

## 휴대용 대공 유도무기 추진시스템의 동적연소시험 기법 연구

김준엽\* · 한태균\* · 김인식\*

### A Study on the Technique for Dynamic Firing Test of Propulsion System of Personal Surface to Air Missile

Kim Jung-Yeop\* · Han Tae-Kyun\* · Kim In-Sick\*

#### ABSTRACT

In general the data such as thrust, pressure, temperature and combustion time are measured in developing the propulsion system of solid rocket motor through static firing test. But in the case of personal surface to air missile there are required a severe safety specifications in order to eliminate gunner hazard from the exhaust plume of motors. The safety requirements lead to the design of separation device and safety igniter device. The dynamic firing test for the designed two devices should be conducted under the flight environmental conditions to verify the requirements compliance.

In this study the technique for dynamic firing test of propulsion system of personal surface to air missile is proposed and the method to design the dynamic test bench is also studied.

#### 초 록

고체추진 로켓모타의 개발이나 성능평가 때에는 추진기관의 추력, 연소실 압력, 온도, 연소시간 등 동적연소시험을 통해서 필요한 데이터를 측정한다. 그러나 휴대용 대공 유도무기의 경우에는 추진기관의 화염으로부터 사수를 보호하기 위해 대단히 까다로운 안전규정을 요구하고 있다. 이러한 안전 규정들을 만족시키기 위해 설계된 분리장치나 점화안전장치의 개발 및 성능평가를 위해서는 이들 장치들이 결합된 추진기관에 대해 실제 비행 환경 하에서 설계목표의 신뢰도를 시험하기 위한 동적연소시험이 수행되어야 한다.

본 연구에서는 이러한 휴대용 대공 유도무기 추진시스템의 개발이나 성능평가를 위한 동적연소시험 기법 및 동적시험대의 설계 및 제작에 관한 연구를 수행하였다.

#### 1. 서 론

일반적으로 휴대용 대공 유도무기<sup>1)</sup>에 사용되

는 추진기관은 사수를 보호하기 위해 2단 추진 시스템, 즉 발사관내의 유도탄을 큰 추력으로 단시간에 소정의 속도까지 가속시켜준 후 비행

\* 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

모타와 분리되도록 설계된 사출모타(ejection motor)와 사출모타에 의해 가속된 후 유도탄을 목표물로 추진시키기 위해 필요한 추력을 발생시킬 목적의 비행모타(flight motor)로 구성되어 있으며, 두 개의 모타에 대해 대단히 까다로운 안전규정(safety specification)들을 요구하고 있다. 이러한 안전규정<sup>2)</sup>들을 만족시키기 위해 여러 선진국들은 독특한 분리장치(separation device)와 점화안전장치(safety igniter device)를 개발하며 아래에 기술된 요구조건이 만족되도록 설계한다.

분리장치는 사출모타와 비행모타가 발사관 밖에서 분리되도록 설계된 시스템과 발사관 안에서 분리되는 시스템으로 크게 나누어지며, 사출모타 연소 후에 사출모타를 비행모타로부터 분리시키는 역할을 한다.

점화안전장치는 유도탄의 속도가 적절하여 비행모타의 화염으로부터 사수가 영향을 받지 않을 정도의 적당한 거리가 유지될 때까지 비행모타 점화를 지연시킬 수 있도록 점화안전장치가 설계되어야 한다.

사출모타와 비행모타는 개발이나 성능평가를 위해서 지금까지 수행되어온 고정 발사대에서 측정된 추력, 연소실 압력, 온도 등의 정적연소 시험(static firing test)<sup>3),5)</sup>을 수행해야 할 뿐만 아니라, 설계된 분리장치와 점화안전장치가 추진기관에 설치된 상태에서 연소 중 받게 되는 진동이나 충격환경에 대해 주어진 안전규정을 만족하도록 설계되었는지 반드시 성능을 평가해야 한다. 이르기 위해서는 비행 중 유도탄 가속도, 속도, 회전수 및 비행모타의 연소시각 등 다양한 측정항목에 대한 시험을 수행하여야 하며, 기존의 정적연소시험과는 달리 동적연소시험(dynamic firing test)<sup>2)</sup>이라 한다.

휴대용 대공 유도무기는 미국, 프랑스, 러시아 등 여러 선진국에서 이미 개발하여 사용중인 시스템으로 일반적으로 제원이나 성능은 알려져 있지만, 휴대용 시스템이라는 특성상 동적연소 시험을 위한 시험기법이나 시험대 설계기술은 핵심적인 것으로 기술이전이나 자료 공개를 기

피하고 있다.

본 연구에서는 휴대용 대공 유도무기의 추진 시스템(여기에서 추진시스템이란 분리장치 및 점화안전장치가 설치된 상태의 추진기관)의 개발이나 성능평가를 위해서 반드시 필요한 동적 연소시험 기법과 동적시험대(dynamic test bench) 개발에 관한 연구를 수행하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 유도탄 구성

휴대용 대공 유도무기는 “1. 서론”에서 언급한 바와 같이 사수의 안전을 위해 2단 추진기관으로 구성되며, 이들 추진기관의 정확한 분리를 위한 분리장치와 사수로부터 안전 거리가 확보된 후 비행모타가 점화되도록 비행모타의 점화 지연을 유도하는 점화안전장치로 구성되어 있다 (Fig. 1 참고).



Fig. 1 Components of personal surface to air missile

### 2.2 비행절차

휴대용 대공 유도무기의 일반적인 비행절차는 Fig 2와 같이 크게 4 단계로 구분될 수 있으며, 요약하면 다음과 같다.

- 단계 1 : 유도탄이 발사관내에서 회전과 동시에 가속
- 단계 2 : 사출모타와 비행모타의 분리
- 단계 3 : 사수로부터 일정한 거리가 확보될 때까지 비행모타 점화 지연
- 단계 4 : 분리된 비행모타가 목표물을 향해 정해진 속도로 비행

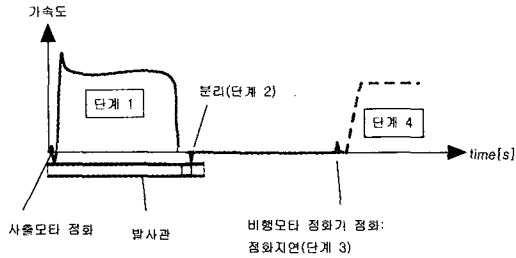


Fig. 2 Launch sequence

2.3 동적연소시험 수행 기법

휴대용 대공 유도무기는 개발하는 나라마다 독특한 분리장치 및 점화안전장치를 설계하여 적용하고 있다<sup>2),4)</sup>. 따라서 동적연소시험도 이러한 장치들의 작동원리에 적합한 형태로 시험을 수행하여야 하며, 여기에 따른 시험대를 설계/제작하여야 한다.

본 연구에서는 발사관 안에서 분리되도록 설계된 분리장치 및 유도탄의 회전 안정성을 위해 회전하게 되는 유도탄의 회전수를 정확히 감지하여 작동하도록 설계된 점화안전장치를 갖는

추진시스템에 대한 동적연소시험 기법을 연구하였다. 이들 장치들의 작동원리를 고려할 때 가장 적합한 시험방법은 지상 고정발사대를 이용하여 유도탄의 분리와 정확한 회전을 그대로 시뮬레이션(simulation)할 수 있어야 함으로 실제 발사관에서 유도탄을 비행시켜 비행절차를 기록 및 분석하는 동적연소시험 기법 및 시험대 설계에 초점을 맞추어 연구하였다.

먼저 유도탄이 발사관내에서 분리될 때 tip-off와 같은 발사초기 운동에 영향을 주지 않는 강도를 갖는 발사대를 설계하여야 하며, 다음으로 추진시스템을 제외한 신관, 탄두 등이 설치되어 있는 실제 유도탄의 헤드부에 해당하는 부분의 무게, 무게중심, 회전관성모멘트를 정확히 시뮬레이션하기 위한 헤드더미(head dummy)의 설계가 요구되며, 이 헤드더미는 실제 결합조건으로 추진기관부에 체결되어야 한다. 또한 동적연소시험에서 요구되는 항목들을 측정하기 위해 비행하는 유도탄의 헤드더미내에는 측정장치들이 탑재되어 유도탄과 함께 비행할 수 있도록 설계

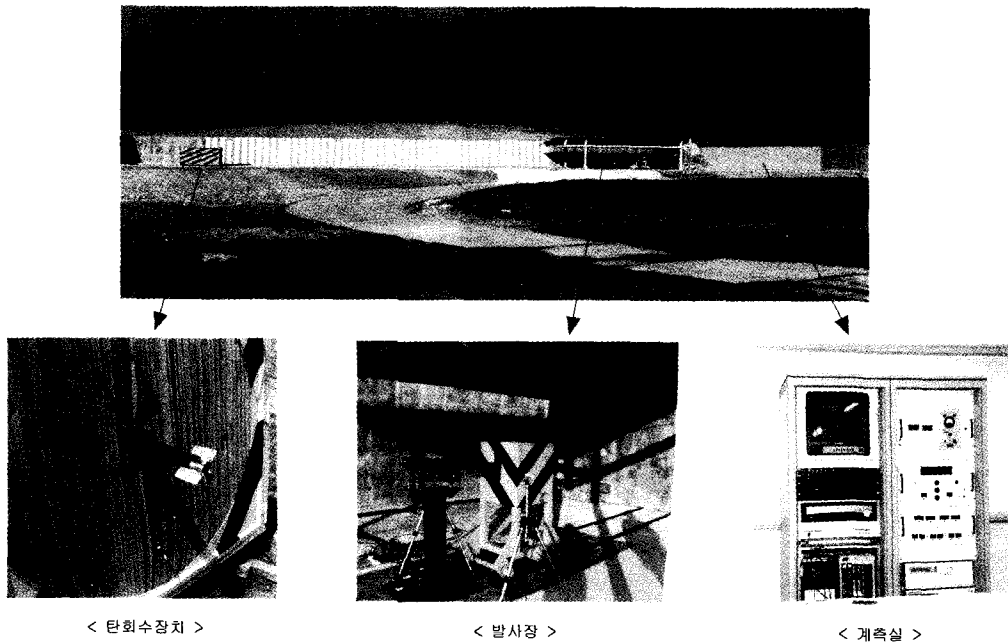


Fig. 3 Dynamic test bench

해야 한다.

이러한 시험수행에 있어서 가장 중요한 사항으로 고가의 유도탄, 내부에 설치된 각종 측정장치 및 점화안전장치들을 안전하게 회수할 수 있는 회수장치의 개발이다.

마지막으로 유도탄과 함께 비행하는 계측용 센서 케이블 및 전원 케이블의 이동에 따른 신호의 왜곡(distortion)이나 잡음문제, 유도탄의 비행으로 인한 안전성 문제 등의 계측시스템 및 발사통제장치의 구축도 필연적으로 수반되어야 한다.

이러한 조건을 만족시킬 수 있도록 설계된 동적연소시험대는 탄회수장치, 발사장 및 계측실의 3 가지 구성요소로 대별될 수 있으며, 설계/제작된 시험대 형상은 Fig. 3과 같다.

2.4 측정 항목

휴대용 대공 유도무기들의 추진기관 점화시 사수 보호를 위해 설계/제작된 분리장치 및 점화안전장치들의 성능을 확인하기 위해 각 구성품이 조립된 상태에서 비행 중 유도탄이 받는 유도탄의 축방향 가속도, 축방향 속도, 유도탄 회전수 및 비행모타 점화시각 등을 비행 중에 필수적으로 측정하여야 한다. 또한 부수적으로 유도탄의 비행 꼬리날개 퍼짐, 사출모타 연소시 사수가 받게 되는 음압레벨, 분리시 발사대가 받게 되는 충격력 등도 측정하여 동적 환경에서의 유도무기 초기거동 및 영향 등을 측정하여 성능을 평가하게 된다.

동적연소시험에서 측정하는 측정항목들을 정리하면 Table 1과 같다.

2.5 설계 내용

동적연소시험 수행을 위한 시험대 개발에는 사소하게 고려해야 할 사항들을 포함하여 많은 구성품들의 설계가 이루어져야 하지만, 본 연구에서는 동적시험대 구성에 필수적 요소인 유도탄 헤드더미, 탄회수장치, 측정장치, 발사대, 그리고 계측시스템 및 발사통제장치의 설계방법에 대해 기술하였다.

Table 1 Measurement data obtained during dynamic firing test

	측정항목
필수 측정항목	축방향 가속도
	축방향 속도
	회전수
	비행모타 점화시각
부가 측정항목	비행모타 꼬리날개 퍼짐
	발사대 작용 충격력
	연소음압레벨
	비행모타 점화전압/전류
	사출모타 점화전압/전류

2.5.1 유도탄 헤드더미

실제 유도탄 헤드부의 관성을 맞추면서 비행 중 동적 거동을 측정하기 위한 측정센서, 점화안전장치 및 점화안전장치의 성능을 측정하기 위해 제작된 성능측정모듈 등을 탑재시킬 수 있도록 설계하였다. 특히 헤드더미는 선방 nose cone 부위의 곡면처리에 대한 모델링이 중요하기 때문에 곡면처리에 대한 해석 및 모델링에 강력한 소프트웨어로 이용되고 있는 CATIA (Computer Aided Three-dimensional Interactive Application)를 이용한 solid modeling을 이용하여 설계하였으며, 최종 얻어진 이론 설계값에 근거하여 제작된 헤드더미의 관성을 실제 측정하여 목표치와의 오차를 확인하였으며(Table 2 참고), 최종 목표치와는 무게 0.4%, 무게중심 0.2%, 그리고 회전관성모멘트 1.9%의 오차를 나타내었다.

Table 2 Comparison of design value and measuring value of inertia properties

	총무게 [g]	무게중심 [mm]	MOI [kg · m2]
목표값	6,240.3	346.8	0.005810
측정값	6,266.6	347.5	0.005919
차이	26.3	0.7	0.000109
오차	0.4%	0.2%	1.9%

최종 설계된 헤드더미는 Fig. 4에서처럼 센서 설치부, 관성조절부, 성능측정모듈 설치부의 3개 부분으로 구성하였으며, 결합된 후 추진기관과 실제 결합조건으로 결합되어 발사관내에 설치되므로 진직도의 측정도 설계에서 고려해야 할 중요한 사항 중의 하나이다. 헤드더미가 추진기관에 실제 결합된 전체 유도탄에 대한 길이에 따른 진직도를 3차원 측정기를 이용하여 측정한 결과, 최대 오차 0.096mm로 측정되었으며, 이는 유도탄이 발사관내에 장입될 때 발사관 내경 허용오차인 0.1mm를 만족하는 설계가 이루어졌음을 나타낸다.

헤드더미가 충격흡수재에 탄착될 때 충격응력 분포를 알아보기 위하여 정하중해석(static analysis)을 실시하였으며, 모델링은 전체 노드수 (node number) 12094개, element 6420개로 모델링하였다. 또한 성능측정모듈과 헤드더미를 rigid bar로 연결하여 점접촉이 되게 하였다. 경계조건은 전방을 X축, Y축 및 Z축의 변위와 회전을 모두 고정하고 Fig. 5와 같이 후방 edge에 total force  $F$  를 적용하였다. 후방 하중은 더미가 충돌할 때 나타날 수 있는 극한 하중을 다음과 같이 가정하였다.

$$\frac{1}{2} \cdot M \cdot v_0^2 = F \cdot S \quad (1)$$

여기에서  $M$ 은 유도탄 무게,  $v_0$ 는 비행속도,  $S$ 는 탄착깊이로  $S=0.1m$ 로하여 충격흡수재가

충격을 충분히 흡수하지 못하고 0.1m만 침투하는 것으로 극한하중조건을 적용하였다. Fig. 5에서 보면 성능측정모듈과 헤드더미가 점접촉되는 부위에서 응력이 집중되는 것으로 나타났다. 그 원인은 thin shell element와 성능측정모듈의 solid element가 rigid bar로 연결되어 있는 현재 모델에 edge에 집중된 하중의 작용으로 인하여 변위가 가장 심한 성능측정모듈이 이동하고 rigid bar를 통하여 하중이 전달되어 응력 집중 부위가 나타난 것으로 고려된다. 그러나 실제 설계 때에는 유도탄이 1.5m 정도 탄착 되도록 설계되며, 충격흡수를 위한 1차, 2차의 여러 장치가 마련되어 있기 때문에 응력 집중의 영향은 크지 않은 것으로 판단되었다.

### 2.5.2 탄회수장치

유도탄이 탄착될 때 충격에 의한 가속도 크기가 실제 사출모타가 연소 때 받게 되는 가속도 크기보다 낮은 크기의 재료를 선정하여야만 탄착충격에 의한 영향을 최소화시킬 수 있으며, 탄회수장치를 레일 위에서 자유롭게 미끄러질 수 있도록 설계하여 충격가속도의 크기를 최소화시킬 수 있게 설계하였다(Fig.3 참고). 또한 개발이나 양산단계에서 빈번한 동적연소시험으로 인한 충격흡수재의 재사용성을 높이기 위해 잘부스러지지 않는 폴리에틸렌폼(polyethylene foam)을 충격흡수재로 선정하였다.

유도탄과 같이 높은 운동에너지를 갖는 물체

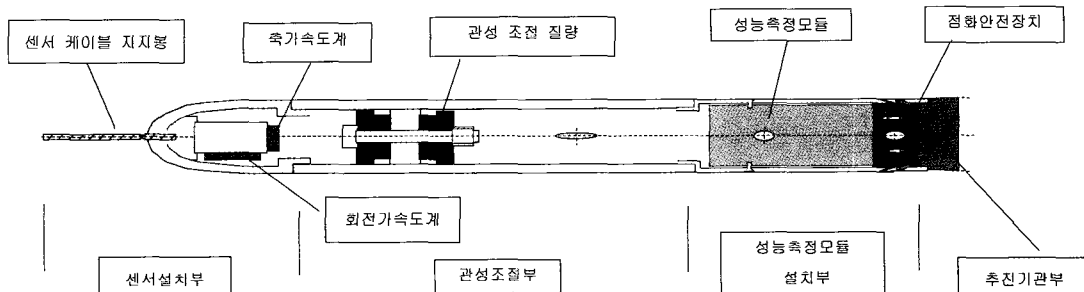


Fig. 4 Head dummy cross section

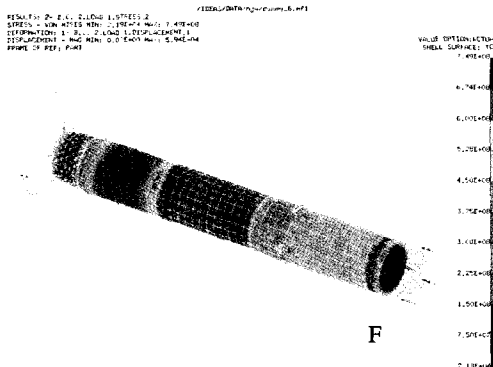


Fig. 5 Shock stress distribution of head dummy

의 충격시 내부의 각종 센서들에 영향을 주지 않는 범위에서, 그리고 안전하게 유도탄을 회수하기 위해서는 대단한 위험성이 수반되기 때문에 충격흡수재를 선정하는 데에는 이론적인 설계치 뿐만 아니라 이것을 입증할 수 있는 많은 실험과 어려움이 수반된다. 또한 충격흡수재와 같은 재료들은 비선형 특성을 나타내기 때문에 일반적인 구조물에 적용할 수 있는 선형 탄성 이론들을 적용하기 어렵지만, 초기 재료선정을 위한 설계접근방법 및 기준값을 제시하였으며, 선정된 초기 재료를 토대로 실험을 통해 최적의 충격흡수재 재료를 선정하였다.

유도탄의 운동에너지는 충돌 때에 열에너지나 마찰에너지로도 손실이 되겠지만, 이 값이 상대적으로 작다고 가정하면, 운동에너지를 충격흡수재의 변형에너지로 등가시킴으로서 원하는 값을 구할 수 있다. 유도탄이 질량  $M$ , 속도  $v$ 로 운동한다고 하면

$$\frac{1}{2} Mv^2 = \frac{1}{2} m \left( \frac{E}{\rho} \right) \left( \frac{\Delta l}{l} \right)^2 \quad (2)$$

으로 표현된다.

따라서 속도  $v$  는

$$v = \sqrt{\left( \frac{m}{M} \right) \left( \frac{E}{\rho} \right) \left( \frac{\Delta l}{l} \right)} \quad (3)$$

이다. 식 (3)으로부터 유도탄의 최대 안전속력  $v$ 는 충격흡수재의 변형  $\frac{\Delta l}{l}$ 에 직접 비례함을

알 수 있다. 여기에 폴리에틸렌의 물성치  $E=1.4 \times 10^9 [N/m^2]$ ,  $\mu=0.45$ ,  $\rho=33 [kg/m^3]$ 을 고려하고, 변형량  $\Delta l$ 을 탄의 직경 0.08m, 탄착 깊이 1.5m, 탄회수장치 크기(W1.8m x H1.8m x L2.0m)를 고려하여 계산하면,  $\frac{\Delta l}{l} \approx 0.12\%$ 로 계산될 수 있으며, 계산된 값을 이용하여 예상되는 유도탄의 최고 속도에 견딜 수 있는 최종 폴리에틸렌폼을 결정하였다. 결정된 충격흡수재에 대해 압축강도 실험 및 가상 충격시험(실제 유도탄과 동일한 운동에너지를 갖는 실험)을 통해 구해진 재료에 대한 신뢰성 여부를 결정하고서 최종적으로 충격흡수재 재료로 고강도 폴리에틸렌폼(high density polyethylene foam)을 선정하였다.

### 2.5.3 측정장치

#### (1) 센서 케이블 지지봉

비행하는 유도탄내에 설치된 측정장치들로부터 데이터를 획득하기 위해 측정장치에 공급되는 전원케이블 및 센서케이블들도 유도탄과 함께 비행하게 되며, 특히 유도탄은 비행 안정성을 위해 축방향 뿐만 아니라 회전방향으로 회전운동도 동시에 하게 되므로 케이블들이 유도탄에 꼬이는 문제점이 발생된다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 Fig. 6 처럼 유도탄 헤드더미 전방에 나선식 케이블 지지봉을 설계하여 비행 중 예상되는 회전수를 예측하여 케이블을 미리 감아둠으로서 비행 중 회전에 의해 풀리게 되므로 케이블의 꼬임을 방지할 수 있는 기구를 설계하였다. 또한 케이블지지봉 전방에는 단(段)을 두어(○표시 부분) 회수장치에 탄착되는 순간 파단되므로 유도탄의 운동에너지를 1차적으로 파단 에너지로 손실될 수 있도록 설계하여 충격을 최소화시켰다.

#### (2) 성능추정모듈

성능추정모듈은 광센서를 이용하여 점화안전장치의 작동요소인 풀림쇠의 위치를 감지하여 풀림쇠가 해제되는 시각과 기계적 및 전자적인

점화지연시간을 측정하여 자체적으로 정보를 저장한 후, 시험 후 기록된 정보를 확인하므로서 점화안전장치의 비행 중 받게 되는 가속도와 충격에 의한 거동 및 영향 등을 파악하여 설계변경에 반영할 수 있도록 설계하였다. 제작된 성능측정모듈은 Fig. 4 에서처럼 점화안전장치 전방에 설치하였다.

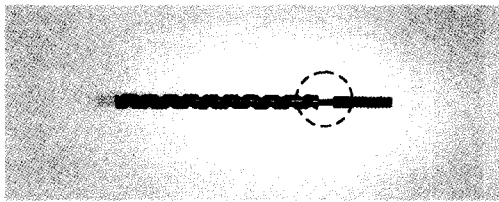


Fig. 6 Sensor cable supporter

### (3) 가속도계

동적연소시험에 사용되는 회전방향 및 축방향 가속도계는 진동시험이나 구조시험 등 일반적인 동특성시험에 주로 사용되는 압전형(Piezoelectric) 센서와는 달리 선정시에는 특별한 주의가 요구된다.

연구 대상의 경우, 사출모타가 연소되는 시간과 사출모타가 발사관을 빠져나간 후 유도탄이 자유 비행하여 탄회수장치에 탄착될 때까지 최대 600ms 이상의 긴 시간동안 거의 일정한 비행속도로 비행하게 되므로 이러한 특성을 정확하게 pick-up 할 수 있는 DC 성분의 특성이 양호한 스트레인게이지(straingauge) 형태의 가속도계를 선정하는 것이 대단히 중요하다. 특히 측정된 가속도 데이터를 수치 적분하여 속도 데이터를 얻게 되므로 정확한 DC 양을 측정해야만 속도 데이터에 신뢰성을 부여할 수 있다.

일반적으로 속력이 변하는 원운동의 경우, 가속도 벡터  $\vec{a}$  는 반경방향성분  $a_r$  과 접선방향성분  $a_t$  로 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}\vec{a} &= a_r \hat{r} + a_t \hat{t} \\ &= -rw^2 \hat{r} + ra \hat{t}\end{aligned}\quad (4)$$

여기서,  $w$  : 각속도[rad/s]

$a$  : 각가속도[rad/s<sup>2</sup>]

$r$  : 회전반경[m]

$\hat{r}$  : 반경방향 단위벡터

$\hat{t}$  : 접선방향 단위벡터

식 (4)의 반경방향 가속도 크기로부터 알 수 있는 바와 같이 회전축으로부터 가속도계의 질량중심(C.G. of seismic mass) 까지의 회전반경  $r$  과 측정된 반경방향 가속도 크기  $|a_r|$  로부터 유도탄의 회전수에 해당하는 각속도  $w$  는 아래 식 (5)에서 구해질 수 있다.

$$w = \sqrt{\frac{|a_r|}{r}} \quad (5)$$

### 2.5.4 발사대

동적연소시험용 발사대는 추진시스템의 초기 성능을 확인하기 위한 시험대임으로 다른 모든 영향을 배제하기 위해 사출모타가 발사관 내에서 분리될 때 분리 충격력이 유도탄의 초기 운동에 영향을 주지 않도록 설계되어야 한다. 사출모타가 분리될 때 예상되는 최대 충격력에 대한 최대 허용 응력 및 변형량을 계산하여 발사대를 설계하였다. 설계된 발사대의 최대굽힘 응력은 재료의 허용응력의 약 1/4 정도의 충격력이 작용하였다. 또한 충격력에 의한 변형량도 무시할 수준의 값으로 계산되었다.

또한 발사각은 연속적인 고각 변경이 가능하도록 고각 조절나사를 설치하여, 유사 휴대용 유도무기의 동적연소시험에 활용 가능토록 하였으며, 방위각은 고정되도록 설계하였다. 그리고 사출모타 분리시 충격력이 발사대에 작용하는 힘을 측정하기 위해 발사관 고정장치에는 선형 베어링(linear bearing)을 설치하여 사격방향으로 자유로이 움직일 수 있도록 제작하여 발사관에 걸리는 힘을 로드와셔(loadwasher)로 측정할 수 있는 시스템으로 구성하였다(Fig. 7 참고).

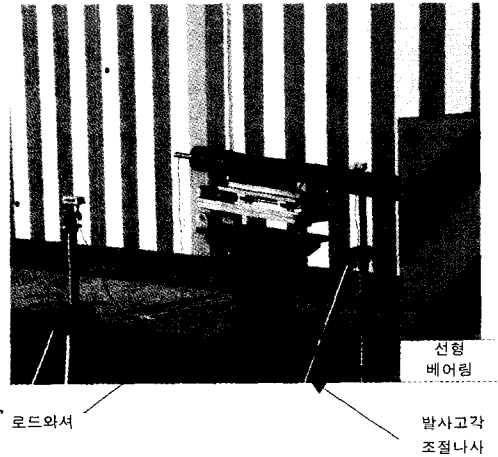


Fig. 7 Launch pole

## 2.5.5 계측시스템 및 발사통제장치

### (1) 계측시스템

동적시험대에서 이루어지는 동적 거동에 따른 성능 자료를 정확히 계측하기 위해서는 적절한 센서들의 선정과 설치, 그에 따른 신호조정기 등의 부수 계측장치들의 선정과 정확한 사용이 우선되어야 한다. 또한 유도탄의 비행과 함께 급격하게 이동하는 계측케이블의 선정과 배치, 서로 다른 물리량들을 통합 접속하여 계측하기 위한 단자함, 패치 패널(patch panel) 등의 인터페이스, 이들 자료들을 실시간으로 기록하기 위한 자료획득 모듈 그리고 이들 결과 자료의 분석 기법 등이 종합적으로 조화되어야 비로소 그 계측시스템의 신뢰성과 효율성을 보장할 수 있게 된다.

위의 여러 가지 요구조건들을 신뢰성 있게 통합하기 위해 구현된 자료획득 시스템은 16bit의 분해능을 가지면서도 32bit의 빠른 데이터 전송을 기본으로 한 VXIbus와 잡음에 강하고 추가 계측케이블들의 설치 소요를 대신할 수 있는 광케이블 그리고 산업 표준화된 PCIbus를 통합하고, 다중버퍼(multi-buffer)를 사용함으로써 계측 채널 당 최대 200ksample/sec의 동시 샘플링(simultaneous sampling)이 가능하도록 설계하였

다.

한편 운용 소프트웨어는 원거리에서도 계측시스템의 원활한 설정이 가능하고, 사용센서들을 포함한 모든 계측 설정 항목들을 데이터베이스화하여 관리할 수 있고, end-to-end 교정뿐 아니라 센서 자체의 교정 값에 의한 보상 등이 가능한 신뢰성 높은 데이터 획득 시스템을 구성하였다.

### (2) 발사통제장치

발사통제장치는 로켓모터의 연소시험과 같은 위험한 시험의 경우에는 가장 먼저 고려되어야 할 항목이다. 본 동적연소시험을 위해서 기능에 따라 발사제어부(firing control Unit), 임무제어부(mission control unit) 그리고 이벤트설정부(event programmer)로 구분하여 설계하였다.

발사제어부는 시험 전 사출모터와 비행모터의 점화계통을 점검하며 순차적인 점화 명령의 발생과 단속을 수행하는 기능을 갖도록 설계하였다. 한편 이벤트설정부는 사출모터와 비행모터의 점화전원의 입력 시점 및 공급시간(duration)을 설정하고, 부수적인 이날로그 계측 장치들의 동작 시작과 종료를 설정하는 기능을 갖도록 하였다. 그리고 임무제어부는 시험 진행(즉, mission clock)의 시작과 종료를 지정하고, 그 진행사항을 표시하며 외부 스피커를 통해 이의 진행을 알리는 신호음이 나가도록 설정하며, 이상여부에 따라 시험 진행의 단속과 속계를 제어하는 기능을 필요로 한다.

안전 문제는 발사통제장치에서 우선적으로 고려해야 하는 점이므로, 점화 계통의 점검시 3-state 스위치를 사용하여 주(main)와 부(auxiliary)의 두 계통을 선택하여 점검하며 점검이 끝나면 off 상태로 놓아 우발적인 실수로 인한 점화 전원의 연결을 차단하게 하였다. 또한 발사대와 계측실 중간에 또 하나의 차단 스위치를 두어 최종적으로 발사대에서 철수하는 인원이 이 스위치를 수동으로 작동하게 함으로써 이중의 안전 개념을 설정하였다.



### 3. 시험 및 평가

동적연소시험 기법 및 설계/제작된 시험대의 성능을 평가하기 위해 30회 이상에 걸친 동적연소시험을 실시하였다. Fig 8은 유도탄이 회수장치로 비행하고 있는 시험 장면이다. 시험 후 획득된 데이터의 예를 Fig. 9에 실어 놓았다(단, 물리량의 정확한 수치는 본 논문에서 표시하지 않았다). 시험 결과들로부터 모든 비행절차를 확인할 수 있으며, 또한 사출모터의 연소특성, 발사대에 작용하는 충격력, 사수에게 미치는 발사 음압 레벨 등 종합적인 데이터의 획득 및 분석이 본 동적연소시험을 통해서 획득될 수 있음을 알 수 있다.

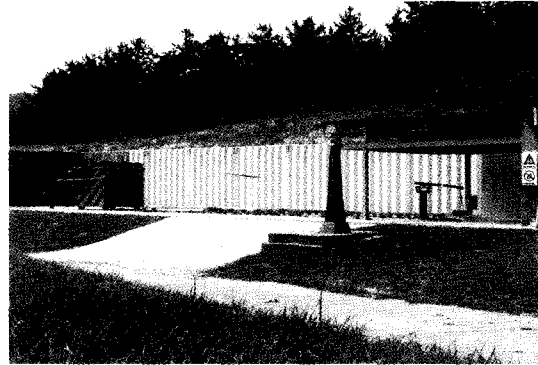
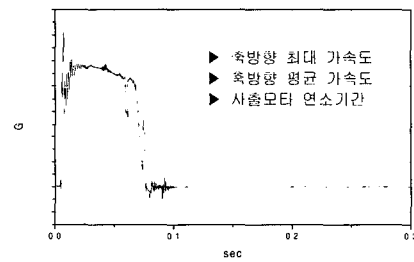


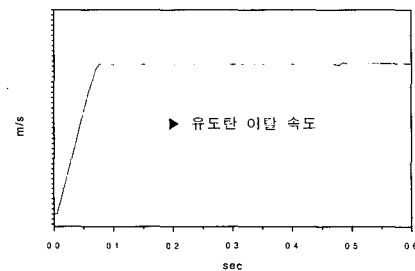
Fig. 8 Dynamic firing test

### 4. 결론

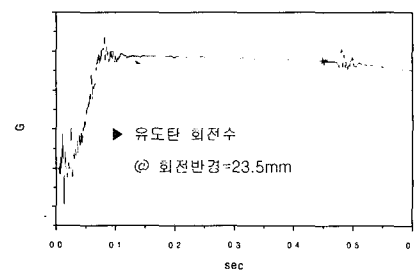
- (1) 기존의 고체추진 로켓모터의 추진기관의 성능 평가를 위해 수행되어온 정적연소시험과는 달리, 휴대용 대공 유도무기의 특성상 실제 발사 환경을 그대로 재현할 수 있는 동적연소시험 기법 및 시험대 설계/제작 기법을 제안하였으며, 시험을 통해 입증하였다.
- (2) 정확한 유도탄 궤도 예측에 근거하여 유도탄뿐만 아니라, 유도탄내의 고가의 계측장치들을 정확하게 그리고 안전한 방법으로 탄착시켜 재사용 가능하게 할 수 있는 탄회수장치의 설계 방법을 제시하였다.
- (3) 설계된 시험대는 실제와 동일한 조건으로 동적연소시험을 수행 가능하게 함으로서 실제 상황에서 야기될 수 있는 문제점들을 최종 설계/제작 완료되기 전에 수정, 보완이 가능하다. 또한 차후 양산 단계에서 로트 수락 시험 (lot acceptance test)을 위해 그대로 활용할 수 있다.
- (4) 개발된 동적시험대는 동적연소시험을 위한 기본적인 설계 방법 및 이론적 내용을 제시함으로써, 차후 다른 종류의 휴대용 시스템의 설계 및 개발을 위한 시험대 설계에 응용이 가능하다.



(가) 축방향 가속도



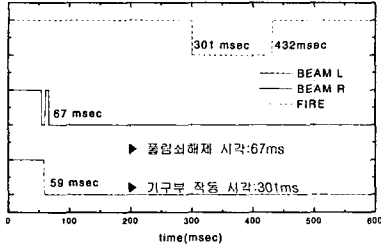
(나) 축방향 속도



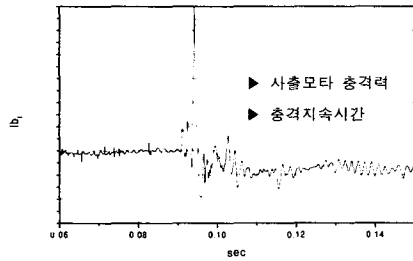
(다) 회전방향 가속도

참 고 문 헌

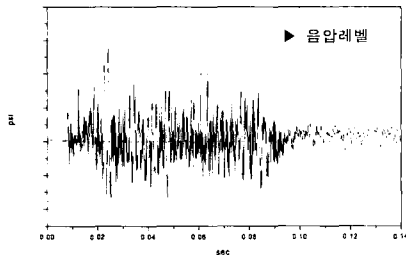
1. 小都元著, “ミサイル 事典”, 新紀元社, 1996, pp196~203
2. SEP, Division of Snecma, “Mistral Propulsion Assembly Presentation of the Launch Motor, the Ignition System and the Dynamic Bench”, 1998, pp1~262
3. 홍용식, “우주추진공학”, 청문각, 1998, pp180~183
4. G. Frut, “Mistral Missile Propulsion System”, AIAA 89-2428, AIAA/ASME/SAE/ASEE 25th Joint Propulsion Conference, CA, 1989, pp1~8.
5. 武田峻 外, “航空宇宙工学便覧(第 2版)”, 日本航空宇宙學會, 丸善株式會社, pp743~776



(라) 점화안전장치 데이터



(마) 사출모터 충격력



(바) 음압레벨

Fig. 9 Data obtained during Test