

KSR-III Apogee Kick Motor 연구 및 개발

조인현*, 오승협*, 강선일*, 황종선**

Research and Development of KSR-III Apogee Kick Motor

In-Hyun Cho*, Seung-Hyub Oh*, Sun-Il Kang*, Jong-Sun Hwang**

ABSTRACT

The basic research on AKM(Apogee Kick Motor) for space launch vehicle was carried out. AKM which will be used as 3rd stage solid rocket motor in 3-stage Korean Sounding Rocket(III) has been developing. KM is a solid rocket motor using composite propellant based on HTPB and is composed of composite motor case and submerged nozzle. To develop KM rocket motor satisfying a given set of requirement, firstly the full-scale KM with diameter 520mm was designed, then sub-scale motors reduced about 60% were manufactured and tested. Full-scale ground firing test is accomplished two times.

초 록

우주발사체의 아포지 킥 모터에 대한 기초연구를 수행하였다. AKM은 3단형 과학로켓 KSR-III의 3단으로서 개발 되었다. 이 고체 모터는 HTPB 계열의 복합재 추진제, 복합재 모터 케이스와 잠입형 노즐을 갖추었다. 고체모터를 체계요구조건에 맞도록 개발하기 위하여 우선 직경 520mm의 완성형을 설계하고 약 60% 크기의 축소형 모터를 먼저 개발, 시험하였다. 축소형 모터의 개발 시험으로 완성형 모터의 개발 타당성을 입증하였다. 2차에 걸친 완성형 지상연소 시험을 수행하였다.

1. 서 론

인공위성의 궤도전이에 사용되는 AKM (Apogee Kick Motor)은 전이궤도의 원지점 (Apogee)에서 위성을 가속시켜 목표궤도에 진입시켜 주는 역할을 한다.[1]

우주발사체에 사용될 AKM의 개발을 위한 1

단계 기초연구로서 3단형 과학로켓의 3단 고체 추진기관인 탑재부 킥모터(KM)의 개발을 수행하였다.

KM 추진기관은 고체 추진기관으로서 복합재 연소관에 잠입형 노즐을 가지고 있으며, HTPB를 바인더로 하는 복합형 고체 추진제를 사용하였다.

* 항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)

** (주)한화 대전공장(HANWHA Daejeon Plant)

시스템 요구 사항으로부터 직경 520mm인 완성형 추진기관을 먼저 설계한 후, 직경 300mm으로 약 60% 축소된 축소형 시제품을 제작하고 연소시험을 실시하여 성능을 확인하였다.

축소형 추진기관의 지상연소시험을 통해서 연소관, 노즐, 추진체의 성능을 확인한 결과 예측값에 가까운 결과를 얻어 완성형 추진기관 설계의 타당성을 확인할 수 있었다.

이러한 결과를 바탕으로 완성형 모타를 2기 제작 시험하여 체계의 요구 조건에 맞는 AKM 개발을 확인하였다. 이번 개발을 통해 얻은 공정 개발은 차후 예상되는 좀더 큰 규모의 AKM 개발에 곧바로 응용될 수 있을 것으로 보인다.

2. 본론

2.1 추진기관 설계 (완성형)(2)

2.1.1 추진체 무게 계산

탐재부 키크모타 설계를 위한 추진기관 성능 요구조건은 표1과 같다.

먼저 완성형을 기준으로 설계를 진행하였다. 주어진 조건으로부터 추진체의 무게를 계산하면 다음과 같다. 우주공간에서의 대기압은 매우 작아 비추력이 260초를 능가하지만 설계 여유를 고려하여 250초로 설계하였다.

$$W_p = \frac{I_t}{I_{sp}} = 84 \text{ kg} \quad (1)$$

추진기관의 전체 길이 중에서 전방부 점화기를 위한 공간, 노즐의 길이 중에 외부로 노출된 길이 및 길이 여유를 고려하여 추진기관의 길이를 525mm로 결정하였다.

Table 1. Design requirement of KM motor

항 목	단위	축 소 형	실 물 형
길 이	mm	510 이내	850 이내
직 경	mm	360 이내	600 이내
총 중 량	kg	26 ± 10	120 이내
평 균 추 력	lbf	2500 + 350	6600 + 1000
연 소 시 간	sec	4.3 + 1.0	7.0 + 1.5
총 연 적	lbf-sec	10700 ± 1600	46300 + 7000

2.1.2. 체적 충전율 계산

내열제와 라이너의 두께를 감안하여 연소관 내경과 길이를 500mm인 구형으로 가정하면 내부 공간의 부피는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$V = \frac{4}{3} \pi R^3 = 65450 \text{ cm}^3 \quad (2)$$

추진체 밀도를 1.75로 가정하면 추진체의 부피는 다음과 같다.

$$\text{추진체부피} = \frac{W_p}{\rho_p} = 48000 \text{ cm}^3 \quad (3)$$

따라서 체적충진율은

$$V_f = \frac{48000}{65450} \approx 73.3 \% \quad (4)$$

이 된다.

2.1.3. 웹분율 (Web Fraction) 계산

탐재부 키크모타 추진기관에 사용될 추진체의 특성값은 표2와 같다.

Table 2. Propellant characteristics

항 목	기호	단 위	값
밀도	ρ_p	g/cc	1.750
연소속도 상수	a	in/sec	0.0225
연소속도 지수	n	-	0.4840
평균분자량	M_w		27.626
연소가스온도	T_f	K	3308
비열비	γ		1.1739
특성속도	C^*	ft/sec	5133

추진기관 작동압력을 800psi로 결정하고 이 압력에서의 연소속도를 계산하면

$$r_b = a P^n = 14.525 \text{ mm/s} \quad (5)$$

이 된다.

연소시간이 7초이므로 요구되는 웹의 두께는 다음과 같다.

$$\text{Web 두께} = t_b \cdot r_b = 101.7 \text{ mm} \quad (6)$$

따라서 웹분율은 다음과 같이 된다.

$$W_f = \frac{101.7 \times 2}{500} \approx 0.4068 \quad (7)$$

2.1.4. 그레인 형상 설계 [3]

체적충전율이 73.3%이고 웹분율이 40.1%인 추진기관의 설계는 여러 가지의 그레인이 적용이 가능하나 연소말기 tail-off가 깨끗한 실린더형 그레인으로 결정하였다.

실린더 그레인은 연소면적이 계속 상승한다는 단점이 있지만 연소말기 슬리버가 없어 불필요한 잔여 추력이 발생하지 않는다는 장점이 있다.

전방 연소판 보스 부위와 후방 돔 부위에서 연소면적이 줄어들도록 설계하면 시스템에서 요구하는 범위의 추력 곡선을 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

단위 질량당 역적을 비추력으로 나타내므로

평균 연소면적은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$A_b = \frac{F_{av}}{\rho_p \cdot r_b \cdot I_{sp}} = 4721 \text{ cm}^2 \quad (8)$$

전방부 돔 부위와 실린더부위의 웹 크기가 101.7mm와 가까우면서 추진체 무게가 80kg 이상이 되고, 평균연소면적이 4721cm²이 되도록 그레인 형상을 설계하였다. 예비 설계된 그레인 형상을 그림1에 나타내었다.

Fig. 1 Full scale grain configuration

2.1.5. 노즐목 및 출구 설계

비추력이 설계 목표치인 250초가 되기 위해서는 다음의 식(9)로부터 추력계수 값을 구할 수 있다. 실질적인 추력계수는 isentropic 과정으로 가정한 추력 계수에 노즐 확산효과가 포함된 추력효율 계수 η_F 로 보정한 값이 된다.[4] 실질적으로 노즐에는 이상유동, 마찰손실, 열전달, 잠입노즐 효과 등 많은 요인에 의한 보정이 필요하나 그 효과들을 정확히 알 수가 없으나 노즐 확산율, 출구압력차를 고려하여 추력 효율 계수 η_F 를 0.96으로 가정하였다.

$$C_F = \eta_F \frac{I_{sp} \cdot g}{c^*} = 1.566 \quad (9)$$

아래의 식(10)으로부터 노즐목의 면적을 구하면

$$A_t = \frac{F}{C_F P_c} = 5.30 \text{ in}^2 \quad (10)$$

이 되고, 노즐목 직경은 65.98mm가 된다.[5]
 노즐출구의 직경은 출구압력이 1psi 수준이 되도록 충분히 팽창시키면서 노즐 가용길이와 확장각을 고려하여 내탄도 해석을 통해서 결정한다.

최종 결정된 완성형 추진기관 충전체 형상은 그림2와 같다.

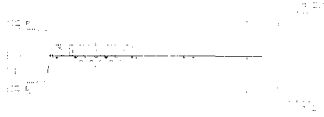


Fig. 2 Full scale KM configuration

2.1.6. 내탄도 해석[6][7]

설계된 형상의 추진기관의 성능을 사전에 파악하기 위해서 내탄도 해석 프로그램을 통하여 성능을 예측하였다. 길이대 직경비가 1에 가까운 구형 추진기관으로 연소실 내부의 압력이 전 부위에서 일정하다고 가정하여 길이방향의 압력 손실은 고려하지 않았다.

추진제의 연소속도는 연소실의 압력에만 영향을 받는다고 가정하였다. 연소효율은 기본적으로 연소실 체류시간과 연관되어 있는데, 이 체류시간은 초기 연소실 부피, 연소실 압력, 연소실 온도, 분자량, mass discharge rate 등의 함수로 표시된다. 초기 연소실의 부피를 키움으로서 연소효율은 키울 수가 있다. 이번 계산에서는 성능손실계수 0.96으로 가정하여 계산하였다.

내탄도 해석을 위한 입력값은 표3과 같다.

Table 3. Internal Ballistic Analysis Input Data

변수명	입력값	단위	비 고
PA	1.00	psi	대기압
DT	0.001	sec	계산 시간 간격
MW	27.626		연소가스 분자량
RHO	0.0019650	slug/in ³	추진제 밀도
GAMMA	1.1739		비열비
CSTAR	5133.0	ft/sec	연소가스 특성
A	0.02279	in/sec	속도연소속도 상수
N	0.4806		연소속도 지수
TC	3308.0	K	연소가스 온도
IGP	100.0	psi	점화시 초기압력
DIAT	2.51968	in	노즐목 직경
DEXIT	11.81102	in	노즐 출구 직경
DIVANG	0.35354	rad	노즐 출구 확장
ERODT	0.000050	in(psi) ^{0.8} /sec	반각 삭마율
ZETAF	0.96		모타 효율
FACTOR	1.000		연소속도 보정계수

내탄도 해석결과 압력과 추력 곡선을 그림3과 그림4에 나타내었다.

압력과 추력이 점증형으로 나타났으나 기울기가 심하지 않고 중반이후 일정형에 가까우며, 연소말기 tail-off가 깨끗하여 완성형 그래인으로 설계를 확정하였다.

완성형 추진기관의 내탄도 해석 결과값을 요약하면 표4와 같다. 대기압을 1spi로 가정하여 비추력과 총역적이 크게 나타났다. 모든 값이 시스템의 요구조건에 만족하는 값을 얻었다.

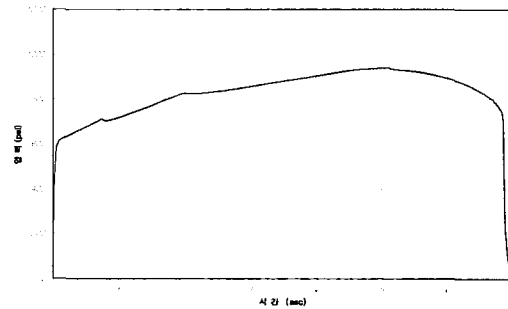


Fig. 3 Full scale KM pressure contour

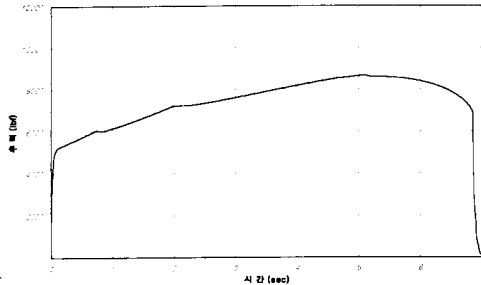


Fig. 4 Full scale KM thrust contour

Table 4. Internal Ballistic Analysis Output Data

항 목	단 위	해 석 값
Total Burn Time	sec	6.955
Web Burn Time	sec	6.816
Weight of Propellant	kg	83.8
Total Impulse	lbf-sec	50579.8
Specific Impulse	sec	273.9
Average Pressure	psi	813.1
Average Thrust	lbf	7272.4
Maximum Pressure	psi	931.1
Maximum Thrust	lbf	8554.6

2.2. 추진기관 설계 (축소형)

완성형 추진기관을 제작하기 전에 위험부담을 줄이기 위하여 축소형을 먼저 제작하기로 결정하였다.

축소형은 3차원적으로 일정비율로 축소시키게 되면 연소면적과 노즐목의 면적 축소 비율이 같아 연소실 압력이 완성형과 동일하게 나타나게 된다. 반면에 추력은 노즐목 면적의 축소로 감소하고 총역적과 연소시간이 감소하게 된다.

축소형 크기를 연소관의 표준 비교를 위한 크기인 직경 10"나 절반 크기로 축소시키는 것이 결과값을 활용하는 데 유리하나, 크기가 너

무 작아 구형에 가까운 추진기관의 제작상의 어려움으로 축소형 연소관의 내부 직경을 300mm로 결정하였다.

추진제 외경기준으로 계산하면 축소비율은 57.89%가 된다. 이 비율로 3차원적으로 축소형을 설계하면서, 연소관 보스 등과 같이 축소 비율대로 제작하기 어려운 부분은 치수를 조정하여 설계한 축소형 추진기관은 그림5와 같다.

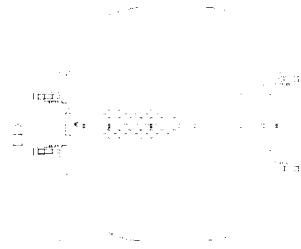


Fig. 5 Sub-scale KM

축소형 추진기관의 내탄도 해석 결과값은 표 5와 같다. 축소형 추진기관은 대기압을 1psi로 설계한 것으로 지상에서 시험할 경우 노즐출구에서 박리가 발생하게 된다. 박리가 발생하면 노즐내의 정압은 상승하고 박리점에서 노즐 끝단으로 재순환 영역이 형성되며 내부에는 경사 충격파가 발생한다. 이러한 영향은 추력 계수를 떨어뜨리는 효과를 가져온다. 출구압이 1psi에서 14.7psi로 변화하면 챔버압과 출구압의 비는 813에서 55정도로 변화한다. 축소형의 팽창비는 15.8 정도이며 이 때 실험적으로 보여주는 축소형의 추력 계수 값은 약 1.4 정도로 떨어질 것으로 예상된다.[4, Fig 14] 이로 인해 추력 손실이 발생하여 비추력이 낮게 해석되었다.

축소형 추진기관의 내탄도 해석결과 압력과 추력 곡선을 그림6과 그림7에 나타내었다.

Table 5. Internal Ballistic Analysis Output Data

항 목	단 위	해 석 값
Total Burn Time	sec	4.136
Web Burn Time	sec	4.055
Weight of Propellant	kg	17.1
Total Impulse	lbf-sec	8064.1
Specific Impulse	sec	213.8
Average Pressure	psi	800.9
Average Thrust	lbf	1949.7
Maximum Pressure	psi	935.5
Maximum Thrust	lbf	2441.3

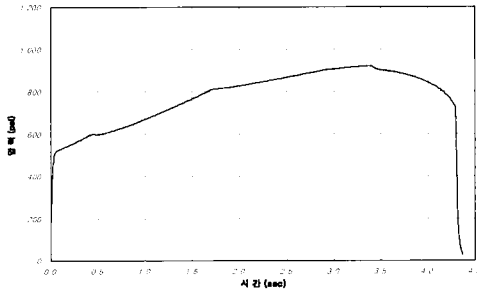


Fig. 6 Sub-scale KM pressure-time curve

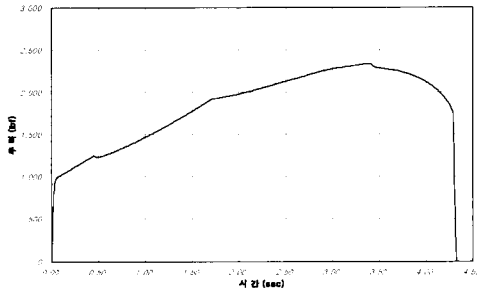


Fig. 7 Sub-scale KM thrust-time curve

2.3. 지상연소시험

2.3.1. 축소형 1호 (KMS-001) 지상연소시험

1) 시험 목적

- 축소형 추진기관 성능 확인
- KM 복합재 연소관 구조 안정성 확인
- 연소관 내열재 삭마 특성 확인
- KM 노즐 구조 안정성 확인

2) 시험 결과

- 시험결과 분석 데이터를 표6에 나타내었다.
- 시험결과 압력 및 추력 곡선을 그림8과 그림9에 나타내었다.

- 실제 시험결과 연소속도가 실험값에 비해 12.8% 가 크게 증가하였다.
- 연소초기 점화압력에 의한 peak가 200psi로 나타났다.
- 0.5초, 1.7초, 3.4초에 보여지는 불연속한 peak는 연소면적의 급격한 변화에 의한 것으로 보인다.
- 노즐 출구 끝단에서 안쪽으로 약 15mm 정도에서 박리 현상이 확인되었다. 이는 설계 출구압과 지상의 대기압 차로 인한 현상이다.

Table 6. Sub #1 Ground Test Result Analysis Data

Propellant Weight	16.89	kg
Burn Rate Constant	0.02279	in/sec
Burn Rate Exponent	0.48060	
Throat Dia. Initial	37.86	mm
Throat Dia. Final	38.80	mm
Exit Diameter Init	177.17	mm
Exit Diameter Final	177.20	mm
Web Thickness	60.80	mm
Ignition Delay Time	7	msec
Total Burn Time	3842	msec
Web Burn Time	3509	msec
Maximum Pressure	1029	psi
Web Ave. Pressure	917	psi
Total Ave. Pressure	850	psi
Maximum Thrust	2737	lbf
Web Ave. Thrust	2354	lbf
Total Ave. Thrust	2180	lbf
Total Impulse	8376	lbf-sec
Web Impulse	8261	lbf-sec
Specific Impulse	225.0	sec
Burn Rate Coeff.	1.1282	
Throat Erosion Rate	0.00002184	in(psi) ^{0.8} /sec

- 압력과 추력 곡선은 예측값과 약간 상이한 경향을 보인다. 압력은 전반적으로 실험값이 2.5초에서 예측값보다 작아지나 전반적으로 유사하다. 추력은 초기 1.5초까지는 실험값과 예측값이 비슷하나 이후 실험값이 예측치에 비해 많이 작고 또한 많은 진동이 보인다. 이는 노즐 끝단의 유동이 박리가 일어나서 나타

타나는 현상으로 보인다. 노즐 끝단의 박리 영역은 내부 압력이 커짐에 따라 줄어들고 따라서 추력계수는 커진다. 시간에 따라 압력이 증가하는 본 고체 모타의 경우에 있어서 추력계수는 시간의 함수이며 박리의 크기와 관계되고 있다.

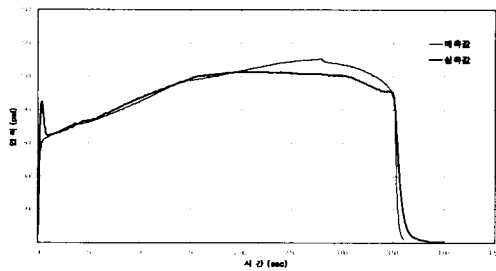


Fig. 8 Sub-scale KM #1 (KMS-001) pressure-time curve

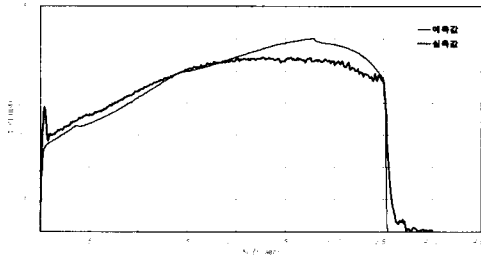


Fig. 9 Sub-scale KM #1 (KMS-001) thrust-time curve

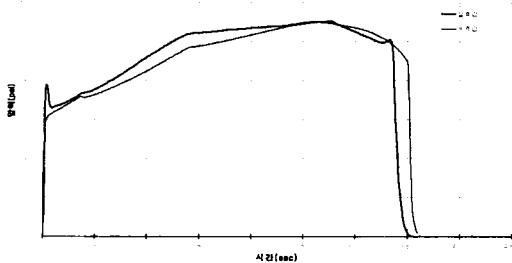


Fig. 10 Sub-scale KM #2 (KMS-002) pressure-time curve

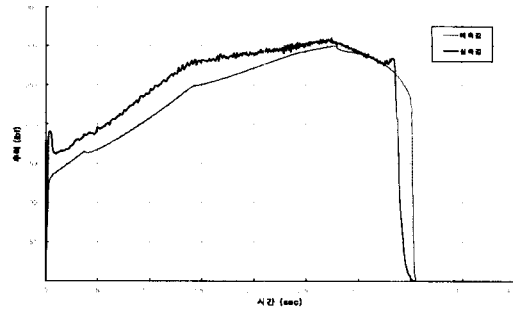


Fig. 11 Sub-scale KM #2 (KMS-002) thrust-time curve

2.3.2. 축소형 2호 (KMS-002) 지상연소시험

1) 시험 목적

- 축소형 1호 추진기관 성능 재확인
- KM 복합재 연소관 구조 안정성 확인
- 노즐 구조 및 열적 안정성 확인
- 점화약량 조정 확인시험

2) 시험 결과

- 시험결과 분석 데이터를 표7에 나타내었다.
- 시험결과 압력 및 추력 곡선을 그림10과 그림11에 나타내었다.
- 실제 시험결과 연소속도가 실험값에 비해 14.1%가 증가하였다.
- 연소초기 점화압력에 의한 peak는 130psi 낮아졌다.
- 전체적인 압력 및 추력 곡선이 1호기와 유사한 결과를 보였다.
- 노즐 출구 길이를 조정하여 박리 현상을 생기지 않도록 하였으며 이때 비추력이 236으로 1호기 시험 때보다 더 증가하였다. 이는 박리가 발생하지 않음에 따라 노즐 끝단의 정압이 박리시의 정압보다 더 커지고 추력계수가 더 커졌기 때문이다.

Table 7. Sub #2 Ground Test Result
Analysis Data

Propellant Weight	:	16.94 kg
Burn Rate Constant	:	0.02230 in/sec
Burn Rate Exponent	:	0.48570
Throat Dia. Initial	:	36.92 mm
Throat Dia. Final	:	39.00 mm
Exit Diameter Init	:	147.00 mm
Exit Diameter Final	:	147.37 mm
Web Thickness	:	60.80 mm
Ignition Delay Time	:	9 msec
Total Burn Time	:	3511 msec
Web Burn Time	:	3343 msec
Maximum Pressure	:	1101 psi
Web Ave. Pressure	:	965 psi
Total Ave. Pressure	:	934 psi
Maximum Thrust	:	3106 lbf
Web Ave. Thrust	:	2599 lbf
Total Ave. Thrust	:	2513 lbf
Total Impulse	:	8823 lbf-sec
Web Impulse	:	8687 lbf-sec
Specific Impulse	:	236.0 sec
Burn Rate Coeff.	:	1.1410
Throat Erosion Rate	:	0.00004904 in(psi) ^{0.8} /sec

2.3.3. 완성형 키크모터 연소시험

1) 시험목적

- KSR-III AKM 성능확인
- KM 복합재 연소관 구조 안정성 확인
- 노즐 구조 및 열적 안정성 확인
- 시스템 성능 입증

2) 시험 결과

- 2차레에 걸쳐서 체계요구 조건을 만족하는지를 검증하기 위한 연소시험이 수행되었다. 다음 표 8에 2차레에 걸쳐서 수행한 완성형 모

타의 특성치를 나타내었다.

- Isentropic 과정으로 노즐팽창이 일어난다고 가정하면 진공 비추력은 271.1초 정도로 예상 된다.

Table 8. Full scale #1 Ground Test Result
Analysis Data

Propellant Weight	:	83.69 kg
Burn Rate Constant	:	0.02236 in/sec
Burn Rate Exponent	:	0.483
Throat Dia. Initial	:	67 mm
Throat Dia. Final	:	68.62 mm
Exit Diameter Init	:	218.37 mm
Exit Diameter Final	:	219 mm
Web Thickness	:	103 mm
Ignition Delay Time	:	11 msec
Total Burn Time	:	6384 msec
Web Burn Time	:	5926 msec
Maximum Pressure	:	953 psi
Web Ave. Pressure	:	842 psi
Total Ave. Pressure	:	812 psi
Maximum Thrust	:	8225 lbf
Web Ave. Thrust	:	7154 lbf
Total Ave. Thrust	:	6892 lbf
Total Impulse	:	43999 lbf-sec
Web Impulse	:	42396 lbf-sec
Specific Impulse (지상)	:	238.5 sec
Burn Rate Coeff.	:	1.1319
Throat Erosion Rate	:	0.0000235 in(psi) ^{0.8} /sec

또한 다음 그림 12에 완성형 1호기의 압력을 그림 13에 추력 선도를 보여준다. 완성형 2호기의 결과는 1호기와 유사하여 포함하지 않았다.

AKM은 기본적으로 구형의 형태를 가지기

에 점화부터 3초정도까지는 점진증가형의 압력 형태를 보이다 3초 이후 일정한 압력을 그리고 5초 이후 약간의 점진 감소형 연소형태를 보여 준다. 목표로 하였던 7초 ± 1.5초의 목표치에는 도달하나 내탄도 해석치인 약 6.8초의 연소시간에 비해서는 약 4.4% 짧은 연소시간을 보여준다. 점화 시의 압력 발달 과정과 소화시의 급격한 압력 감소 형태는 차후 이와 같은 형태의 AKM 개발 시에 응용할 수 있는 자료로서 활용할 수 있을 것으로 보인다.



Fig. 14 AKM ground firing test preparation

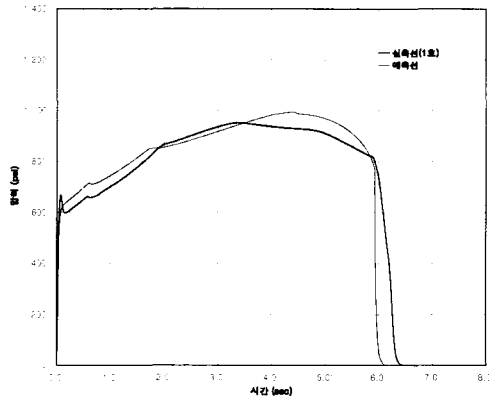


Fig. 12 KM #1 pressure-time curve

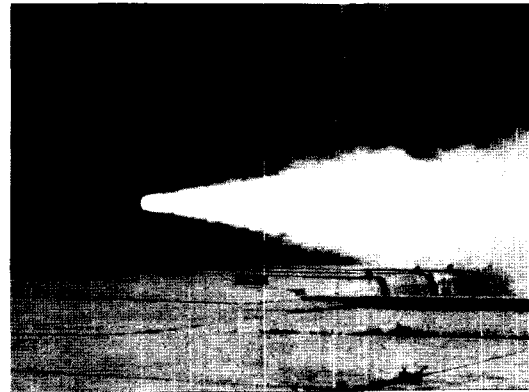


Fig. 15 AKM Ground Firing Test

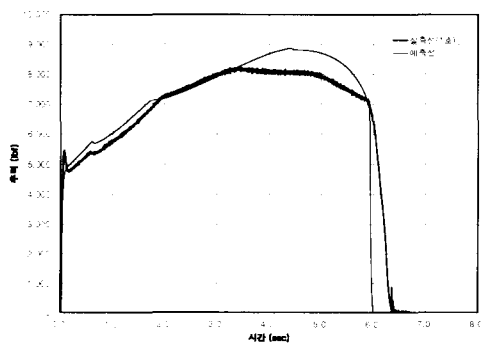


Fig. 13 KM #1 thrust-time curve

그림 14에 지상연소시험 준비 모습을, 그리고 그림 15에 지상연소 시험 장면을 보여준다.

3. 결론

완성형 탑재부 키크모타는 직경이 520mm, 길이가 840mm로 시스템 요구사항을 충분히 만족시키도록 설계되었다.

연소관은 복합재로 구형에 가깝도록 설계하였으며, 노즐은 잠입형으로 20.6도의 확장각을 가지도록 설계하였다. 추진제는 HTPB를 바인더로 하는 복합형 고체 추진제를 개발하여 사용하였다. 추진제의 총 무게는 84kg이고 AKM 전체 무게는 112kg으로서 체계의 요구조건을 만족하였다.

완성형의 성능과 구조적 열적 안정성을 확인하기 위하여 추진기관 내열체의 외경을 300mm

로 축소된 크기의 축소형 추진기관을 3기 제작하여 시험한 결과 만족할 만한 결과를 얻었다.

축소형 개발에서 나타난 문제점을 보완하여 완성형 추진기관을 재 설계하고 완성형 추진기관 시제품을 제작하였다.

완성형 추진기관 성능 확인시험을 2차례 실시하여 3단형 과학관측로켓 탑재부에 사용될 킥모타의 성능을 검증하였고 개발을 완료하였다.

참고문헌

1. 홍용식, "우주추진공학", 청문각
2. R. W. Humble, "Space propulsion analysis and design," McGraw Hill, vol. 727, pp. 295-360, 1995.
3. Anon, "Solid propellant grain design and internal ballistics", NASA SP 8076
4. Anon, "Solid rocket motor performance analysis and prediction", NASA SP-8039
5. Anon, "Solid rocket motor nozzles space vehicle design criteria", NASA SP-8115
6. Anon, "Design methods in solid rocket motors", Agard lecture series No. 150, Chapter 8, Revised version 1988
7. George P. Sutton, "Rocket propulsion elements", 6th ed., pp.23~84.