

추진기관 적용 펄스분리장치의 파열특성 분석

이동원* · 이원복* · 김인식** · 김원훈**

Bursting Performance Analysis of a Pulse Separation Device for a Rocket Motor

Dongwon Lee* · Wonbok Lee* · Insik Kim** · wonhoon Kim**

ABSTRACT

A multi pulse rocket motor(MPRM) has several advantages compared to the single one. The range and the terminal velocity of the guided missile can be remarkably increased by the application of the pulse separation device(PSD) to the solid rocket motor which resulted in appropriate thrust distribution. In this study, the full scale heavy type dual pulse rocket motor with the bulkhead type PSD was designed, manufactured, and fire-tested. The bursting time and pressure of PSD were analyzed by the pressure, thrust and vibration results of static fire tests. As a result, the design requirement was verified that bursting pressure is lower than 30% of 2nd pulse operating pressure.

초 록

다중펄스 로켓모타 기술은 일회성 추력발생 방식에 비하여 여러 가지 장점이 있다. 추진기관에 펄스 분리장치를 적용하면 적절한 추력배분을 통하여 유도탄의 사거리 연장 및 종말속도를 향상시킨다. 본 연구에서는 격벽형 펄스분리장치의 성능을 검증하기 위하여 실물형 Heavy-type 추진기관을 설계, 제작하여 지상연소시험을 수행하였다. 지상연소시험 시 계측한 추진기관의 압력, 추력, 진동 결과를 바탕으로 펄스분리장치의 파열특성인 파열시간과 파열압력 분석을 실시하였다. 그 결과, 2단 연소압력의 30% 이하에서 파열되어야 한다는 요구조건을 만족함을 확인할 수 있었다.

Key Words: Multi Pulse Rocket Motor(다중펄스 로켓모타), Pulse Separation Device(펄스분리장치), Solid Rocket Motor(고체추진기관)

1. 서 론

다중펄스 로켓모타는 일회성 추력발생방식이

아닌 연소중단/재점화를 통해 수회의 추력발생이 가능한 고체 추진기관이다[1]. 이처럼 하나의 로켓모타가 수회의 재점화를 통한 추력 발생이 가능케 하기위해 다중펄스 로켓모타에는 펄스분리장치가 적용되며, 이는 격벽형, 격막형 등과 같이 구분할 수 있다. 다중펄스 로켓모타의 한

* (주)한화, 개발부

** 국방과학연구소, 1본부 6부

† 교신저자, E-mail: kaemac@hanwha.co.kr

종류인 이중펄스 로켓모타는 다음 Fig. 1에서 보는 바와 같이 종말 속도 증가와 사거리 연장의 효과를 가지고 있다. 해외에서는 미국, 독일, 프랑스, 이스라엘 등에서 다중펄스 로켓모타에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있으며, 그 중 격벽형 펄스분리장치가 적용된 다중펄스 로켓모타는 Bayern-Chemie / Protac에서 많은 연구가 이루어지고 있다. Fig. 2와 같은 demonstrator motor에 대한 연구를 통해 습득한 기술을 바탕으로 'LFK-NG' 미사일을 개발하였으며 비행시험이 진행 중인 것으로 알려져 있다[4].

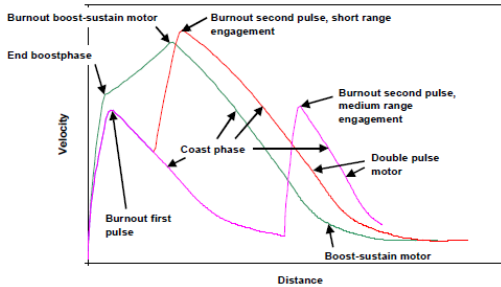


Fig. 1 Comparison of the velocity over distance of two hypervelocity missiles with boost-sustain motor and double-pulse motor[2]

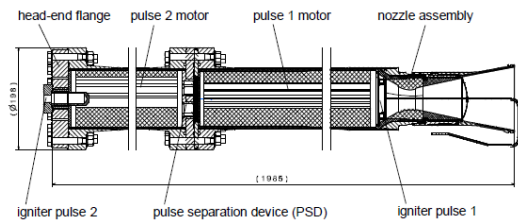


Fig. 2 Sketch of a double pulse technology demonstrator motor of BC/P[3]

국내에서는 격벽형 펄스분리장치에 대한 연구가 이루어지고 있으며 현재까지 펄스분리장치에 대한 매개변수 분석, 공압시험 및 소형 추진기관 적용 화약시험 등이 이루어졌다[5-7]. 이러한 시험을 통해 실물형에 적용할 수 있는 펄스분리장치의 특성을 파악하였으며, 이를 통해 설계된 펄스분리장치를 실물형 이중펄스 로켓모타에 적용하여 그 특성을 확인하는 단계가 이루어지고 있

다. 본 논문에서는 현재 진행 중에 있는 실물형 Heavy type의 이중펄스 로켓모타에 적용된 펄스분리장치 파열특성에 대해 기술하였다.

2. 추진기관 설계

2.1 설계 개요

펄스분리장치가 적용된 추진기관은 Table 1의 설계 요구조건을 기준으로 개발이 이루어지고 있다. 현재 단계에서는 Heavy-type 연소관을 이용하여 이중펄스 로켓모타의 특성을 파악하고 있으며 향후 이를 반영하여 Flight-type의 추진기관에 대한 개발을 진행할 예정이다.

Table 1 Design Requirements of DPRM

구분	항목	1단 펄스모타	2단 펄스모타	
성능/ 추진계	에너지 배분	40 %	60 %	
	총 연소 시간	00초 기준		
	최대예상 작동압력	0000 psia		
	추진계	HTPB 계열		
	작동온도범위	-40 °C ~ +60 °C		
형상/ 제원	연소관	재료	AISI 4130(H-type), Maraging 250급(F-type)	
		공정	Flow forming/ 열처리/가공 등	
		길이	0000 mm	
		외경	000 mm	
	토출관 /노즐	재료	◦ AISI 4130 등(구조체) ◦ S/P/C/P/C/C 등(내열재)	
		길이	000 mm	
		토출관 외경 노즐출구 내경	000 mm	
	구조 안전계수	요구조건	◦ 항복강도 기준 : 1.3 이상 ◦ 인장강도 기준 : 1.4 이상	
		구조 안전계수	◦ 항복강도 기준 : 1.2 이상 ◦ 인장강도 기준 : 1.3 이상	
	점화 장치	점화 장치	형태	파이로테크닉스
착화기 형태			격벽착화기	RFI 착화기
점화 지연시간			000 msec 이내	
구조 안전계수			◦ 항복강도 기준 : 1.3 이상 ◦ 인장강도 기준 : 1.4 이상	
안전 장치		형태	유연도폭선	가속도 감지형
작동온도범위		-40 °C ~ +60 °C		

2.2 내탄도 설계

Table 1에서 언급되어진 요구조건을 만족하기 위하여 추진기관의 1, 2단 펄스모타의 에너지 배분이 4:6이 되도록 내탄도 설계를 실시하였다. 이를 통해 도출되어진 추진기관의 압력, 추력 곡선은 각각 Fig. 3과 Fig. 4와 같으며, Heavy-type 추진기관 형상은 Fig. 5와 같으며, 설계된 2단 펄스모타의 평균압력은 Fig. 3에서와 같이 0000 psi 수준이다.

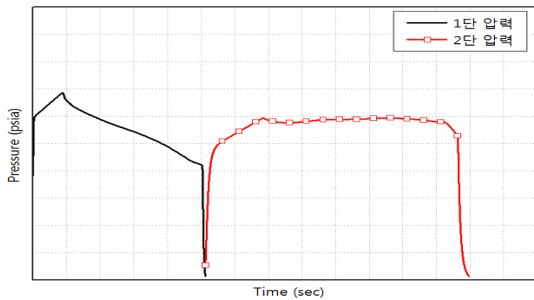


Fig. 3 Pressure-time curve of solid rocket motor

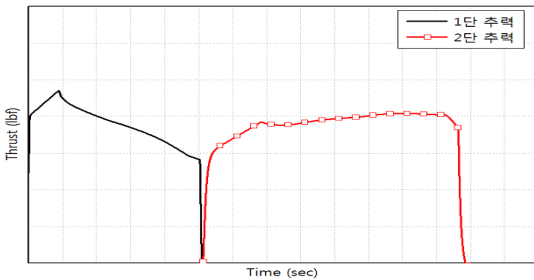


Fig. 4 Thrust-time curve of solid rocket motor

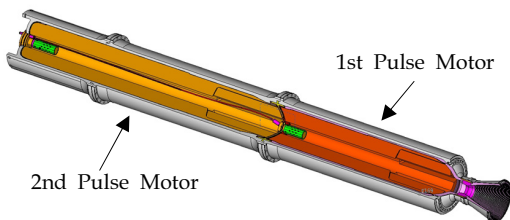


Fig. 5 Heavy type dual pulse rocket motor

2.3 펄스분리장치 설계

앞서 언급한 바와 같이 펄스분리장치는 공압/

화약시험 등을 통해 파열판의 설계 제원을 설정 하였으며 이는 Table 2 및 Fig. 6과 같다.

Table 2 Properties of rupture disc

Properties	Values
Slit Number	2
Seal Disc	-
Inside Welding	2 m/min. 700 W
Outside Welding	2 m/min. 900 W

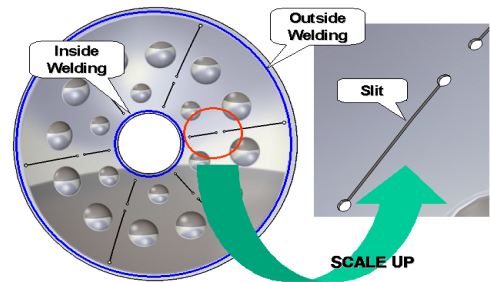


Fig. 6 Welding area & slit shape of rupture disc

3. 파열특성 분석

3.1 계측 구성

이중펄스 로켓모타에 적용된 펄스분리장치의 파열압력 및 파열시간을 확인하기 위하여 1단 펄스모타 후방 노즐부, 2단 펄스모타 전방 점화기부에 압력센서를 부착하였으며, 추진기관 성능 평가를 위해 전방에 로드셀을 설치하였다. 또한 파열판의 파열시점을 명확히 하기 위하여 펄스 분리장치 조립부에 Fig. 7과 같이 진동센서를 부착하였다.



Fig. 7 Mounted vibration sensor

3.2 계측 결과

계측 결과를 종합하여 펄스분리장치 파열판의 파열시점과 파열압력을 확인하였다. 계측결과는 아래의 Fig. 8과 같으며 여기서 P2-1은 추진기관 연소실 압력, P2-2는 점화기를 통하여 계측한 압력이고 X,Y,Z-Axis는 진동계측 결과값이다.

지상연소시험을 통해 획득된 펄스분리장치 파열특성은 Table 3에서 종합하였다.

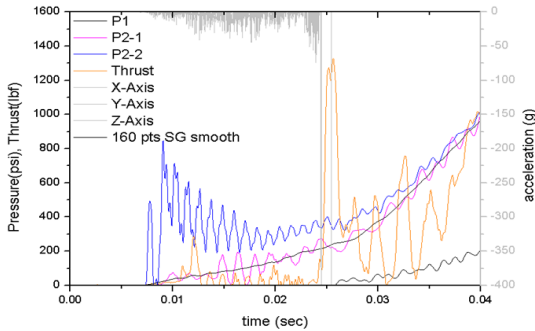


Fig. 8 Result of static fire test at bursting time

Table 3 Results of bursting time & pressure

번호	파열시간 (msec)	파열압력 (psig)
1	14.3	257
2	15.0	232
3	14.8	225
4	17.0	213
5	16.1	231
6	17.8	266
7	13.9	250
8	13.7	269
9	16.6	264
10	18.7	257

4. 결 론

본 연구는 H-type 이중펄스 로켓모타에 적용된 펄스분리장치의 파열특성을 확인한 것이다. 이를 통해 기존 공압/화약시험 등으로 설정된 제원으로 제작된 펄스분리장치가 추진기관 적용 시험에서 Table 1에 기술된 요구조건인 2단 펄스모타 압력의 30% 이하 압력에서 파열돼야 하는 조건을 달성했음을 확인하였으며, 파열시간

또한 기존 공압시험과는 다르게 적은 오차범위 내에서 일정한 경향을 나타냄을 확인하였다.

후 기

본 논문은 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

1. 조원만, 김원훈, 장홍빈, 오종윤, 이방업, 이종원, "고체 추진기관의 격벽형 펄스분리장치 연구," 한국추진공학회 2009년도 춘계학술대회 논문집, 2009, pp.187-190
2. Naumann, K. W.; "Solid Rocket Propulsion for Hypervelocity Missiles", RTO Applied Vehicle Technology Panel (AVT) Symposium, Amsterdam, 2006
3. Schilling, S.; Trouillot, P.; Weigand, A.; "On the Development and Testing of a 120 mm Calibre Double Pulse Motor (DPM)", AIAA 2004-3387, 2004
4. K. W. Naumann, L. Stadler, P. Trouillot, A. Weigand, D. Zanelli, S. Schilling, "Double-pulse Solid Rocket Technology at BAYERN-CHEMIE/PROTAC", AIAA 2006-4761, 2006
5. 이동원, 이원복, 강성엽, 이종원, 장홍빈, "다중펄스 로켓모타 적용 펄스분리장치의 공압 시험평가," 한국추진공학회 2010년도 춘계학술대회 논문집, 2010, pp.101-104
6. 류정현, 이원복, 서혁, 김원훈, 오종윤, "펄스분리장치를 적용한 소형 추진기관의 설계, 제작 및 시험평가," 한국추진공학회 2010년도 춘계학술대회 논문집, 2010, pp.133-137
7. 한혁섭, 조원만, 구송희, 이방업, "펄스분리장치의 이중 슬릿형 파열판 매개변수 연구," 한국추진공학회 2010년도 춘계학술대회 논문집, 2010, pp.105-112