

격막형 펄스분리장치 기술동향 연구

김원훈* · 이방업* · 구송회* · 이원복**

Study on the Technical Trend of a Pulse Separation Device with Thermal Barrier Type

Wonhoon Kim* · Bangeop Lee* · Songhoe Koo* · Wonbok Lee**

ABSTRACT

In this paper, the present status of research, development, and required technologies for the thermal barrier type dual-pulse rocket motor of the advanced countries was analysed. The result of the conceptual design of the forward or backward ignition systems was also demonstrated.

초 록

본 논문에서는 서방에서의 격막형 펄스분리장치를 적용한 다중펄스 로켓모타 기술개발 현황과 소요 기술을 분석하였으며, 전방 및 후방 점화 시스템 방식의 이중펄스 로켓모타에 대한 개념설계 결과를 제시하고 있다.

Key Words: Bulkhead(격벽), Barrier(격막), Multiple Pulse Rocket Motor(다중펄스 로켓모타), Pulse Separation Device(펄스 분리장치), Solid Rocket Motor(고체 추진기관), Igniter(점화기)

1. 서 론

다중펄스 로켓모타는 모타 내부에 격벽 또는 격막 형태의 펄스 분리장치가 설치되어 각각의 펄스모타 단위로 그레이의 추진제 충전이 가능하고, 각각의 점화장치가 장착된다[1,2]. 따라서 주어진 공간에서 에너지 배분을 가장 효율적으로 할 수 있기 때문에 유도탄의 비행 최고속도

를 낮추어 항력을 감소시키고, 평균속도와 종말 속도를 향상시켜 유도탄의 기동성과 명중률을 크게 향상시킬 수 있는 핵심 기술이다.

격벽형 및 격막형 방식의 그림을 Fig. 1에 제시하였다[2,3]. Table 1은 두 방식에 대한 장단점 및 특징을 요약 제시하였다.

본 연구에서는 격막형 다중펄스 로켓모타에 대한 서방 선진국의 기술동향을 살펴보고, 이에 대한 핵심기술 분야를 제시하며, 전방 및 후방 점화장치 방식의 격막형 이중펄스 로켓모타에 대한 개념설계 결과를 제시하였다.

* 국방과학연구소 1본부 6부

** (주)한화 개발부

연락처, E-mail: kimwonhoon@hanmail.net

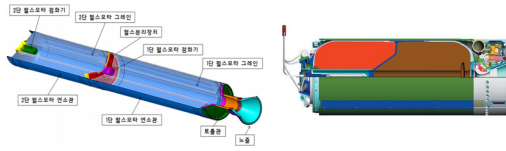


Fig. 1 Schematic drawing of dual pulse rocket motor of bulkhead and barrier type [2,3]

Table 1 Comparison of pulse separation devices

구분	격벽형	격막형
체적 및 무게	· 증가 · 보통 별개의 연소관 소요	· 최소화
그레이너 설계	· 제한 없음	· 특히 2단 펄스모터는 제한
인슐레이션	· PSD 근처에서 삭마율 크게 증가	· 삭마율은 설계에 의존
점화 장치	· 점화 도폭선 등 고려	· 비교적 단순
개발	· 무게가 될 중요한 경우 비교적용이	· 복잡하고 많은 시험/평가 소요
제작	· 부품 수량 증가/복잡	· 비교적 단순
대표 무기체계	· S-400(러), LFK-NG(독)	· TSRM(SM-3, 미), Barak-8(이스)

2. 서방 선진국 보유기술

2.1 미국

1960년 이후 미국에서는 격벽형 및 격막형의 다중펄스 로켓모터 연구가 꾸준히 진행되고 있다. 격막형 펄스모터의 개발은 초창기에는 축방향 연소 그레이너 간에 열차폐막을 설치하여 펄스모터를 탠덤형으로 설계하였다. 이후 1999년 4번째의 비행시험에 성공한 SM-3 유도탄의 3단모터의 경우 격막형 이중펄스 로켓모터를 적용하여 성능개량에 성공하였다[3]. Fig. 2는 SM-3의 3단 추진기관의 단면 절개도 및 특히 출원된 구조도를 보여 주고 있다[3,4]. 최근에는 PAC-3 후속 모델인 PAC-3 MSE 프로그램의 추진기관을 Aerojet사에서 성능 및 생존성 향상을 위해 이중펄스 로켓모터를 적용한 비행시험이 실시된 보고가 있다.

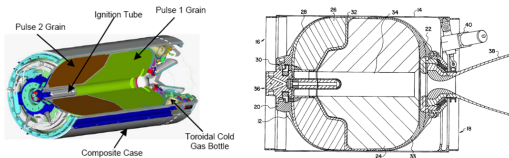


Fig. 2 TSRM(Third Stage Rocket Motor) of a SM 3[3,4]

2.2 이스라엘

주로 격막형 이중펄스 로켓모터에 대한 연구를 Rafael과 IAI사에서 2000년도부터 꾸준히 수행 해왔으며, Fig. 3은 Rafael에서 발표한 격막형 로켓모터의 초기 설계개념을 보여주고 있다[5]. 최근 발표에 따르면 대공 유도무기인 Barak 8에 IAI와 인도의 DRDO에서 공동으로 격막형 이중펄스 로켓모터를 개발하였다는 보고가 있다.

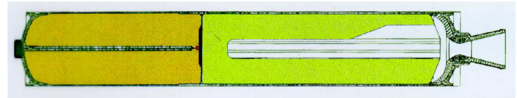


Fig. 3 Schematic drawing of a dual pulse motor with barriers[5]

2.3 프랑스

프랑스의 경우 1995년 이후에 Snecma와 Roxel에서 주로 격벽형 이중펄스 로켓모터 연구를 수행하여 왔으며, 2009년 이후에 Snecma를 중심으로 대공 유도탄 방어 및 요격형 유도탄에 본 기술을 적용하기 위해 활발한 연구가 추진 중으로 알려져 있다.

Fig. 4는 2009년 11월에 Snecma에서 실시한 축초형 모터의 지상연소시험 및 추력/압력-시간 선도를 보여주고 있다. Fig. 5는 체계적용을 위한 격막형 이중펄스 로켓모터의 개념 설계도를 제시하고 있다[6].

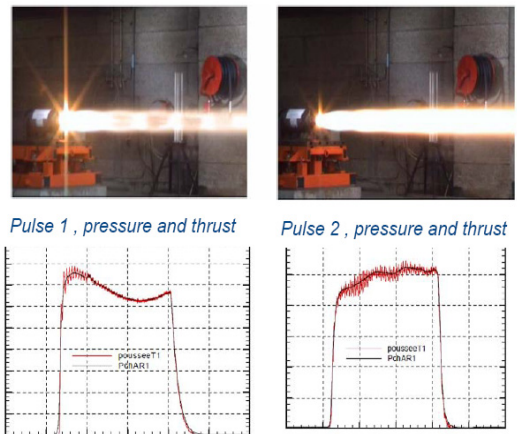


Fig. 4 Multipulse solid rocket motor demonstration[6]

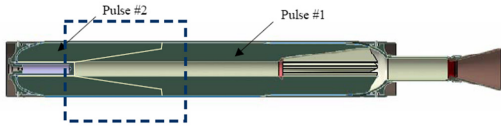


Fig. 5 Concept design of a dual pulse motor with barriers[6]

2.4 일본

2008년도에 미쓰비시 중공업에서 특히 출원 중인 격막형 이중펄스 로켓모터를 대표로 들 수 있다[7]. Fig. 6에 제시된 바와 같이 큰 특징은 1단 펄스 로켓모터의 추진제가 격막형 펄스분리 장치와 2단 펄스 로켓모터 추진제를 완전히 감싸고 있어 1단 펄스 로켓모터 작동 중에 열적으로 최대한 보호해 주고 있음을 알 수 있다.

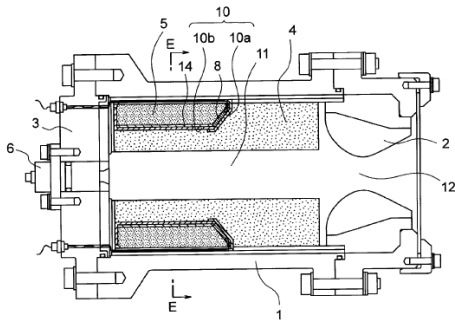


Fig. 6 Illustration of double pulse motor[7]

2.5 독일

Bayern-Chemie에서 2000년부터 격막형 및 격막형 다중펄스 로켓모터 기술을 개발해 오고 있다. 격막형 PSD 연구는 독일 국방부 예산을 지원받아 4년에 걸쳐서 HFK(hypervelocity missile, HVM) II 후속 연구로 MSA(modular thrust adaptation) 시범 프로그램에서 수행되고 있으며, 최근에 2개의 비행시험까지 완료하였다[8]. 원추형 CFRP 연소관 내에 PSD를 설치하였으며, 각각의 추진제 그레인 설계 및 충진을 하였으며, 1단 펄스 로켓모터는 후방점화 방식을 채택하였다.

Fig. 7은 MSA의DPM(double pulse motor)의 단면 형상을 보여주고 있다.

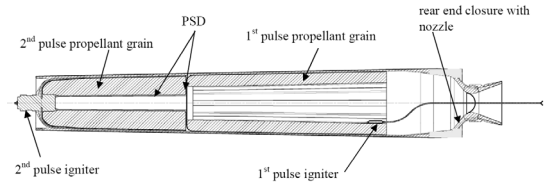


Fig. 7 MSA dual pulse motor[8]

3. 소요 핵심기술

3.1 체계 및 성능설계

가장 효율적인 에너지 배분 설계 및 부품상호간의 체계설계 및 내탄도, 그레인 설계, 연소불안정 등의 기술이 소요된다.

3.2 격막 및 추진제/인슐레이션 기술

격막 설계가 매우 중요한 분야이며, 축 방향 격막에 비해 반경 방향 연소 격막설계의 개발 난이도가 매우 높을 것으로 판단된다. 격막 재료, 격막과 추진제 그레인 접착 방법 및 접착 면적, 파단 부위설계, 파단 압력 및 밀봉 등이 주요 설계변수이다. 또한 격막이 파열 된 이후에 연소 불안정, 노즐 목 막힘현상 등에 대한 연구가 필수적으로 사료된다.

3.3 열 및 구조설계

1단 펄스 로켓모터가 작동 시에는 2단 펄스 로켓모터는 격막으로 안전하게 보호될 수 있는 열/점탄성 구조설계 및 해석과 더불어 파열시의 동적 해석, 체결/밀봉해석, 시험평가 등이 주요 기술로 판단된다.

3.4 점화 장치

1, 2단 각각의 점화장치 방식/형태/위치 및 점화안전장치 설계 및 시험평가 등이 주요 핵심 기술로 사료된다.

이상의 주요 핵심 기술을 Table 2에 요약 정리하여 제시하였다.

Table 2. Core technologies for development of barrier type pulse rocket motor

분 야	주요 기술/해결 과제	비 고
체계	·에너지 배분 ·체계공학 및 관리	
내탄도/성능	·그레인 내탄도 설계/성능 예측 ·유동 해석/연소 불안정	·장기저장성
구조	·dome부 설계(열/구조적) ·체결/밀봉	
열	·삭마 ·잡열	
추진제/인슐레이션	·추진제/충전 ·소재 ·설계(형상, 두께) ·접착(방법, 면적 등) ·밀봉/기밀 ·동적 및 열/점탄성 해석	·노화 고려 ·격막 이탈/분출
점화장치	·점화 방식/형태/위치 ·점화 안전장치 ·점화/착화기(형태, 에너지 종류, 양 등)	
시험평가	·격막 분리/제거 시험 (공압, 연소)	·환경시험

4. 예비설계

4.1 후방점화 방식 펄스 로켓모터

1단 펄스 로켓모터는 후방의 노즐 부위에서 점화하는 방식의 추진기관을 예비설계 하였으며, Fig. 8에 개념도를 제시하였다.

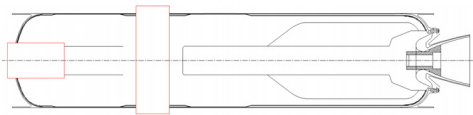


Fig. 8 Concept design of dual pulse motor for backward igniter system

4.2 전방점화 방식 펄스 로켓모터

이중펄스 로켓모터의 점화장치는 추진기관의 전방 앞마개에 설치되는 방식의 예비설계를 수행하였으며, Fig. 9에 개념도를 제시하였다.

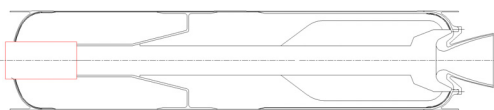


Fig. 9 Concept design of dual pulse motor for forward igniter system

5. 결 론

격막형 이중펄스 로켓모터에 대한 선진국의 개발 동향, 기술 현황 및 소요 기술 등을 제시하였다.

격막형 펄스 로켓모터를 개발하기 위한 핵심 기술로는 에너지 배분 등 체계설계 기술과 격막 설계와 인슐레이션 기술, 이중펄스 점화장치 설계와 배치기술, 각종 시험평가 등 다양한 분야의 기술이 소요 될 것으로 판단된다.

본 논문에서는 전방 및 후방 점화방식의 이중펄스 로켓모터에 대한 개념설계를 제시하였다.

참 고 문 헌

1. 이방업, 조원만, "미사일의 성능향상을 위한 이중펄스 로켓모터 소요기술 분석", 국방기술연구지, 국방과학연구소, 5월, 2005.
2. 조원만, 김원훈, 장홍빈, 오종윤, 이방업, 이종원, "고체 추진기관의 격벽형 펄스분리장치 연구," 한국추진공학회 2009년도 춘계학술대회 논문집, 2009, pp.187-190
3. Public Release, "SM 3 - TSRM"
4. Dombrowski et al, "US Patent No. 5,600,946", Feb.11, 1997
5. Rafael Release, "Pulse Rocket Motor/Sustainer" 2000
6. Aurelie Esnault, "Throttleable Solid Propulsion for Air Defense Missiles and Interceptors", AAAF 6th International Conference on Missile Defense Challenges in Europe 9-12 Feb. 2010, Lisbon, Portugal
7. Mihara Chiyako, Yashiro Katsunori, "Two Pulse Rocket Motor", 국제 공개번호 WO 2008/143033, 11월, 2008
8. L.J. Stadler, S. Hoffmann, J. Huber, R. Stingl, K.W. Naumann, "The Flight Demonstration of the Double Pulse Motor Demonstrator MSA", AIAA 2010-6756, 2010