

고체 추진기관 설계를 위한 통합 프로그램 개발

이준호* · 노태호* · 최성한* · 서 혁*

Intergrated Design Software Development for Solid Rocket Motors

Junho Lee* · Taeho Rho* · Sunghan Choi* · Hyuk Suh*

ABSTRACT

There exist a lot of factors and restrictions for the design of solid rocket motors like burning rate, of solid propellant, demanded thrust, chamber pressure, diameter, length, weight and acceleration. For the optimization of these factors and restrictions, integrated design software for internal/external ballistic analysis was developed and verified by the performance test of solid rocket motors.

초 록

고체 추진기관 설계에는 고체 추진제 연소속도, 요구 추력, 연소관 압력, 연소시간, 탄의 직경, 길이, 무게, 최대 가속도와 같은 많은 설계요소 및 제약이 존재한다. 이러한 요소 및 제약의 최적화를 위해 내탄도/외탄도 해석을 위한 통합 설계 프로그램을 개발하였고 고체 로켓 모터의 시험을 통해 그 유용성을 확인하였다.

Key Words: Solid Rokcet Motor (고체 추진기관), Internal/External Ballistic Analysis (내/외탄도 해석), 고체 추진기관 설계 (Solid Propulsion System Design)

1. 서 론

고체 추진기관은 연소관, 추진제, 내열재, 노즐, 점화기 등의 주요 구성품으로 이루어져 있으며 추진기관의 설계요소로는 추진제 연소속도, 요구 추력, 연소관 압력, 그레인 형상, 제약요소로는 연소시간, 탄의 직경, 길이, 무게 등이 있다. 또한 유도탄의 경우 탄에 내장되는 전자부품

의 보호를 위해 탄의 최대 가속도도 중요한 제약요소가 된다. 추진기관의 최적 설계를 위해서는 탄의 개념설계 단계에서 추진기관 구성품 및 설계요소의 변경/조정을 통해 제약요소 범위 내에서 설계가 이루어져야 한다. 이를 위해 내/외탄도 해석을 포함한 5가지의 고체 추진기관 설계를 위한 통합 프로그램을 개발하였으며 이들 프로그램은 SRMSI(Solid Rocket Motor System Integrator), MIBA(Motor Internal Ballistic Analyst), PEBA(Projectile External Ballistic Analyst), BRCEC(Burning Rate Coefficient &

* (주)한화 대전공장 개발부
연락처, E-mail: junon96@hanwha.co.kr

Exponent Calculator), SMBRC(Standard Motor Burning Rate Calculator)이다. 통합 설계 프로그램은 활용한 추진기관 설계 절차는 다음의 그림. 1과 같다.

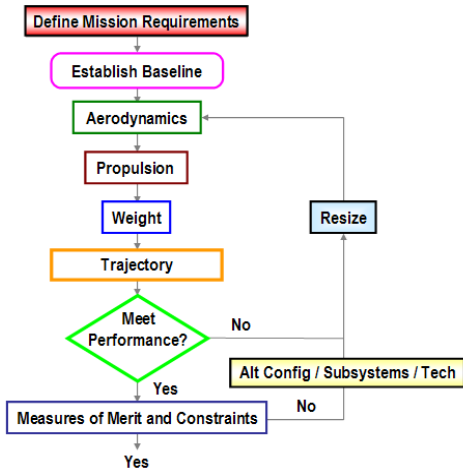


Fig. 1 고체 추진기관 설계 절차

추진제 연소면적 및 노즐의 형상(노즐 목/확장부 직경, 확장비)을 결정하기 위한 프로그램이다. 이를 통해 획득된 추진제 조성 및 연소면적은 내탄도 해석 프로그램인 MIBA의 입력자료로 활용되며 노즐 목/확장비는 특성 곡선법에 의한 노즐형상설계에 활용된다.

2.2 MIBA

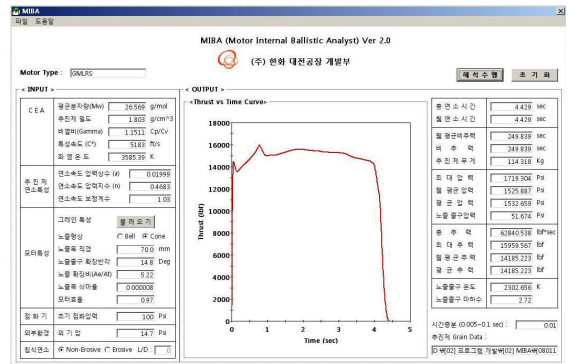


Fig. 3 MIBA 인터페이스

2. 본 론

2.1 SRMSI

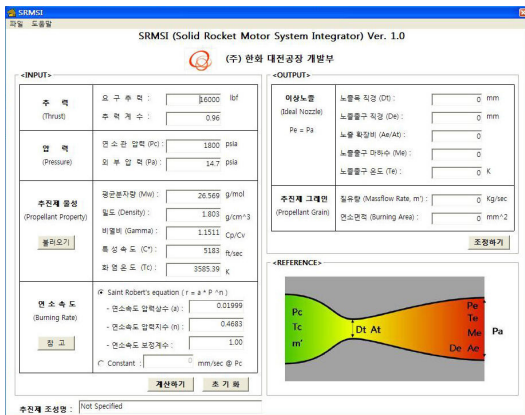


Fig. 2 SRMSI 인터페이스

SRMSI(Solid Rocket Motor System Integrator)는 정상상태(Steady State)에서 제약요소인 특정 연소관 압력 및 탄의 직경 제약 하에 요구 추력을 획득하기 위해서 추진제의 조성을 선택하고

MIBA(Motor Internal Ballistic Analyst)는 상기 SRMSI의 계산결과 및 화학평형 계산기, Strand Burner 혹은 SMBRC의 입력 자료를 활용해 추진기관의 내탄도 해석을 수행하기 위한 프로그램이다. Runge-Kutta 4th method를 적용해 시간별 압력 및 추력을 계산하도록 하였으며 Kubota Naminosuke의 실험적인 침식연소(Erosive Burning) 모델을 적용하여 간단하면서도 비교적 그 결과가 실제 시험값과 유사한 해석이 가능하도록 하였다. 본 프로그램을 통해 고체 추진기관의 총 연소시간, 총추력, 비추력, 압력/추력선도를 예측한다.

2.3 SMBRC

SMBRC(Standard Motor Burning Rate Calculator)는 중대형 추진기관에 적용한 추진제의 연소속도가 Strand Burner로부터 획득한 연소속도 값보다 빠름을 고려하여 추진제 약 5.0 Kg 수준의 중립형(Neutral) 압력 / 추력 선도를 가지는 소형 모터의 연소시험 결과를 바탕으로 압력별 연소속도를 획득하기 위한 프로그램이다.



Fig. 4 Standard Motor 지상연소시험 장면

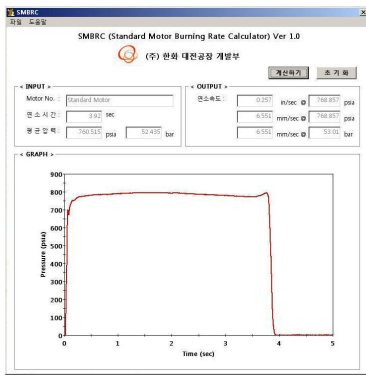


Fig. 5 SMBRC 인터페이스

2.4 BRCEC

BRCEC(Burning Rate Coefficient and Exponent Calculator)는 Strand Burner 혹은 SMBRC로부터 획득한 3~5회의 압력별 연소속도 시험결과를 바탕으로 Least-Square Method를 적용해 Saint Robert's Eqn. ($r=a \cdot P^n$)의 연소속도 압력 상수 및 압력지수를 계산하기 위한 프로그램이다.

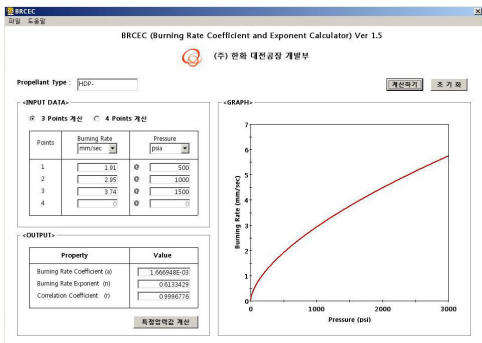


Fig. 6 BRCEC 인터페이스

2.5 PEBA

PEBA(Projectile External Ballistic Analyst)는 MIBA로부터 획득한 추력선도 및 항력계수, 공기 밀도, 고도별 마하수 등의 데이터를 바탕으로 1-DOF에 의해 탄의 비행거리를 예측하기 위한 프로그램이다. 이를 통해 탄의 비행거리, 비행시간, 최고 가속도/속도 고도를 계산할 수 있으며 해석수행을 위해 그림. 8과 같이 U.S Standard Atmosphere 1976의 고도별 공기 밀도, 온도, 압력, 마하수 데이터를 내장하고 있다.

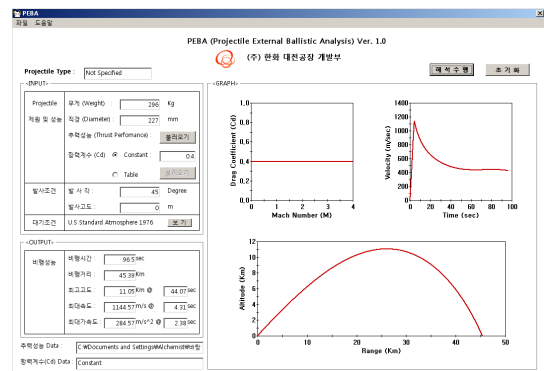


Fig. 7 PEBA 인터페이스

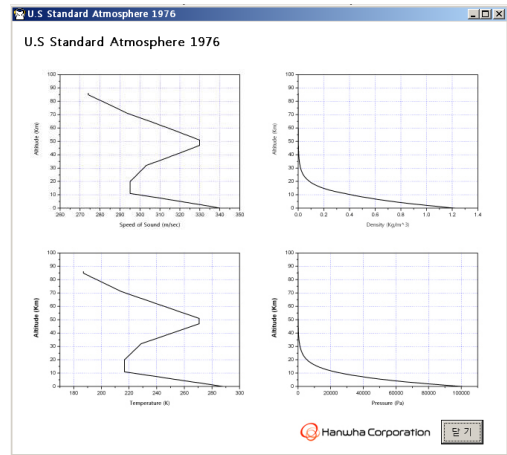


Fig. 8 U.S Standard Atmosphere 1976

3. 결 론

상기와 같이 고체 추진기관 설계를 위한 통합 프로그램을 개발하였으며 해석 및 계산 결과

는 Excel 파일 형식으로 저장이 가능하고 모든 프로그램에서 공유할 수 있도록 하였다. 통합 설계 프로그램을 활용해 수행한 추진기관의 기본형 및 성능개량형의 설계/제작/시험결과는 다음과 같다.



Fig. 9 지대지 유도탄 발사장면 (LM)

설계 결과, 동일 연소관 내에서 기본형 대비 약 2%의 추진제 충전률을 증가시켰으며 총추력 약 2,000lbf (8,900 N)을 향상시켰다. 또한, 유도형 추진기관에 적합한 감쇄(Regression)형 추력선도를 획득할 수 있었다.

추진기관의 설계/제작/시험을 통해 고체 추진기관 설계 통합 프로그램을 유용성을 확인할 수 있었으며 설계를 위해 소요되는 시간을 크게 단축할 수 있었다. 향후 SRMSI의 계산 결과를 바탕으로 Foelsh method에 의한 초음속 노즐 형상 설계 프로그램을 개발할 예정이며 이는 노즐 열 해석을 위한 입력변수를 제공하고 설계 단계에서 핀(Fin)과의 간섭여부의 확인이 가능하게 할 것이다.

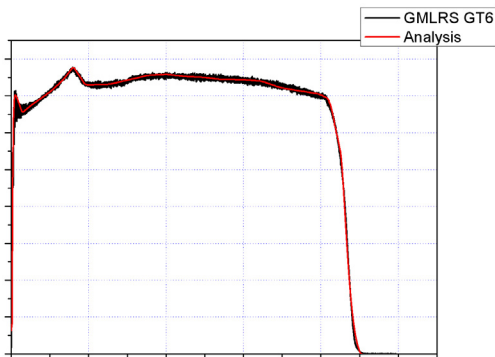


Fig. 10 유도탄 (기본형) 추력선도

참 고 문 헌

1. Kubota Niminosuke, "Propellant and Explosives", WILEY-VCH, 2001.
2. Eugene. L. Fleeman, "Tactical Missile Design", AIAA, 2001.
3. R. S. Fry, "Solid Propellant Subscale Burning Rate Analysis Methods For U.S And selected NATO Facilities", January, 2002.

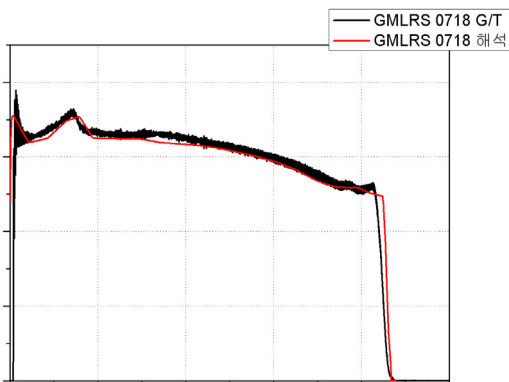


Fig. 11 유도탄 (성능개량형) 추력선도