

이중추력형 추진기관 개발 기초연구

송종권* · 이준호* · 최성한* · 서혁*

A Study on Dual Thrust Solid Rocket Motors with High/Low Burning Rate Propellants

Jong Kwon Song* · Jun Ho Lee* · Sung Han Choi* · Hyuk Suh*

ABSTRACT

Solid rocket propulsion systems are generally used for tactical missiles due to the structural and operational simplicity. Nevertheless, various kinds of design factors including outer diameter, length, weight, loading efficiency of propellant grain effects to thrust performance. Dual thrust is beneficial to range extension and terminal velocity increasement. But loading efficiency becomes low in case to obtain dual thrust performance by burning surface control. So, It is predicted to be reasonable to obtain dual thrust performance with high/low burning rate propellants. This study is on internal ballistic analysis and ground test to confirm dual thrust performance.

초 록

고체 추진기관은 다른 추진기관에 비해 구조가 간단하고 운용성이 좋아 전략무기의 추진기관으로 주로 사용되고 있다. 그러나 고체 추진기관의 추력형상은 추진제의 연소속도와 추진제 그레이인의 연소면적에 의해 결정되며, 추진제의 외경, 길이, 무게, 충전율 등과 같은 다른 설계요소들에 의해 요구되는 추력형상의 획득에 제약을 받는다. 고체 추진기관의 이중추력 성능은 일반적으로 사거리 연장과 종말 속도 향상에 장점이 있으나 추진제 그레이인의 형상만으로 성능을 획득하고자하는 경우 연소관 내 추진제의 충전율이 저하된다. 따라서 연소속도가 다른 이중추진제를 적용하여 이중추력을 획득하는 것이 유리하다. 본 연구에서는 연소속도가 다른 이중 추진제를 적용하여 소형 고체 추진기관의 내외탄도 해석 및 지상연소시험을 통해 이중추력 성능을 확인함으로써 이중추력 추진기관 개발 가능성을 확인하였다.

Key Words: dual thrust, solid rocket motor, composite propellant

1. 서 론

* (주) 한화 대전사업장 개발부
연락처, E-mail: staryde@hanwha.co.kr

고체 추진기관은 다른 추진기관에 비해 구조가 간단하고 운용성이 좋아 전략무기의 추진기관으로 주로 사용되고 있다. 유도탄 추진기관의 설계 주요 목적은 유도탄의 전체무게를 줄이던

서도 최적의 추력성능을 제공함으로써 유도탄의 사거리를 극대화함에 있다. 이를 위해서는 추력, 항력, 중력을 고려하여 최적설계가 이루어져야 한다.

유도탄의 비행성능은 추력, 항력 및 중력에 의해 결정되며 이 중, 항력(D)은 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S$$

여기에서 ρ 는 공기밀도, V는 탄속도, Cd는 항력계수, S는 단위면적을 나타낸다. 즉, 동일한 탄형상구속(Cd, S)하에 항력을 감소시켜 유도탄의 사거리를 연장하기 위해서는 항력을 줄여야 하므로 추력 제공시간을 길게, 공기밀도가 낮은 고고도에서 추력을 발생시키는 것이 유리하다. 이때문에 일부 지대지, 지대공 유도탄에서는 사거리를 증가시키기 위해 이중추력성능을 구현하고 있다. 이중추력 성능을 구현하기 위해서는 그러한 형상을 조절하거나 연소속도가 다른 이중 추진제를 사용하는 방법을 적용할 수 있다.

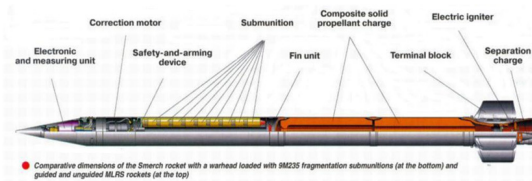


Fig. 1 이중추력형 추진기관 적용사례

추진제 그레인 형상을 조절하여 이중추력을 구현하기 위해서는 추진제 연소면적을 급격하게 변화시켜야 하므로 그레인의 형상이 복잡해지며 충전율이 낮아져 추진기관의 체적이 및 무게가 증가하게 되는 단점이 있다. 이중 추진제를 적용하면 충전율은 유리하지만 추진제간의 접착력을 고려하여야 하며 제작공정 소요시간이 길어지는 단점이 있다. 본 연구는 이중추력에 의한 사거리 연장효과를 내/외탄도 해석으로 확인하고 이중 추진제를 적용한 소형 추진기관을 설계/제작하

여 지상연소시험을 수행함으로써 이중추력성능 구현 가능성을 확인하기 위함이다.

2. 해석 및 시험결과

2.1 성능 해석

연소관 내에 충전된 추진제의 무게가 동일하다고 가정하고 중립형(A형) 및 이중추력형(B형) 추력성능을 가진 무유도탄의 1-DOF 외탄도 해석을 수행하였다. 항력계수는 마하수와 상관없이 0.4로 일정하며 탄의 무게는 000Kg로 가정하였다. 중립형(A형) 무유도탄은 추력효율이 높아 비추력성능이 우수하고 연소시간이 짧다. 이중추력형(B형) 추진기관은 A형 추진기관에 비해 총역적은 94% 수준으로 낮아 비추력은 235sec 이나 연소시간은 A형 추진기관에 비해 약 2배가 길다.

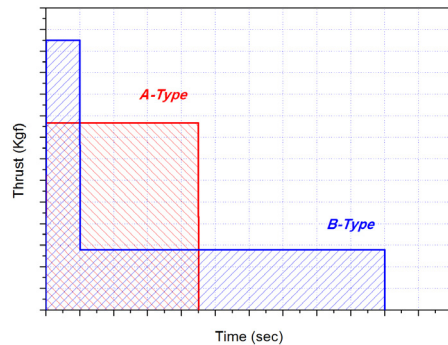


Fig. 2 중립형(A형)/이중추력형(B형) 모터 추력성능

Table 1. 중립형/이중추력형 모터 성능요약

| 구 분 | A형 (중립형) | B형 (이중추력형) |
|-----------------------------|-------------|---------------|
| 연소시간 (sec) | 0 | A형 대비 약 2배 |
| 총 역 적 (kgf ^{sec}) | 00,000 | A형 대비 약 94% |
| 비 추 력 (sec) | 248 | 235 |

외탄도 해석을 통해 Fig. 3과 같이 이중추력형 무유도탄이 총역적이 중립형 무유도탄에 비해 약 94% 수준이지만 항력이 감소되어 오히려 사거리가 약 30% 향상됨을 확인하였다.

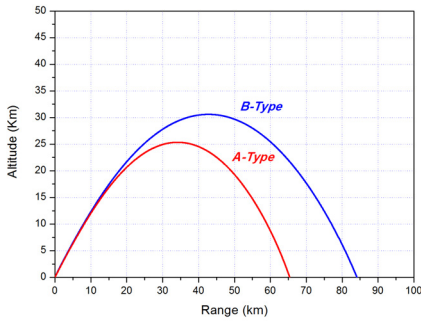


Fig. 3 중립형(A형)/이중추력형(B형) 비행궤도 예측

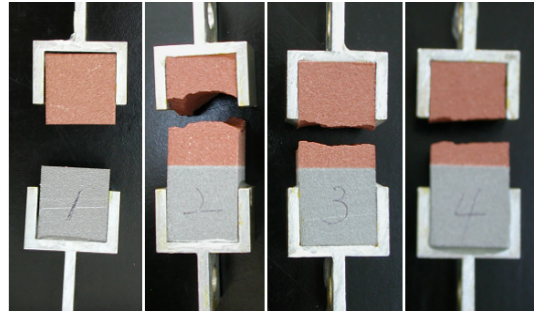


Fig. 4 이중추진제 접착력 시험

2.2 시험평가

2.2.1. 이중 추진제 접착력 시험

고체 추진기관은 보관, 운송, 발사 등의 여러 환경에서 열적 순환, 조작, 진동, 점화 압력 및 가속화 등의 영향을 받는다. 고체 추진제는 이러한 자극을 견딜 수 있도록 기계적 특성을 가져야 하며, 추진제 그레인-라이너-인슐레이션-연소관 사이의 접착력도 우수하여야 한다. 이중 추진제를 적용한 이중 추력형 추진기관의 개발에서 먼저 고려해야 할 사항은 두 추진제 사이의 접착력이다.

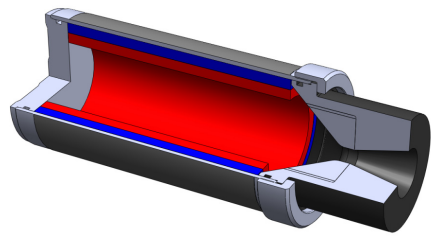
본 연구에서 적용된 이중의 추진제는 접착력을 고려하여 바인더 시스템이 동일한 추진제를 선정하였다. 접착력 시험은 fig.4와 같이 서로 다른 3종의 접착제를 이중 추진제 인장 접착 시편의 접착면에 적용하였고 만능시험기를 이용하여 시험을 수행하였다. 시험 결과 4개의 시편 모두 추진기관에서 요구하는 규격 이상의 접착성능을 나타냈으며 추진제의 바인더 시스템과 동일한 경화제를 사용한 접착제가 가장 접착력이 우수한 것을 확인하였다.

Table 2. 이중 추진제 접착력 시험

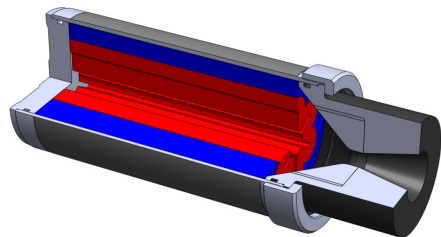
| 시편 | 경 화 제 | 접착력 (kPa) |
|----|-----------------|-----------|
| 1 | 경화제 사용안함 | 644 |
| 2 | 경화제#1 | 652 |
| 3 | 경화제#2 | 658 |
| 4 | 경화제#3 (바인더와 동일) | 689 |

2.2.2. 지상연소 시험

이중추력형 추진기관의 성능을 확인하기 위하여 접착력이 검증된 연소속도가 다른 이중 추진제를 적용하여 소형 추진기관을 제작하여 지상 연소시험을 수행하였다. Boost-Coast의 이중 추력 성능을 구현하기 위하여 초기 연소되는 구간에 연소속도가 높은 추진제를 충전하였으며, 그 바깥쪽으로 연소속도가 낮은 추진제를 충전하여 소형 추진기관을 제작하였다. 연소 시간에 따라 연소면적이 증가하는 원통형 그레인과 연소면적이 동일한 별형 그레인 형상 두 가지로 설계하여 시험을 수행하였다.



a) 원통형 그레인



b) 별형 그레인

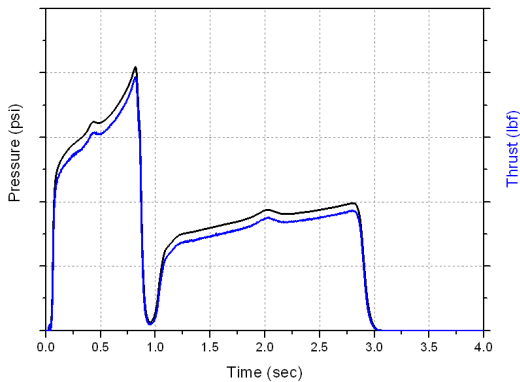
Fig. 4 소형 추진기관 형상

지상연소시험에 적용한 이중 추진제의 연소속도는 Table. 3과 같다.

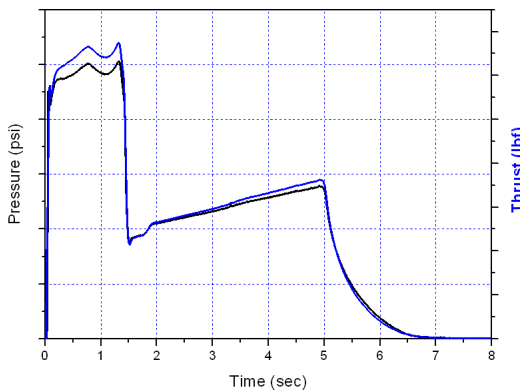
Table 3. 이중추진제 연소속도 비교

| 구 분 | 연소속도 | 비 고 |
|------------|--------------|---------------|
| 1단 (Boost) | 12.00 mm/sec | @ 7MPa, +20°C |
| 2단 (Coast) | 7.00 mm/sec | |

Fig. 5는 지상연소시험을 수행한 소형 추진기관의 압력 및 추력성능을 나타낸 것이다. 별형 추진제 그레이의 적용을 통해 Boost-Coast 단계에서 안정적인 압력/추력 성능을 획득할 수 있었다.



a) 원통형 그레이 적용 소형 추진기관



b) 별형 그레이 적용 소형 추진기관

Fig. 5 소형 추진기관 지상연소시험 결과 비교

Table 4. 소형 추진기관 성능 비교

| 구 분 | 원통형 | 별 형 |
|---------------|------|------|
| 1단 연소시간 (sec) | 0.9 | 1.5 |
| 2단 연소시간 (sec) | 1.9 | 5.0 |
| 총역적 (kgf*sec) | 2750 | 3900 |
| 비추력 (sec) | 245 | 240 |

3. 결 론

고체 추진기관의 내/외탄도 해석과 이중 추진제를 적용한 소형 추진기관의 지상연소시험을 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 이중 추진제 인장시편의 접착력 시험을 통해 추진제 그레이의 제작 가능성을 확인하였다.
2. 이중 추진제를 적용한 소형 추진기관의 지상연소시험을 통해 이중추력(Boost-Coast) 성능을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. Naminosuke Kubota, "Propellants and Explosives", 2nd Edition, 2007, WILEY-VCH.
2. Jack N. Nielsen, "Missile Aerodynamics", 1960, McGRAW-HILL.
3. Geroge P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements", 7th Edition, 2001, JOHN-WILEY & SONS, INC.