

초음파를 이용한 고체추진제 연소속도의 측정원리 및 시범시스템 개발

송성진*, 전진홍*, 김학준*, 김인철**, 류백능**, 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*,
In-Chul Kim**, Baek Neung Ryoo**, Ji-Chang Yoo**, and Jung Yong Jung**

ABSTRACT

To measure burning rate of solid propellants using ultrasonic technique, 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 realtime 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 burning rates measured using strand burner method.

초 록

초음파법을 이용하여 고체추진제 연소속도를 측정하기 위해 특별한 연소챔버와 초음파-압력측정시스템을 설계하고 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 두가지 알고리즘을 이용하였다. 그리고 각 알고리즘에 대한 연소속도 측정정밀도가 스트랜드버너법으로 측정된 연소속도와 비교하여 계산되었다.

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

* 성균관대학교 기계공학부

** 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 측정되었다[1]. 하지만 스트랜드버너법은 정압조건에서 연소속도를 측정하므로 넓은 압력범위의 연소속도를 결정하기 위해 수많은 실험이 필요하다. 이것은 실험에 많은 시간이 소모되고 실험에 사용되는 추진제 및 실험장치의 유지에 많은 비용이 소모된다는 것을 의미한다. 이런 문제점에 대한 대안으로 초음파법을 이용해 연소속도를 측정하는 방법이 이미 한 세대 전부터 제안되었다[2]. 이 방법은 한번의 실험으로 전체 압력범위의 연소속도를 완벽하게 구현할 수 있기 때문에 매우 큰 이득을 가진다. 하지만 하드웨어의 구축 및 알고리즘의 개발 그리고 알고리즘을 적용한 해석프로그램의 개발 등 많은 어려움이 산재해 있다.

본 논문에서는 지금까지 연구에서 수행한 실험과정에 대해 소개하고 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. 이를 위해 본 연구에서는 Fig.1과 같은 시험편을 제작하고 이 시험편에 초음파를 방사하여 획득한 Fig. 2와 같은 초음파파형을 획득하였다.

Figure 2의 초음파 파형은 본 연구에서 개발된 Fig. 3의 시스템을 통해 획득된 전형적인 초음파 파형인데, 이 파형에서 우리는 매우 중요한 두 개의 echo를 확인할 수 있다. 첫 번째, interface echo는 경계면 신호라고 부르며 이것은 고체커플러와 추진제 사이의 경계면에서 초음파가 반사하여 발생한 것이다. 그리고 두 번째, burning surface echo는 연소면 신호라고 부르며

이것은 추진제의 (비)연소면에서 반사되어 발생한 것이다.

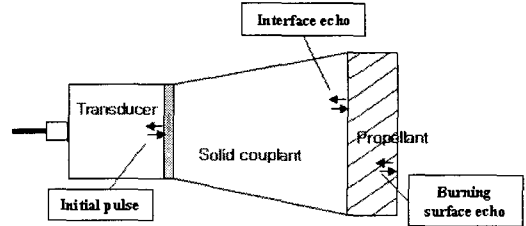


Fig. 1 Schematic representation on the ultrasonic pulse-echo technique applied to burning rate measurement of solid propellants

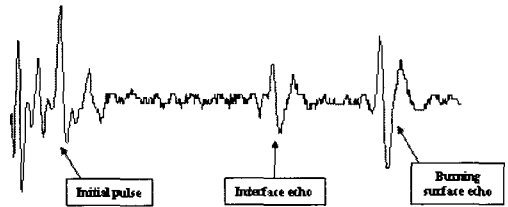


Fig. 2 A typical waveform

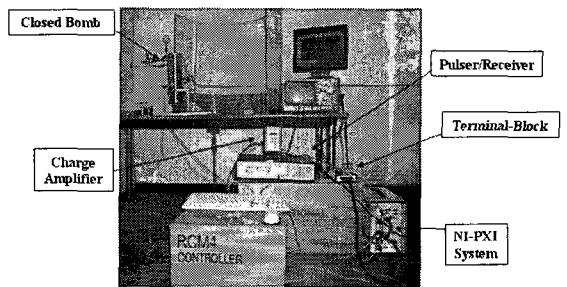


Fig. 3 The experimental setup

추진제의 길이는 연소면 신호의 TOF와 경계면 신호의 TOF 차이를 이용하여 측정할 수 있다. 그리고 측정된 추진제의 길이를 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 접촉매질의 음파속도의 변화를 정밀도에 영향을 주는 인자로 고려하였다.

3. 시험편의 제작

실험에 사용되는 시험편은 고체커플러 위에 고체추진제를 부착시켜 제작한다. 고체커플러는 추진제와 초음파탐촉자 사이에 위치하여 연소챔버 안에 발생하는 고압과 고열의 누출을 방지하는데 이때 추진제와 음향임피던스가 동일할 수 있는 예폭시 수지로서 제작되어 초음파의 손실을 줄였다.

Table 1에는 추진제와 고체커플러의 밀도와 음파속도를 이용해 측정된 음향임피던스 값이 나타나있다. 이 음향임피던스로 계산한 고체커플러와 추진제 사이의 왕복투과계수는 완전접촉을 가정했을 때 99.7%이다.

Table 1. The acoustic properties of the fabricated solid couplant and the propellant under investigation

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

4. 가압실험

추진제를 연소하기 전에 추진제의 음파속도 변화를 측정하기 위해 가압실험이 수행되어야 한다[3]. 가압실험은 추진제가 장착된 연소챔버 안에 질소가스를 주입하여 이루어진다. Fig. 4는 가압실험 동안 질소주입으로 상승하는 압력을 압력측정시스템으로 측정할 선도이다. 그리고 그

동안 초음파측정시스템을 통해 초음파 파형이 획득된다. Fig. 5는 그 파형 중에 몇 개를 나타낸 것이다. 이 파형에는 두 개의 중요한 에코가 있는데, 그것들 중 하나는 Fig. 6의 gate A로 표시된 신호로서 경계층을 반사하는 신호이고, 다른 하나는 gate B로 표시된 신호로서 연소면을 반사하는 신호이다.

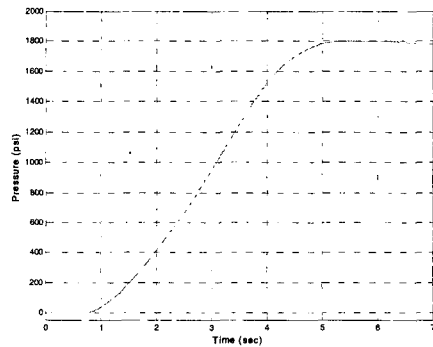


Fig. 4. A pressure curve measured in the pre-test. Pressurization was performed by injecting nitrogen gas into the closed bomb.

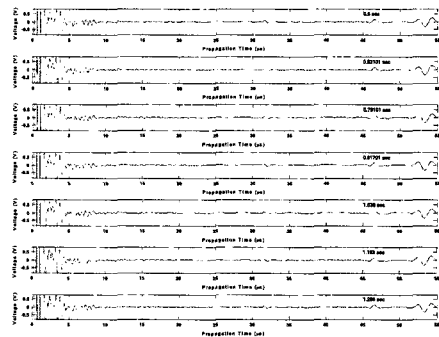


Fig. 5 Waveforms acquired during the pre-test

이 에코들은 압력이 증가함에 따라 TOF가 감소한다. 이 값들을 이용하면 Fig. 7과 Fig. 8과 같은 압력에 따른 음속의 데이터를 구할 수 있다. 이 데이터에 최소자승법을 적용하여 추진제

음속변화의 추세를 1차식으로 결정하였다.

Figure 9과 Fig. 10은 경계면을 반사하는 신호의 TOF를 압력에 따라 그린 것이다. 이 그림들 안의 수많은 데이터 또한 최소자승법을 적용하여 TOF 변화의 추세를 1차식으로 결정하였다.

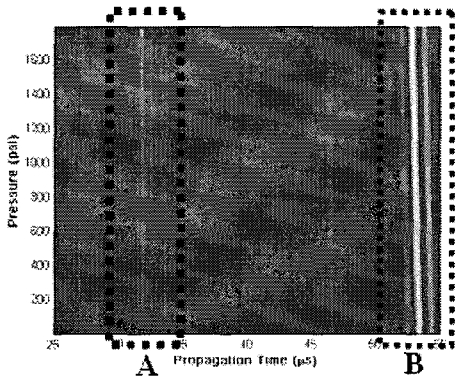


Fig. 6. A corresponding 2-D image showing the intensity of acquired signals in the time-pressure plane

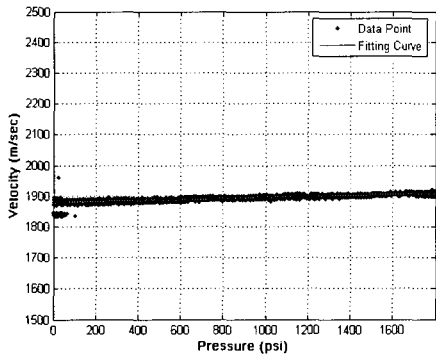


Fig. 7 The sound velocity vs. pressure curves determined from the pressurization test with the propellant of type I

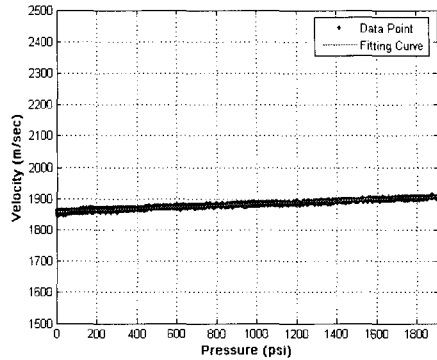


Fig. 8 The sound velocity vs. pressure curves determined from the pressurization test with the propellant of type II

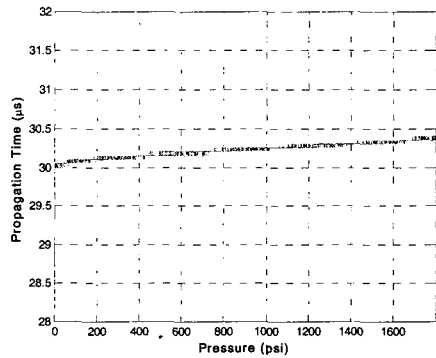


Fig. 9 The TOF of interface echo vs. pressure curves determined from the pressurization test with the propellant of type I

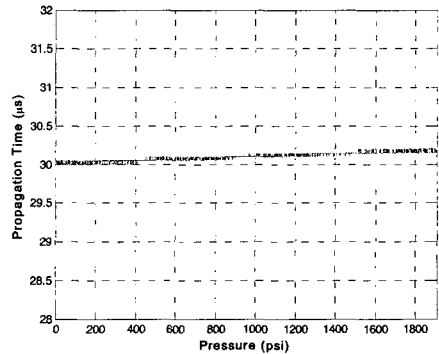


Fig. 10 The TOF of interface echo vs. pressure curves determined from the pressurization test with the propellant of type II

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. Fig. 9는 연소실험 중에 측정된 압력선도로서 이 선도를 통해 I형의 추진제가 II형의 추진제에 비하여 더 빠르게 연소한다는 것을 예측할 수 있다.

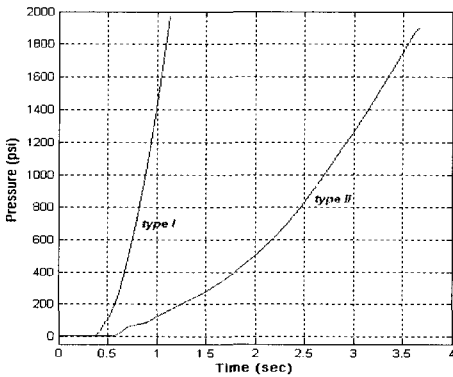


Fig. 9 The pressure curves measured during the burning tests for two types of propellants.

연소실험 동안 획득된 몇 개의 초음파 파형을 Fig. 10에 나타내었다. Fig. 11은 이 파형들을 TOF의 가로축과 압력의 세로축의 평면 위에 배치한 것으로 연소로 인해 추진제의 연소면이 감소하는 모습을 잘 보여준다.

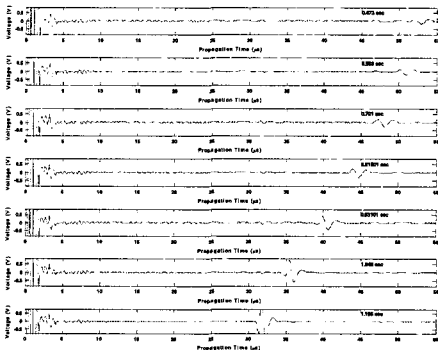


Fig. 10. Waveforms acquired during the burning-test

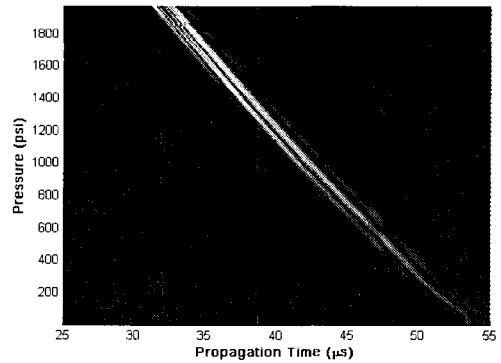


Fig. 11 A corresponding 2-D image showing the intensity of acquired signals in the time-pressure plane

이 파형데이터에 기반을 두어 연소중인 추진제의 잔존길이를 Fig. 12과 Fig. 13과 같이 구하였다. Fig. 12의 선도는 Fig. 10과 같은 파형에 cross-correlation 기법을 적용해[4] 연소면의 TOF 변화량을 측정하고, 여기에 Fig. 7와 Fig. 8의 선도에서 구한 음속을 곱하여 구하였다.

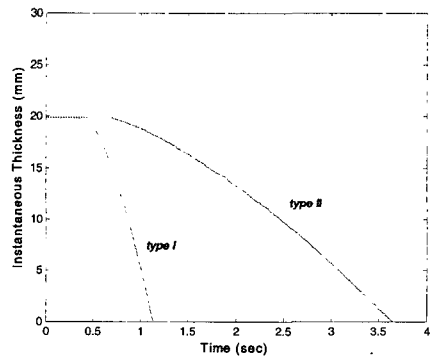


Fig. 12 The remaining length of the two propellants during burning

Figure 13의 선도는 Fig. 12의 선도를 구하는 과정 중에 압력의 상승으로 인한 경계면 TOF의 감소현상을 반영하여 구한 것이다.

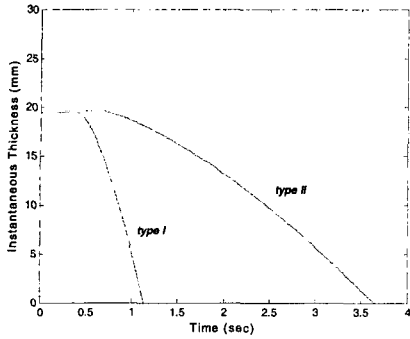


Fig. 13 The remaining length of the two propellants during burning

6. 연소속도 vs. 압력

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

고체추진제의 연소속도는 보통 Fig. 14와 Fig. 15 같이 압력에 대한 선도로 나타낸다. Fig. 14는 고체커플러트 음속에 대한 보정 없이 추진제의 음속만을 보정하여 구한 연소속도 선도이다. Fig. 15는 고체추진제와 커플러트의 음속에 대한 보정이 실시된 후 구해진 연소속도 선도이다. Fig. 16은 스트랜드버너법에 의해 측정된 연소속도곡선으로서 초음파법으로 측정한 연소속도곡선인 Fig. 14와 Fig. 15와 정밀도를 비교하기 위한 용도로 그려진 것이다.

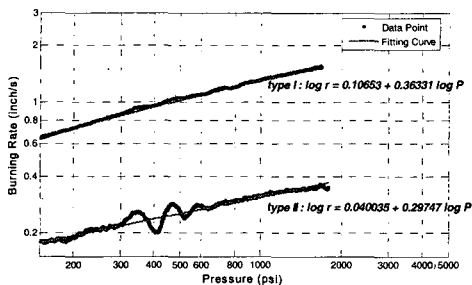


Fig. 14 The burning rate vs. pressure curves determined for two types of propellants by correction on sound velocity of propellant

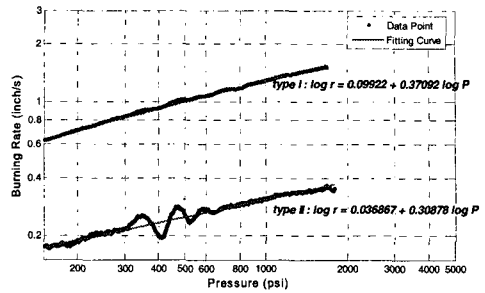


Fig. 15 The burning rate vs. pressure curves determined for two types of propellants by correction on sound velocity of propellant an solid couplant

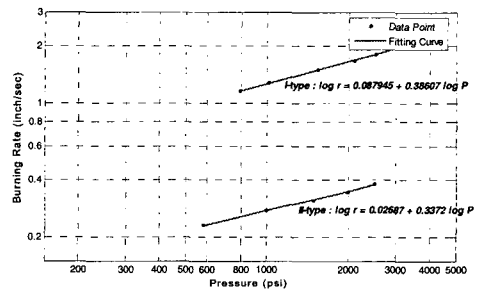


Fig. 16 The burning rate vs. pressure curves determined for two types of propellants by use of the strand burner technique

각각의 선도에서 연소속도를 비교해보면 I형 추진제의 경우 고체커플러트의 보정이 안 된 경우는 1000psi에서 1.3406in/s, 1500psi에서 1.5520in/s의 연소속도를 가지며 이것은 스트랜드버너법으로 측정된 연소속도와 비교하여 각각 6.37%, 5.20%의 오차를 가진다. 이에 비하여 고체커플러트의 음속에 대한 보정이 된 경우에는 1000psi에서 1.2886in/s, 1500psi에서 1.4768in/s의 연소속도를 가지며 이것은 스트랜드버너법으로 측정된 연소속도와 비교하여 각각 2.25%, 0.11%의 오차를 가진다.

Type II 추진제의 경우 고체커플러트의 보정이 안된 경우는 1000psi에서 0.3177in/s, 1500psi에서 0.3539in/s의 연소속도를 가지며 이것은 스

트랜드버너법으로 측정된 연소속도와 비교하여 각각 15.62%, 12.23%의 오차를 가진다. 이에 비하여 고체커플런트의 음속에 대한 보정이 된 경우에는 1000psi에서 0.3114in/s, 1500psi에서 0.3453in/s의 연소속도를 가지며 이것은 스트랜드버너법으로 측정된 연소속도와 비교하여 각각 13.32%, 9.49%의 오차를 가진다.

7. 결 론

고체추진제의 연소속도는 고체추진로켓의 성능을 평가할 수 있는 매우 중요한 요소 중에 하나이기 때문에 정확하고도 효율적으로 그것을 측정할 수 있는 기법이 필요하다. 특히 초음파법을 이용해 고체추진제의 연소속도를 측정하는 경우는 다량의 데이터를 빠른 기간 내에 수집해야 하고 압력에 따른 물성변화가 고려된 알고리즘이 필요하다. 본 연구에서는 온도와 초음파 신호를 고속으로 수집하여 고체커플런트나 추진제의 물성변화를 반영하는 알고리즘으로 연소속도를 측정하였다. 측정결과는 스트랜드버너법으로 측정된 결과를 기준으로 비교하였으며 고체커플런트의 물성변화를 반영한 알고리즘으로 연소속도를 측정할 경우가 더 좋은 정밀도를 보였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 연구비 지원에 의

한 연구결과입니다.

참고문헌

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 Angeles, 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