

이중펄스 고체추진기관 개발

노태호*[†] · 이원복* · 조원만*

Development of Dual Pulse SRM

Taeho Rho*[†] · Wonbok Lee* · Wonman Cho*

ABSTRACT

The ground tests of the dual pulse solid rocket motors(SRM) were performed to prove the performance of the developed dual pulse solid rocket motors. To achieve dual pulse, pulse seperation device(PSD) and independent ignition systems were installed between the 1st pulse motor and the 2nd pulse motor. The three major development goals are as follow. First, the total impulse of the dual pulse SRM must be over 90% of the single SRM which has same envelopment and weight. Second, the ignition of the 2nd pulse motor can be started at any time between 0 and 60 seconds after termination of the 1st pulse motor. Last, the rupture disk of PSD must not be broken at the 1st pulse pressure, but be broken at below 30% of the 2nd pulse operating pressure. The results of the ground tests satisfied the development goals.

초 록

지상연소시험을 통해 이중펄스모타 성능을 입증하였다. 이중펄스를 구현하기위해 고체로켓모타 내부에 격벽형 펄스분리장치와 독립적인 점화기를 설치하였다. 주요 개발목표는 세부분으로 나뉘어진다. 첫째, 이중펄스 추진기관의 총역적은 동일형상 및 무게를 갖는 고체로켓모타에 비해 총역적이 90% 이상이어야 한다. 둘째, 1단 펄스 종료 후 1 ~ 60초 중 임의의 시간 후 2단 펄스를 점화시킬 수 있어야 한다. 마지막으로, 펄스분리장치는 1단 펄스 작동압력에서 견디며 2단 작동압력의 30% 이하에서 파열되어야 한다. 지상연소시험 결과 이러한 개발목표를 달성하는 것을 확인하였다.

Key Words: Dual Pulse, Solid Rocket Motor(고체로켓모타), SRM, Pulse Seperation Device(펄스분리장치), PSD

1. 서 론

* (주)한화 대전사업장

[†] 교신저자, E-mail: nth9596@hanwha.co.kr

유도무기용 추진기관에서 다양한 임무수행을 위해 추력에너지의 관리가 점점 더 중요해지고 있다. 추력에너지를 효율적으로 관리함으로써 종말단계 기동성확보와 사거리 연장을 얻을 수 있

다. 그리고 탄도탄 중간단계 요격용 유도무기처럼 공력제어가 불가능한 대기외권에서 작동하는 유도무기의 경우 추력방향조절을 위해서도 추력 에너지의 관리가 중요한 요소로 고려된다.

액체로켓추진기관은 연료 및 산화제 공급량을 조절하여 추력조절이 가능하지만 고체로켓모타는 연소되는 추진제양을 조절하는 것이 어렵다. 고체로켓모타에서 추력조절이 가능한 방법으로 다중추력그레인, 핀틀 및 다중펄스모타가 있지만 본 글에서는 다중펄스모타에 대해서 현재 국내 개발 진행 사항을 소개하고자 한다.

다중펄스모타는 해외 선진국에서 이미 대탄도탄을 포함한 대공 및 대전차 유도무기에 적용하여 운용중에 있다. 다중펄스모타는 기존 고체로켓모타 내부를 분할하여 다중 펄스 그레인, 격벽 또는 격막과 점화장치로 구성된다. 격벽형과 격막형은 설계요구사항에 따라 다르지만, 직경이 큰 대형 모타의 경우 연소관내열제와 유사한 내열제를 적용하는 격막형이 더 유리하고, 직경이 작은 소형 모타와 길이대 직경비가 큰 모타에서 별도의 펄스분리장치를 이용해 펄스 세그먼트를 구분하는 격벽형이 더 유리하다.

일반적인 고체로켓모타는 빠른시간내에 최대 속도를 달성하여 목표를 타격할 수 있는 유도무기에 적합하다. 그리고 부스트-서스테인 이중추력모타는 비행단계에서 항력에 의한 에너지손실이 점점 더 커져서 유도무기의 사정거리는 발생된 에너지에 비해 효율적으로 이용되지 못한다. 그러나 이중펄스모타는 동일추진에너지를 발생시키는 단일 고체로켓모타 또는 이중추력모타보다 에너지를 효율적으로 배분하여 이용함으로써 더 긴 사거리를 달성할 수 있다. 이는 1단 펄스모타 작동 후 관성비행으로 공기밀도가 더 낮은 고도까지 도달시킨 후 2단펄스모타를 작동시킴에 따라 가능하다. 아래 Fig.1과 Fig.2에 이중펄스모타 대비 이중추력모타의 사거리 및 속도를 비교하였다[1].

Figure 1에 저고도 위협체에 대한 지대공 및 공대공 미사일에서 이중펄스모타가 더 높은 어포지(Apogee) 고도를 통해 항력에 의한 에너지손실을 줄여줌으로서 더 긴 사정거리를 제공하는

것을 나타내었다. 이는 1단 작동종료 후 2단 점화시간을 조절함으로써 가능하다. 2단 펄스모타를 공기밀도가 낮은 곳에서 점화시켜 미사일을 보다 빠르게 가속시켜 장거리 목표에 대한 종말속도를 증대시켜 정밀타격을 가능하게 할 수 있다.

Figure 2에 지대공과 공대공 미사일에서 장사거리에 존재하는 목표에 대해 이중펄스모타의 2단 점화시간 조절을 통해 상대적으로 긴 비행시간을 보여준다. 여기서, 보다 높은 고도에서 항력을 적게 받아 미사일 비행속도를 덜 감소시키는 것이 미사일 속도를 보존하므로써 더 긴 사거리와 비행시간을 제공한다.

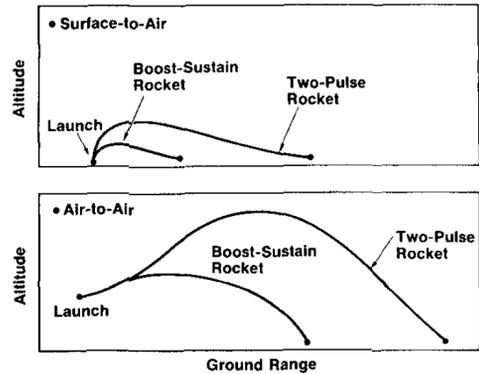


Fig. 1 Comparison of missile range between Two-Pulse and Boost-Sustain Rocket

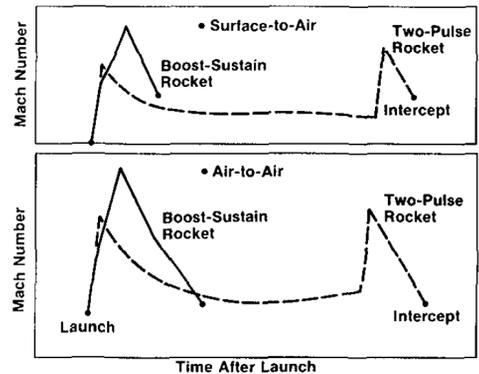


Fig. 2 Comparison of missile velocity between Two-Pulse and Boost-Sustain Rocket

2. 이중펄스모타 설계 및 시험

다중펄스모타에서 핵심 기술은 펄스분리장치와 신뢰성이 입증된 점화장치의 개발이다. 펄스분리장치는 격벽형과 격막형으로 나뉠 수 있다. 이중펄스모타 설계시 핵심 기술의 개발을 위해 격벽형 펄스분리장치를 적용하였고, 1단과 2단 추력비 4:6인 이중펄스모타를 설계한 후 이를 제작하여 지상연소시험을 통해 이중펄스모타의 성능을 확인하였다.

이중펄스모타 설계시 추진기관의 총역적은 동일형상 및 무게를 갖는 이미 개발이 완료된 단일형 고체로켓모타 대비 총역적이 90% 이상을 만족시킬 수 있고, 1단 펄스모타 작동 완료 후 1 ~ 60 초 중 시스템이 요구하는 임의의 시점에서 2단을 점화시킬 수 있는 점화시스템과 1단 펄스 작동압력에서 영구적으로 안전하게 견디며 2단 펄스모타 작동압력의 30% 이하에서 파열판이 파열되도록 펄스분리장치를 설계하였다. 설계된 이중펄스모타를 Fig. 3에 나타내었다.

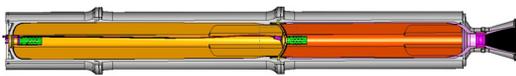


Fig. 3 The Configure of H-type Dual-Pulse Motor

1단 펄스모타는 시스템이 요구하는 총역적의 40% 수준을 달성하고 2단 펄스모타는 총역적의 60%를 달성할 수 있도록 추진제 그래인을 설계하였다.

이중펄스모타에서 2단 펄스 작동시 연소가스가 1단 연소실로 분출되는 격벽구멍 총 면적은 노즐목 면적 대비 2.1배로 설계하였다. 이는 격벽을 통과하는 연소가스의 에너지손실을 최소화시키면서 노즐목에서 초킹조건을 만족시키고, 격막이 1단 연소압력에 견딜 수 있는 설계를 고려하여 결정하였다.

1단 및 2단에 적용된 점화기는 모두 파이로테크닉 형식의 전방점화방식을 적용하였다. 점화제로는 Type II-D BKNO₃ 펠렛을 적용하였다.

이중펄스모타의 총역적 만족을 위해 1단 및 2

단에 추진제 조성을 달리하여 적용하였다. 1단은 HTPB/AP/Al계 추진제를 적용하여 비추력이 2단에 비해 상대적으로 높은 추진제를 적용하였다. 그러나 2단은 1단 연소관 내열재 및 격벽유동구멍의 삭마를 고려하여 비추력이 1단에 비해 상대적으로 낮더라도 금속연료가 없는 HTPB/AP계 추진제를 적용하였다. 1단에 적용된 추진제는 추진제그래인 단면적이 2단에 비해 작기 때문에 연소속도가 2단 보다 더 빠른 조성의 추진제를 적용하였다.

추진기관 노즐은 기존에 개발이 완료된 단일형 고체로켓모타에 적용된 노즐을 그대로 적용하여 이중펄스모타 추력효율을 기존 고체로켓모타와 비교할 수 있도록 하였다.

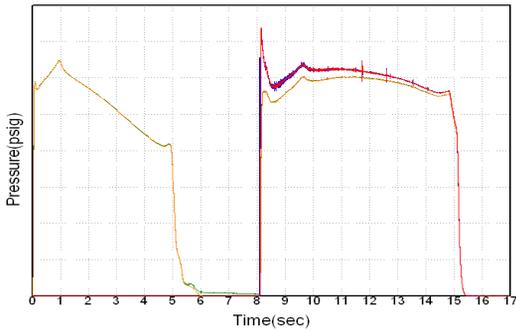
3. 결과 및 고찰

Figure 4와 Fig. 5에 이중펄스모타 지상연소시험시의 압력과 추력을 나타내었으며, a)는 1단 작동종료 후 2초 지연시간을 적용한 결과이고, b)는 60초 지연시간을 적용한 시험 결과이다. a), b) 모두 2단 작동시 2단 연소관 압력과 1단 연소관압력이 초기 차이가 보이다가 시간이 지남에 따라 점점 차이가 좁혀지는 것을 볼 수 있다. 이는 2단 연소실에서 발생된 추진제연소가스가 격벽을 통과하면서 추진제연소가스에 의한 격벽의 삭마로 인해 격벽에 설치한 격벽 구멍의 넓이가 커져 1단과 2단 연소실 압력차이가 작아짐에 따른 결과를 보여준다.

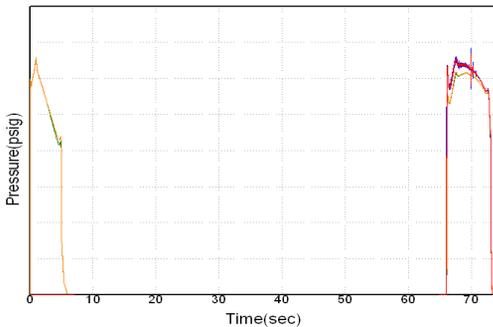
Figure 5의 추력형상 a), b)가 Fig. 4의 압력과 유사한 것을 확인할 수 있다. 추진기관 연소실 압력을 나타내는 Fig.4 a), b)에서 2단 펄스 작동 초기 2단 연소관과 1단 연소관의 압력이 약 15% 차이가 발생하다가 시간이 지남에 따라 압력차이가 감소함을 확인할 수 있다. 이러한 이유는 2단 작동 초기 발생된 추진제연소가스가 초기 설계된 면적의 격벽구멍을 통과하며 압력손실이 발생되었으나, 시간이 지남에 따라 삭마에 의해 격벽구멍의 면적이 넓어져 1단과 2단의 압력차이가 감소하기 때문이다.

4. 결 론

1, 2단 총역적비 4:6인 H-Type 이중펄스모터를 설계 제작하여 지상연소시험을 통해, 이중펄스모터의 필수 소요기술인 격벽형 펄스분리장치와 독립적인 점화기의 작동이 정상적으로 이루어 짐을 확인하였다. 그리고 추진기관 개발시 설정한 주요 개발목표를 만족하였음을 확인하였다. 이중펄스 추진기관의 총역적은 동일형상 및 무게를 갖는 고체로켓모터에 비해 총역적이 91% 이상 발생함을 확인하였다. 1단 작동 종료 후 1 ~ 60초 중 임의의 시간 후 2단 펄스를 점화시킬 수 있는 것을 시험을 통해 확인하였다. 마지막으로, 적용된 펄스분리장치는 1단 펄스 작동압력에서 건디며 2단 작동압력의 30% 이하에서 과열되는 것을 확인하였다.

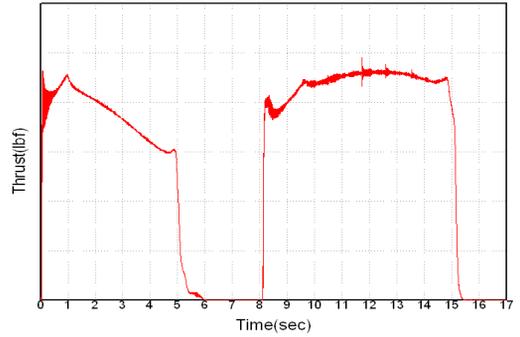


a) 2 Seconds Ignition Delay Time

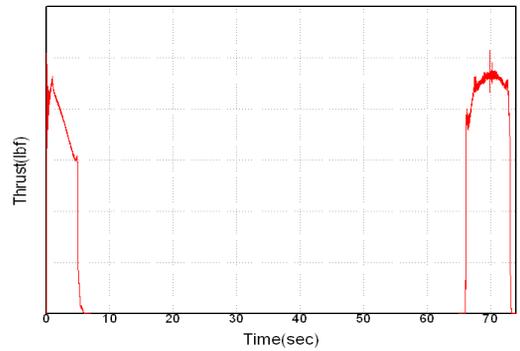


b) 60 Seconds Ignition Delay Time

Fig. 4 The Test Results of Chamber Pressur of H-type Dual-Pulse Motor



a) 2 Seconds Ignition Delay Time



b) 60 Seconds Ignition Delay Time

Fig. 5 The Test Results of Thrust of H-type Dual-Pulse Motor

참 고 문 헌

1. H.D.Froning, JR., "Airframe-propulsion Considerations for Pulse-motor Powered Missile," AIAA 86-0444