

# 고체추진제의 Thermal Structure 분석에 관한 실험적 연구

채재우, 문종인, 인하대학교 기계공학과

Valentin M. Poutchkov, V.M Shmelev

N.N.Semenov Institute of Chemical Physics, RAS, Moscow, Russia

## 초 록

Strand Burner 내에 설치되는 추진제에 10 $\mu$ m 굵기의 Thermocouple을 설치하여 각 압력하에서의 연소속도 및 연소시의 Thermal Structure의 정보를 얻는 방법과 러시아의 I.C.P에서 공동실험을 통하여 얻은 60%의 니트로글리세린과 40%의 니트로셀룰로오스를 혼합한 더블베이스 추진제 및 AP와 에폭시수지를 혼합한 간이 Composite형 추진제의 Thermal Structure를 조사한다.

## 1. 서 론

Strand Burner의 주기능은 각 압력하에서의 연소속도를 측정하여 추진제 고유의 압력지수 및 계수를 얻는 것으로 알려져 있으며 국내에서 주로 이러한 기능에 국한된 연구가 행해지고 있다.

그러나 추진제 시료에 10 $\mu$ m 이하의 Thermocouple을 설치함으로써 추진제 고유의 Thermal Structure의 분석이 가능하다. 추진제의 연소시 형성되는 Heated Layer 및 제 1 화염대와 제 2 화염대의 위치 및 두께, 기울기를 분석함으로써 얻어지는 각종 자료는 고체 추진제 로켓모터의 세부적인 연구 및 문제 해결에 있어 필수적이다. 특히 로켓모터의 연소불안

정성에 있어서 Heated Layer의 개념은 매우 유용한 자료가 되며 점화현상의 연구에도 필수적이다. 또한 이러한 실험을 통하여 얻어지는 실험적 자료는 이론적인 시뮬레이션의 오류를 방지하는데 있어서도 중요한 역할을 하게 된다.

본 연구의 목적은 고체추진제의 보다 근본적인 연소특성을 분석하는 유용한 방법을 사용하여 국내에 알려지지 않은 방법으로 로켓모터의 개발 및 보완에 있어서 필수적인 자료를 획득하는 실험적인 방법의 일차적인 제시에 있다.

따라서 그 분석방법 및 산출자료 또 응용면에서 그 가능성에 비해 완벽한 제시를 할 단계는 아니나 러시아 모스크바의 N. N. Semenov

Institute of Chemical Physics에서 공동으로 행한 실험 및 러시아 과학자들이 제시하는 분석을 통하여 얻어지는 자료를 보았을 때 고체 추진제의 연소현상 및 로켓모터의 연구 및 개발에 있어 필수적이며 유용한 방법임을 알 수 있었으므로 우선 그 방법적인 내용과 시료에서 얻은 결과 및 Heated Layer의 분석에 중점을 두어 기술하고자 한다.

## 2. 추진제 연소시의 Thermal Structure

추진제의 Thermal Structure 는 일반적으로 Fig. 1에 나타낸 바와 같다.

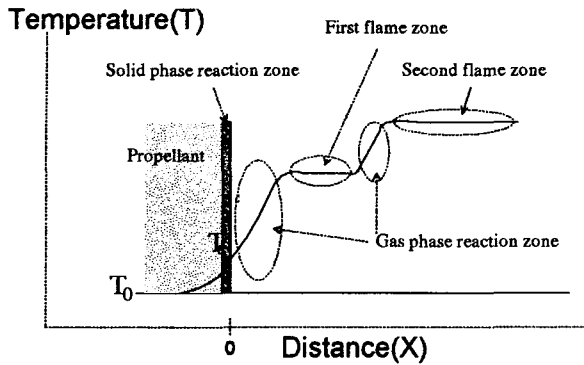


Fig. 1 Skim. of thermal structure of solid propellant

### Heated Layer

물리적 특성 및 연소속도에 의존하는 값으로 로켓모터내 연소현상 해석에 있어서 매우 중요한 추진제 고유의 특성치 이다. 표면온도의  $1/e$  지점까지로 정의한다. 연소표면에는 고체 상태 반응층이 형성된다.

$$\lambda \frac{d^2T}{dX^2} + cpr \frac{dT}{dX} = 0 \quad (1)$$

T는 온도, X는 거리, C는 비열,  $\rho$ 는 밀도, r은 연소속도 로 이 열전도방정식에 의해 고체 추진제 연소면으로 부터 각 지점의 온도식을 얻을 수 있다.

$$T_{(x)} = (T_1 - T_0) \exp\left(\frac{X}{L}\right) + T_0 \quad (2)$$

$T_0$ 는 추진제 초기온도,  $T_s$ 는 연소면의 온도, X는 거리, L은 Heated Layer의 길이

### 제1화염대

추진제 연소시 반응면과 인접한 구역은 가스 상태 반응층으로 빛을 발하지 않아 어둡고 그 다음에는 빛을 발산하는 구역으로 이를 제 1 화염대라 한다.

압력에 따라 그 거리 및 두께가 변화하며 이 역시 추진제의 특성치라 할 수 있다.

### 제2화염대

제 1 화염대에서 부터는 다시 1차 반응에 의한 생성물의 가스상태 반응으로 어두운 층이 존재하며 다시 빛을 발하는 제2화염대가 형성 된다.

이 지역은 1차 반응 이후 생성물이 2차 반응을 일으키며 일어나는 현상이나 추진제의 성분 에 따라 이 지역은 나타나지 않을 수도 있다.

연소속도

연소속도는 추진제의 고유의 열화학적 특성에 의존하지만 압력에 크게 지배 받으며 다음의 식은 널리 알려져 있다. Thermal Structure 역시 압력에 크게 지배 받는다.

$$r = aP^n \quad (3)$$

r은 연소속도, a는 압력계수, P는 압력, n은 압력지수

### 3. 실험

장 치

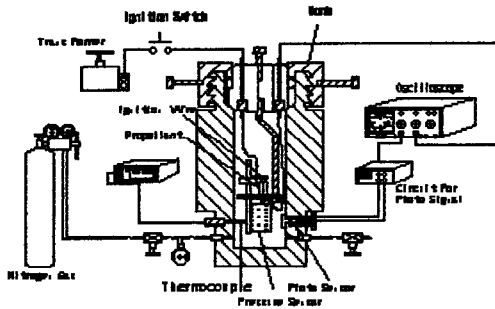


Fig. 2 Skim. of installation

시 료

시료는 니트로글리세린 60%와 니트로 셀룰로오스 40%의 더블베이스 추진제와 AP 60% 와 에폭시 40%를 혼합한 일종의 간이형 복합추진제를 사용하였다. 이들 내부에 두께 10 $\mu$ m의 Thermocouple을 길이 방향으로 두가닥 설치하였다. 이 두개의 Thermocouple 사이의 길이는 연소속도 측정의 자료가 되므로 필수적으로

측정한다.

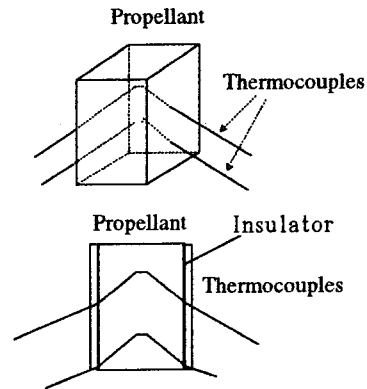


fig. 3 Thermocouples in propellant

### 4. 결과 및 분석

실험에 의한 Thermocouple의 출력 형태는 Fig. 4와 같다.

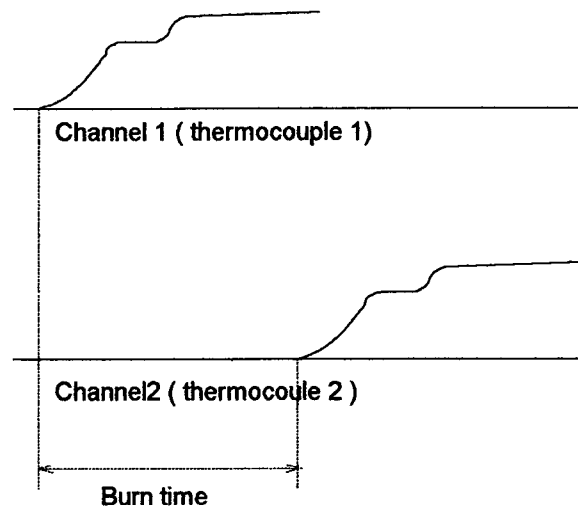


Fig. 3 Output signal

각 압력대에서 얻은 Fig. 4과 같은 형태의 신호를 분석하여 Fig. 5의 결과를 얻었다.

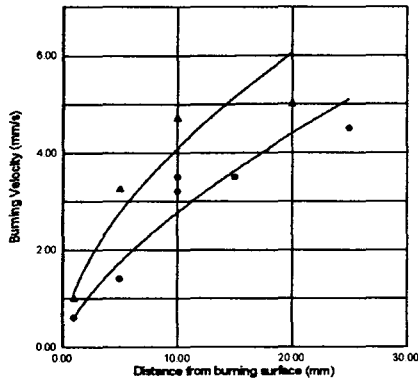


Fig. 5 Burning velocity with pressure

식 3에 의한 더블베이스 추진제의 압력계수  $a$ 는 1.1124, 지수  $n$ 은 0.5660 복합형의 경우  $a=0.5949$ ,  $n=0.6684$ 를 나타냈다. 이 결과치는 압력 25atm 이하에서의 실험이었으므로 로켓모터의 정상적 작동 영역이 아니다. 따라서 그 값이 원래 값보다 크다는 것을 알 수 있다.

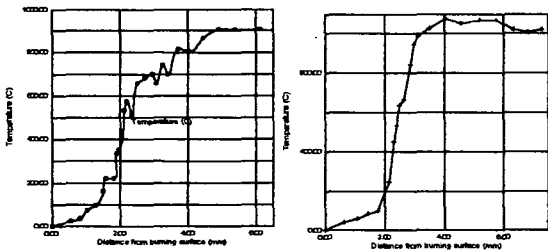


Fig. 6 Thermal structure of DB-propellant at 1 atm

1atm의 저압대에서는 특히 불안정한 Thermal Structure를 볼 수 있다. 이는 압력대가 저압

이라는 원인도 있지만 압력에 의존하는 시료의 Critical Diameter가 불안정한 연소에 큰 영향을 미친다. 불안정한 연소이므로 연소속도는 0.5~0.6 mm/s로 추정했다.

연소표면 온도는 220도씨, 최고온도 900도씨, Heated Layer 1000 $\mu$ m,

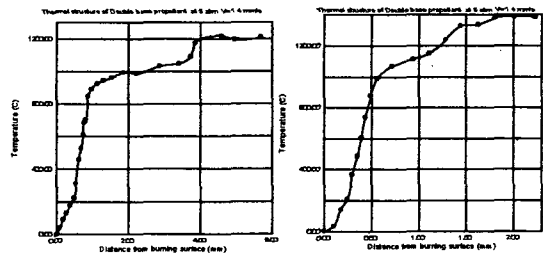
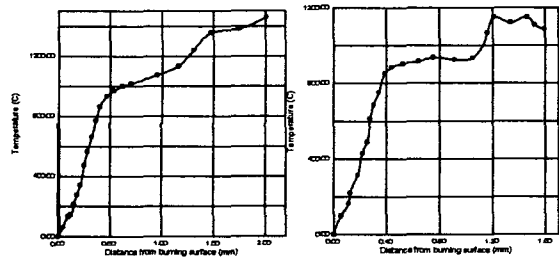


Fig. 7 Thermal structure of DB-propellant at 5 atm

더블베이스형의 경우 5atm 에서도 뚜렷한 구조가 나타나지 않는다. 연소속도는 1.4mm/s, 표면온도 260도씨, 최고온도 1000도씨 Heated Layer 70 $\mu$ m.

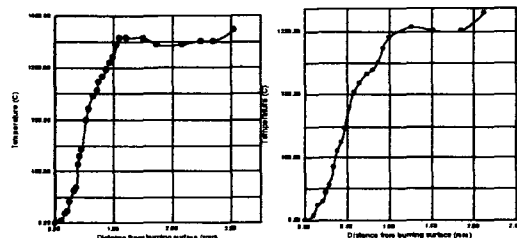
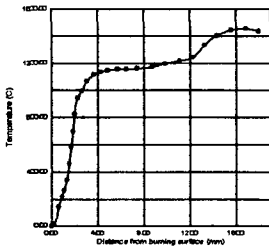


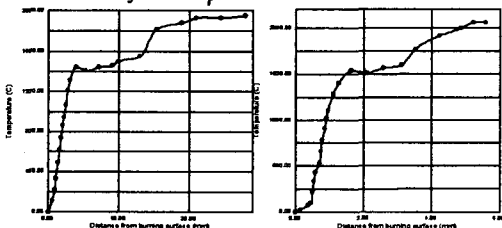
Fig. 7 Thermal structure of DB-propellant at 5 atm



Thermal structure of Double base propellant at 15 atm  $v=3.8$  mm/s

Fig. 8 Thermal structure of DB-propellant at 15 atm

15atm 에서도 역시 뚜렷한 구조는 나타나지 않으나 점차로 형태를 가지는 것을 볼 수 있다. 그러나 2차 화염대가 형성되었다고 볼 수는 없다. 2차 가스상태 반응에 의한 2차 화염대의 온도는 1차 화염대 보다 400도 이상이기 때문이다. 연소속도는 3.5 mm/s. 표면온도 330도씨, 최고온도 1200도씨, Heated Layer 45 $\mu$ m.

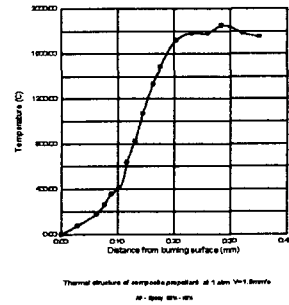


Thermal structure of Double base propellant at 25 atm  $v=4.0$  mm/s

Thermal structure of Double base propellant at 25 atm  $v=4.0$  mm/s

Fig. 9 Thermal structure of DB-propellant at 25 atm

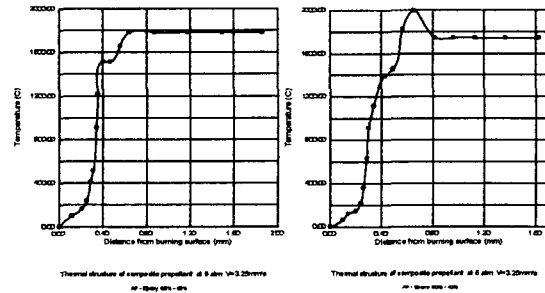
일반적으로 더블베이스형의 경우 25atm 이상의 압력에서 전형적인 구조를 나타내는데 이 역시 화염의 요동으로 인하여 일정한 형태를 감지해 낼 수는 없다. 여러번의 실험에서 평균치를 취한다. 또 연소속도는 4.5mm/s 였다. 표면온도 360도씨, 최고온도 1300도씨.



Thermal structure of composite propellant at 1 atm  $v=1.5$  mm/s

Fig. 10 Thermal structure of composite-Prop. at 1 atm

Critical Diameter 이므로 연소가 불안정 했다. 연소속도는 1.5 mm/s. 표면온도 350~400도씨, 최고온도 1800도씨 Heated Layer 160.

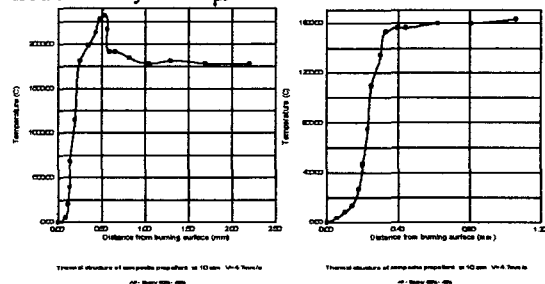


Thermal structure of composite propellant at 5 atm  $v=3.25$  mm/s

Thermal structure of composite propellant at 5 atm  $v=3.25$  mm/s

Fig. 11 Thermal structure of composite-Prop. at 5 atm

더블베이스 형과는 다른 구조를 가지고 있다는 것을 보여준다. 연소속도는 3.25 mm/s. 표면온도 400~500도씨, 최고온도 1800도씨 Heated Layer 60 $\mu$ m.



Thermal structure of composite propellant at 10 atm  $v=4.5$  mm/s

Thermal structure of composite propellant at 10 atm  $v=4.5$  mm/s

Fig. 12 Thermal structure of composite-Prop. at 10 atm

2차 화염대는 생성되지 않는다. 이것은 특히 AP-based 복합추진제의 특징이다. 연소속도는 4.7mm/s. 표면온도 450~500도씨, 최고온도 1900도씨 Heated Layer 60 $\mu$ .

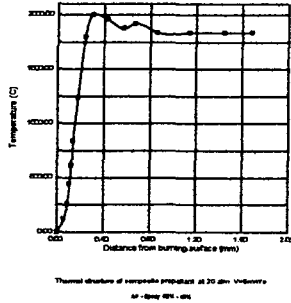


Fig. 13 Thermal structure of composite-Pro. at 20 atm

연소속도는 5 mm/s. 2차 화염대는 없다.

1차 가스상태 반응시 화학반응이 대부분 완료된다는 것을 알 수 있다.

표면온도 500~600도씨 최고온도 1900도씨

Heated Layer 40 $\mu$ m.

본 실험은 25atm 이하의 저압 영역에서 행해진 실험이다. 더블베이스 추진제의 특성은 20atm 이하의 저압에서는 1, 2차 화염대의 구조가 뚜렷이 형성되지 않는다. 또한 압력이 높아짐에 따라 1, 2차 화염대의 거리가 점차 좁아지고 40atm 이상에서는 거의 인접하게 되어 구분이 어렵게 된다.

언급한 바 AP 베이스 추진제의 경우는 1, 2차 화염대가 형성되지 않는다.

Fig. 6 ~ Fig. 13에 나타난 실험결과에서 볼 수 있듯이 같은 조건에서도 같은 형태의 그래프가 나타나지는 않는다. 따라서 정확한 결과치를 얻기 위해서는 여러번의 실험을 반복하여 평균치를 구해야만 한다.

추진제의 종류에 따라 여러 형태의 결과가 나오지만 실제 로켓 작동 영역에서는 어떤 추진제도 2차 화염대가 따로 형성되는 것을 관측할 수는 없다. 화염대가 1, 2차에 걸쳐 나타나는 경우는 1차 가스상태 반응시 그 반응이 완료되지 않았기 때문이다. 따라서 1차 화염대를 거쳐 2차 반응대가 형성되어 반응이 완료된다. 그러나 로켓 작동영역인 고압대에서의 연소는 보다 원활하여 1차 반응으로 화학반응이 완료된다. Fig. 14는 이러한 영역에서의 보다 이론적인 자료를 획득할 수 있다는 것을 보여준다.

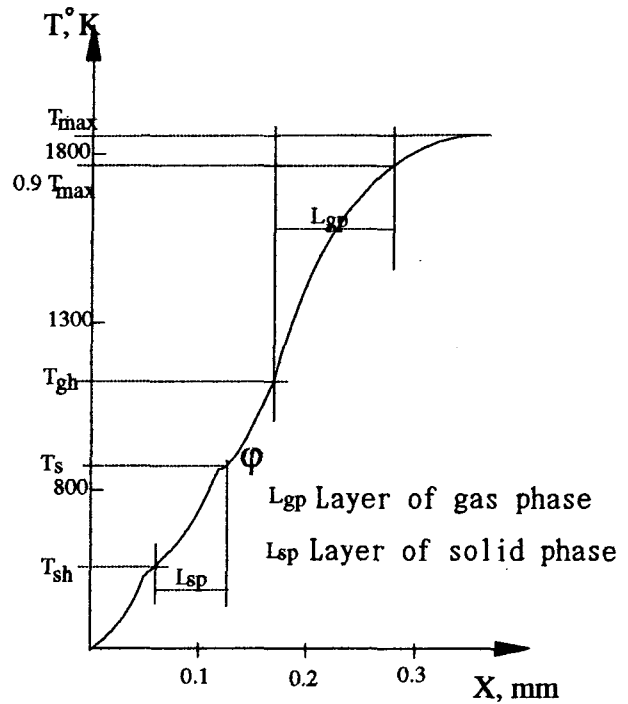


Fig. 14 The illustration for calculating the parameters of temperature structure of solid

propellant

우선 Fig. 3 과 같은 출력 그래프로 연소속도를 알 수 있으므로 질량전이율을 알 수 있다.

$$m = \rho V \quad (4)$$

$m$ 은 고체상태에서 기체 상태로 전환되는 전이 질량을,  $\rho$ 는 추진제 밀도,  $V$ 는 연소속도

또한 가스상태 반응시 생긴 열이 고체 추진제로 흐르는 양을 계산할 수 있다. Fig. 1 에서의 고체상태 반응층에서 반응열이 발생하지만 이 열은 연소를 지속할 정도의 충분한 양이 못된다. 따라서 지속적인 연소를 위해서는 가스상태 반응열에 의한 가열이 필수적이다. 따라서 이 열량의 계산은 매우 중요하다.

$$q_s = \lambda_{sp} \phi / m \quad (5)$$

$q$ 는 추진제를 가열하며 추진제로 흘러 들어가는 열이며  $\lambda_{sp}$ 는 고체추진제의 열전도도,  $\phi$ 는  $\frac{\partial T}{\partial X}$ ,  $m$ 은 질량.

그러므로 순수한 고체상태 반응열  $Q$ 는 다음과 같다.

$$Q = C_s (T_s - T_0) - q_s \quad (6)$$

$Q$ 는 고체상태 반응열,  $C_s$ 는 고체추진제 비열,  $T_s$ 는 추진제 반응 표면온도,  $T_0$ 는 초기온도,  $q_s$ 는 식(5)의 전도열량

다음은 가스상태 Heated Layer 두께와 고체상태 Heated Layer 두께를 구할 수 있다.

$$T_{gh} = (0.9T_{max} - T_s) / e \quad (7)$$

$T_{max}$ 는 반응 완료시 온도 즉 최고온도,  $T_s$ 는 추진제 표면온도  $e$ 는 2.71828.

$$T_{sh} = (T_s - T_0) / e \quad (8)$$

$T_s$ 는 추진제 표면온도,  $T_0$ 는 상온,  $e$ 는 2.71828.

$0.9T_{max}$ 와  $T_{gh}$ 에 대응하는 거리  $X$ 의 차가 기체상태 Heated Layer 길이이며  $T_s$ 와  $T_{sh}$ 에 대응하는 거리  $X$ 의 차가 추진제의 Heated Layer 길이이다.

Fig. 15는 연소면과 인접한 가스의 온도 대 표면으로 부터의 위치의 기울기 이다. 이것은 가스로 연소면으로 흐르는 열량 계산의 자료가 된다.

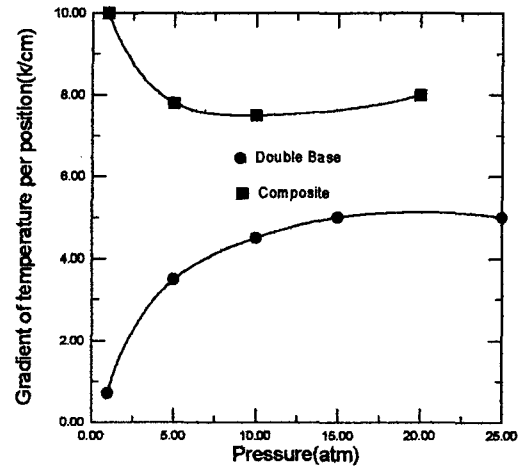


Fig. 15 Gradient of temperature per position

on from burning surface with pressure  
 Fig. 16는 고체상태 반응대 스스로의 발열량이다.

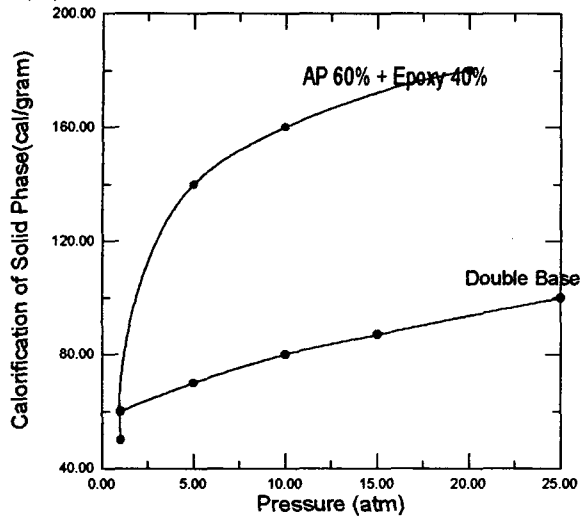


Fig. 16 Calorification of solid phase with pressure

Fig. 16은 압력에 따른 더블베이스 및 복합추진제의 Layer 두께이다. 고체상태의 Heated Layer 두께는 매우 중요한 자료이다.

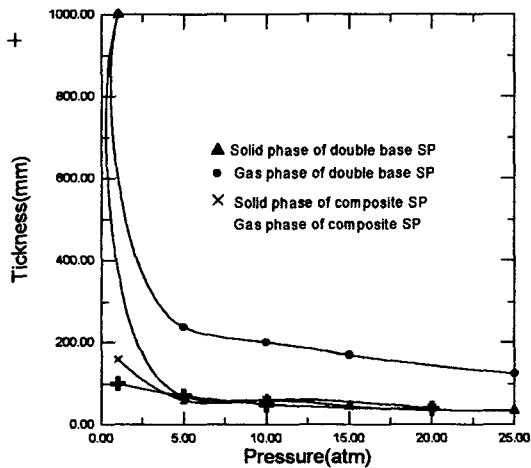


Fig. 17 Tickness of heated layer with pressure

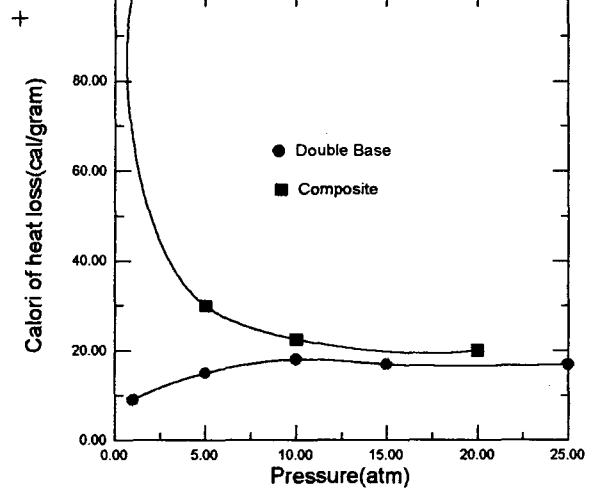


Fig. 17 Heat loss at gas phase reaction zone into the solid propellant

## 5 결론

Thermocouple을 장치한 추진제 시료를 스트랜드 버너내에 설치하여 연소시킴으로써 다음의 자료들을 얻을 수 있었다.

1. 고체 추진제 연소시 반응면으로 부터의 추진제 온도분포
2. 연소속도 및 압력지수와 계수,
3. Heated Layer의 길이
4. 반응면으로 부터의 제 1 화염대와 제2 화염대의 거리
5.  $\frac{\partial T}{\partial X}$  측정에 의한 고체 추진제로의 열 유입량 계산
6. 고체상태 반응열 계산
7. 기타



본 실험은 25atm 이하에서 행한 것이므로 결과 자체는 유용하거나 정확하다 할 수 없으나 방법론을 정확히 제시하는데 목적을 두었다. 이러한 방법에 의해 각 압력대에서 얻는 기초 자료들은 로켓트 모터의 설계 및 개발시 문제 해결에 있어 필수적인 자료들이다.

또한 이와같은 Thermocouple 삽입에 의한 Data 획득은 스트랜드 버너 내에서만 한정된 것이 아니라 실제 실험용 로켓이나 모델 로켓에 또는 Ramjet 연료에 삽입하면 매우 유용하고 실질적인 자료를 얻을 수 있다고 사료된다.

이에 앞서 국내에 사용되고 있는 추진제에 대한 Thermal Structure 조사가 시급하다고 본다.

Colloquium on the Dynamics of Explosion and Reactive Systems. Univ. of Colorado at Boulder, Jul.-Aug., 1995, p.194.

5. N. Kubota, "Survey of rocket propellants and their combustion characteristics", AIAA, 1982.

#### References

1. Zenin A.A. Doctoral Thesis. Moscow, Inst. of Chemical Physics, 1976.
2. Zenin A.A., Nefedova O.M. // Fizika gorennya i vzryva, 1967, 1, p.45.
3. Puchkov V.M., Zenin A.A. Thermal Structure of HMX Steady Combustion Waves. // 25th Symp. (Int.) on Combustion, Proc. of Work in Progress Posters. The Combustion Inst., PA, 1994, p.326.
4. Zenin A.A., Finyakov S.V., Puchkov V.M., Cyclic Nitramine Combustion Wave Structure in Wide Range of Pressures. Proceedings of Abstracts. 15th Int.