

초음파를 이용한 고체추진제 연소속도 측정원리 및 시범시스템 개발

송성진* · 전진홍** · 김학준** · 오현택** · 김인철*** · 유지창*** · 정정용***

The Principle and a Prototype System for Burning Rate Measurement of Solid Propellants Using Ultrasound

Sung-Jin Song* · Jin Hong Jeon** · Hak-Joon Kim** · Hyun-Taek Oh** · In-Chul Kim*** ·
Ji-Chang Yoo*** · Jung Yong Jung***

ABSTRACT

To measure burning rate of solid propellants using ultrasound, a special closed bomb and an ultrasonic and pressure measurement system are fabricated. During pressurization tests and burning tests on propellants, ultrasonic and pressure signal are acquired in real time fashion by this system. Based on acquired signals, analysis programs using two different algorithm which can measure burning rates corresponding to pressures are compared. One algorithm is to correct sound velocity variation of propellants and solid couplant, another one is only to correct sound velocity variation of propellants. And accuracies of burning rates measured through these algorithms are calculated through comparison with the burning rates measured using strand burner method.

초 록

초음파법을 이용한 고체추진제 연소속도를 측정하기 위해 특별한 연소챔버와 초음파-압력측정시스템을 설계, 제작하였다. 그리고 추진제에 대한 가압실험과 연소실험 중에 이 시스템을 이용해 초음파와 압력신호를 획득했다. 획득한 신호를 바탕으로 압력에 따른 연소속도를 측정할 수 있는 연소속도 해석프로그램을 개발하였다. 연소속도 측정프로그램은 압력에 따른 추진제의 음속의 변화를 보정한 것과 추진제와 고체커플러의 음속변화를 보정한 것 두 가지 알고리즘을 이용하였다. 그리고 각 알고리즘에 대한 연소속도 측정정밀도가 스트랜드버너법으로 측정된 연소속도와 비교하여 계산되었다.

Key Words: Ultrasound(초음파), Burning Rate(연소속도), Propellant(추진제), Sound Velocity Correction(음속 보정)

† 2006년 9월 29일 접수 ~ 2006년 12월 1일 심사완료

* 종신회원, 성균관대학교 기계공학부

** 정회원, 성균관대학교 기계공학부

*** 정회원, 국방과학연구소 기-4-6

연락처, E-mail: sjsong@skku.edu

어떤 고체추진제의 연소속도를 측정할 때는 넓은 압력범위에서 측정되어야 한다. 이것은 고체추진제의 연소속도가 압력과 온도에 따라 변하기 때문이다. 이를 위해 다양한 측정법들이 개발되었고 특히 스트랜드버너법이 표준측정법으로 광범위하게 사용되고 있다[1]. 하지만 스트랜드버너법은 정압조건에서 연소속도를 측정하므로 넓은 압력범위의 연소속도를 측정하기 위해 수많은 실험이 필요하다. 이것은 실험에 많은 시간이 소모되고 실험에 사용되는 추진제 및 실험장치의 유지에 많은 비용이 소요된다는 것을 의미한다.

이런 문제점에 대한 대안으로 초음파법을 이용해 연소속도를 측정하는 방법이 이미 오래전부터 제안되었다[2]. 초음파를 이용한 연소속도 측정 기법은 정적조건에서의 실험으로서, 한 번의 실험으로 전체 압력범위의 연소속도를 완벽하게 구현할 수 있고, 매순간 변하는 추진제 연소속도를 알 수 있기 때문에 매우 경제적인 것 뿐 아니라 효율적인 기법으로 간주되고 있다. 하지만 하드웨어의 구축 및 알고리즘의 개발 그리고 알고리즘을 적용한 해석프로그램의 개발 등 많은 어려움이 산재해 있다.

본 논문에서는 지금까지 연구에서 수행한 실험과정에 대해 소개하고 압력에 따라 변하는 음속의 보정이라는 측면에서 차이가 있는 두 알고리즘에 대한 연소속도결과를 비교하였다.

2. 연소속도 측정

초음파법을 이용해 연소속도를 측정하기 위해서는 연소중인 추진제의 잔존길이를 정확히 측정하는 것이 중요하다. 그러기 위하여 정확한 TOF (Time Of Flight) 를 구할 수 있어야 한다.

이를 위해 본 연구에서는 Fig. 1과 같은 시험편을 제작하고 이 시험편에 초음파를 방사하여 획득한 Fig. 2와 같은 초음파 파형을 획득하였다.

1

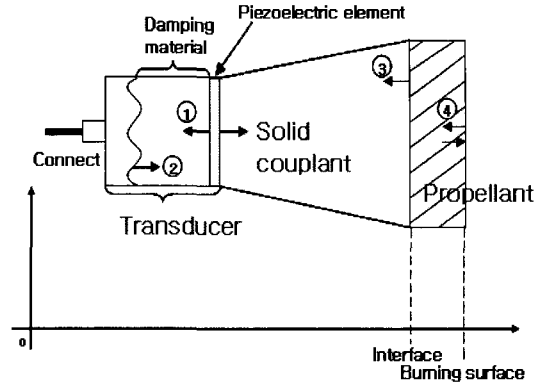


Fig. 1 Schematic Representation on the Ultrasonic Pulse-Echo Technique Applied to Burning Rate Measurement of Solid Propellants

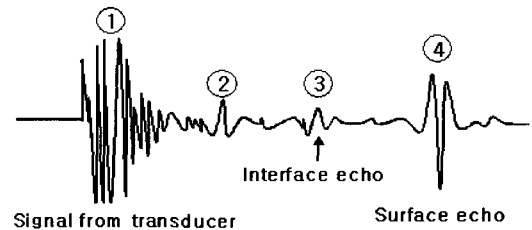


Fig. 2 A Typical Waveform

Figure 2의 초음파 파형은 본 연구에서 개발된 Fig. 3의 시스템의 Fig. 4의 그림과 같은 연소챔버(Closed Bomb)를 통해 획득된 전형적인 초음파 파형인데, 이 파형에서 우리는 매우 중요한 두 개의 Echo를 확인할 수 있다. 첫 번째, 경계면 신호(Interface Echo)는 고체커플러와 추진제 사이의 경계면에서 초음파가 반사하여 발생한 것이다. 그리고 두 번째, 연소면 신호(Burning Surface Echo)는 추진제의 연소면에서 반사되어 발생한 것이다.

여기서 경계면 신호와 연소면 신호의 시간차이가 초음파가 추진제 내부를 왕복한 시간, 즉 TOF이다. 여기서 구해진 TOF와 추진제 내부에서의 초음파 속도를 이용하여 추진제의 잔존길이를 알 수 있는 것이다.

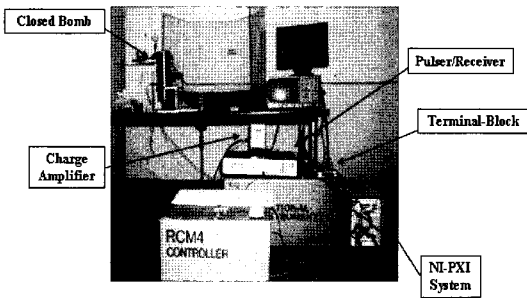


Fig. 3 The Experimental Setup

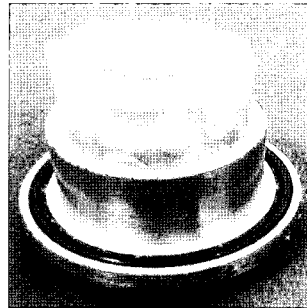


Fig. 5 Specimen of Propellant

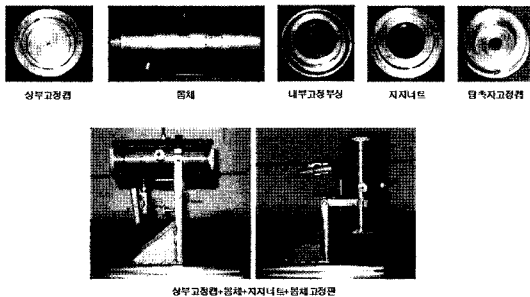


Fig. 4 Closed Bomb

측정된 추진제의 길이를 시간으로 미분하여 그 변화량을 구하면 연소속도를 측정할 수 있다. 하지만 이것만으로는 정밀한 연소속도의 측정이 불가능하다. 따라서 연소속도에 영향을 미치는 인자를 파악하고 그것을 개선하는 연구가 뒤따라야 한다. 본 연구에서는 압력에 따른 추진제와 접촉매질 내부를 통과하는 초음파속도의 변화를 정밀도에 영향을 주는 인자로 고려하였다.

3. 시험편의 제작

Figure 5는 Fig. 1과 같이 제작된 실제 고체추진제 시험편이다. 이것은 고체케플론트 위에 고체추진제를 부착시켜 제작한다. 고체케플론트는 추진제와 초음파탐촉자 사이에 위치하여 연소챔버 안에 발생하는 고압과 고열의 누출을 방지하는데 이때 추진제와 음향임피던스가 동일할 수 있는 에폭시 수지로서 제작되어 초음파의 손실을 줄였다.

Table 1에는 Type I 추진제와 고체케플론트의 밀도와 음파속도를 이용해 측정된 음향임피던스 값이 나타나있다.

Table 1. The Acoustic Properties of the Fabricated Solid Couplant and Type I Propellant under Investigation

	Solid couplant	Propellant
Density	1.29 g/cm ³	1.68 g/cm ³
P-wave velocity	2.50 mm/μs	2.13 mm/μs
Acoustic impedance	3.23 × 10 ⁶ kg/m ² s	3.58 × 10 ⁶ kg/m ² s

4. 가압실험

추진제와 고체케플론트 내부에서의 초음파 속도는 압력에 따라 변하기 때문에 추진제를 연소하기 전에 추진제의 음파속도 변화를 측정하기 위해 가압실험이 수행되어야 한다[3].

따라서 고체 추진제의 연소속도를 초음파법을 이용하여 측정하기 위해서는 '가압실험 데이터로부터 압력에 따른 추진제 및 고체케플론트 내부에서의 음속'과 '연소실험 데이터로부터 압력에 따른 추진제의 TOF'를 구하여야 한다.

가압실험은 추진제가 장착된 Fig. 4와 같은 연소챔버 안에 질소가스를 주입하여 이루어진다. Fig. 6은 가압실험 동안 질소주입으로 상승하는

압력을 압력측정시스템으로 측정한 선도이다. 시험시스템의 연소챔버의 허용압력이 2000 psi까지이기 때문에 1800 psi까지 가압을 하였다.

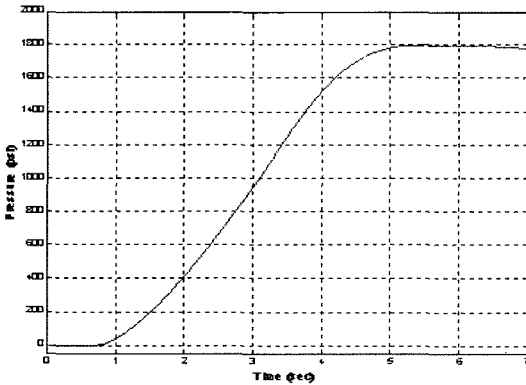


Fig. 6 A Pressure Curve Measured in the Pre-Test. Pressurization was Performed by Injecting Nitrogen Gas into the Closed Bomb.

그리고 시간에 변화에 따른 압력을 측정함과 동시에 초음파측정시스템을 통해 초음파 파형이 획득된다. Fig. 7는 그 파형을 나타낸 것이다. 이 파형에는 두 개의 중요한 에코가 있는데, 그것들 중 하나는 Fig. 8의 gate A로 표시된 신호로서 경계면을 반사하는 신호이고, 다른 하나는 gate B로 표시된 신호로서 연소면을 반사하는 신호이다.

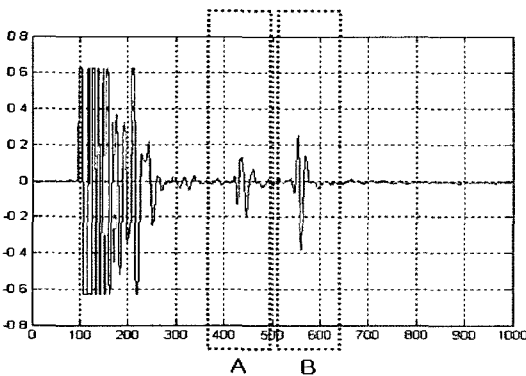


Fig. 7 Waveform Acquired During the Pre-Test

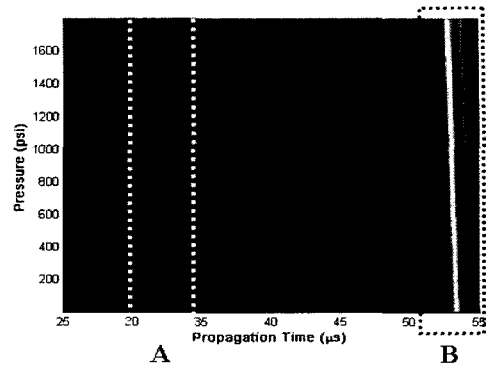


Fig. 8 A Corresponding 2-D Image Showing the Intensity of Acquired Signals in the Time-Pressure Plane

에코 A와 B는 압력이 증가함에 따라 경계면 신호와 연소면 신호의 TOF가 감소한다. 실제 연소를 하지 않고 질소가스를 주입하여 압력만 증가 시켰기 때문에 고체커플러트와 추진체의 길이는 변화가 없다. 결국 고체커플러트와 추진체 내부를 투과하는 음파속도가 변화하고 있을 것을 알 수 있다.

Figure 9와 Fig. 10은 가압실험을 통해 구해진 경계면과 연소면을 반사하는 신호의 TOF를 압력에 따라 그린 것이다. 이 그림들 안의 수많은 데이터 또한 최승자승법을 적용하여 TOF 변화의 추세선을 1차식으로 결정하였다.

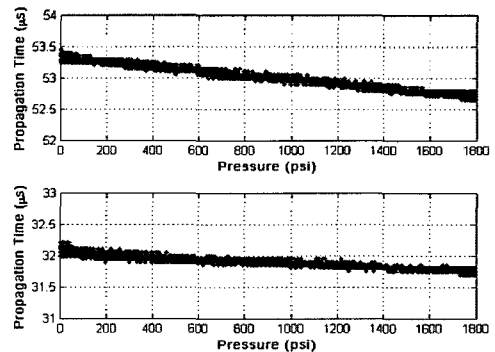


Fig. 9 The TOF of Interface & Burning Surface Echo vs Pressure Curves Determined from the Pressurization Test with the Propellant of type I

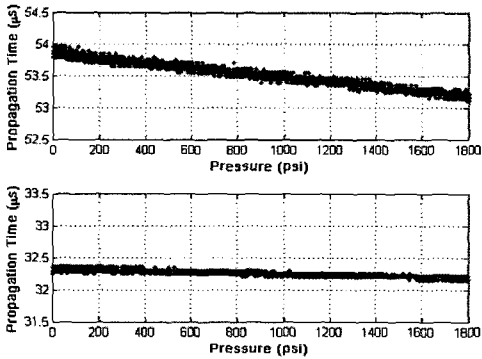


Fig. 10 The TOF of Interface & Burning Surface Echo vs Pressure Curves Determined from the Pressurization Test with the Propellant of Type II

Figure 9와 Fig. 10에서 나타난 것처럼, 측정된 압력에 따라 변하는 TOF로부터 해당압력에서의 음속을 계산하고, 이를 통하여 압력과 추진제 및 고체커플러нт 내부에서의 음속과의 관계를 도출한다.

그 결과 Fig. 11과 Fig. 12와 같은 압력에 따른 음속의 데이터를 구할 수 있다. 이 데이터에 최승자승법을 적용하여 추진제 음속변화의 추세선을 1차식으로 결정하였다.

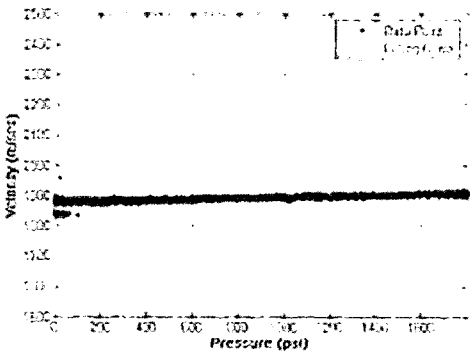


Fig. 11 The Sound Velocity vs. Pressure Curves Determined from the Pressurization Test with the Propellant of Type I

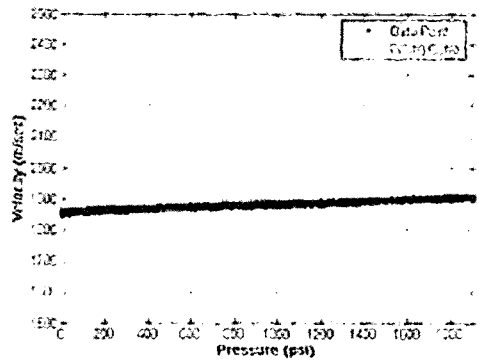


Fig. 12 The Sound Velocity vs. Pressure Curves Determined from the Pressurization Test with the Propellant of Type II

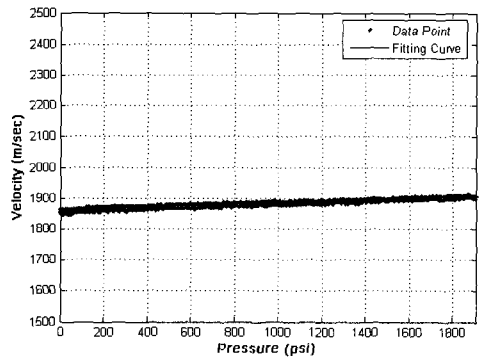


Fig. 12 The Sound Velocity vs. Pressure Curves Determined from the Pressurization Test with the Propellant of Type II

5. 연소실험

가압실험을 마친 두 종류의 시험편은 각각 연소실험이 수행된다. 연소실험에 앞서 이 추진제의 표면에는 표면전체의 동시 점화를 강요하기 위해 고연소속도의 추진제를 얇은 슬라이스 형태로 덧붙였다. 고체추진제 Type I과 Type II의 연소실험을 수행하였는데 추진제의 조성은 Table 2와 같다.

Table 2. Constituent of Type I and II

Type I 조성	Type II 조성
HTPB (바인더) 8%	HTPB (바인더) 12%
AP (산화제) 86%	AP (산화제) 69%
연소촉매 5%	Al (금속연료) 19%
기타 1%	

Fig. 13은 연소실험 중에 측정된 압력선도로서 이 선도를 통해 Type I의 추진제가 Type II형의 추진제에 비하여 더 빠르게 연소한다는 것을 예측할 수 있다.

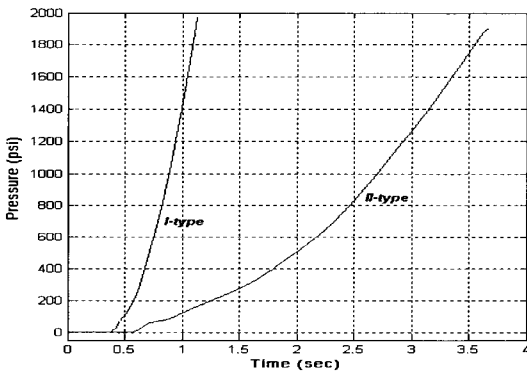


Fig. 13 The Pressure Curves Measured During the Burning Tests for Two Types of Propellants.

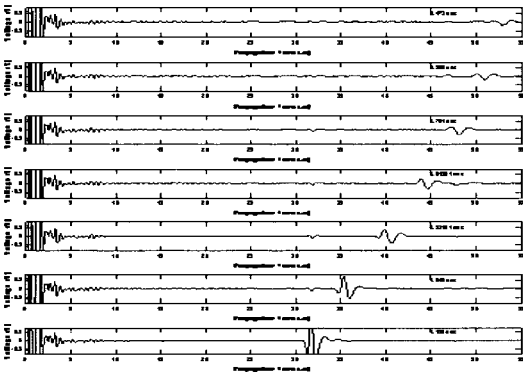


Fig. 14 Waveform Acquired During the Burning-Test

연소실험 동안 획득된 몇 개의 초음파 파형을

Fig. 14에 나타내었다. 시간이 지나면서 경계면 신호와 연소면 신호사이의 TOF가 감소하는 것을 알 수 있다.

Fig. 15는 이 파형들을 TOF의 가로축과 압력의 세로축의 평면 위에 배치한 B-scan image로서 연소로 인해 추진제의 연소면이 감소하는 모습을 잘 보여준다.

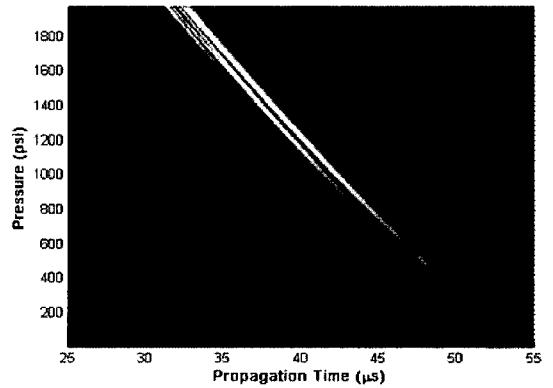


Fig. 15 A Corresponding 2-D Image Showing the Intensity of Acquired Signals in the Time-Pressure Plane

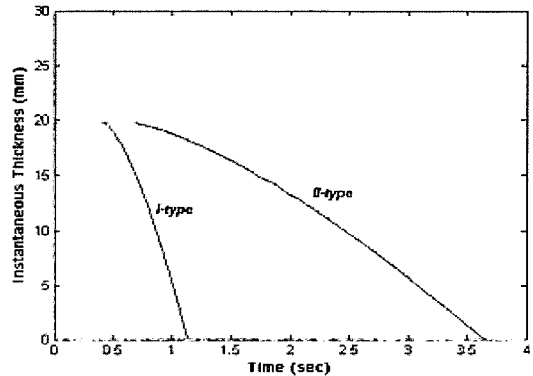


Fig. 16 The Remaining Length of the Two Propellants During Burning

Figure 14와 Fig. 15와 같은 초음파 파형데이터에 기반을 두어 연소중인 추진제의 잔존길이를 Fig. 16과 같이 구하였다. Fig. 16의 선도는 Fig. 14와 같은 파형에 cross-correlation 기법을 적용해[4] 경계면 신호와 연소면 신호 사이의

TOF 변화량을 측정하고, 여기에 Fig. 11과 Fig. 12의 선도에서 구한 압력에 따른 음속의 변화를 적용하여 시간에 따른 고체추진제 잔존길이를 계산하여 나타내었다.

6. 연소속도 vs. 압력

일단 추진제의 잔존길이가 구해지면 수치적으로 미분하여 추진제의 연소속도를 측정할 수 있게 된다. 하지만 수치적 미분이 잡음(noise)에 매우 민감하기 때문에 미분에 사용되는 양 데이터는 각각 주위의 몇 개의 데이터로 평균화되었다.

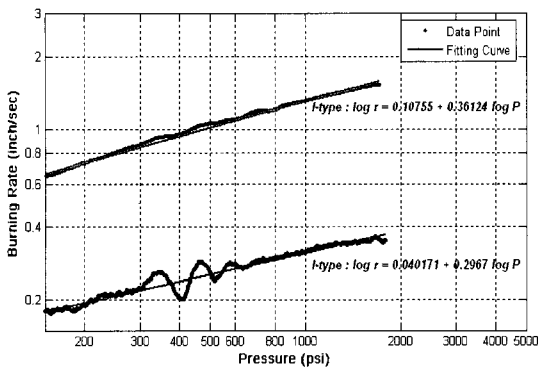


Fig. 17 The Burning Rate vs. Pressure Curves Determined for Two Types of Propellants by Correction on Sound Velocity of Propellant

고체추진제의 연소속도는 보통 Fig. 17과 Fig. 18과 같이 압력에 대한 선도로 나타낸다. Fig. 17은 고체커플런트 음속에 대한 보정 없이 추진제의 음속만을 보정하여 구한 연소속도 선도이다. Fig. 18은 고체추진제와 커플런트의 음속에 대한 보정이 실시된 후 구해진 연소속도 선도이다. Fig. 19는 스트랜드버너법에 의해 측정된 연소속도곡선으로서 초음파법으로 측정된 연소속도곡선인 Fig. 17과 Fig. 18과의 정밀도를 비교하기 위한 용도로 그려진 것이다.

연소속도 그래프에 굴곡이 발생하는 이유는 추진제의 직경이 탐촉자의 직경보다 작아서 연

소가 진행됨에 따라 추진제의 길이가 줄어들어 간섭이 발생하기 때문이다.

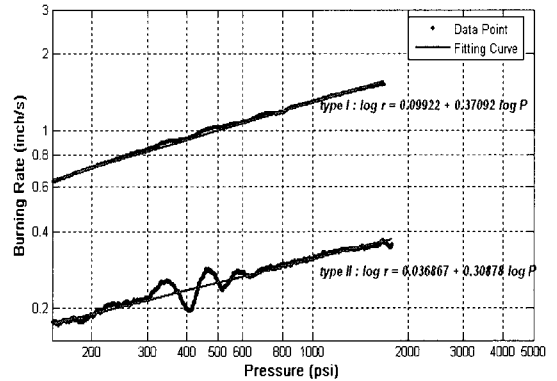


Fig. 18 The Burning Rate vs. Pressure Curves Determined for Two Types of Propellants by Correction on Sound Velocity of Propellant an Solid Couplant

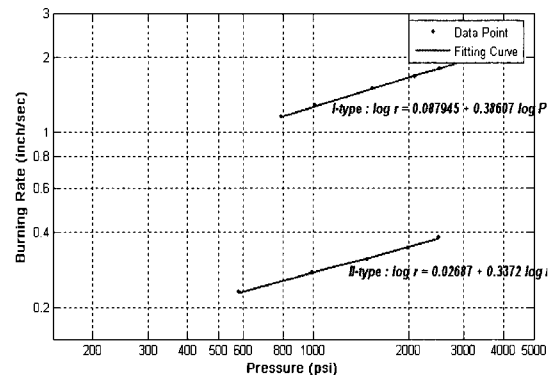


Fig. 19 The Burning Rate vs. Pressure Curves Determined for Two Types of Propellants by Use of the Strand Burner Technique

각각의 선도에서 연소속도를 비교해보면 Type I 추진제 경우 고체커플런트의 보정이 안 된 경우는 1000 psi에서 1.3406 in/s, 1500 psi에서 1.5520 in/s의 연소속도를 가지며 이것은 스트랜드버너법으로 측정된 연소속도와 비교하여 각각 6.37%, 5.20%의 오차를 가진다. 이에 비하여 고체커플런트의 음속에 대한 보정이 된 경우에는 1000 psi에서 1.2886 in/s, 1500 psi에서 1.4768

in/s의 연소속도를 가지며 이것은 스트랜드버너 법으로 측정된 연소속도와 비교하여 각각 2.25%, 0.11%의 오차를 가진다.

Type II 추진제의 경우 고체커플런트의 보정이 안된 경우는 1000 psi에서 0.3177 in/s, 1500 psi에서 0.3539 in/s의 연소속도를 가지며 이것은 스트랜드버너법으로 측정된 연소속도와 비교하여 각각 15.62%, 12.23%의 오차를 가진다. 이에 비하여 고체커플런트의 음속에 대한 보정이 된 경우에는 1000 psi에서 0.3114 in/s, 1500 psi에서 0.3453 in/s의 연소속도를 가지며 이것은 스트랜드버너법으로 측정된 연소속도와 비교하여 각각 13.32%, 9.49%의 오차를 가진다. Type I의 결과보다 오차가 큰 이유는 Type II의 경우 Type I에 비해 연소속도가 느려 긴 시간 동안 발생하는 열손실에 의한 것이라 판단된다.

7. 결 론

고체추진제의 연소속도는 고체추진로켓의 성능을 평가할 수 있는 매우 중요한 요소 중에 하나이기 때문에 정확하고도 효율적으로 그것을 측정할 수 있는 기법이 필요하다.

본 연구에서는 고체추진제 연소속도를 측정하기 위하여 기존 정압조건인 스트랜드버너법을 대신해 정적조건인 초음파법을 이용해 한 번의 실험으로 전체 압력범위에 따른 연소속도를 측정하였다.

초음파법을 이용해 고체추진제의 연소속도를 측정하는 경우는 다량의 데이터를 빠른 시간 내에 수집해야 하고 압력에 따른 물성변화가 고려된 알고리즘이 필요하다.

본 연구에서는 연소챔버 및 연소시스템을 제작하여 압력과 초음파 신호를 고속으로 수집하였다. 수집한 압력과 그에 따른 초음파 신호를 고체커플런트나 추진제의 물성변화를 반영하는 알고리즘을 구축하여 연소속도를 측정하였다.

측정결과를 스트랜드버너법을 기준으로 비교하였으며 고체커플런트의 물성변화를 반영한 알

고리즘으로 연소속도를 측정한 경우가 그렇지 않은 결과보다 더 좋은 정밀도를 보였다.

추후 연구에서는 5000 psi까지 견딜 수 있고 열손실을 줄일 수 있는 연소챔버 및 새로운 연소속도 측정 시스템을 개발하여 연소속도 측정에 기인하는 오차를 줄일 수 있는 연구를 지속적으로 수행하고자 한다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소로부터 연구비를 지원받아 연구를 수행하였기에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. G. P. Sutton and O. Biblarz, Rocket Propulsion Elements 7th, A Wiley-Interscience Publication, New York, 2001, pp.417-430
2. R. A. Frederick Jr., J.-C. Traineau, and M. Popo, "Review of ultrasonic technique for steady state burning rate measurements" in 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA paper 2000-3801, Huntsville, AL, 2000
3. F. Dauch, R. A. Frederick Jr., Marlow D. Moser, and H. W. Coleman, "Uncertainty assessment of the pulse-echo ultrasonic burning rate measurement technique", 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA paper 1999-2224, Los Angerles, CA, 1999
4. J. J. Murphy, A. O. Martin, and H. Krier, "Precision techniques for measuring burning rates of solid propellants during pressure transients" in 36th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA paper 1998-0560, Reno, NV, 1998