

# Smoke Chamber를 이용한 고체 추진제 연소 기체의 연기 측정

박영규, 유지창, 김인철  
국방과학연구소

## 요 약

추진제 연소 기체의 연기도(degree of smoke)의 정량적 측정을 위하여 설계, 제작된 Smoke Chamber를 이용하여, 고체 추진제의 연소 기체에 대한 연기도의 측정 기법을 확립하였으며, 몇가지 유연성 및 무연성 혼합형 고체 추진제 조성들과 복기형 추진제의 연소 기체에 대하여 온-습도 조건의 변화에 따라 연기도를 측정하여 결과를 종합, 분석하였다. 그 결과, Smoke Chamber장비를 이용한 측정을 통하여 추진제 연소 기체중의 연기 생성도를 정량화 함으로써, 기후 조건과 추진제 조성에 따른 연기도의 차이를 구분할 수 있었으며, 일차 연기(primary smoke)와 이차 연기(secondary smoke)의 생성 조건 및 이들의 분리 측정이 가능하다는 결론을 얻었다. 측정 파장 영역에 대한 확장을 통하여 측정 범위를 보완한다면, Smoke Chamber System은 향후 고체 추진제의 연소 기체의 연기 특성의 파악 및 로켓 모터 plume 연구의 기초 자료 획득에 유용하게 이용될 수 있다고 판단된다.

## 1. 서론

고체 추진제는 연소 기체의 연기 정도에 따라 유연, 저연, 무연, 완전 무연 추진제 등으로 분류된다. 일반적으로 혼합형 고체 추진제는 산화제로 과염소산 암모늄(ammonium perchlorate, AP)과 바인더로 합성 고무인 폴리 부타디엔(polybutadiene)을 사용하며, 또한 비추력을 증가시키기 위하여 알루미늄 분말을 금속 연료로써 사용하고 있다. 이로 인하여 추진제의 연소 기체 중에는 염산(HCl), 수증기(H<sub>2</sub>O) 성분과 알루미나(alumina, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)와 같은 금속 산화물 등이 생성되어, 로켓 모터의 연소 분출 기체를 유연화하는 원인이 되고 있다. 이러한 로켓 모터 분출 기체의 연기는 유도 무기의 발사 위치나 비행 경로를 노출시켜 적의 대응 공격 및 보복 공격을 유도하는 매개체의 역할을 함으로써, 유도 무기의 성공적 임무 수행을 저해하는 요소가 된다. 따라서, 전술용 유도 무기의 정확하고 효과적인 임무 수행을 위하여 로켓 모터 분출 기체의 무연화 연구의 중요성이 점진적으로 증대되어 가고 있다.<sup>1,2)</sup>

본 연구에서는 이러한 고체 추진제 무연화 연구에 있어서, 추진제 연소 기체의 연기 정도에 대한 정량적 측정이 요구됨에 따라 Smoke Chamber System을 제작, 도입하였다. 그리고, 추진제 연소 기체에 대한 연기도 측정 기법을 확립하여 고체 추진제 연소 기체의 연기 특성을 파악하고자 하였으며, 일차 연기와 이차 연기의 생성 정도 및 분리 측정 가능성도 검토하였다. 이를 위해 4종의 혼합형 및 복기형 추진제 조성들에 대해 환경 조건 변화에 따라 연기도를 측정하였으며, 그 결과를 비교, 고찰하였다.

## 2. 이론적 고찰

고체 추진제의 연소에 의하여 생성되는 연기는 그 성분과 형성 시기 및 조건에 따라 일차 연기(primary smoke)와 이차 연기(secondary smoke)로 구분할 수 있다.<sup>1)</sup> 일차 연기는 연소 분출물 중에서 고체 연소 생성물들에 의해 형성되며 금속 연료의 산화물 입자들이 주 원인을 이룬다. 이차 연기는 연소 기체 중의 AP와 바인더의 분해 및 반응 산물인 염산과 수증기 기체가 대기의 수분과 함께 응축되어 형성되는 안개(fog)의 일종이다. 이러한 연기들은 관측 가능한 양의 빛을 산란시키거나 흡수 함으로써 주위 환경과의 광학적 대비나, 유도 신호의 감쇠 등의 결과를 낳는다. 유도 무기의 발사 위치나 비행 경로를 노출시켜 임무 수행을 저해하는 원인은 이러한 특성에서 비롯한다. 따라서, 로켓 분출 기체의 연기 특성을 연구하기 위해서는 추진제 연소 기체의 빛에 대한 상호 작용, 즉, 흡수 또는 산란에 대한 측정이 기본적으로 요구된다.

빛 또는 복사 에너지가 매질을 통과할 때, 에너지 보존 법칙에 의하여, 입사된 에너지의 총량은 반사 및 산란된 에너지와 흡수된 에너지, 그리고, 투과된 에너지의 총합이 된다. 즉, 산란을 포함한 반사율을  $\rho$ , 흡수율을  $\alpha$ , 그리고, 투과율을  $\tau$ 라 하면 잘 알려진 바와 같이 다음 식이 성립한다.

$$\rho + \alpha + \tau = 1 \quad (1)$$

기체에 흡수된 에너지는 다시 복사 에너지 형태로 방출되므로 실제로 흡수되는 비율은

산란되는 비율에 비해 매우 작다고 가정할 수 있다. 그러므로, 산란되는 양이나 투과되는 양 중에서 한가지를 측정하면 나머지의 한 쪽도 추정이 가능하다. Beer-Lambert의 법칙에 의하면 용액 형태의 매질을 통과하는 빛의 세기의 변화는 다음의 식으로 나타내어진다.

$$I = I_0 e^{-kCL} \quad (2)$$

이 때,  $I_0$ 와  $I$ 는 매질을 통과하기 전 후의 빛의 세기,  $C$ 는 매질의 농도,  $L$ 은 투과한 거리, 그리고  $k$ 는 흡수 계수이다. 추진제 연소 기체에 의해서 발생하는 연기는 사용된 추진제의 조성, 양, 온·습도 조건에 따라 생성 정도가 다르므로, 투과하는 빛의 파장에 따라 투과율이 달라지므로 일정한 부피의 공간내에서 연소된 추진제의 연소 기체를 통과하는 빛의 투과율  $I/I_0$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$I/I_0 = f(F, C, T, RH, \lambda) \quad (3)$$

$F$ 는 추진제의 조성,  $C$ 는 연소 기체와 형성된 연기의 농도,  $T$ 는 온도,  $RH$ 는 상대습도,  $\lambda$ 는 사용된 빛의 파장이다. 따라서, 연기의 측정이 일정 부피의 공간내에서 이루어지고, 온·습도 조건과 사용된 빛의 파장과 사용된 추진제의 양을 일정하게 하여 빛의 투과율을 측정하면, 추진제의 조성에 따라서 연기의 농도, 즉, 생성 정도를 추정할 수 있게 된다.

### 3. 장비 및 측정

#### 3.1 Smoke Chamber

Smoke Chamber는 추진제 연소 기체를 통과하는 빛의 투과율을 기후 조건을 고려하여 온도와 습도를 변화시켜가며 측정함으로써, 고체

추진제 연소 기체의 연기 정도를 정량적으로 측정하기 위한 장비이다. 본 연구에 이용된 Smoke Chamber 장비의 사양은 다음과 같다. 추진제의 연소와 연기의 형성이 이루어지는 연소실의 부피는  $1m^3$ 이며, 상압하에서 운영된다. 연소실 내의 온·습도는 가열기 및 2단 냉동기를 사용하여  $-40^\circ C$ 에서  $65^\circ C$ 의 온도 범위와 가/제습 장치를 이용하여 상대습도 20%에서 90%범위 내에서 설정 및 제어가 가능하다. 광원으로는 1kW용량의 Xenon Arc Lamp가 사용되며 가시광선 영역과 근적외선 영역의 일부의 파장 영역을 사용할 수 있다. Fig.1에 사용된 광원의 복사 스펙트럼을 나타내었다. 빛의 파장은 광대역 필터(Wide Band Pass Filter)를 이용하여 가시광선 영역만을 얻은 후, 협대역 필터(Narrow Band Pass Filter)를 사용하여 400nm부터 700nm까지 50nm 간격으로 단색광을 얻어 측정에 이용하였다. 연소실 내부는 불필요한 반사를 억제하기 위하여 흑색 무반사 도장을 하였고, 벽면에 빛이 투과하기 위한 창에는 시험 도중 생성 가능한 응축물을 제거하기 위하여 김 서림 제거용 가열기를 설치 하였다. 연소실을 통과한 빛은 협대역 필터를 거쳐 실리콘 포토다이오우드 검출기(Si Photodiode Detector)에 의해 전기 신호로 변환된 후 Analog /Digital 변환기와 Data Acquisition System을 통하여 Personal Computer에 저장, 분석된다. Fig.2에 Smoke Chamber의 개념도를 나타내었다.

#### 3.2 시편 및 측정 조건

생성 가능한 연기의 정도에 따라 4종의 추진제를 선정하여 측정 시편으로 사용하였다. P-1추진제와 P-2추진제는 전형적인 HTPB (hydroxy-terminated polybutadiene)/AP계 추진제이며, 특히 P-1 추진제에는 비추력의 증대를 위해 금속 연료로서 Aluminum 분말이 17.5% 함유되어 있다.

Table 1. Formulations of the propellants in weight fraction.

Ingredients	P-1	P-2	P-3	AA-2
Binder	HTPB 12	HTPB 13	PEG 6.3	NC 51
Oxidizer	AP 70	AP 85.2	AP 25 RDX 44	
Energetic Plasticizer	-	-	20.5	NG 38.6
Metal Fuel	Al 17.5	-	-	-
Catalysts /Additives	0.5	1.8	4.2	10.4

P-3 추진제는 HTPB/AP 계 혼합형 추진제의 유연성을 보완하기 위하여 HTPB 대신에 PEG (polyethyleneglycol) 프리폴리머를 기본으로 하는 바인더에 산화제로 사용되는 AP의 상당 부분을 니트라민계 산화제인 RDX(cyclotrimethylenetrinitramine)로 대체한 혼합형 추진제이다. 그리고, 이들 P-1, P-2, P-3 추진제의 연기도를 상대적으로 비교하기 위하여 완전 무연 추진제로 알려진 복기 추진제 AA-2를 함께 시험하여 결과를 비교하였다. 사용된 추진제들의 대략적인 조성을 Table 1에 나타내었다. 시험은 추진제 연소 기체의 공기에 대한 희석률 1/400에 해당하는 양으로서 2.5g을 사용하였다.<sup>1,3,4)</sup>

시험 조건은 연기 생성의 용이성에 따라 다음의 세 조건으로 하였다. 첫째 조건은 50°C, 40%RH로서 고온 건조하여 연기의 생성에 불리한 조건이며, 둘째 조건은 10°C, 85%RH로서 비교적 저온에 다습한 조건으로 연기 생성에 유리한 조건이며, 셋째 조건은 -30°C로서 연기 생성이 매우 유리한 조건이다. 단, 이 조건에서는 장비 특성상 습도의 조절은 불가하였다. 파장 변화에 따른 빛의 연기에 대한 투과율의 변화 측정을 제외하고는, 측정 광원의 파장은 단색광의 특정 파장을 사용하지 않고 광대역 filter와 감쇠 filter만을 써서 가시광선 영역의 전 파장, 즉 백색광 (white light)을 사용하였다. 측정 시험의 절차는 Fig.3에 순서도로 간략하게 나타내었다.

#### 4. 측정 결과

연기의 생성이 어려운 50°C, 40%RH의 고온 건조한 조건에서는 P-1 추진제를 제외하고는 연기의 생성량이 측정되지 않을 정도로 적었다. P-1 추진제의 경우에도 투과율이 0.78 정도로 연기의 생성도가 낮았으며, 비교적 고온 건조한 조건임을 고려하여 볼 때, 이 때 생성된 연기는 주로 Al의 산화물에 의한 일차 연기인 것으로 추정된다. AP 산화제가 85.2%로 가장 많이 사용되었으나 Al이 없는 P-2 추진제의 경우에도 투과율 0.95이상으로 연기의 생성량이 적었다.

비교적 저온에 다습한 조건으로 연기 생성에 유리한 조건인 10°C, 85%RH의 조건하에서는 추진제 조성에 따른 연기도의 차이가 확연히 구분되어 나타났다. P-2 추진제가 투과율 0.2로서 연기도가 가장 높았으며, P-1 추진제가 그 다음으로 0.3, 그리고, 무연 추진제로 개발된 P-3 추진제가 0.9로 연기 생성이 미약 하였으며, 복기 추진제인 AA-2는 대부분의 빛이 투과됨으로서 연기가 거의 생성되지 않았다. 이러한 성향은 추진제에 함유된 AP 산화제의 양, 즉, 연소 기체중의 염산 기체의 함유량에 비례하는 결과로, 주로 이차 연기에 의한 영향이 반영된 것으로

추정할 수 있다. Fig.4에 이 조건에서 측정한 P-1 추진제에 대한 시간에 따른 투과율의 변화를 나타내었으며, Fig.5, 6에 P-2, P-3 추진제에 대한 결과를 나타내었다. 이 조건에서 AA-2 추진제에 대한 시험 결과는 투과율이 약 1.0으로 그래프로 나타내지 않았다.

연기의 생성이 매우 유리한 조건인 -30°C에서의 측정 결과 중 AA-2 추진제에 대한 결과를 Fig.7에 나타내었다. 이 조건에서는 장비 특성상 대기압 하에서 물의 어는점(freezing point) 이하에서의 습도의 조절은 불가하여 습도 조건을 표기하지 못하였다. AA-2 추진제의 경우에는 이 조건에서도 투과율이 약 0.95로서 무연성이 뛰어난 것으로 판단되었으나, 나머지 P-1, P-2, P-3 추진제들은 투과율이 0.1-0.25 범위로 매우 낮아서 연기 생성도가 높은 결과를 나타냈다. 이 조건에서 이들 추진제들의 측정 결과는 습도에 의한 영향을 고려하기가 어려워 정확한 분석은 이루어지지 않았다.

사용된 광원의 파장에 따른 투과율의 변화를 고찰하기 위하여 10°C, 85%RH 조건 하에서 P-1 추진제에 대하여 파장을 400nm 에서 50nm 간격으로 700nm까지 변화시켜가며 측정한 결과를 Fig.8에 나타내었다. 파장이 길어짐에 따라 투과율이 완만하게 증가하는 경향을 보였으나 팔목할만한 차이는 없는 것으로 나타났다. 한편, 이 결과는 측정이 가시광선 영역에 국한된 비교적 좁은 범위에서 얻어진 결과로서 파장 영역을 IR을 포함하는 넓은 범위로 확장하여 측정한다면, 보다 정확한 파장에 대한 의존성을 파악하여 볼 수 있을 것으로 사료된다.

#### 5. 결론

Smoke chamber를 이용하여 본 연구에서 선정한 4종의 고체 추진제들에 대하여 연소 기체의 연기도를 측정한 결과, 다음의 결론을 얻었다.

1) Smoke chamber를 이용하여 추진제 연소 기체의 연기도를 측정을 함으로써 시험 조건과 추진제 조성에 따른 연기도의 차이를 정량적으로 구분할 수 있었다.

2) 일차 연기와 이차 연기의 생성 조건 및 이들의 분리 측정 가능성을 확인할 수 있었다. 일차 연기는 고온 건조한 조건에서도 금속 연료가 다량 첨가된 추진제인 경우에 생성도가 가장 높았으며, 이차 연기는 저온 다습한 조건하에서 AP 산화제를 많이 사용한 추진제인 경우에 생성도가 높았다.

일차 연기 생성도: P-1 > P-2, P-3, AA-2

이차 연기 생성도: P-2 > P-1 > P-3 > AA-2

3) 복기형 추진제인 AA-2와 무연 혼합형 추진제인 P-3는 무연성이 우수하였으며, 특히 AA-2는 시험 조건 전 영역에 매우 우수한 무연성을 나타내었다.

4) Smoke Chamber는 향후 고체 추진제 연소 기체의 연기 특성 파악 및 로켓 모터의 plume 연구의 기초 자료 획득에 유용하게 이용될 수 있을 것으로 기대된다.

#### 참고 문헌

1. K.K. Kuo and M. Summerfield, "Fundamentals of Solid Propellant Combustion", Prog. Astronautics and Aeronautics, 90(1984).

2. A. Davenas, "Solid Rocket Propulsion Technology," Pergamon Press.(1993).

3. L.B. Thorn and L.W. Pinkley, "Propulsion Signature Characterization in the Army SCF," Technical Report RD-PR-86-1(1985).

4. 임유진, "Propellant Evaluation Program Report", 국방과학연구소(1979).

5. J.A. Racine, "Subscale Solid Rocket Motor Infrared Signature and Particle Behaviour," AD-A246416(1992).

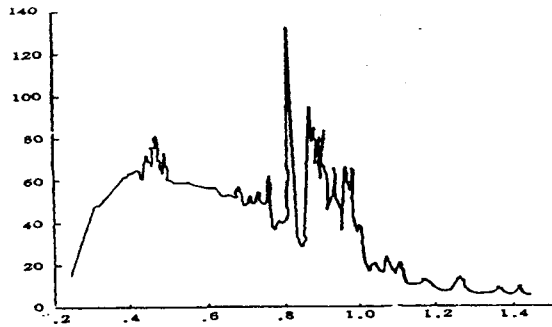


Fig.1 Radiation spectrum of Xenon Arc Lamp.

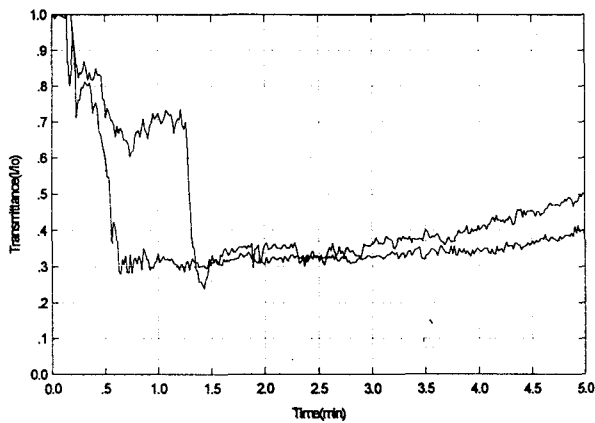


Fig.4 Transmittance of P-1 propellant combustion gas at 10°C, 85%RH.

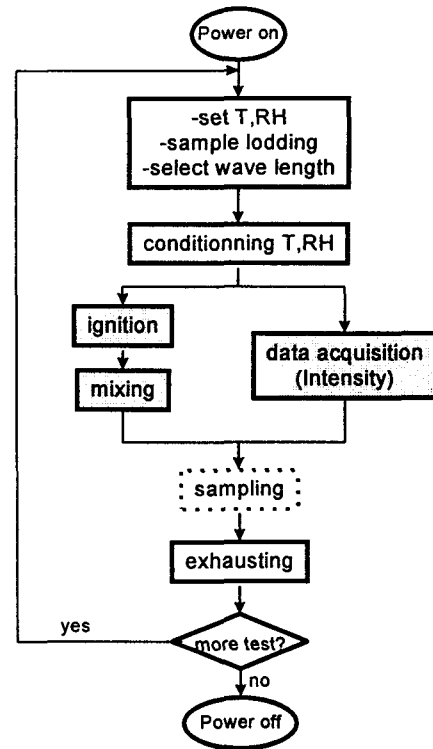


Fig.3 Flow chart for test procedure.

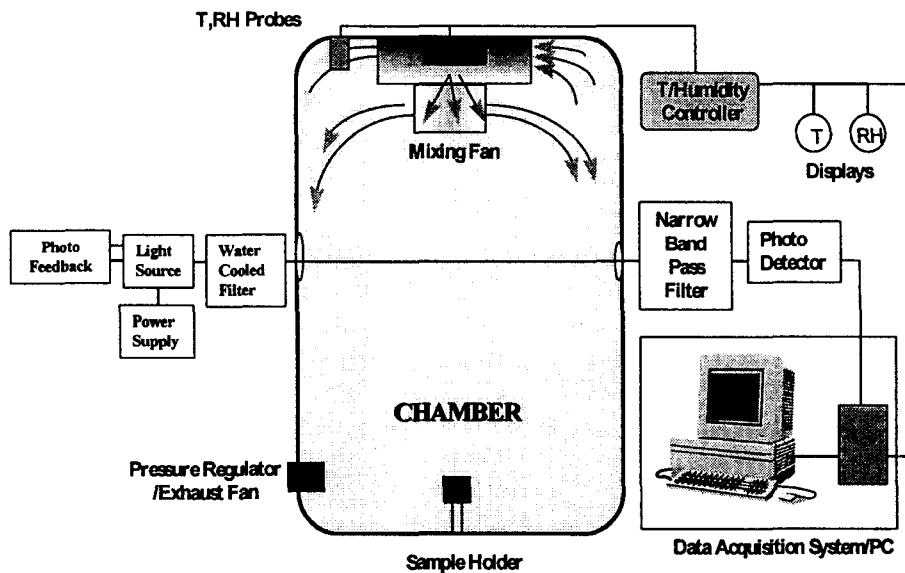


Fig.2 Schematic diagram of Smoke Chamber.

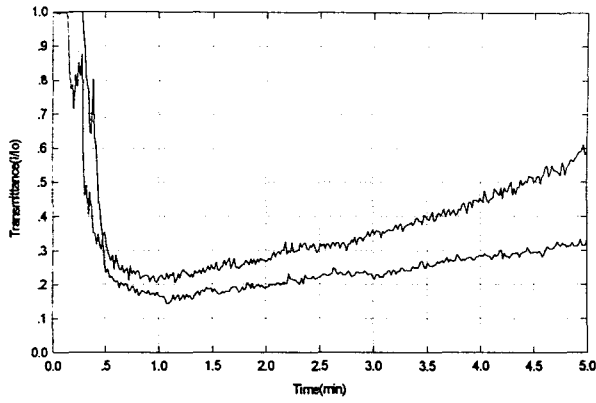


Fig.5 Transmittance of P-2 propellant combustion gas at 10°C, 85%RH.

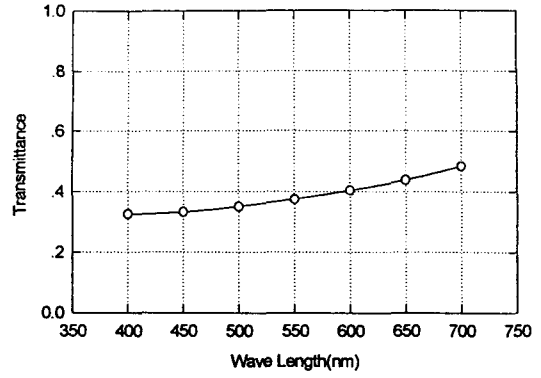


Fig.8 Transmittance of P-3 propellant combustion gas at 10°C, 85%RH with various wavelength.

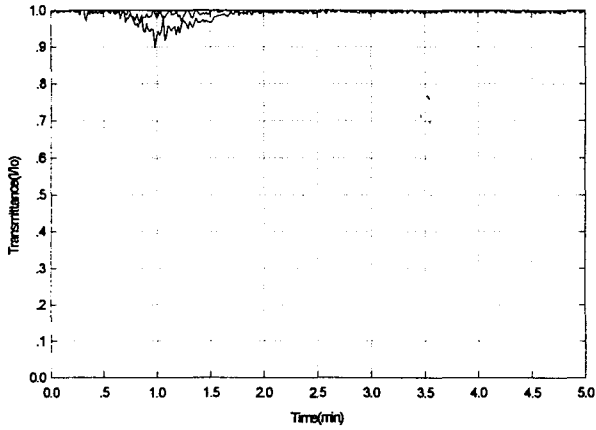


Fig.6 Transmittance of P-3 propellant combustion gas at 10°C, 85%RH.

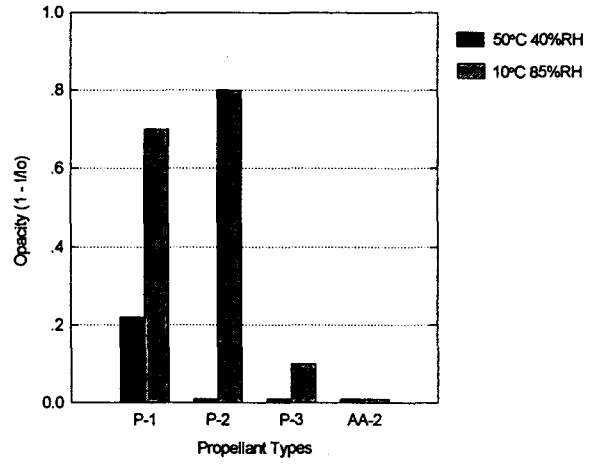


Fig.9 Comparison of smokiness of the tested propellants in terms of the opacity.

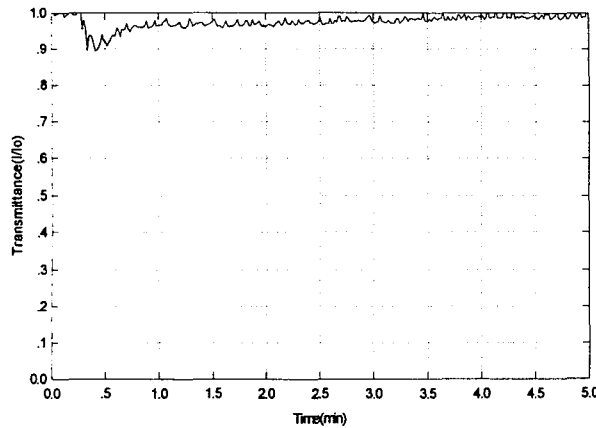


Fig.7 Transmittance of AA-2 propellant combustion gas at -30°C.