

소형 추진기관을 이용한 고체 추진제의 연소속도 측정

정철영* · 김한준**

Measuring Burning rate of Solid propellant using Small Propulsion Motor

Chulyoung Jeong* · Hanjoon Kim**

ABSTRACT

Burning rate of a propellant is an essential factor when designing a propulsion system. In order to come up with burning rate, first we need to design and build propellant grain to get neutral pressure curve. Then check the pressure with ground test and calculate the burning rate using burning rate equation. This burning rate is then compared to the burning rate of a propellant which was resulted from making a standardized specimen and combusting it using a strand burner. An accurate burning rate is calculated after comparing those two burning rates. For this study, compact propulsion system was designed, produced, tested and analyzed in order to get burning rates, an essential factor in propulsion system design, in an effective way.

초 록

추진제의 연소속도는 추진기관을 설계할 때 반드시 필요한 요소이다. 추진제의 연소속도는 중립적 압력선도를 얻을 수 있는 추진제 그래인을 설계/제작하여 지상연소시험을 통해 압력을 확인하고 연소속도 계산식의 계산을 통해 얻는다. 이렇게 얻어진 계산된 연소속도 값은 표준화된 추진제의 시편을 제작하여 스트랜드 버너에서 연소시켜 얻어진 추진제의 연소속도 값과 비교하여 정확한 연소속도 값을 확인하게 된다. 본 연구는 추진기관 설계에 필수요소인 추진제 조성에 따른 연소속도를 효율적으로 얻고자 소형 추진기관을 설계/제작/시험/분석 하였다.

Key Words: Burning rate(연소속도), Solid Rocket Motor(고체로켓모터), Propellant(추진제), Propulsion system(고체추진기관), Neutral Pressure Curve(중립형 압력 선도)

1. 서 론

추진기관을 설계할 때 중요한 설계 인자 중 연소관에 충전되는 추진제의 조성에 따른 연소속도가 있다. 이 추진제 조성에 따른 연소속도는 3기 이상의 표준모터를 설계/제작하여 연소시험을 통해 얻어낸 압력 데이터를 이용하여 계산에

* (주)한화화학 대전사업장 개발부

** (주)한화화학 대전사업장 개발부

의해 구하거나 스트랜드 버너를 통해 규격화된 시편을 연소시켜 구할 수 있다. 이렇게 얻어진 추진제의 연소속도는 설계된 추진기관의 총 연소시간을 결정하는 등 추진기관 성능 예측에 반드시 필요한 정보로 사용된다. 따라서 보다 효율적이고 오차를 줄일 수 있는 추진제 연소속도의 측정방법에 관한 연구는 큰 의미를 갖고 있다. 본 연구를 통해 4inch 소형모터를 이용하여 기존의 추진제 연소속도 측정방법에 비해 효율적인 데이터 획득 가능성을 제시 하고자 하였다.

2. 이론적 개요

연소속도는 Saint Robert가 제안한 식을 사용하였으며 이는 eq. 1에 나타나 있다. [1-6]

$$r = ap^n \quad \text{<eq. 1>}$$

r은 연소속도를 의미하고 a는 연소속도 압력상수, p는 압력, n은 연소속도 압력지수를 나타낸다. 위 a값과 n값을 산출하기 위하여 실린더모양의 중립형 추진제 그래인을 설계하여 제작하였다. 같은 그래인에 세 가지 이상의 노즐목을 적용하여 지상연소실험을 수행하면 각 압력에서 중립형 압력선도를 획득할 수 있다. 위의 압력선도와 그래인 형상을 통하여 웹 연소시간 및 웹 두께를 구할 수 있으며 이를 이용하여 각 압력에서의 연소속도를 구할 수 있다.

로그를 이용하여 eq.1을 정리하면 eq.2와 같이 나타난다.

$$\log r = \log a + n \log p \quad \text{<eq. 2>}$$

각 압력에서의 연소속도결과를 최소자승법을 이용하여 eq.2 형태로 회귀분석을 하면 a, n을 산출할 수 있다.

3. 시험 내용

본 연구를 위해 기존 6 inch 모터보다 축소된 4 inch 소형모터를 설계/제작하여 지상연소실험을 수행하였다. 아래 Fig. 1은 시험에 사용된 4 inch 소형모터의 형상이다.



Fig. 1 4 inch Small Propulsion System

아래 표 1은 소형모터의 개략적인 제원이다.

Table 1 Specification of Small Motor

Diameter	114.3mm(4inch)
Length	228mm
Web Thickness	17mm

4. 시험 결과

지상연소실험을 수행한 결과 아래 Fig. 2, Fig. 3, Fig. 4의 시간/압력선도를 얻을 수 있었다. 아래 Fig. 2는 평균압력 2070.94psi의 압력선도이다.

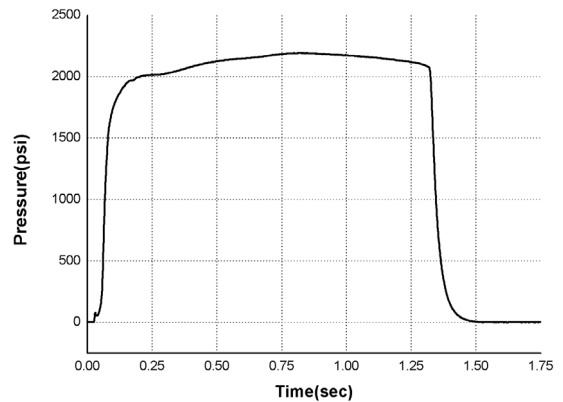


Fig. 2 Pressure-Time Curve of First Motor

아래 Fig. 3은 평균압력 2725.80psi의 압력선도이다.

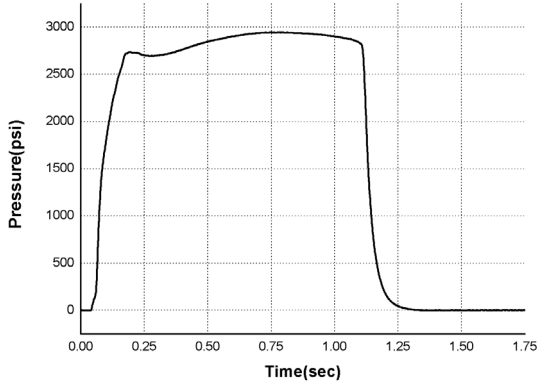


Fig. 3 Pressure-Time Curve of Second Motor

아래 Fig. 4는 평균압력 3622.11psi의 압력선도이다.

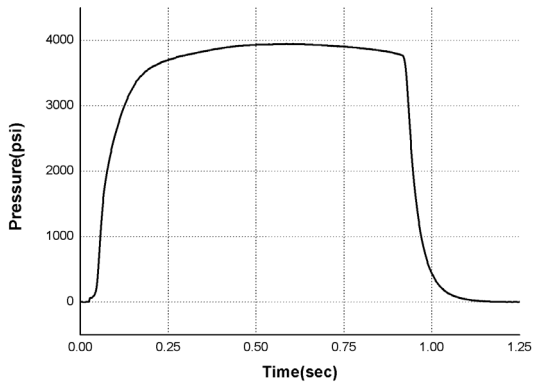


Fig. 4 Pressure-Time Curve of Third Motor

아래 표 2는 시험결과로 계산한 값들을 정리하였다.

Table 2 Result of test

Average Web Pressure	Web burn time	Burning rate	n	a
3622.11	0.884	19.23	0.655	0.0035
2725.80	1.059	16.05		
2070.94	1.275	13.33		

5. 결 론

아래 표 3은 소형모터 지상연소시험 결과로 얻은 연소속도 압력상수 및 압력지수 값을 통해 얻어낸 연소속도와 스트랜드 버너에서 측정된 연소속도 값을 비교한 결과이다.

Table 3 Burning rate

Pressure	Burning rate <Strand burner>	Burning rate <Small Motor>
2486.9	14.94	15.05
2003.6	13.01	13.07
1490.8	10.91	10.77
999.8	8.73	8.29

위 표 3에서와 같이 4 inch 소형모터를 이용해 추진제의 연소속도를 효율적으로 계산해 낼 수 있는 가능성을 확인했다. 4 inch 소형모터는 기존에 연소속도 측정을 위한 6 inch 모터에 비해 몇 가지 장점을 갖고 있다. 첫째로 2G/L Mixer 혼화로 4기 충전이 가능하기 때문에 동일 batch의 추진제를 사용 함으로써 보다 효율적인 a,n값 계산이 가능하다. 둘째로 4 inch 강관을 연소관으로 사용하여 6 inch 연소관에 비해 구조적으로 높은 압력에도 견딜 수 있는 장점이 있다. 셋째로 중립형에 가까운 압력선도를 얻을 수 있어 평균압력이 일정하다. 마지막으로 추진기관 실제 운용압력인 1500~3000 psi에서 연소에 따른 그레인 표면적을 offset 할 때 면적의 최대 최소값의 차이가 작다. 4 inch 소형모터 연소시험을 통해 실제 추진기관을 모사하는 연소속도를 산출함으로써 효율적인 추진기관 개발에 기여하고자 향후 제작된 추진기관의 연소시험 결과 분석 시 두 가지 방법으로 획득한 연소속도를 각각 적용하여 비교할 계획이다.

참 고 문 헌

- Gordon, E. J, David, W, N,, Tactical Missile Propulsion, Volume 170,, Progress in Astronautics and Aeronautics

2. W, H, T, Loh,, Jet Rocket Nuclear Ion and Electric Propulsion : Theory and Design, North American Rockwell Corporation Downey California
3. Kenneth K,Kuo, Martin Summerfield,, Fundamentals of Solid-Propellant Combustion, Volume 90,, Progress in Astronautics and Aeronautics
4. Gabriel D,Roy, Advances in Chemical Propulsion, CRC PRESS
5. J,R,Bowen, J,C,Leyer, R,I,Soloukhin, Dynamics of Explosions, Volume 106,, Progress in Astronautics and Aeronautics
6. George P. Sutton, Oscar Biblarz, Rocket Propulsion Elements, Seventh Edition,, JOHN WILEY & SONS, INC.