

저 연소속도 추진제에 관한 연구(I)

(A Study on the Low Burning Rate Composite Solid Propellant)

박상호((주) 한화), 황준식, 김창기(국방과학연구소)

I. 서론

사거리, 위력 및 정확도 증대는 포탄 개발시 고려해야 할 중요한 요구조건이다. 이중 사거리를 증대하는 방법으로는 크게 강내 탄도학적 방법 및 강의 탄도학적 방법이 있다.⁽¹⁾

강내 탄도학적 개선방법은 포신의 길이를 증대하는 법과 추진장약의 고성능화를 통한 포구속도를 증대하는 방법이 있으며 강의 탄도학적 개선법은 탄에 이차적으로 추력을 부가하는 RAP 방법과 공기역학적인 항력을 감소시키는 방법이 있다.

비행탄의 항력은 Skin Drag (20%), Wave Drag (30%), Base Drag (50%)로 구성되어 있으며 탄 항력의 크기는 탄속 및 탄의 형상에 의하여 변한다. 탄의 표면가공 상태 및 탄 자체의 공역학적인 설계에 의하여 Skin Drag 및 Wave Drag를 감소시키는데는 한계점이 있다. 따라서 탄저부의 항력을 줄이는 방법이 사거리를 증대시킬 수 있는 가장 효율적인 방법이다.

Fig.1의 탄저부에서 나타나는 유동현상에서 보는 바와 같이 탄저부 항력은 탄이 초음속으로 비행시에 탄저부에 형성되는 Wake 영역의 부분 진공 때문에 발생한다.

따라서 이러한 항력을 줄이는 방법으로 탄미에 가스발생기를 부착하여 탄 총비행 시간의 1/2-1/3 정도 계속적으로 연소가스를 Wake 영역으로 분사시켜 탄저부 압력(Base Press)을 증가시키는 개념에 관한 연구가 세계적으로 활발히 진행되고 있다.

이러한 개념을 적용한 탄을 Base Bleed Unit(이하BBU)탄이라고 한다.

이 탄은 사거리 연장효과가 RAP(Rocket Assisted Projectile)과 비슷하면서 분산도가 작고 위력이 감소되지 않는 장점을 갖고 있다.

본 연구에서는 HTPB/AP 추진제 및 Inhibitor의 조성연구를 수행하였으며, 조성에 따른 물성, 연소속도 및 점도를 측정하였다. 표준조성의 그레인을 제조하고 공정성 및 양산성을 병행하여 검토하였다.

회전하에 지상연소시험을 수행하여, 조성연구에 반영하고자 하였다. 최종적으로 비행발사시험을 실시하여 사거리 연장효과를 분석하여 조성연구에 feed back 시켜 추진제 및 Inhibitor 조성을 최적화하고자 하였다.

II. 시험

1. 추진제 제조

Fig.2는 추진제 제조시 사용한 혼화장치이다. 혼화용기내의 추진제의 온도를 일정하게 유지하기 위하여 냉수 및 온수가 용기를 싸고 있는 Water Jacket에 공급되어진다. 혼화기는 Binder, 산화제(AP) 및 각종 Additives의 휘발성분 및 수분을 제거하고 진공상태로 혼화하여 혼화효율을 높이기 위하여 진공펌프가 연결되어 있다.

혼화용기의 상하이동을 위한 Pneumatic Lift와 온도조절 밸브는 공기 압축기에 의하여 작동한다. 혼화기에 걸리는 전기적 부하는 전류계로, 추진제의 온도는 열전대로 측정하였다.

추진제 혼화는 Prepolymer를 포함한 Slurry 상태를 25분(5G/L:40분)간, Ap (Ammonium Perchlorate)를 넣고 약 85분(5G/L:100분)간, 경화제와 경화촉매를 주입한후 25분(5G/L:40분)간 진공 혼화하였다.

혼화시 추진제 온도는 $50 \pm 3^{\circ}\text{C}$ 로 조절하였으며 원료의 혼화된 상태를 육안으로 관찰하면서 혼화시간을 조절하였다.

혼화기는 미국 Baker Perkins Co.의 수직혼화기(1G/L, 5G/L)를 사용하였다. 혼화가 끝난 추진제는 샘플링 용기에 샘플을 채취하여 Brook field Viscometer로 시간에 따른 추진제의 점도를 측정하였다.

2. 추진제 시편 및 그레인 제조

시편용 추진제는 목재로 만든 샘플용기에 진공상태에서 추진제를 Casting하여 경화한 후 물성 및 연소속도를 측정하기 위한 시편으로 사용하였다.

추진제 그레인은 진공상태에서 추진제 그레인 금형에 추진제를 Casting한 후 Core을 끼워 원하는 형상의 그레인으로 만든 후 경화(50°C, 7일간)시켜 제조하였다.

3. Inhibitor 제조

Inhibitor를 제조할때 사용되는 장치는 Cowles Dissolver 및 진공혼화기이다.

Dissolver를 사용하여 Prepolymer를 포함한 원료를 약 10분간 혼합한 후 산화방지제 및 기타 원료를 주입하고 5분간 혼합한다. Filler를 주입한 후 20분간 균일하도록 혼합한다. 혼합이 완료된 Premix를 진공혼화기에서 약 2-4시간 동안 진공상태에서 혼합한다. 만들어진 Premix는 사용할때마다 소분하여 경화제 및 경화촉매를 넣고 진공 혼화한 후 사용하였다.

경화된 추진제 그레인을 Inhibitor 도포용 금형에 넣고 Inhibitor를 주입하여 진공상태에서 추진제 그레인에 고르게 도포되도록 하였으며 도포 완료된 그레인은 50°C에서 48시간 동안 경화시켰다.

4. 물성측정

경화가 완료된 추진제 시료는 Fig.3과 같은 규격의 Joint Army NASA Air Force (JANNAF) 인장 시편으로 제작하였다. 제작된 시편을 상대습도 10% 이하의 데시케이터에서 1일간 보관하였다가 20°C, 상대습도 35%에서 시험하였다.

시편의 단면적은 0.001 inch까지 측정가능한 L.S.Starrett Co.의 다이알 게이지로 측정하였다.

인장강도는 Instron 1122 (Instron

Corp.)를 이용하여 크로스 헤드 속도 50mm/min로 측정하였다. 응력-변형 곡선으로부터 최대 인장강도(Sm) 및 변형률(Em)을 계산하였다.

5. 연소속도 측정

추진제의 연소속도는 Fig.4에 나타난 Strand Burner로 측정하였다. Strand Burner는 연소실 내부의 압력을 조절하기 위한 질소가스 공급장치가 있으며 연소실의 압력은 압력센서로 측정하였다. 추진제 시편의 연소시 연소시간은 digital timer로 측정하였다. 연소시 발생하는 연소가스로 인한 압력상승은 대형 Surge tank(2000 liter)를 사용하여 최소화 하였다.

경화가 완료된 추진제는 내경이 6mm인 round cutter로 잘라서 cigarette형 시편을 만들었다.

추진제 연소시에 측면 연소현상을 방지하기 위하여 시편 외부에 측면 연소 방지제(Lucite : 주성분 : methylmethacrylate)를 2-3회 정도로 충분히 도포하였다. 측면 연소 방지제를 충분히 건조하기 위하여 온도 $20 \pm 2^\circ\text{C}$, 상대습도 $35 \pm 5\%$ 되는 시편보관실에 24시간 정도 보관하였다. 건조된 시편을 치구에 넣고 잘라서 fuse를 넣을 구멍을 뚫었으며, 퓨즈간 간격은 3.5 inch이다. 제조된 cigarette형 추진제 시편 세개를 holder에 부착하고 start fuse와 stop fuse를 연결한 후 start fuse의 앞쪽 상단부에 점화선(직경:0.005" 니크롬선)을 연결하고 점화가 용이하게 되도록 점화선 위에 미경화 추진제를 미량 부착하였다. 시편이 연결된 strand head cell을 연소실에 넣은 후에 연소실 내의 온도를 20°C로 일정하게 유지하면서 질소기체(순도 99.9%이상)을 원하는 압력으로 연소실에 주입한다. 주입이 완료되면 주입구를 막고 timer를 영점에 고정시킨다.

추진제 점화가 시작되면 start fuse와 stop fuse에 의해 길이 3.5"인 추진제가 연소하는데 소요되는 시간이 digital timer에 나타나게 되며, 연소실 내의 압력 변화가 digital gauge를 통하여 P.C에 기록된다. 세개의 추진제 시편에 대한 연소속도를 계산하여 그 산술평균값을 추진제

연소속도 값으로 택하였으며 digital gauge에 나타난 압력변화에 대한 산술평균치를 연소실의 압력으로 택하였다.

6. 지상연소시험

Fig. 5의 지상연소시험장치를 사용하여 연소속도의 변화현상을 측정키 위한 연소시험을 수행하였다. 장치의 자세한 사양은 문헌⁶⁾에 나타나 있으며 최고 회전속도 15,000rpm까지 회전 가능하다. 이 연소시험에서 시간에 따른 압력, 온도가 측정되었다.

7. 비행시험

시험장내 기상조건의 변화가 심하기 때문에 같은 조건에서 시험을 하기 위하여 BBU 활성탄과 비활성탄을 동일한 날에 행하였다. 발사시험을 통하여 얻은 탄도 자료로부터 발사조건에 따른 탄의 공력계수, BBU 작동으로 인한 항력감소량, BBU의 연소시간 및 사거리를 측정할 수 있었다.

III. 결과 및 토의

혼합형 고체 추진제의 점도는 공정성 및 구조성 거동의 가장 중요한 변수이다. 점도는 50℃에서 측정하였다. Fig. 6에서 보여주는 바와같이 추진제에서 산화제 함량이 증가할수록 바이더 함량이 감소할수록 점도가 급격히 증가하는 것을 보여주고 있다. 80% 이하의 산화제 함량에서는 시험한 모든 추진제가 8시간 이상동안 15Kp 이하를 유지하는 점도 변화 특성을 갖고 있다. 다시 말해서 과잉 연료 조성(fuel rich composition)의 저연소속도 추진제는 바이더 함량이 20% 이상으로 높기 때문에 8시간 이상의 구조성(castability)을 지니고 있음을 나타내 주고 있다.

Fig. 7은 10, 20, 30, 40℃에서 시간에 따른 Inhibitor의 점도의 변화를 보여주고 있다. 초기의 점도 값은 온도가 낮을수록 높고, 시간에 따른 점도의 증가율은 촉매에 의한 Inhibitor 경화 반응속도가 온도의 함수이기 때문에 온도가 높을수록 높다. 금형에 의한 추진제 그레이인의 비연소

표면위에 Inhibitor의 도포 작업이 가능한 점도인 300 poises에 도달하는데 소요되는 시간은 30분 정도이다.

Fig. 8은 Dibutyl-Tin-Dilaurate 함량이 0, 0.005, 0.01, 0.015, 0.02%에서 시간에 따른 Inhibitor의 점도 변화를 보여주고 있다. 경화촉매 함량이 증가할수록 경화 반응속도가 증가하기 때문에 점도가 급격히 증가한다.

Table. 1은 산화제 함량 변화에 따른 최대응력 및 변형율을 나타내고 있다. 산화제 함량이 71%에서 80%까지 증가할수록 최대응력은 11에서 18까지 증가하고, 변형율은 38%에서 30%까지 감소하는 것을 보여주고 있다. 이 저연소속도 추진제가 사용되는 155mm 사거리 연장용 Base Bleed 탄의 포강내에서 50,000 psi 이상의 높은 압력과 높은 가속도 변화 때문에 세로 방향의 변형이 추진제 그레이인에 형성된다. BBU용 추진제는 11 bar 이상의 최대응력, 30% 이상의 최대응력에서 변형율을 가져야 한다.⁶⁾

Fig. 9은 연소 속도식을 구하기 위하여 실시한 저압력하의 스트랜드 연소시험 결과이다. 측정된 압력범위는 BBU 모타가 작동시의 예상되는 2 내지 15 psia 압력하에서 측정하였다. 0.1% Fe₂O₃의 첨가로 압력지수가 0.6820에서 0.6971로 다소 증가하는 것으로 나타났다. 측정된 결과로부터 촉매가 없는 조성과 0.1% Fe₂O₃ 촉매를 포함한 조성의 연소속도식을 구하면 각각 다음과 같다.

$$r_o = 1.03P^{0.6820} \quad (mm/sec) \quad (1)$$

$$r_o = 1.49p^{0.6971} \quad (mm/sec) \quad (2)$$

여기서 압력 P의 단위는 기압(atm)이다. Gunners⁶⁾의 연구결과에 의하면 압력지수가 클수록 사거리 연장 효과면에서 유리한 면은 있지만 최적의 산화제 함량이 결정되면 첨가제(Additives)를 조절하여 압력지수를 제어하기란 매우 어려우므로 압력지수에 따른 최적의 연소속도를 갖도록 추진제 조성을 조절하는 것이 유리하다.

Fig. 10은 3,000 rpm의 회전속도에서 가소제를 제거한 조성에 대하여 연소시험을 수행하여 모타내의 압력변화를 비교하여 나타낸 것인데 가소제의 제거로 연소시간이 23초에서 27초로 증가하였다. 0 rpm에 대한 3,000 rpm의 감소율을 계산하여 보면

37.8%, 26.5%로 가스제 제거시 회전속도에 의한 연소속도 변화율이 감소하였다. 이런 현상은 가스제가 혼합형 고체 추진제내에서 바인더와 반응하지 않으므로 가스제가 반경방향(모타 벽방향)으로 이동(migration)되기 때문에 산화제 및 알루미늄 등 고체입자 비율의 증가로 연소속도가 빨라진 것으로 보인다.

회전속도에 따른 연소특성을 살펴보기 위하여 0, 10000 및 15000rpm의 회전속도 하에서 연소 시험한 결과를 Fig.11에 나타내었다. BBU용 추진제 그래인은 연소시간에 따라 연소표면적이 감소하는 현상(Degressive)이나 회전속도가 증가할수록 압력의 최고치가 연소 전반부에서 나타나고 연소시간은 짧아 지는 것을 보여주고 있다. 이는 시험에 사용한 추진제가 6 μ m, 70 μ m의 미세한 산화제(AP)을 사용하므로서 연소속도가 회전속도에 민감할 뿐아니라⁶⁾ 추진제 그래인이 반경방향으로 연소됨에 따라 추진제 표면에 작용하는 원심력이 증가하기 때문에 연소표면을 떠나는 산화제 입자를 연소표면 근처에 머물게 하면서 연소시켜 연소되지 않은 추진제 쪽으로 feed back 되는 열전달을 증가시켜 추진제 그래인의 열분해를 촉진시키기 때문이다.

Fig.12은 AP 함량이 71, 74, 77 및 80% 조성에 대하여 연소특성에 대한 회전속도의 영향을 알아보기 위하여 10000 rpm의 회전속도에서 시간에 따른 압력의 변화를 도시한 것이다.

Table에서 AP 함량이 71%에서 80%까지 증가할때 연소속도가 0.92 mm/s에서 1.26 mm/s까지 증가하는 것을 고려할때 AP 함량 변화에 따른 연소시간의 회전속도에 의한 영향은 적다. 그러나 시간에 따른 압력변화는 큰 차이를 나타내고 있다. AP 함량이 작을 때는 압력의 최고치가 후반부에 형성되는 Progressive Burning 현상과 유사한 연소특성을 보이지만 AP 함량이 80%인 경우는 Neutral Burning 현상과 유사한 연소특성을 보이고 있다. 이것은 사거리 연장이라는 면에서 볼때 항력이 가장 큰 초기에 많은 양의 연소가스를 유출하는 것이 유리한 BBU 특성상 중요한 현상으로 생각되며 발사시험으로 이를 확인할 필요가 있다. 한편, 71% AP를 함유한 조성의 경우 산화제의 부족으로 추진제의 점화성(Ignitability)이 좋지 않아 약간의 지연

점화가 관찰되고 있다.

그러나 Ap가 74% 이상인 경우 초기 점화성은 거의 차이가 없었다.

Fig.13은 위와 같은 조건에서 분사노즐로부터 20cm 후방의 탄저부에서 측정된 화염의 온도변화를 보여주고 있다. AP 함량이 증가할수록 불꽃온도가 전 연소기간 동안에 높다. 특히 AP 함량이 80% 일때는 초기부터 2000K 이상의 높은 불꽃온도를 갖고 있어 항력감소 특성상 이 조성이 매우 유리할 것으로 사료된다. 측정된 온도의 최고값은 PEP Code에 의하여 예측된 값과 유사하게 나타났다. 그러나 실제로는 주위의 산소와 2차 연소로 인하여 예측된 값보다 다소 높은 온도가 예상되나 열전대의 junction과 온도가 낮은 주위와의 복사열 교환으로 인하여 측정오차가 생긴 것으로 보인다.

Fig.14은 탄을 포구속도 810m/sec, 고각 900 mils로 발사할 경우에 시간에 따른 탄저부 항력감소량을 비행시간에 따라 나타낸 것이다. 비행시 약 25초간 탄저부 항력을 60-80% 감소시켜 비활성 BB탄에 비하여 30%의 사거리 연장효과를 얻었다.

IV. 결론

1. 탄저부에서 이차연소(Secondary Burning)효과를 얻기 위하여 연료과잉 조성을 갖고 있는 BBU용 저연소속도 추진제는 바인더 함량이 20% 이상으로 높기 때문에 주 조성 및 기계적 물성이 우수하였다.
2. 추진제 조성에 가스제를 첨가시 연소속도가 회전속도에 민감하게 변하였다.
3. 산화제(AP) 함량이 증가할수록 모타내의 압력 및 탄저부의 불꽃온도가 높아 비행시험시 80% 산화제 함량을 갖고 있는 조성의 항력감소 특성이 가장 좋을 것으로 기대된다.
4. 비행시험에서 가스분사에 의한 탄저부 항력 감소효과 때문에 810 m/sec의 포구속도에서 비활성 BB탄에 비하여 30%의 사거리 연장효과를 얻었다.

참 고 문 헌

1. Gunner, N.E., Anderson, K. and Hellgren, "Base Bleed Systems for Gun Projectiles", Progress in Astronautics and Aeronautics, Gun propulsion Technology, vol. 109, chapter 16, 1988
2. 황준식, 김창기, "탄저부 항력감소용 혼합형 고체추진제의 연소특성에 관한 연구, 항공우주학회 추계학술발표회 논문집", 1994
3. MIL-P-70505, "Projectile, 155MM : XM864 Propellant Grain", 1987
4. Gunners, N.E., "A Study on Base-Bleed propellant and Grain Optimization", 13th International Symposium on Ballistics, 1992
5. Sturm, E.J. and Reichenach, R.E., "An Investigation of the Acceleration Induced Burning Rate Increase of nonmetallized Composite Propellants", AIAA J., Vol18, No.6, pp 1062-1067, 1970

Table 1 Oxidizer Loading Effect on the Mechanical Properties and Burning Rate

Properties	AP Content (%)		
	71	74	80
Particle size distribution	D: 35.5 F: 35.5	D: 37.0 F: 37.0	D: 40.0 F: 40.0
Curing ratio(NCO/OH)	0.95	0.95	0.95
Maximum tensile stress at 20 °C (bar)	11.5	16.6	18.9
Strain at maximum tensile stress (%)	38.0	32.6	30.7
Burning rate at 14.7 psia , 20 °C (mm/sec)	0.92	1.03	1.26

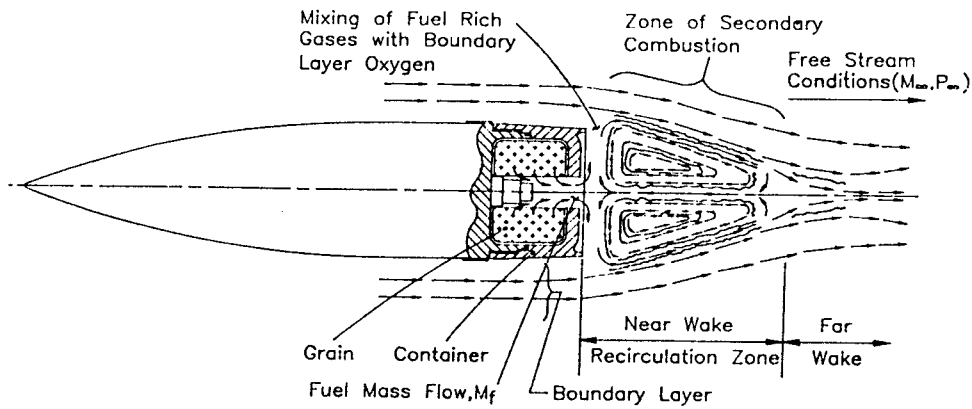


Fig.1 Schematic Representation of Base Bleed

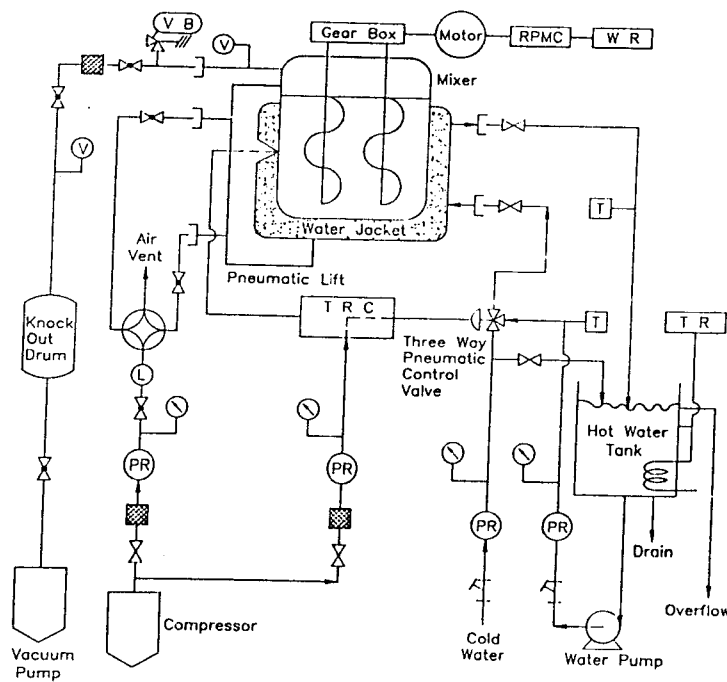


Fig.2 Schematic Diagram of Mixer System

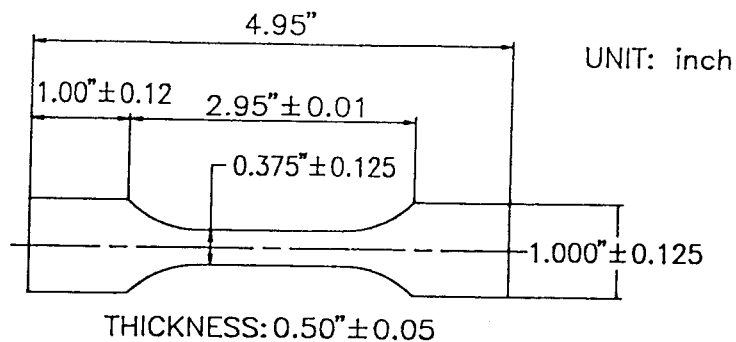


Fig.3 Dimension of JANNAF Specimen

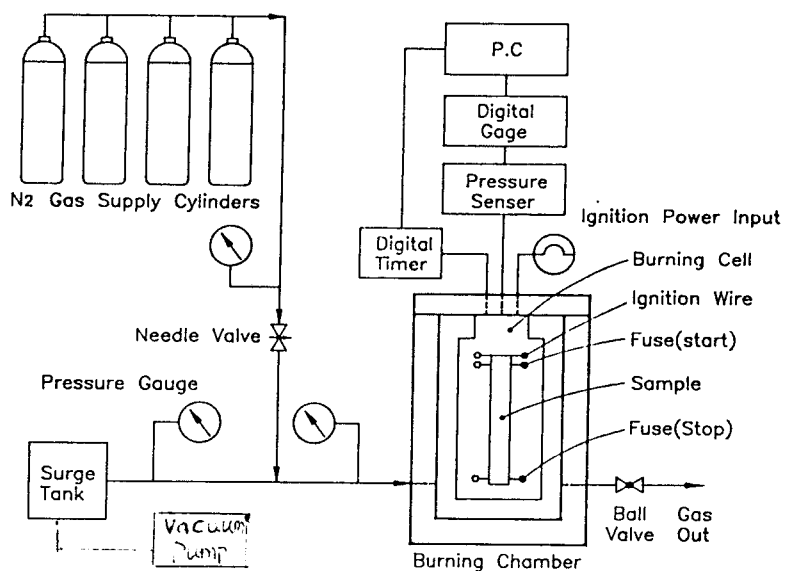


Fig.4 Strand Buner System

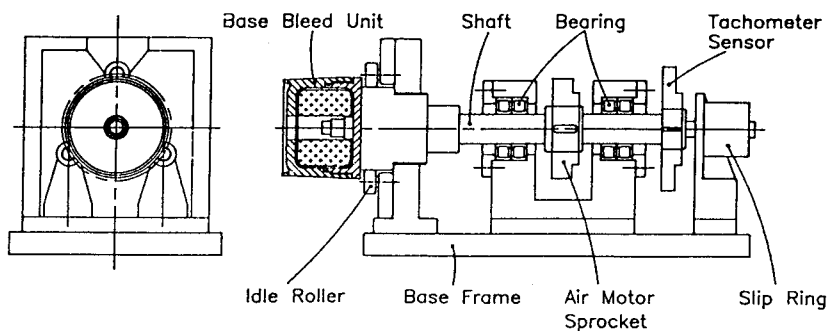


Fig.5 Ground Spin Test Fixture

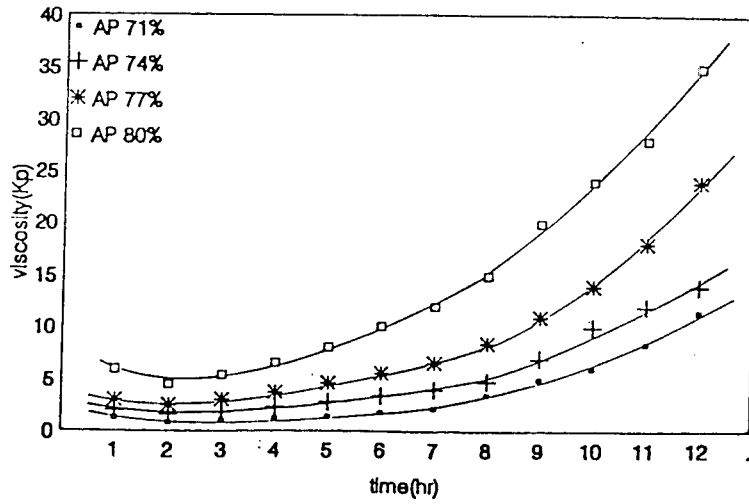


Fig.6 Viscosity of Propellant vs. Time for Various Oxidizer Loading at 50 °C

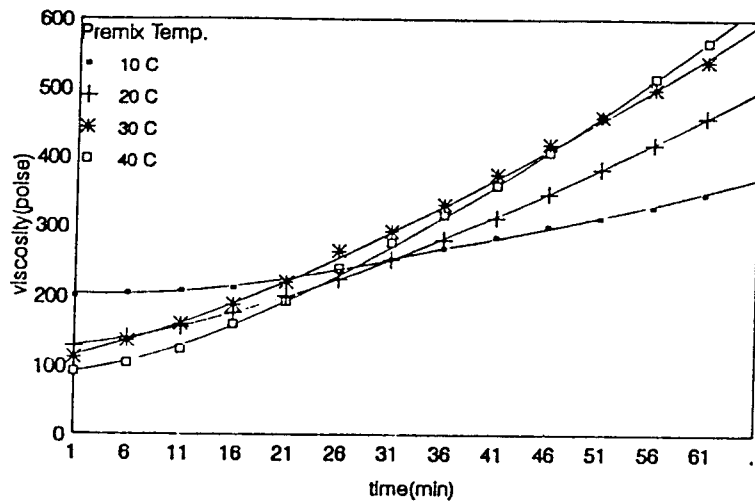


Fig.7 Viscosity of Inhibitor vs. Time for Temperature Variation

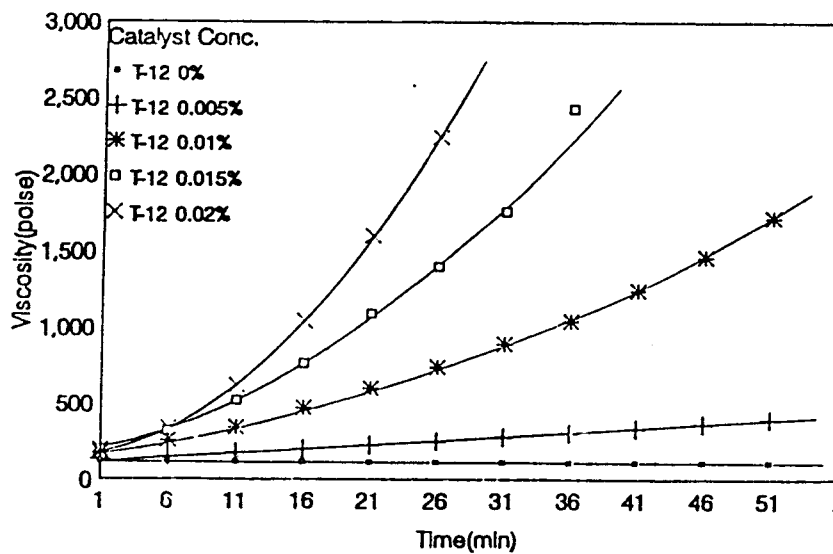


Fig.8 Viscosity of Inhibitor vs. Time for Various Catalyst Content

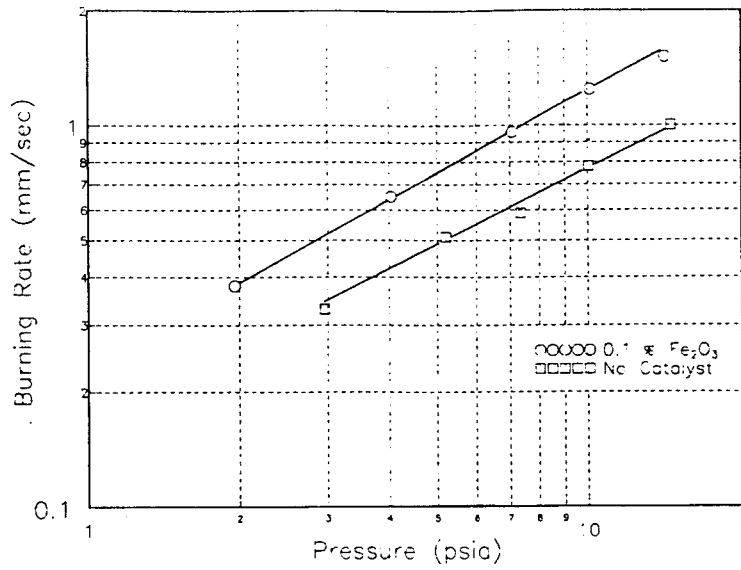


Fig.9 Subatmospheric Burning Rate for Two Different Propellant at 20 °C

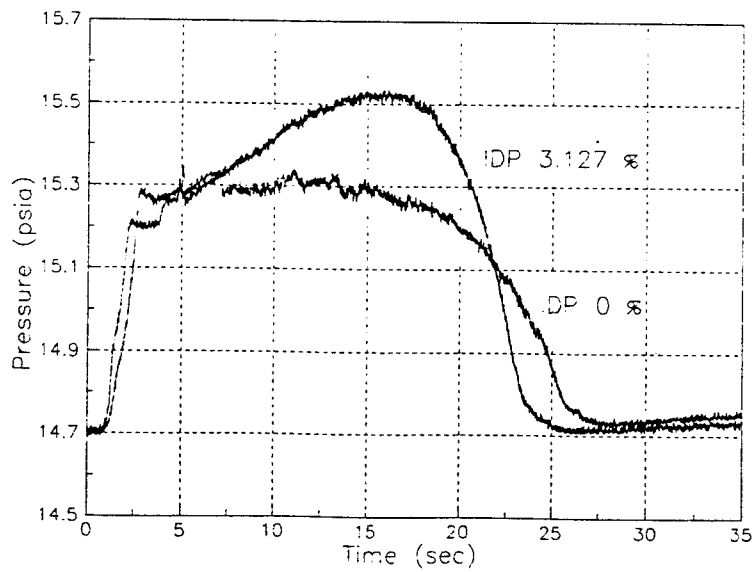


Fig.10 Chamber Pressure Trace with Time for Plasticizer Content Variation at 3000 rpm

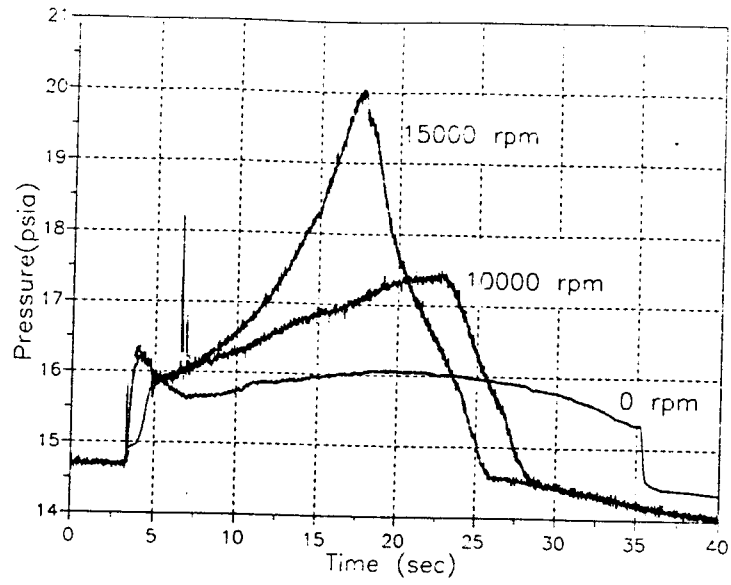


Fig. 11 Chamber Pressure Trace with Time for Spin Rate Variation

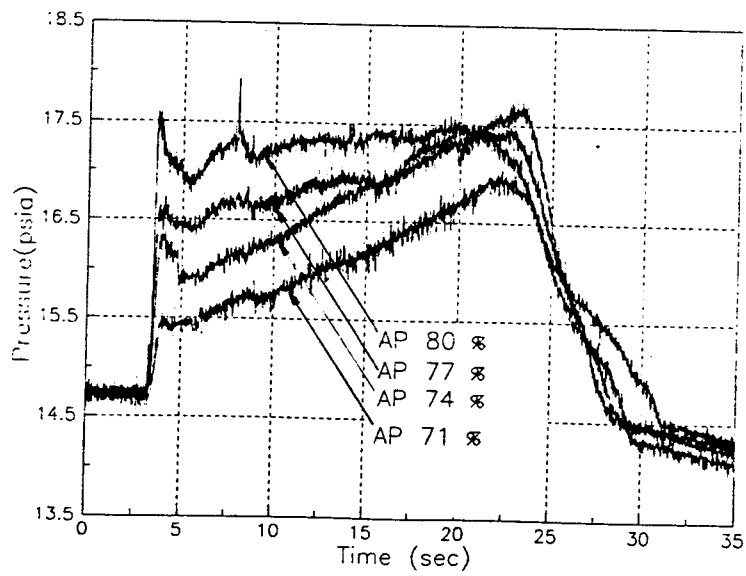


Fig. 12 Chamber Pressure Trace with Time for Oxidizer Content Variation

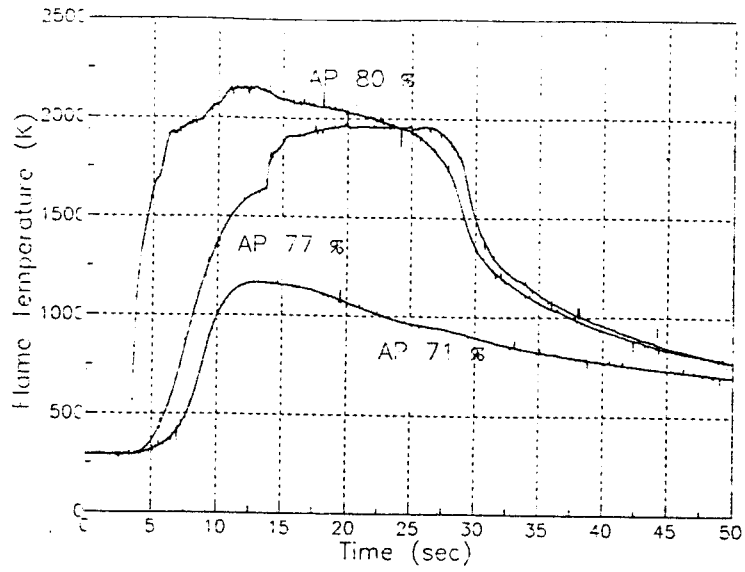


Fig.13 BBU Base Temperature Trace with Time for Oxidizer Content Variation

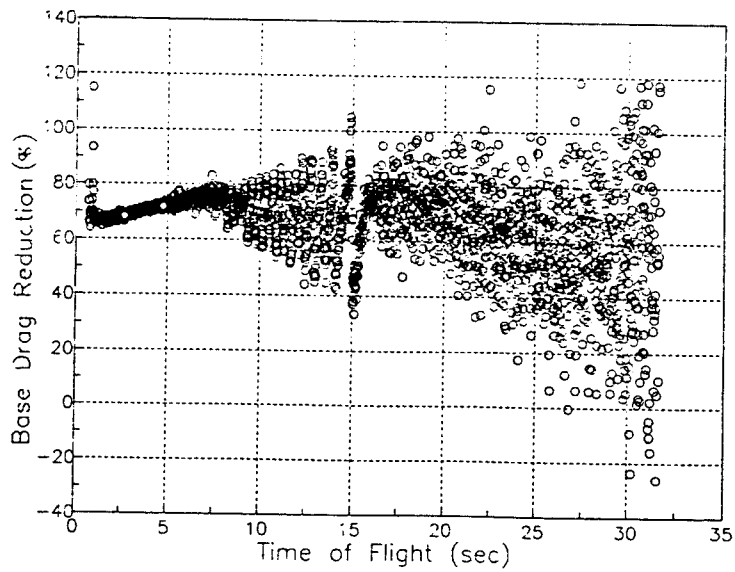


Fig.14 Base Drag Reduction of In-flight Projectile vs. Time at 810 m/sec, Muzzle Velocity