

추력 500 Kgf 액체추진제 로켓엔진 개발

Development of 500 Kgf Thrust Liquid Propellant Rocket Engine

정동호*, 조용재, 정규상 (한라중공업 우주항공 연구소)

초 록

본 연구에서는 추력 500 Kgf의 액체 추진기관을 설계, 제작 및 연소시험을 수행하여 연소 특성을 살펴보았다. 추진제로는 우주발사체 Booster용으로 폭넓게 사용되는 탄화수소계 연료인 kerosene과 산화제로 취급이 용이하고 저장 특성을 지닌 98 % White Fuming Nitric Acid(WFNA)를 사용하였고, 엔진 점화를 위해 WFNA와 접촉 발화성(Hypergolic)을 갖는 Furfuryl Alcohol/Aniline 혼합액을 사용하였다. 로켓엔진은 20 Kgf/cm²의 연소실 압력으로 500 Kgf의 평균 추력을 내도록 설계되었고, 연소실벽을 고온 연소가스로 부터 보호하기 위해 Film Cooling 방식을 적용하였다.

1. 서론

우주발사체의 주 추진기관은 아직도 액체추진제 로켓엔진이 대부분을 차지하고 있으며, 이는 앞으로도 계속될 전망이다. 우리나라와 같이 고체추진제의 자급능력이 부족한 현실을 감안할 때 추진제 공급이 용이하고 비교적 저렴한 가격으로 고성능을 발휘할 수 있는 액체추진제 로켓엔진 시스템의 개발은 발사체의 자력개발을 목표로하는 중장기 우주개발 계획과 직결되므로 기초 연구에서 부터 지속적으로 추진되어야 한다.

본 연구는 액체추진제 로켓엔진의 기초 개발 단계로서 가급적 기술적 난이도를 줄이고 시스템을 간략화하기 위해 Nitric Acid/Kerosene 조합의 추진제를 선정하였다. 또한 비접촉 발화성 추진제의 점화 신뢰성을 높이기 위하여 Hypergolic 시스템을 채택하였다. 연소시험을 통하여 얻어진 추력, 연소압력, 각 추진제 Manifold 압력의 결과를 설계치와 비교 검토하고,

질산/Kerosene 추진제의 연소 안정성을 입증한 뒤 보다 고난도의 재생냉각(Regenerative Cooling)엔진의 예비설계 자료로 활용하고자 기초 실험을 수행하였다.

2. 액체 추진제 로켓엔진 설계

로켓엔진의 고성능화를 위해서는 연소압력이 높을수록 유리하나, 본 엔진시스템에서는 기초개발 단계에 적합하고 실험시 안전성을 고려하여 저연소 압력조건을 선정하였다.

추진제의 선정과 연소압력을 결정한 후 CET(Chemical Equilibrium with Transport Properties) 프로그램을 이용, 추진제의 최적 혼합비와 물성치를 구한 다음 자체개발한 엔진설계 프로그램을 사용, Table 1에 나타낸 엔진설계 사양을 만족하도록 설계를 수행하였다.

Table 1 Design Parameter

추 력(F)	500 Kgf(4950 N)	
연소 압력(Pc)	20 Kgf/cm ² (1.962 MPa)	
배기 압력(Pe)	1 Kgf/cm ² (98.1 KPa)	
비열비(k)	1.13	
연소가스 분자량(m)	25.1	
추진제 혼합비(r)	4.6	
연소 온도(Tc)	3041 °K	
이론 비추력(Isp)	230 sec	
추진제	산화제	Nitric Acid
	연료	Kerosene
	점화제	Furfury-Alcohol Aniline
산화제 밀도	1510 Kg/m ³	
연료 밀도	810 Kg/m ³	

Fig. 1 은 본연구에 사용된 엔진의 조립 형상을 보여주고 있으며, 추력실(Thrust Chamber)은 크게 연소실, 노즐, 그리고 분사기로 구성되어 있다. 각 부분품들은 플랜지 방식으로 Bolt로 체결되며 연결부의 Sealing을 위해서 이중으로 O-Ring을 사용하여 기밀성을 유지시켰다. Table 2 에 엔진사양에 따라 설계된 추력실 제원을 나타내었다.

Table 2 Engine Specification

노즐목 직경(Dt)	47.2 mm
노즐출구 직경(De)	94.3 mm
연소실 직경(Dc)	125 mm
연소실 길이(Lc)	250 mm
노즐 팽창비(ε)	3.99
노즐확산 반각(α)	15 °
노즐수축 반각(β)	40 °
추력실 전장(Lt)	397.8 mm

연소실(Combustion Chamber)

연소실내에서 추진제가 혼합, 기화되어 원활하게 연소를 지속하기 위해서는 연소실 체적을 충분히 크게하는 것이 바람직하나, 이렇게 되면 구조중량이 증가하게 되므로, 연소효율을 저하시키지 않으면서 불필요한 구조중량의 증가를 막기위해 최

적 연소실 체적을 산출하는 것이 엔진설계에 있어 중요한 요소중의 하나이다.

HNO₃ / Kerosene을 사용하는 본 엔진에서는 특성길이 (Characteristic Length, L*)를 140 cm로 하여 연소실의 기본형상을 결정하였다. 길이가 다른 연소실을 교체함으로써 간단하게 특성길이 값을 실험적으로 구할 수 있도록 하였으며, 고온·고압의 연소가스에 직접 노출되는 연소실을 보호하기 위하여 벽두께를 25 mm로 하였고(Heat Sink 개념) Injector 면으로부터 연료를 벽면 안쪽으로 분사시켜 Liquid Film Layer를 형성하여 이것으로 고온가스로 부터 연소실 벽을 보호하는 Film Cooling 방식을 도입하였다. 연소실에서 축방향으로 1/2되는 부분에 Strain Gage와 Piezoelectric Type Pressure Transducer를 설치하여 연소실 내부의 Static Pressure 및 Dynamic Pressure를 측정할 수 있도록 설계하였다.

노즐(Nozzle)

노즐의 형상은 분출속도를 증가시키는 방법으로 설계하는 것이 필요하다. 최대 추력은 평행류를 내도록 설계된 노즐에서 주위의 대기압까지 팽창시켰을 때 얻어질 수 있지만 이러한 경우 노즐 길이가 너무 길고 무거워져서 성능저하를 초래하므로 우선 음속을 이루는 목부분에서 보다 급격히 팽창시키고, 후에 대략적인 축류(Axial Flow)로 구속시켜주는 것이 바람직하다. 노즐은 설계, 제작의 용이성을 고려하여 원추형(Conical Nozzle)으로 하였고, 노즐목 부근의 형상은 속도의 증가에 영향이 없도록(충격파를 유발하지 않도록)하기 위하여 수축과 팽창의 경계부분을 곡선부로 처리하였으며, 그 반경은 목반경과 같은 값이 되도록 하였다.

분사기(Injector)

추진제 분사기의 기초설계 조건으로서 는 저주파 진동연소를 최소로하기 위하여

분사기의 Pressure Drop을 연소압력의 25 % 수준으로 설계하였다. 분사기는 이원추진제(Bipropellant)의 미립화와 혼합효율을 고려하여 Fig. 2 에 나타낸바와 같이 3중 충돌형 (Unlike Triplet Impinging : O-F-O Type) 분사구 형태를 선정하였으며, 모두 24쌍(내부 8, 외부 16)으로 배열하였다. Table 3 에서는 Injector의 설계제원을 보여주고 있다. 본 연구에서는 Full Scale의 설계를 위해 예비설계 단계로 Table 4의 조건들을 고려하여 설계추력의 1/24 모델인 Uni-Element 및 4-Element 분사기를 제작하여 수류시험을 수행하였다.

Table 3 Injector Specification

Orifice (L/d)	5
압력 강하(ΔP_i)	5 Kgf/cm ²
유동 충돌각(2θ)	60°
유량 계수(Cd)	0.62
산화제 유량(Wo)	1.955 Kg/sec
연료 유량(Wf)	0.425 Kg/sec
Film Cooling 유량(Wc)	0.1 Kg/sec
산화제 분사구 수량	48 EA
연료 분사구 수량	24 EA
Film Cooling 분사구 수량	32 EA
산화제 분사구 직경(dc)	1.5 mm
연료 분사구 직경(df)	1.1 mm
Film Cooling 분사구 직경(dc)	0.47 mm
산화제 분사속도(Uo)	15.8 m/sec
연료 분사속도(Uf)	21.6 m/sec

3. 지상 연소시험(Static Firing Test)

추진제 공급은 압축 질소가스에 의해 직접 추진제를 가압하는 방식을 사용하였다. 산화제 및 연료의 공급라인은 3/4 인치, Pneumatic용 질소가스 라인인 1/2 인치 스테인레스관을 사용하였으며, 연소전후 관내의 잔류 추진제를 배출하기 위해 Purge Line을 설치하였다. 추진제 공급 시스템은 원격조정 가능토록 Pneumatic Ball Valve와 역화방지를 위한 Check

Valve 및 수동밸브들로 구성되어 있으며 Fig. 3에 추진제 공급장치도를 나타내었다.

Table 4 Injector Design Requirement

Condition	Result		
Orifice(L/d) 비	2-5 (Impinging Stream Type)		
충돌각(θ)	θ 증가	액적평균직경(SMD)이 작아짐	
		액막 길이가 작아짐	
		후류 유동으로 분사기면 근처의 연소 집중현상 유발	
- SMD 범위 : 50 - 150 μ m - 최적충돌각 범위 : 60 - 90°			
압력강하(ΔP_i)	ΔP_i 증가	SMD가 작아짐	
	SMD ¹⁾	4 Kgf/cm ²	162.6 - 110.3 μ m
		5 Kgf/cm ²	92.3 - 68.2 μ m
6 Kgf/cm ²		69.3 - 52.8 μ m	

본 실험에서 측정된 요소는 추력, 연소실 압력, 산화제/연료 Manifold 압력 및 산화제와 연료의 유량이다. 향후 재생냉각 엔진실험에는 Coolant의 Inlet/Outlet 온도 및 압력 그리고 연소실 벽온도 등의 측정이 필요하나 본 연구의 기초실험 단계에서는 생략하였다. 각종 센서로부터 측정된 미소 신호는 Signal Amplifier를 통하여 증폭되어 IBM PC에 장착된 A/D Converter Board(DT 2831, Data Translation)에 의하여 수집되며, Global Lab 소프트웨어를 사용하여 1 KHz/ch Sampling Rate와 12 Bit Resolution으로 처리하여 결과를 얻었다.²⁾

500 Kgf급 엔진 연소시험을 위한 예비 실험으로 Uni-element 및 4-Element Injector를 이용한 추력 20 Kgf, 80 Kgf급 소형엔진의 연소시험을 실시하였다.

이중 80 Kgf급 엔진부터는 Hypergolic Ignition System으로 변경수행중 Hard Start 현상이 발생하여 엔진 Hardware가 일부 파손되었다. 원인은 점화초기 추진제 공급유량의 과다와 점화지연으로 인하

여 발생되었다. 이의 대안으로 별도의 보조 점화시스템을 고안하여 점화초기에 추진제를 정격유량보다 적게 공급하여 저압으로 연소시키고, 점화후 0.75초 부터는 Main Fuel 이 Overlap 되면서 연소되도록 하였다. 그 결과 Soft Start로 순조롭게 진행되었다.

실제 500 Kgf급 엔진의 연소시험은 안전을 고려하여 추진제 탱크의 압력을 조절, 연소실 압력을 설계치보다 낮게하여 점진적으로 증가시켜나가는 방법을 시도 하였으며, 그 결과를 Table 5 에 나타내었다. Fig. 4는 3차 실험에서 획득된 추력과 연소실 압력을 나타낸 것이며, 연소중에 약간의 연소불안정(Combustion Instability) 현상이 관찰되었다.

Fig. 5에 나타낸 연소시험 제어장치는 향후 재생냉각 엔진실험을 위하여 제작한 것으로 엔진실험 전 과정을 Computer가 자동으로 인식, 감지, 처리하는 Static Fire Control System으로 현재 성능테스트 중에 있다.

Table 5. 500Kgf Engine Fire Test

	1차 실험	2차 실험	3차 실험
Hypergolic 추진제 공급 압력 (Kgf/cm ²)	8	8	8
연료탱크 공급 압력(Kgf/cm ²)	15	20	25
산화제탱크 공급 압력(Kgf/cm ²)	20	25	30
연소실 압력 (Kgf/cm ²)	12.6	14.3	16.8
추력 (Kgf)	317.8	391.5	440.4
연소시간 (Sec)	5.75	5.75	5.75

4. 고찰

본 연구에 사용된 엔진은 Table 1에 나타낸바와 같이 연소압력 20 Kgf/cm² 에서 500 Kgf 추력을 내도록 설계되었으나 연소시험 결과 16.8 Kgf/cm² 의 평균 연소압력에서 440.4 Kgf의 평균추력을 나타내 설계대비 88 %의 추력을 얻었으며, 연소

도중 약간의 불안정 연소현상이 관찰되었다. 이러한 불안정 연소현상 과 추력 및 연소압력 감소의 주요원인은 다음과 같다. 인젝터 설계시 저주파 진동연소를 최소화하기 위해 인젝터의 압력강하를 연소압력의 25 % (5 Kgf/cm²)로 설계하였고, 산화제 및 연료의 유량계수는 문헌자료를 인용 0.62³⁾를 적용하였다.

실제 시험결과 인젝터에서의 산화제 및 연료의 압력강하는 각각 3.46 Kgf/cm² 및 4.93 Kgf/cm² 로 실측되었고,산화제의 유량이 설계치보다 적게 공급됨으로써 추진제 혼합비(O/F)가 설계치인 4.6보다 낮은 Fuel Rich 상태로 연소가 진행되어 불안정 연소현상이 나타났으며, 전체적으로 추진제가 정상 유량보다 적게 공급되어 추력 및 압력이 감소한 것으로 판단된다.

노즐 설계시 고려하여야할 추력계수, 특성속도, 노즐의 Friction Loss와 관련된 보정계수(Correction Factor)들은 보정 전후의 차이를 알아보기 위해 이번 실험에서는 고려하지 않았다.

5. 결론

본 연구를 통하여 액체추진제 로켓엔진의 설계, 제작 및 성능시험을 위한 시스템 기술을 습득할 수 있었으며, 우주발사체 Booster 추진제로 가장 많이 사용되며, 또한 경제성이 뛰어난 Kerosene 의 점화 및 연소특성을 확인할 수 있었다.

엔진 연소중에 발생하는 연소불안정성을 구체적으로 규명하기 위하여 수치해석과 보다 많은 연소실험을 수행할 예정이다.

후기

본 로켓엔진 연소실험이 성공적으로 끝나기까지 밤낮 가리지않고 적극적으로 협력해주신 충남대 김 유 교수님 이하 대학원생 여러분께 감사드립니다.

참고 문헌

1. 박재완, “액체로켓의 외부혼합형 인젝터 성능에 관한 연구”, 1994. 2
2. 김 유, “질산/Kerosene 액체로켓용 충돌형 Uni-element 인젝터의 연소성능에 관한 연구”, 1996
3. 홍 용식, “우주추진공학”, 청문각, 1990
4. Dieter K. Huzel and David H. Huang “Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engine”
5. USAF Propellant Handbooks, Nitric Acid / Nitrogen Tetroxide Oxidizers Vol 2
6. Clain M. Beighley, “Experimental Rocket Motor Performance with WFNA and JP-3 at 500 Psia Combustion Pressure”, 1952
7. 木村逸郎 “로켓공학”, 1993
8. Marcel Barrere “Rocket Propulsion”, 1960
9. “Liquid Propellant Engine Nozzle”, NASA SP-8120
10. “Propulsion Engineering Manual”, McDonnell Douglas Astronautics Co

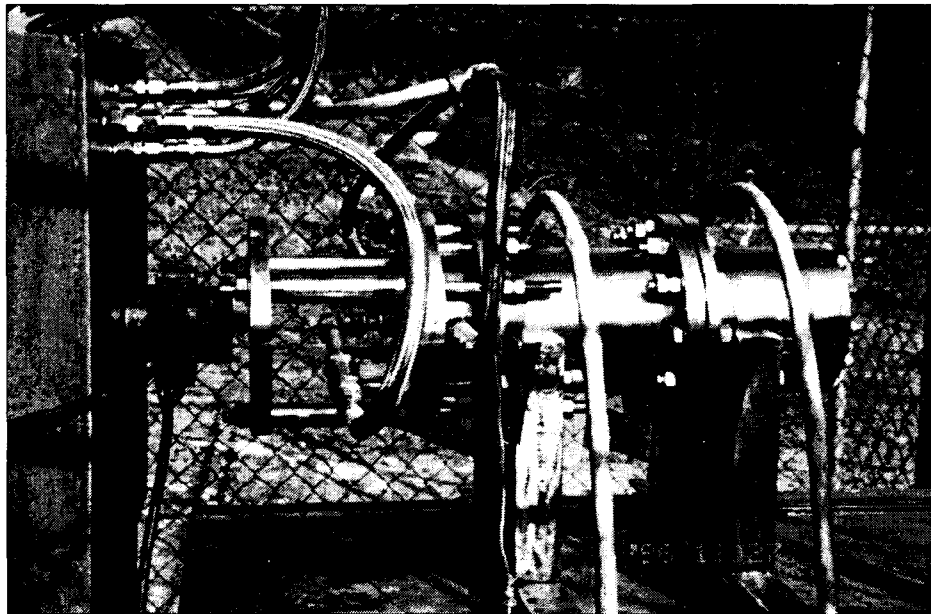


Fig. 1 Engine Configuration

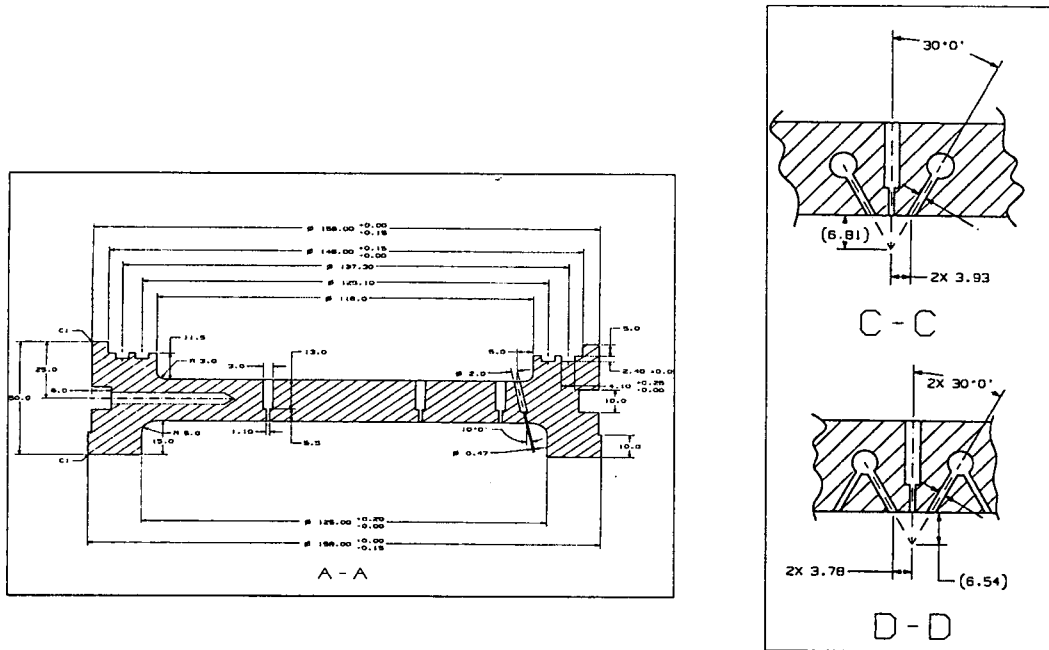


Fig. 2 Unlike Triplet Impinging Type Injector

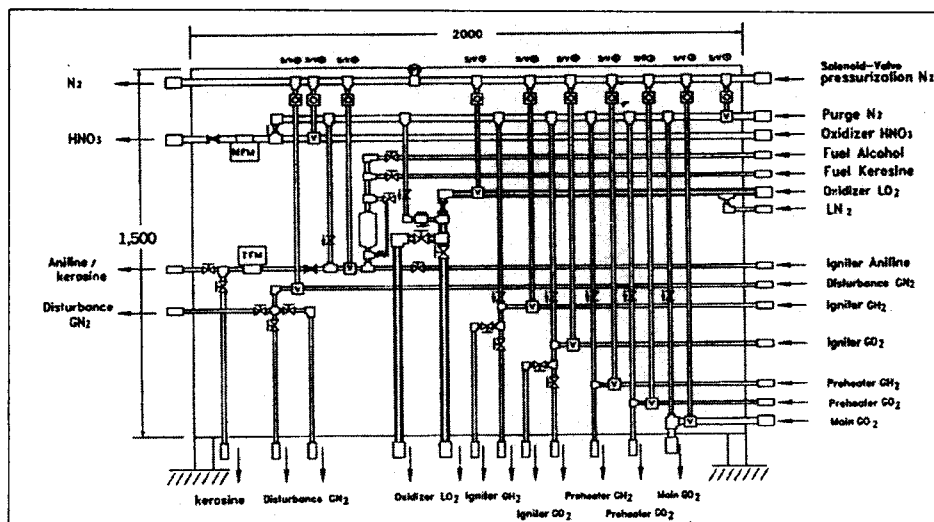


Fig. 3 Propellant Feed System

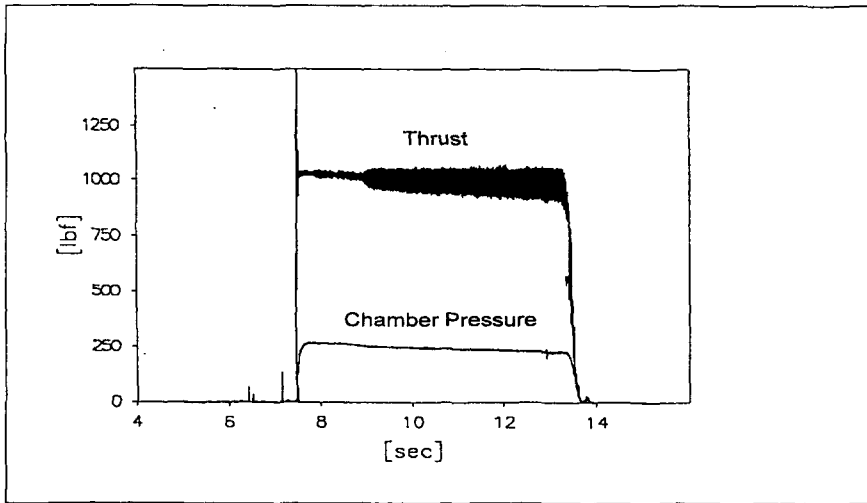


Fig. 4 Static Fired Engine Performance

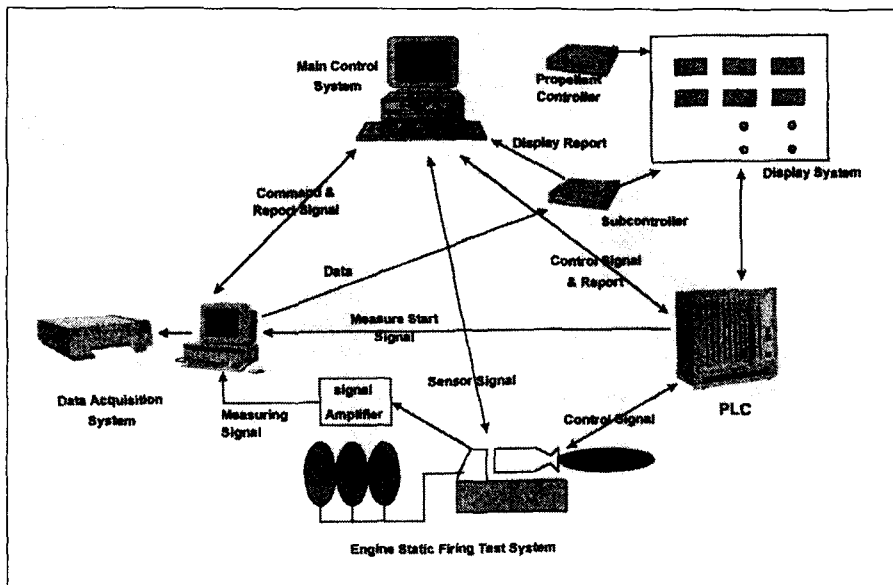


Fig. 5. Schematic of Static Firing Control System

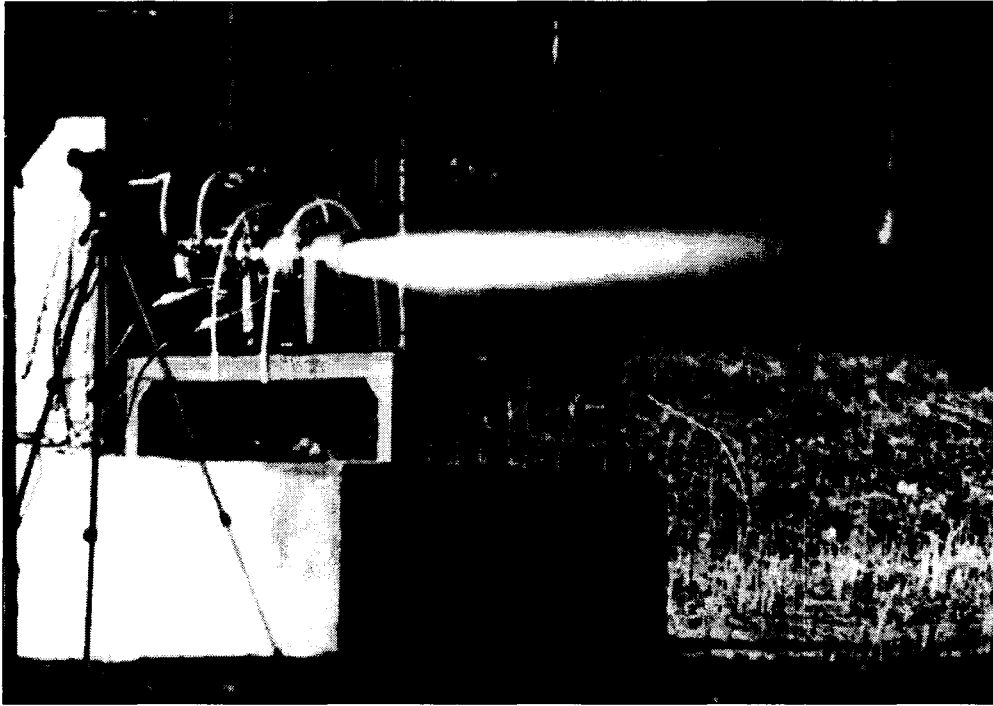


Fig. 6 Engine Static Firing Test 1



Fig. 7 Engine Static Firing Test 2