식의 (1)과 (2)식에서  $M_p \propto P^V$ 임을 알 수 있다. 따라서 연소가스발생량과 노즐에서 분사되는 연소가스량을 압력의 곡선으로 그래프로 나타내면 Fig.1과 같다. 이 Fig.1에서  $M_p$ 의 곡선은 V의 값에 따라 상이하게 변화됨을 보여주고 있다. 여기서 추진기관의 안정된 작동은  $M_p = M_j$ 이므로  $M_p = M_j$ 만나는 점이 추진기관의 모터 작동점이다. 만약 V값이 1.0보다 작은 경우 압력 P, 연소가스 발생량  $M_p$  및 연소가스 분출량  $M_j$ 는 Fig.1의 곡선을 따라 감소한다. 그러나 이 경우에는  $M_p > M_j$ 이므로, 즉 연소가스 발생량이 연소가스 유출량보다 크므로 연소실 압력 P은 상승하여 다시 작동적으로 되돌아 간다. 반면에 연소실 압력 P가 작동 압력보다 커지면 이번에는  $M_p < M_j$ 가 되기 때문에 연소실 압력 P는 감소되어 다시 작동점으로 돌아간다. 이와같이 압력지수항 V값이 1.0보다 작은 경우에는 고체 로켓트 모터는 안정된 작동을 하게된다. 그러나 만약 압력지수항  $V > 1.0$ 이면,  $V < 1.0$  경우에 반대되는 현상이 일어나기 때문에 연소실 압력 P가 계속 저하하여 끝내 연소가 중지되거나, 또는 연소실 압력 P가 계속 상승하여 마침내 모터의 파열까지 초래할 수 있다. 상기 사항에 기인되어 대부분의 고체추진제는 압력지수항 V의 범위가 0.2-0.8사이에 있다. 따라서 고체추진제의 연소 안정성은 연소속도 및 압력지수항에 아주 밀접한 관계가 있음을 나타내고 있다.

## 2. 고체추진제 연소방법

### 2-1. 고온 플라즈마를 이용한 고체추진제 연소방법

종래의 Australia에서 개발된 Shock Tunnel (Single free-piston) T-3는 Fig.2에서 나타낸바와 같이 Mach Number 20이상의 비행속도에 상응하는 다양한 고속도와 고엔탈피로 아주 신뢰성있는 결과를 얻은바 있다. [1] 상기 T-3은 one-staged piston 과 압축 tube 로 구성되어 있으며 실험장치 크기가 10m로 대형인 추세다.

이런 유사한 종류의 실험장치들을 이용하여 SCHADOW et al.[2]은 SFRJ(Solid fuel Ramjet)에서 온도 profile을 측정하였고, 또한 SCHULTE et al.[3]은 공기 유속의 변화에 따른 온도, 배기농도, 연료소모율(Regression rate)을, Natan 과 Gany[4]에 의해 공기 입구온도가 점화와 연료 소모율에 대한 영향들을 고찰 하였다.

따라서 향후 수행될 연구에서 사용되는 BGP(Ballistic generator of Plasma)와 SFRJ 연소 실험장치는 1985 ~ 1992년에 Russian Chemical Physics RAS Institute에서 개발된 것으로서 종래의 상기 실험장치에 비해 보다 효율적이고, Compact(시험장치 1-1.5m 정도)화 되어있으며 작동가스를 압축(약1-100ata) heating(약 1000~5000K)하여 高 enthalpy plasma(BGP)를 발생시키는 장치이다. 실험장치의 개략도는 Fig. 3와 같다. Fig 3.에서 작동가스를 2단으로 고온 압축한다.

Fig.3와 같은 BGP실험장치를 제작하면 작동가스의 압력이 1~100ata 일때 Gas 온도는 약 5000K 정도로 상승되며, 또한 Plasma를 발생시킬 수 있다. 이때 flow pulse time은 5msec 이다. 이 BGP장치의 에너지원은 가스, 액체, 고체 추진제의 연소나 Gas 압축에 의해서 이루어진다.

이와같이 BGP에한 고온 plasma의 발생은 램젯트의 광범위한 입력변수들에 대하여 연소과정 및 열화학적 해석을 가능케하고, 다른 실험장치에 비해 여러가지 많은 장점을 지닌다.

(1) SFRJ의 연소상태 측정방법

SFRJ 연소기에서는 온도와 압력을 측정함으로써 BGP특성과 연소상태를 파악할 수 있다. 여기서 온도와 압력 측정 방법은 Fig.4의 개략도에서 보여준다.

(a) 온도측정 : 연소기내의 온도측정은 Window에 온도Sensor(Photo-diode)을 장착하여 화염강도 (Flame Intensity)을 측정한다.

(b) 압력측정 : 고체연료 부근의 압력 Sensor (piezo effect sensor)을 장착하여 측정한다.

(c) 속도계산 : 이상기체 상태방정식으로 부터  $P=\rho RT$ 이다. 따라서

$$\text{where } V = \sqrt{dP/d\rho} = \sqrt{\gamma P/\rho} \quad V = \sqrt{\gamma RT_0}$$

$\gamma$  : adiabatic Ratio 이다.

(d)고체연료 소모율 계산 (Calculate Regression Rate of Solid Fuel)

SFRJ 연료 소모율(Regression Rate)은 광범한 범위에서의 압력, 온도, 가스성분과 유량에 대하여 조사할 필요가 있다. 그의 이론적인 계산은 다음과 같다.

$$C_s \propto P^a M^b T_{in}^c$$

where P: pressure

M: Mass flow

$T_{in}$ : Inlet temperature

a=0.25~0.5, b=0.4, c=0.4

### (2) 수치해석

BGP의 최적 설계 및 제작을 위해 Computer Simulation을 수행한다.

Fig.3의 piston에 대해 열역학적인 closed-system으로 간주하여 이론인 열효율 및 열전달 변수들을 해석한다.

BGP의 큰 영향을 주로 주는 인자, 즉 geometry, piston I, II의 중량, 작동가스의 초기 압력등을 고려하여 최적의 BGP을 설계자료를 제공한다.

### (3) 연구목적

#### 1) 고체추진제의 이론적 연구

1. Boundary layer에서 확산화염의 연소특성 규명
2. 고체추진제의 연료소모율 분석
3. 고체추진제 형상변화(The rough, surface, sharp edges등)에 따른 연소특성 규명

#### 2) 고체추진제의 실험적연구

1. 압력 1-100 ata, 온도 1000-1500 K인 고 엔탈피 플라즈마를 발생시킬 수 있는 BGP 실험장치 제작.
2. 공기유속의 변화에 따른 고체추진제의 연소속도 측정.
3. 고체연료가 연소될때 고체연료 표면의 연소특성 규명.
4. 고체추진제의 연소조건이 변할때 BGP의 최적설계.

### 2-2. 고압 봄베를 이용한 고체추진제 연소방법

향후 수행될 연구에서는 Fig.4에 나타낸바와 같이 고압에 견딜수 있는 연소용 용기를 제작하고 용기내의 압력을 10기압에서 200기압까지 변화하여 충전시킨다. 충전된 용기내에서는 미리 준비된 고체추진제가 설치되어 있으며 히터코일에 의해 점화되어 연소가 시작된다. 이때 고체추진제가 연소됨에따라 용기내의 압력이 증가하게 된다. 이때 용기하단에 특별히 제작된 피에조 효과를 이용한 압력센서가 설치되어 있고, 오실로스코프로 전압을 측정하여 연소속도를 측정하게 된다. 여기서 연소속도는 측정된 데이터를 이용하여 압력항의 지수를 유출하여 추진제의 연소안정성을 파악한다.

### (1) 연구목적

여러가지 성분으로 조성된 고체추진제의 연소특성 및 안정성을 동시에 20여개의 샘플을 규명함으로써 고체추진제 개발의 기초적 자료를 제공하는데 그 목적이 있다.

### 2-3. 고압 분베를 이용한 수중추진제 연소방법

향후 수행될 연구에서는 Fig. 4와 유사한 실험장치에 의해 고압(200기압)에 견딜 수 있는 연소용 용기를 제작하고 이 실험장치를 이용하여 수중추진제의 조성변화 및 금속입자 크기, 금속종류, 금속농도, 비정상 연소시 발생하는 금속의 융합을 감소시키기 위한 첨가제 (탄소) 변화에 따른 연소속도를 측정하고 연소의 안정성 ( $U = a P^v$ ) 을 규명한다. (여기서 U: 연소속도, a: 상수, P: 압력, v: 지수)

#### (1) 연구목적

기존 어뢰등의 추진방법은 2개의 프로펠러로 사용되어왔으나, 최근 이에대한 선진국에서의 연구 경향은 항공기에 적용되는 램젯트 고체추진제 연소방식을 이용하여 어뢰의 수중추진동에 적용하기 위한 연구방향이 전환되어 실용화 단계에 있다. 국내에서 이 연구는 매우 미비한 상태이며 이와같이 수중에서의 추진문제를 해결하기 위해서는 추진제가 주어진 연소조건에서 요구되는 연소특성을 만족해야한다. 이에 여러가지 성분으로 조성된 수중추진제의 연소특성을 파악할 필요가 있다. 따라서 본 연구는 수중추진제중의 금속입자의 금속의 종류 (Al, Zr 등), 그 함유량과 크기, 산화제 타입 및 압력변화에 따른 수중추진제의 연소특성을 규명함으로써 수중추진제 조성의 최적화를 제공하는데 그 목적이 있다

#### (2) 연구목표

- 1) 산화제 ( $KNO_3$ ,  $NH_4ClO_4$ , 폴리머를 포함하는  $F_2$ ) 와 수중추진제에 포함되는 금속입자 조성에 따른 열역학적 Computer Simulation
- 2) 일정압력 Bomb를 이용하여 수중추진제의 연소과정을 해석할 수 있는 실험장치 제작
- 3) 다양한 산화제 ( $KNO_3$ ,  $NH_4ClO_4$  와 폴리머를 포함하는  $F_2$ )와 여러가지 高 함유금속 (Al, Zr, etc) 조성에 따른 실험적 연소특성규명
- 4) 연소영역에서 추진제중에 포함되어있는 금속 입자의 융합관계 조사와 그 융합과정을 감소시키기 위한 최적 탄소량 조사
- 5) 수중추진제에 포함되는 금속입자 함유량과 크기 및 압력변화에 따른 연소의 안정성 규명

#### (3) 연구내용

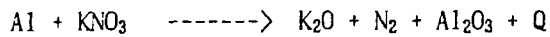
본 연구는 고압 (200기압) 에 견딜 수 있는 연소용 용기를 제작하고 이 실험장치를 이용하여 수중추진제의 조성변화 및 금속입자 크기, 금속종류, 금속농도, 비정상 연소시 발생하는 금속의 융합을 감소시키기 위한 첨가제 (탄소) 변화에 따른 연소속도를 측정하고 연소의 안정성을 규명한다.

#### (4). 수중추진제의 원리

##### 1). 수중추진제의 추진원리

수중추진제의 추진원리는 램젯트 로켓트의 고체추진제와 매우 유사하다. 다만, 군사용 조명탄과 같은 연소에 의해 수중추진제중의 금속입자는 Fig 5. 과 같이 비산됨과 동시에 바로 그 금속입자 그룹이 산화되고 이 현상에 기인되어 금속입자는 주위의 물을 가열하여 온도와 압력이 상승시켜 어뢰를 추진되게 한다.

그 금속입자 연소의 이론적인 화학반응식은



이며 여기서 발열량 Q는 물을 Vapor 화하여 어퇴를 추진되게 한다.

### 2-3. 고체추진제 제거방법

추진기관에 장착된 고체추진제는 장시간 방치시에 그 성능이 저하되기 때문에 고체추진제를 교체하거나 또한 그 추진기관의 사용가능성이 없을 때는 이것을 적절한 방법으로 파괴내지는 폭발성 물질을 분리해야만 한다. 이런 문제를 해결하기 위해 구소련 Chemical Physics RAS Institute 연구소에서는 Fig.6 와같이 고체추진제를 진공용기에 넣은후 레이저빔을 이용하여 폭발성 성분을 분리 제거하고 있다.

### 3. 결론

상기 연소방법중 고압분배의 실험장치를 이용하여 흑색화약 고체추진제의 연소속도를 측정하였다. 이 연소속도측정 결과로 압력지수항을 결정하여 연소안정성을 규명하여 제3차 유도무기학술대회 발표한바 있다.

고체추진제의 연소방법을 상기에서 검토한바와 같이, 고체추진제의 실제사용되는 유사한 방법인 실험실 규모로 보다 간단하고, 효율적인 방법으로 고체추진제의 연소특성 및 연소안정성을 규명할 수 있으며, 또한 조성이 다른 20여개의 추진제 샘플을 동시에 연소특성 실험을 수행할 수 있기 때문에 소요되는 시간 및 실험적 낭비를 대폭적으로 줄일 수 있다.

### 4. 향후계획

사용조건에 적합한 고체추진제를 상기의 연소방법에 의해 연소특성 실험(온도, 압력, 연료소모률, 배기가스농도, 수치해석, 연소안정성을 결정하는 압력지수항등)을 구소련 Chemical Physics RAS Institute 연구소와 공동연구를 일부 연소방법은 수행중에 있으며, 나머지 연소방법도 '94년에 수행될 계획이다.

## REFERENCE

1. Y.M.Timnat(1990)  
"Recent Developments in Ramjet, Ducted Rockets and SCRAMJETS". Prog Aerospace Sci. Vol.27. PP201~235.
2. SCHADOW, K.C. CORDS,H.F and CHIEZE,D.J.(1978)  
"Experimental studies of Combustion processes in a tubular Combustor with fuel addition along the wall, Combust.Sci.Tech.19, 51~57
3. SCHULTE.,G., PEIN,R. and HOEGL,A.(1987)  
"Temperature and Concentration measurements in solid Fuel Ramjet Combustion chamber, J propul,pwr 3, 114~120
4. NATAN,B and GANY,A (1989)  
"Combustion characteristics of a boron-fuel SFRJ with aft-burner. In:9th Int. Symp. on Air Breathing Engine, PP.140~148, AIAA, Washington.D.C.
5. BEN-AROSH,R and GANY,A (1989).  
"Similarity and scale effects in solid fuel Ramjet Combustor. In:9th Int. Symp. on Air Breathing Engine, PP.127~139, AIAA, Washington.D.C
6. NETZER,D.W (1977)  
"Modelling solid Fuel Ramjet Combustion". J.Spacecraft Rockets 14, 762~766
7. MADY,D.J, HICKLEY,P.J and NETZER,D.W (1978)  
"Combustion behavior of solid fuel Ranjet Combustor. J.Spacecraft Rockets 15, 131~132
8. GANY,A and NETZER,D.W (1986)  
"Combustion Studies of metallized fuel for solid fuel Ramjets. J. Propul.Pwrz, 423~427
9. VOS,J.B (1987)  
"The Calculation of turbulent reacting flows with Combustion model based on finite chemical kinetics .Ph.D.Thesis Delft University.
10. STALKER,R.J (1972)  
"Development of a hypervelocity wind tunnel, Aeronut.J.76, 374~384

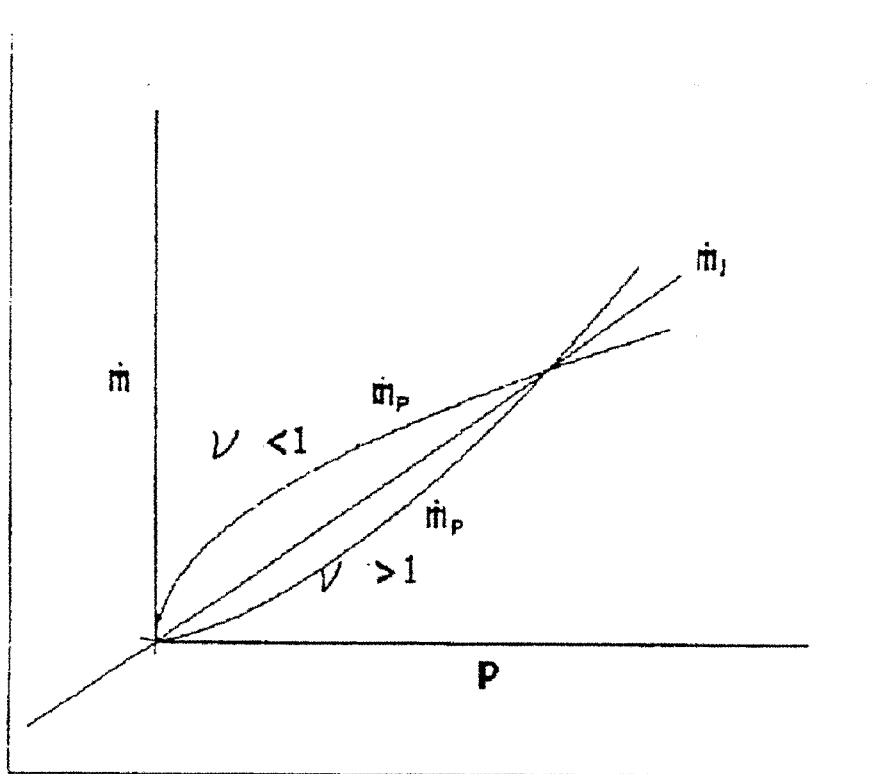
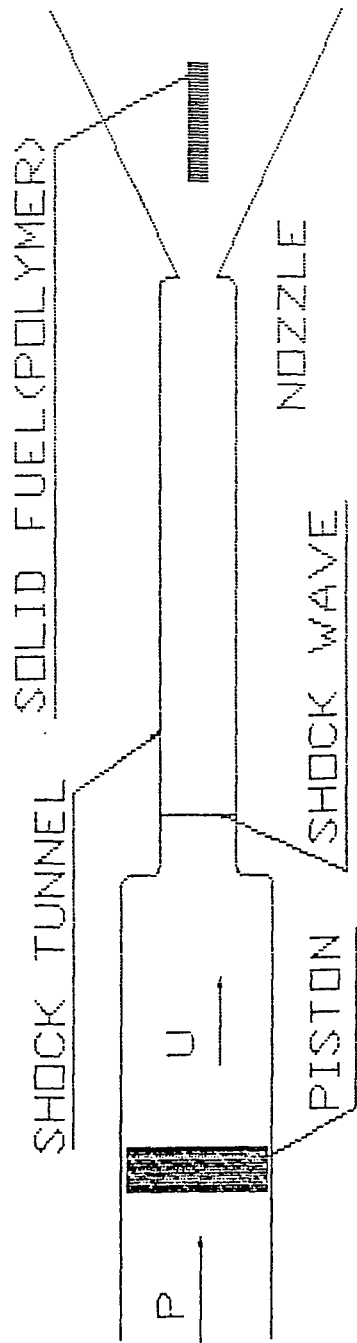


Fig 1. The stability of solid propellants.





WORK

$$dW = PdV$$

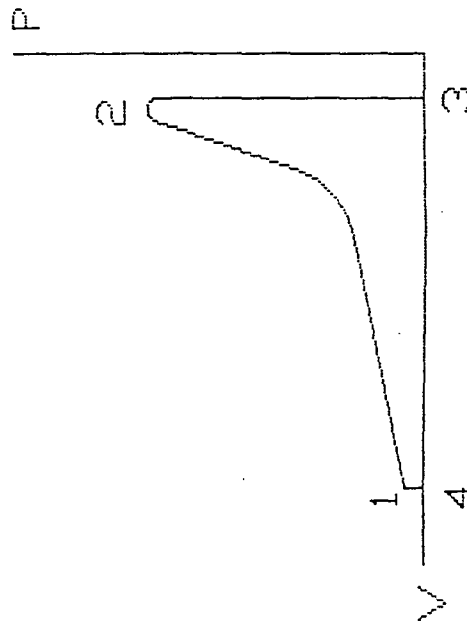


FIG.2 SCHEMATIC DIAGRAM OF SINGLE PISTON TUNNEL

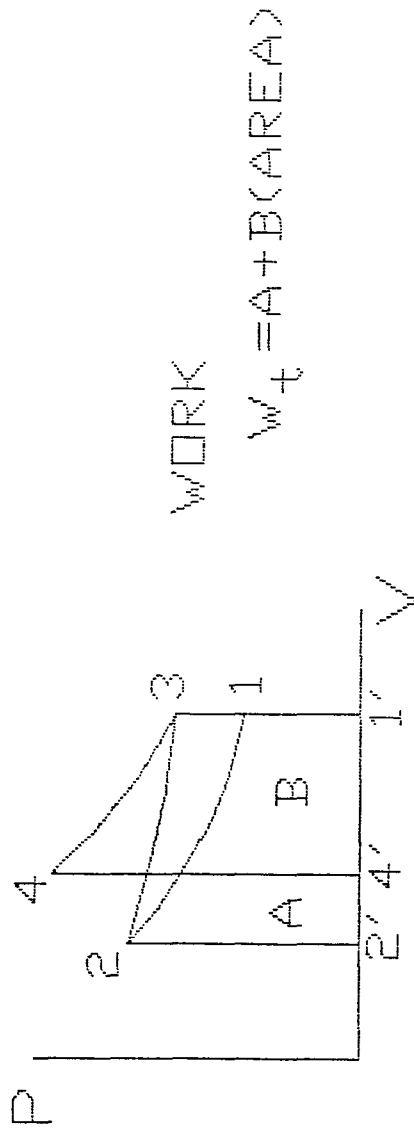
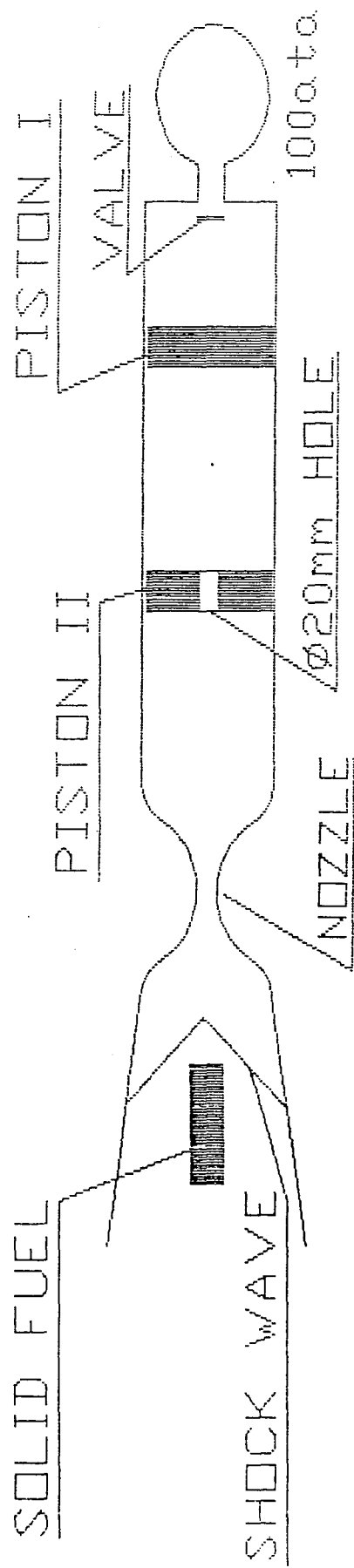


FIG.3. SCHEMATIC DIAGRAM OF TWO-STAGED PISTON BGP.

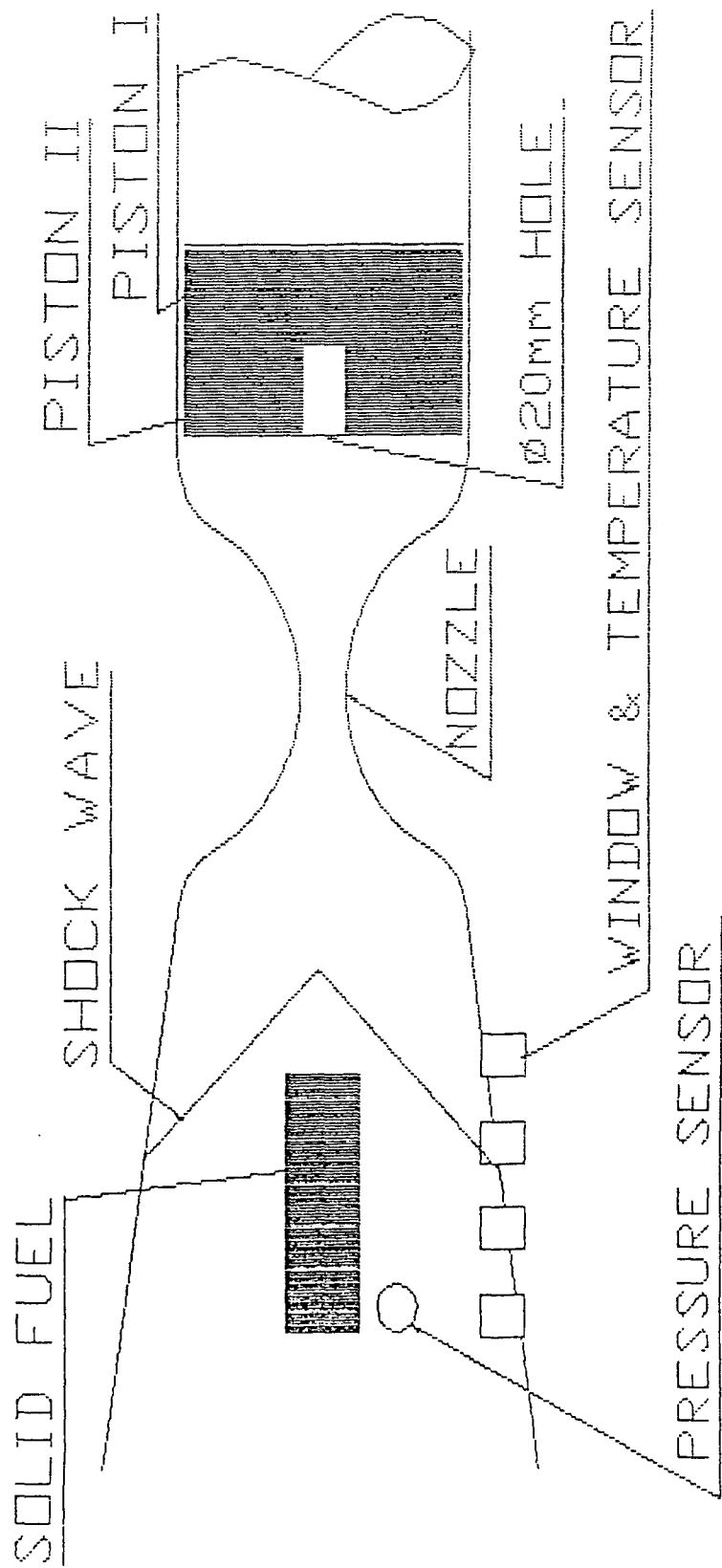


Fig.4. SCHEMATIC DIAGRAM OF MEASUREMENT ON PRESSURE AND TEMPERATURE

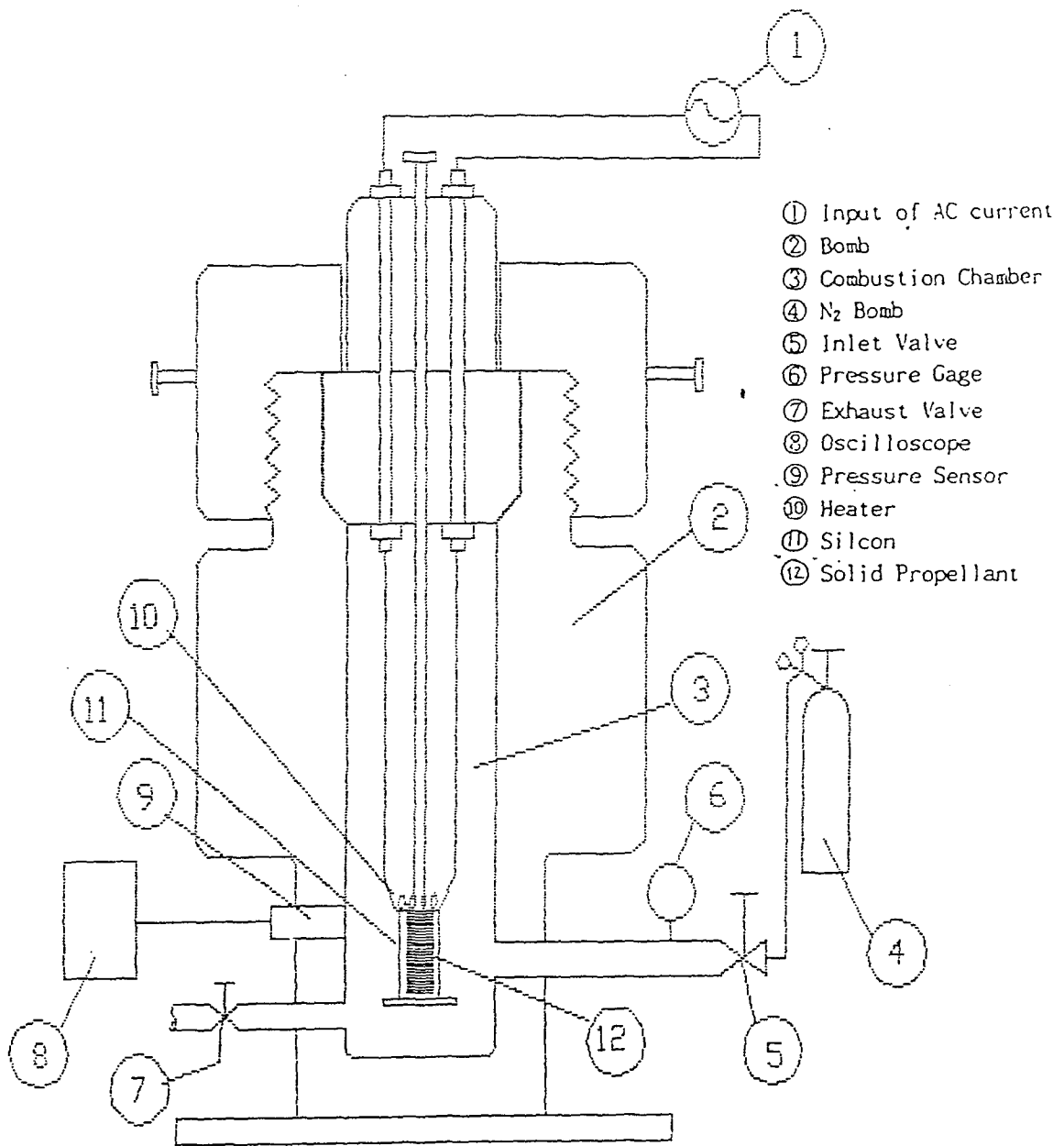


Fig.5 . Schematic Diagram of Experimental Apparatus

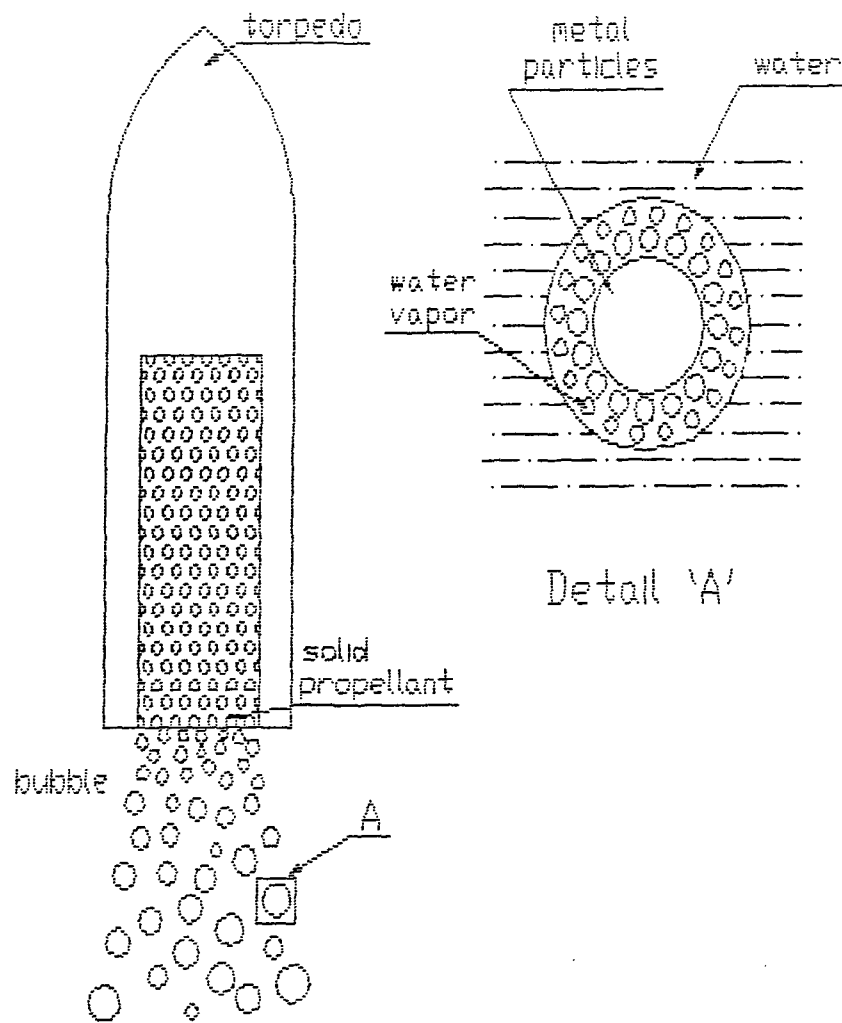


Fig 6 Schematic diagram of combustion mechanism on a torpedo

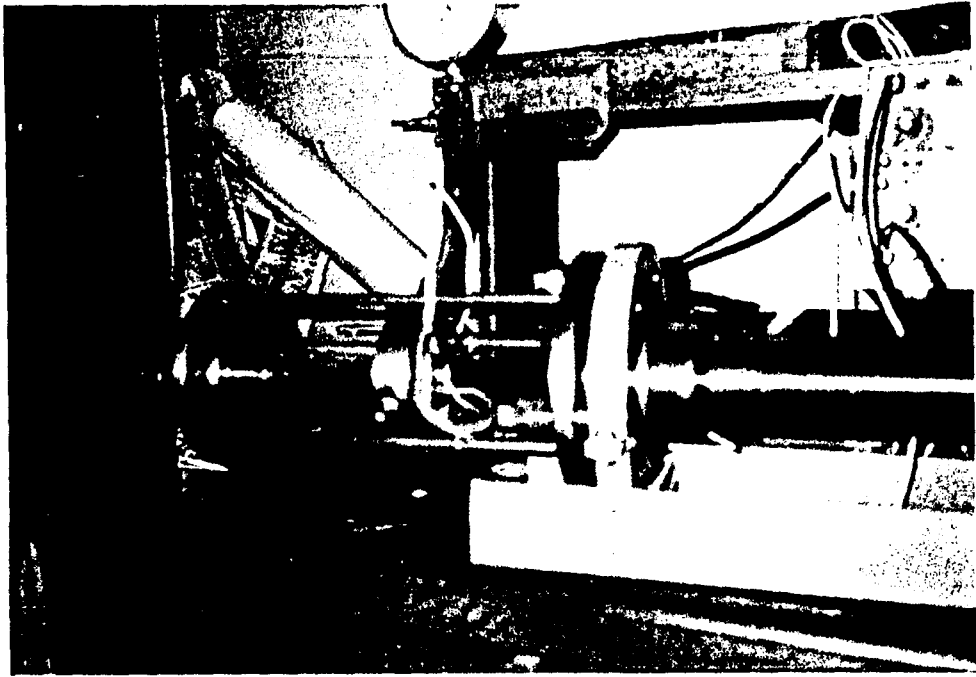


Fig.7 고체추진제 제거장치