AKM의 추진제 성능검증을 위한 표준모터의 시험결과 및 내탄도 해석

나한비*, 조인현**, 길경섭***, 김병훈****, 김영목*****

Firing Test Results and Internal Ballistic Analysis of Standard Motors for AKM Propellant

Han-bee Na*, In-Hyun Cho**, Kyung-Sub Kil***, Byung-Hun Kim****, Young-Mog Kim*****

Abstract

A qualification of propellant for a AKM(Apogee Kick Motor) has been conducted by firing standard motors. The Standard motor used in developing process of KSLV-I's AKM is ST-6 whose diameter is about six inches. HTPB composite propellant are used in these motors. Several standard motors are fired and compared with simulation results. A mean value of characteristic velocity is 1518 m/s. The characteristic value for prediction is 1516 m/s, and the thrust loss is about 5.9 %. Differences between the measurements and prediction are less than 3 %.

초 록

KSLV-I의 2단 추진기관인 AKM(Apogee Kick Motor)에 사용되는 추진제의 최종 성능인증은 규격화된 표준모터의 연소시험으로 한다. 표준모터는 ST-6으로써 직경이 6인치급인 고체모터이다. 추진제는 HTPB 복합재 추진제이다. 여러개의 표준모터의 연소시험 결과를 분석하였고, 내탄도 해석결과와 비교하였다. 연소시험결과 추진제의 평균특성속도는 약 1518 m/s 이었다. 내탄도 해석시 사용된 추진제의 특성속도는 1516 m/s 였고, 노즐에서의 손실은 5.9 % 로 가정하였다. 내탄도 해석값은 실제 시험결과와 약 3% 미만의 오차를 가지고 있었다.

키워드 : 킥모터(kick motor), 고체모터(solid rocket motor), 표준모터(standard motor), HTPB 복합재 추진제(HTPB Composite Propellant), 특성속도(characteristic velocity)

1. 서 론

KSLV-I 의 상단부 AKM(Apogee Kick Motor)의 추진제의 개발 과정 중에 추진제의 성능인증은 표준모터의 연소시험으로 확인을 한다. 현재 고체추진제는 개발과정 중에 있고 여러가지 조성을 개발하고 시험을 수행하였다. 이 논문에 사용된 표준모터 추진제 조성은 표 1에 정리 하였다. 이 논문은 표준모터 연소시험 결과와 내탄도 해석결과와 비교를 한 것이다.

그림 1은 표준모터의 형상을 나타낸 것이다. 표준모터의 모델명은 ST-6으로 직경이 6인치이고 추진제 그레인은 길쭉한 원통형으로써, 윗면, 아랫면, 안쪽면이 동시에 연소되어서 연소압력을

* 추진제어그룹/bigrain@kari.re.kr
** 추진제어그룹/ihcho@kari.re.kr
*** 추진제어그룹/kgs@kari.re.kr
**** 추진제어그룹/bhk@kari.re.kr
***** 추진제어그룹/ymkim@kari.re.kr

일정하게 유지시킨다.

연소관의 평균 연소압력은 노즐목의 직경을 변화시킴으로써 조정할 수 있다. 표 2은 표준모터 5기(A~E)의 노즐목 직경과 팽창비등을 정리한 것이다. 표준 모터 A, B의 추진제와 표준모터 C, D, E의 추진제는 제작한 Batch가 다르고, 따라서 연소속도가 약간 차이가 있음을 유의해야 한다.

표 1 추진제 조성비

성분	질량비(%)
HTPB	11
AP	20
AL	58
HMX	10
기타	1

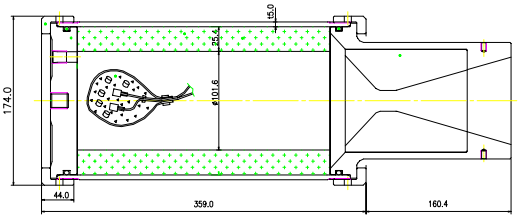

그림 1 ST-6 표준모터 형상

표 2 표준모터 형상정보

모터명	노즐목 직경 (mm)	팽창비
A	21.80	8.78
B	20.40	10.48
C	20.73	5.70
D	20.69	10.39
E	20.73	11.93

2. 본 론

3.1 연소압력 예측

고체모터의 연소압력은 단위시간당 연소되는 추진제의 질량, 연소관내에 있는 연소가스의 질량과 노즐을 통해 빠져나가는 연소가스의 질량들의 질량보존의 법칙에 의해서 구할 수 있다. 식 (1)은 고체모터의 연소가스의 질량보존 법칙이다.

$$A_b r \rho_b = \frac{d}{dt}(\rho_c V_c) + A_t p_c \sqrt{\frac{k}{R T_c}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)}} \qquad (1)$$

A_b : Burning Surface Area
A_t : Throat Area
r : Burning Rate
ρ_b : Propellant Density
V_c : Chamber Volume
k : Specific Heat Ratio
R : Gas Constant

추진제의 연소속도 r는 연소압력에 의존한다. KSLV의 AKM에 사용될 추진제를 비롯한 대부분의 복합재(composite) 추진제의 연소속도는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$r = a P_c^n e^{\sigma_p \triangle T} \qquad (2)$$

추진제의 초기온도가 식 (2)에 적용할 상수 a, n 값을 구해낼 때의 초기온도 값과 같다는 가정하에 식 (1)는 식 (2)의 적용으로 정상상태(Steady State)에서의 압력을 다음과 같이 예측할 수 있다.

$$P_c = \left(\frac{A_b \rho_p c^* a}{A_t g_c}\right)^{\frac{1}{1-n}} \qquad (3)$$

만약에 초기 점화과정이나 Tail-off 인 경우에는 식 (3)를 적용하면 오차가 생긴다. Unsteady

과정인 Tail-off 에서의 연소압력은 식 (4), (5)에 의해서 구할 수 있다.

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{R\,T_c}{V_c}\frac{A_t \cdot P_c}{c^*} \quad (4)$$

$$P_c = P_{bn} exp\,(-\frac{R\,T_c}{V_c}\frac{A_t \cdot t}{c^*}) \quad (5)$$

P_{bn} : Burnout Pressure

C_F : Thrust Coefficient

P_a : Ambient Pressure

2.2 연소데이터 예측

추진제 조성(표 1)에 대해서 화학평형 상태에서의 연소데이터를 예측하였다. 표 3에 이상적인 상태에서 연소관 내에서의 가스온도, 특성속도, 비열비를 정리 하였다.

표 3 추진제 연소데이터 예측값

항목	값
특성속도	1557 m/s
연소온도	3176 K
비열비	1.1427

2.3 추력 예측

고체모터의 추력은 연소관에서의 고온 고압의 가스가 수축-팽창 노즐을 통하여 팽창을 함에 따른 모멘텀 증가와 노즐 출구에서의 압력차이에 의해서 발생된다(식 (6)). 노즐에서 가스의 팽창 과정은 등엔트로피라고 가정하더라도 실제 결과값에 근접하게 예측할 수 있다.

$$F = \dot{m}v_e + (P_e - P_a)A_e = C_F P_c A_t \quad (6)$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{P_e - P_a}{P_c}\frac{A_e}{A_t} \quad (7)$$

노즐 출구의 연소가스의 열역학 물성치는 Isentropic Simple Area Change 관계식에 의해서 구할 수 있다. 먼저 노즐 팽창비에 의해서 노즐 출구의 Mach Number((8), (9))를 구하고, 이 값을 이용하여 노즐 출구의 압력(10), 온도(11), 속도(12) 등의 값을 얻어 낼 수 있다.

$$\psi = 1 + \frac{\gamma - 1}{2}M^2 \quad (8)$$

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{M}\left[\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)\psi\right]^{(\gamma+1)/[2(\gamma-1)]} \quad (9)$$

$$\frac{P}{P_t} = \left[\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)\psi\right]^{-\gamma/(\gamma-1)} \quad (10)$$

$$\frac{T}{T_t} = \left[\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)\psi\right]^{-1} \quad (11)$$

$$\frac{V}{V_t} = M\left[\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)\psi\right]^{1/2} \quad (12)$$

정확한 고체모터의 성능을 예측하기 위해서는 여러가지 손실을 예측하여 추력값을 보정해야 한다. 손실계수는 크게 연소효율 손실과 추력계수 손실로 나뉠 수 있다.

2.4 연소손실률 예측

연소효율은 모터의 free volume과 알루미늄의 연소속도에 의해서 결정된다. 연소가스가 Free volume에 머무는 시간은 식 (13)과 같이 예측할 수 있고, 이 결과를 경험식에 대입하여 추진제의 연소효율을 예측하였다.

$$t_R = \left(\frac{Vol}{\dot{m}}\right)\left(\frac{P_c\overline{M}}{12\overline{R}T_c}\right) \quad (13)$$

위의 식을 이용하여 표준모터의 평균 연소손실률을 고려한 C*(특성속도) 값을 예측한 결과는 약 1516 m/s 이었다.

2.5 추력손실률 예측

2.5.1 노즐확산 손실률 (η_{DIV})

노즐출구에서 배기가스가 반경방향으로 향하는 속도성분 때문에 발생되는 손실을 말한다. 이 손실은 conical 노즐의 경우 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\eta_{DIV} = 0.5\,[1 + COS(\theta_{ex})] \qquad (14)$$

θ_{ex} : 확산 각도

Contured 노즐의 경우 노즐확산에 의한 손실은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\eta_{DIV} = 0.5\,[1 + cos(\frac{\alpha + \theta_{ex}}{2}) \qquad (15)$$

α각은 노즐목에서 확산부 쪽으로의 접한각이고, θ_{ex}는 곡선노즐의 출구각을 말한다.

표준모터 ST-6의 노즐의 팽창각도는 15° 인 conical 노즐이다. 따라서 식 (15)을 적용하여 노즐확산 효율을 계산하면 1.7 % 이 된다.

2.5.2. 화학평형 손실률 (η_{KIN})

이 손실은 노즐 팽창부를 통과하면서 완전한 화학평형이 이루어지지 못해서 발생되는 손실을 말한다. 이 값은 shifting equilibrium로 계산했을 때의 비추력(I_{sp_s}) 과 frozen flow 가정으로 계산했을 때의 비추력(I_{sp_f})의 비율 차의 1/3이다. 즉

$$\eta_{KIN} = \frac{1}{3}\,[1 - \frac{I_{sp_f}}{I_{sp_s}}] \qquad (16)$$

식 (16)을 이용하여 화학평형 손실 예측값은 약 0.2% 이다.

2.5.3. 경계층 손실

연소가스의 점성으로 인하여 노즐 벽과의 마찰에 의해서 생기는 경계층 손실은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\eta_{BL} = C_1 \frac{P_c^{0.8}}{D_t^{0.2}}(1+2exp(-C_2 P_c^{0.8} t_w/D_t^{0.2})(1+0.015\epsilon^{-9})/100 \qquad (17)$$

식 (17)을 이용하면 ST-6의 Motor의 경계층 손실을 1.6%로 예측하였다.

2.5.4. 이상유동(Two-Phase flow) 손실 (η_{2P})

추진제가 연소될 때 추진제의 입자 성분 중 완전히 연소되지 못하고 응축입자 또는 고체상태에서 노즐으로 분출되므로 연소가스와 고체입자 사이에 비평형을 이루게 되어서 손실이 발생하게 된다. 이 손실 예측시 가장 중요한 것은 입자의 크기를 예측하는 것이다. 식 (18)을 이용하여 질량평균직경을 구할 수 있다.

$$D_P = 3.39\,D_{th}^{0.4692} \qquad (18)$$

이상유동 손실은 다음의 식을 이용하여 예측할 수 있다.

$$\eta_{2p} = \frac{C_3 \xi^{C4} D_P^{C5}}{100\,P_c^{0.15}\epsilon^{0.08} D_t^{C6}} \qquad (19)$$

표준모터 ST-6의 경계층 손실을 약 2.4%로 예측하였다.

2.5.5. 잠입노즐 손실

연소관에 노즐입구가 삽입되어 있어서 연소된 가스가 충분히 연소되지 못함으로써 발생되는 손실이다. 이 손실은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\eta_{SUB} = 0.0684\,(\frac{P_c \xi}{A^*})^{0.8} \frac{S^{0.4}}{D_t^{0.2}} \qquad (20)$$

A* : 노즐입구면적/노즐목면적
S : 연소관 길이/노즐삭마 길이

표준모터 ST-6의 삽입노즐 손실은 0 % 이다.

2.6 연소속도 결과를 통한 특성속도

표준모터 시험결과를 이용하여 특성속도를 예측하였다. 식 (22)은 특성속도의 정의이다. 연소압력값과 노즐목 삭마량을 감안하여 식 (22)를 이용하여 A~E 모터에 대한 특성속도 값을 구하였다(표 4).

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \qquad (22)$$

표 4 각 모터의 특성속도 측정값

모터	Web 평균압력 (psia)	특성속도 (m/s)
A	779.8	1518.7
B	931.7	1523.3
C	918.86	1511.7
D	933.51	1515.7
E	926.47	1508.9

2.7 내탄도 해석

내탄도 해석을 하기 위한 입력한 값은 다음과 같다.

- 초기 Free Volume : 0.00228 m^3
- 대기압력 : 1.01 bar
- 노즐목 직경 : 표 1 참조
- 노즐 팽창비 : 표 1 참조
- 추진제 특성속도 : 1516 m/s
- 비열비 : 1.149
- 추진제 밀도 : 1799 kg/m^3 -
- 추진제 압력 계수(n) : 0.3114 (A, B)
  0.2866 (C, D, E)

그림 2와 3은 표준모터 A의 연소압력과 추력의 측정값을 내탄도 해석값과 비교한 것이다. 마찬가지로 그림 4 ~ 11 은 표준모터 B, C, D, E 경우에 대해서 연소압력과 추력 시험결과와 내탄도 해석값을 비교한 것이다. 내탄도 예측결과가 실제 시험결과와 근접하였다.

표 5는 각각의 모터에 대해서 성능을 요약한 것으로, 실험으로 측정한 비추력, 총역적, web 평균압력 결과와 해석결과를 비교하였다. 총역적을 기준으로 A, B 모터는 약 0.6~0.7 %로 이내로 근접하였으며, C, D, E 모터는 약 3 % 이내로 예측을 하였다.

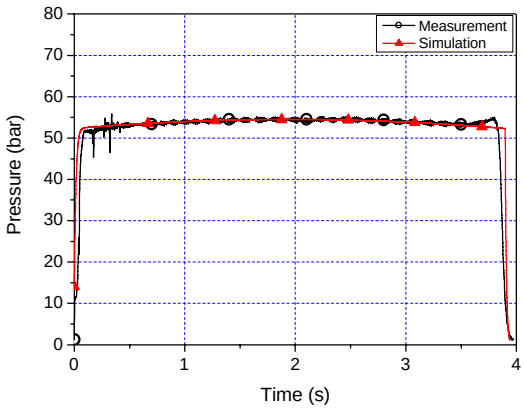

그림 2 표준모터 A의 연소압력 결과 비교

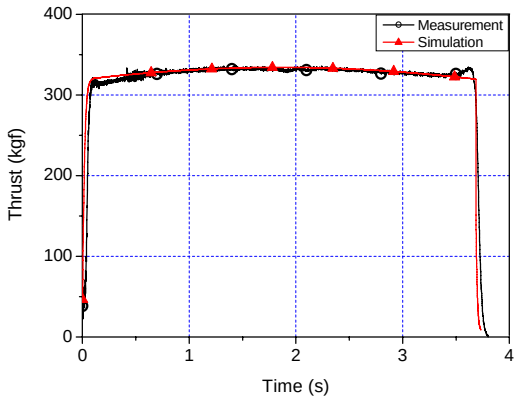

그림 3 표준모터 A의 추력 결과 비교

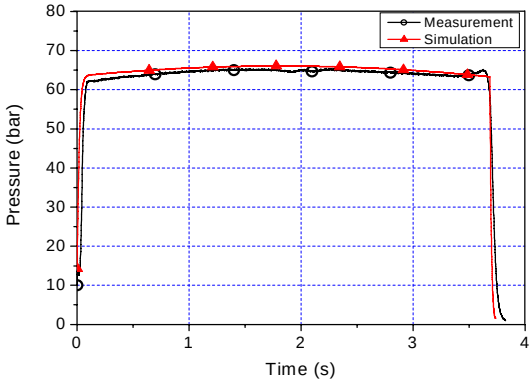

그림 4 표준모터 B의 연소압력 결과 비교

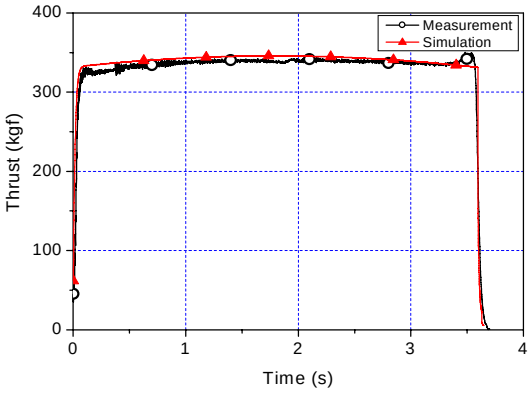

그림 7 표준모터 C의 추력 결과 비교

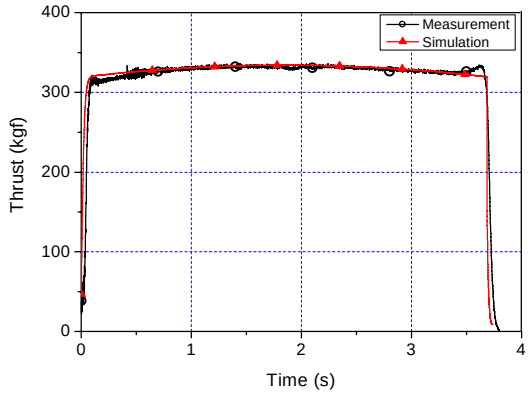

그림 5 표준모터 B의 추력 결과 비교

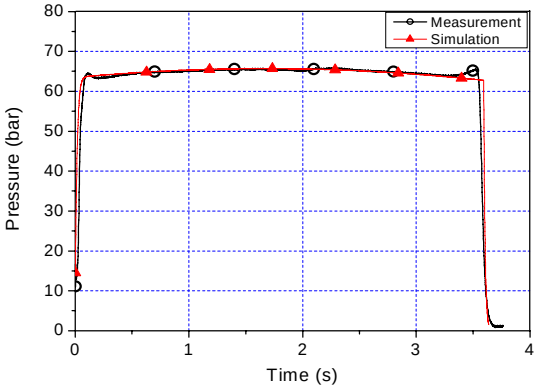

그림 8 표준모터 D의 연소압력 결과 비교

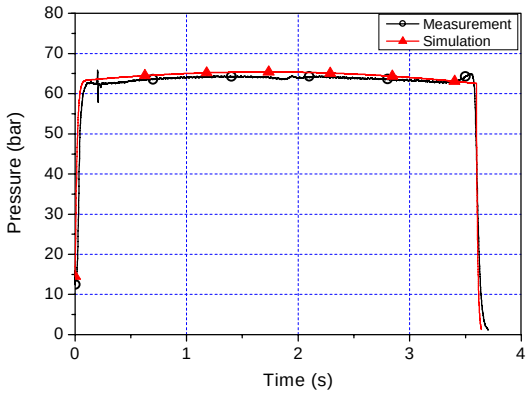

그림 6 표준모터 C의 연소압력 결과 비교

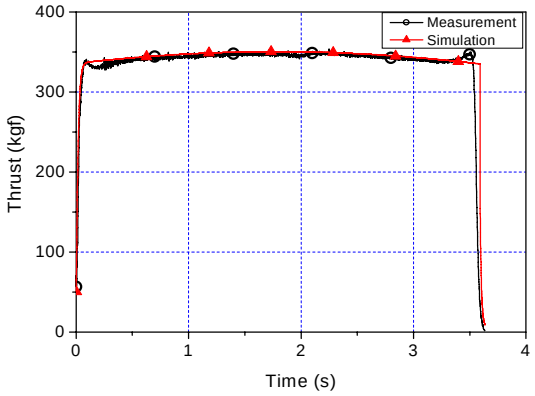

그림 9 표준모터 D의 추력 결과 비교

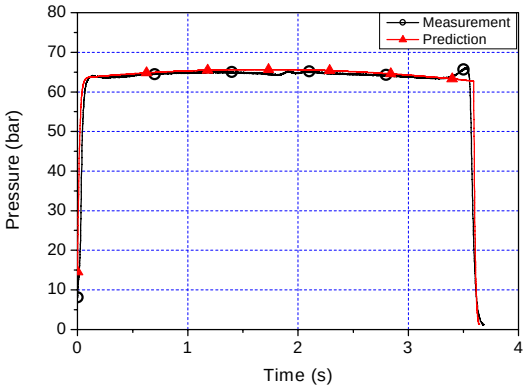

그림 10 표준모터 E의 연소압력 결과 비교

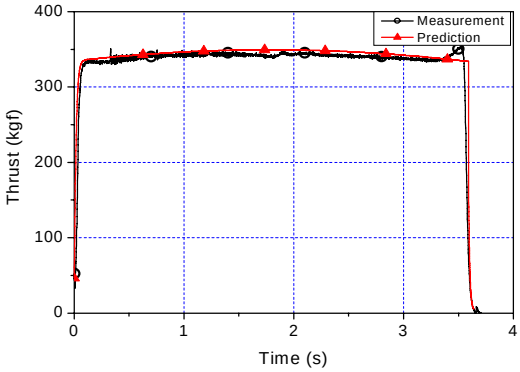

그림 11 표준모터 E의 추력 결과 비교

표 5 시험결과 정리와 해석값과와의 비교

모터명		총역적 (kgfs)	비추력 (s)	Web 평균압력 (bar)
A	시험값	1183.2	235.4	5.38
	해석값	1173.7	233.5	5.32
B	시험값	1205.8	239.9	6.49
	해석값	1210.6	240.9	6.48
C	시험값	1189	236.6	6.36
	해석값	1223	240.3	6.45
D	시험값	1202	239.8	6.49
	해석값	1238.2	243.3	6.48
E	시험값	1194	235.5	6.45
	해석값	1234	242.9	6.48

5. 결 론

표준모터 5기의 시험결과를 분석하였고 내탄도 해석결과와 비교하였다. 결론을 요약하면 다음과 같다.

- 고체추진제 연소가스의 화학평형 상태에서의 C*와 연소온도의 이론값은 각각 1556.9 m/s 와 3176.3 K 이다.
- 추진제 연소효율은 연소기 형상 및 추진제 특성에 의해서 결정된다고 가정했으며, 경험식을 이용하여 보정한 결과 특성속도의 예측치는 1516 m/s 이였다.
- 추력 손실은 노즐 확장에 의한 손실, 이상유동 손실 등 여러 가지 요인을 고려한 결과 약 5.9 %라고 가정하였다.
- 위의 표에서와 같이 6, 7 호기에서는 총역적을 기준으로 약 0.4~0.8 % 로 예측을 하였고, 8~10 호기에 대해서는 약 3 %로 예측을 하였다. 따라서 이러한 모델을 발전하여 추후 실물형 AKM의 성능 예측을 정확하게 할 수 있으리라 본다.

6. 후 기

본 내용은 과학기술부에서 시행한 「소형위성발사체 개발사업」의 지원에 의해서 수행된 연구결과의 일부로서, 관계기관에 감사의 뜻을 표합니다.

참 고 문 헌

1. SP-8064, "Solid Propellant Selection and Characteristic," NASA, 1971.
2. SP-8039, "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction," NASA, 1971.
3. G.P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, John & Sons, Inc, 1992.