

Pulsed DB/AB T-Burner에 의한 고체추진제 연소응답함수 측정

임지환* · 박병훈* · 이길용* · 윤용섭*

Pulsed DB/AB T-Burner Test for Measurement of Combustion Response Function of Solid Propellants

Jihwan, Lim* · Byunghoon, Park* · Gilyong, Lee* · Woongsup, Yoon*

ABSTRACT

In order to measure the acoustic amplification factor of an Al/HTPB propellant, T-burner tests using pulsed DB/AB method were conducted. In the experiment, powdered aluminum content was varied to a certain extent. Simultaneous ignition on the internal surface of a propellant was achieved by the use of a fast ignition disk. From the experimental data, the damping factor for a non-zero aluminum content could not be calculated due to the fast attenuation of perturbed pressure. Therefore, the addition of aluminum particle was more than sufficient to stabilize pressure-coupled instability.

Key Words: Solid Propellant(고체추진제), Combustion Response(연소응답), T-Burner(T-버너), Fast Ignition Disk(점화보조제), Pulsed DB/AB Method

1. 서 론

고체추진 로켓모터의 연소불안정은 추진제 연소로 방출되는 에너지의 일부가 대상 시스템의 음향학적 특성과 상호작용을 일으켜 음향학적 에너지로 변환되어 압력 진동을 유발함으로써 발생된다. 이 압력 진동은 연소가스의 거동에 따라 bulk mode, transverse mode, axial 또는 longitudinal mode로 분류된다. 본 연구에서는 대형 로켓모터의 연소불안정에 대한 실험적 접근을 대상으로 한다.

고체추진제 모터 내 연소불안정과 관련된 화학반응 메커니즘, 대상 시스템의 연소 및 에너지

발생구조 그리고 음향학적 거동 등의 대한 개별적인 메커니즘은 어느 정도 밝혀져 있는 반면에 이들의 상호작용에 의한 이론적 연구는 정확도나 효율성이 개별 현상 연구에 비해 현저히 떨어진다. 이는 고체추진제가 연소될 때 각각 현상들의 특성시간과 특성길이의 크기가 매우 달라 복잡한 메커니즘을 형성하고 있기 때문이다. 특히 고체추진제의 압력 섭동에 대한 응답함수는 수식으로 표현하기 매우 어려우므로 고체추진 로켓모터의 연소불안정에 대한 이론적 연구의 정확도나 효율성을 높이기 위한 실험적 접근이 현재로서는 유일한 방법이다.

추진제 연소 민감도는 연소관 내 압력섭동과 관련된 음향학적 측면과 연소가스의 속도섭동과 관련된 공기역학적 측면과 연관된다. 보통 속도 섭동은 압력섭동에 의한 영향을 수반한다. 속도

* 연세대학교 대학원 기계공학부
연락처, E-mail: sadalsuud@yonsei.ac.kr

섭동에 대한 연소응답은 내부 공기역학적 측면과 관련이 깊어 측정하기가 상당히 어렵다. 이는 실험장비가 실제 모터의 내부 유동 패턴을 정확하게 재현할 수 있어야하기 때문이다. 반면에 추진제 특성치와 관련 깊은 압력섭동에 의한 연소응답은 보다 쉽게 측정할 수 있다. 따라서 본 연구는 압력섭동에 관련된 부분에 초점을 맞추고자 한다.

압력섭동에 의해 발생하는, 고체추진 로켓엔진의 연소불안정에 대한 연구를 위해 다양한 실험적 방법들이 개발되어져 왔다.[1] 회전 튜브와 임피던스 튜브의 경우 측정 범위의 제한성이 문제가 되며 직접적인 연소응답 측정법은 비용과 신뢰도 면에서 단점이 있다. 그러므로 일반적으로 경제적이고 제한성이 적은 T-Burner가 널리 사용된다.[2,3] 본 연구에서는 Pulsed DB/AB 방법에 기초하여 특정 주파수에 대한 T-Burner 실험을 수행하였다.

2. T-Burner 실험장치 및 방법

2.1 Pulsed DB/AB Method

T-Burner를 사용하여 고체추진제의 연소응답 함수를 측정하는 방법에는 Standard Method, Pulsed During Burning/After Burning(DB/AB) Method, Variable Area T-burner(VATB) Method, Pulsed VATB Method로 크게 나눌 수 있다.[4,5] Standard Method는 입자상 감쇠 물질이 포함되지 않은 고체추진제를 위한 방법으로, 연소응답함수를 측정할 수 있게끔 하는 압력 진동이 자발적으로 성장·감쇠되기 때문에 기타의 부가장치가 필요 없는 가장 간단한 형태이다. 만약 고체추진제에 입자상 감쇠 물질이 포함된다면 자발적으로 형성되는 압력 진동이 억제되어 외부에서 인위적으로 교란을 만들어줘야만 한다. 이를 위해서 개발된 두 가지 방법 중 하나가 Pulsed DB/AB Method이다. 이 방법에서는 압력섭동에 의한 음향 파동 감쇠 효과를 측정하게 된다. 그리고 다른 하나, VATB Method에서는 추진제 시편을 컵 모양이나 실린더 모양으로 가

공하여서 연소 시 연소면적 변화에 따라 성장 계수를 측정하여 결과를 얻는 방법이다. 이 방법으로는 압력 및 속도 섭동에 의한 감쇠 효과를 측정할 수 있다. Pulsed VATB Method는 Pulsed DB/AB Method와 VATB Method가 결합된 방법이다.[1]

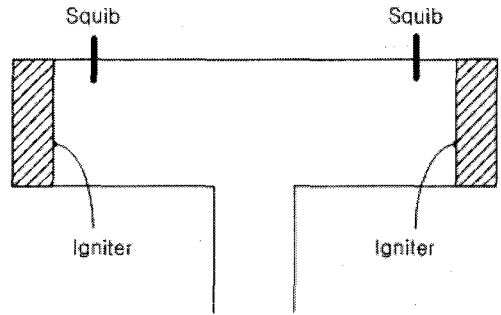


Fig 1. Pulsed DB/AB Method

본 연구에서는 실험 방법이 다른 방법에 비해 간단하며, 해석이 편리한 Pulsed DB/AB Method를 사용하였다.[6] Pulsed DB/AB Method는 Fig. 1에서 보는 바와 같이 양 끝단에 고체추진제 시편이 장착되고, 두 개의 펄서(Squib)가 설치되어있다. 이 방법은 Fig. 2에서 보이는 것처럼 연소 중간에, 연소 후에 펄서(pulser)를 사용하여 인위적인 압력 진동을 발생시켜 연소응답 특성을 구하는 방법이다.

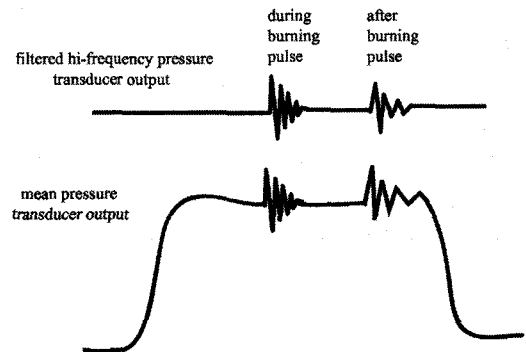


Fig. 2 The During Burning/After Burning (DB/AB) pulse on the combustion pressure

기본적으로 DB 펄스에 의한 음향 파동은 연소에 의해 증폭되는 동시에 시스템 자체 감쇠 구조에 의해 감쇠되는 반면에, AB 펄스는 연소가 종료되고 더 이상의 증폭구조를 갖지 못하지만 열역학적 조건이 동일한 시점에 작동되기 때문에 오로지 시스템 감쇠 구조에 의한 감쇠만이 일어나므로 Eq. 1에서 보듯이 이 두 음향파동의 증폭률 차이가 추진제 연소에 의한 음향 파동의 증폭을 의미한다는 개념에 기초하고 있다.

$$[\alpha_{comb} + \alpha_{sys}]_{DB} - [\alpha_{sys}]_{AB} = \alpha_{comb} \quad (1)$$

이에 T-Burner 내부 연소 음향장에서 인위적인 펄스에 의해 형성되는 음향 진동은 Eq. 2와 같이 선형이라고 가정하는 것으로부터 시작된다. Eq. 2에서 p' , p_0 , α , t , ω 는 각각 압력섭동, 평균압력, 증폭계수, 시간, 각주파수이다.

$$\frac{p'}{p_0} \approx e^{\alpha t} \cos(\omega t) \quad (2)$$

2.2 T-Burner 시스템

T-Burner 시스템은 크게 시스템 본체와 이를 제어할 수 있는 제어장치, 시스템 본체에서 측정될 시험 데이터를 출력 및 분석할 수 있는 후처리 장치, 그리고 마지막으로 시스템 본체와 연결되어 추진제 점화와 펄스를 위한 전원장치로 구성되어 있고, Fig. 3에서 보여주고 있다.

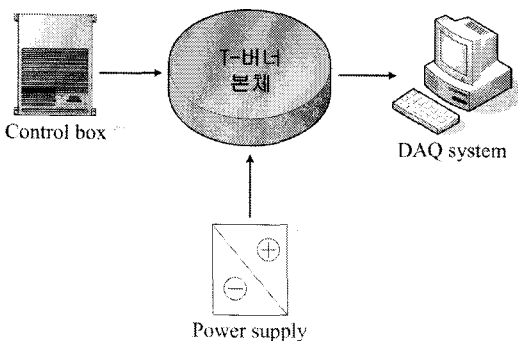


Fig. 3. The System of T-Burner

제어장치는 추진제 시편의 작동압력 범위에서 연소시간이 대략 0.7 sec 임을 고려했을 때, 펄스를 작동시키는 시간은 1/10 sec 수준에서 제어가 이루어져야하므로, 본 실험에서는 1/100 sec 단위로 제어가 가능한 기계식 릴레이를 이용하였다. 데이터 획득을 위한 장치로는 National Instrument Co.의 LabVIEW 7.0과 PCI-6024E 보드를 사용하였다. 그리고 Culick이 정립한 이론을 바탕으로 T-Burner 본체를 제작하였고, 그 개략도는 Fig. 4에서 보여지고 있다.[6,7]

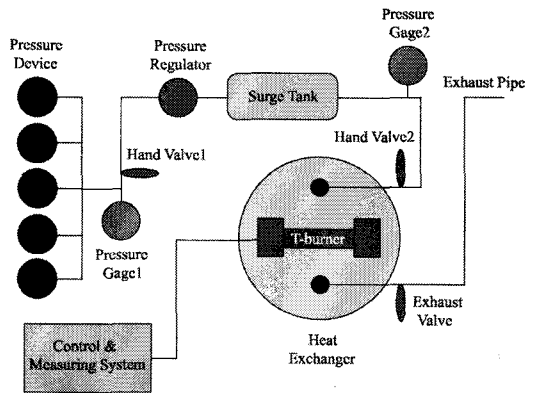


Fig. 4 Schematic of T-Burner

추진제 연소 시 고압환경을 구현해주기 위해서 1500 psi 로 충전된 고압 질소가스통 5개를 병렬로 연결하였다. 연소가 시작되면서 생성되는 급격한 연소가스의 양 때문에 압력이 급격하게 상승한 후, 다시 급격하게 감소하는 것을 방지해야만 한다. 이는 DB 펄스와 AB 펄스가 작동하는 시점에 동일한 압력과 온도장을 형성하게 하여 순수하게 연소 만에 의한 증폭계수를 구하기 위함이다. 따라서 이를 위해 surge tank를 사용하였다. 그리고 고온의 연소가스가 surge tank 내로 유입됨으로써 상당량의 부피를 갖는 surge tank가 요구됨에 따라 그 부담을 경감하고자 열교환기를 부착하였다.

T-Burner 본체 및 배관은 부식성이 강한 고온의 연소가스에 노출되기 때문에 SUS 316을 주재료로 하여 제작하였다.

23 점화보조제

T-Burner 내부는 원형 단면의 튜브 형태로, 이는 연소응답함수 계산식이 1차원으로 가정되어 계산된 식이기 때문이다. 따라서 이 가정을 만족하기 위해서 튜브 양 끝단에 장착된 고체추진제 시편은 일정한 단면을 유지한 채 1차원 가정을 만족시키면서 연소가 이뤄져야만 한다. 또한 고체추진제 시편 표면 위에서 동시점화는 필수적이라고 할 수 있다. 이를 해결하기 위한 여러 방법이 있을 수 있겠으나, 본 연구에서는 연소축매가 들어있어 기존 추진제보다 4~5배 연소속도가 빠른 다른 종류의 추진제를 얇게 썰어, 추진제 시편 위에 부착하였다. 아래 Fig. 5와 같이 추진제 시편 종방향 연소가 진행되는 것보다 횡방향으로 화염이 더 빨리 전파되게 하여 추진제 전면에서 동시에 점화가 되도록 하였다.

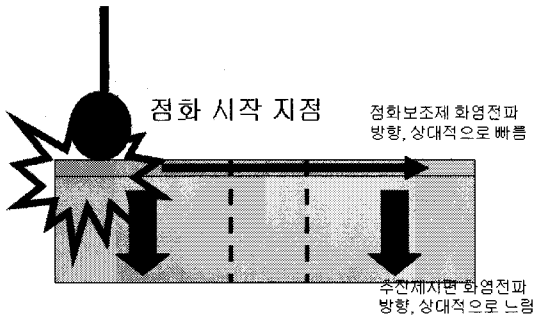
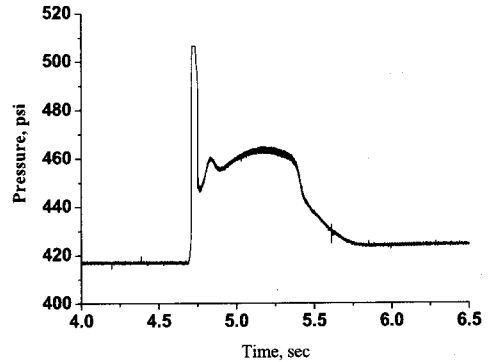


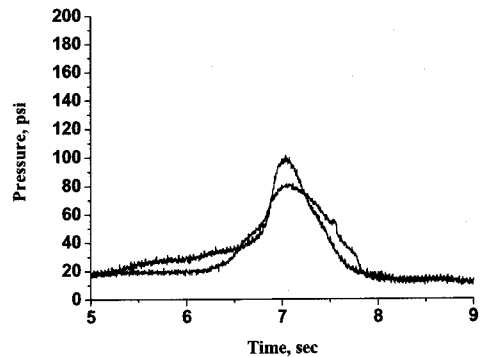
Fig. 5 Effect of fast ignition disk

T-Burner 튜브는 실제 고체 로켓 모터의 단면을 일차원 형상으로 가정하고 있으므로, 양 끝단에 각각 한 개씩, 1회의 실험에 총 2개의 고체추진제 시편을 사용하기 때문에, 시편이 각각의 표면 위에서 동시점화되는 것뿐만 아니라 양 끝단에서 점화되는 시점도 일치해야만 한다. T-Burner에서 궁극적으로 발생시키고자 하는 음향파동은 정재파 형태의 선형 음향파동이다. 하지만 튜브 양단에 설치한 추진제 시편의 점화 시간에 현저한 차이가 있을 경우 먼저 점화된 쪽은 고압 영역이 되고, 나중에 점화된 쪽은 저압 영역을 형성하게 된다. 이로 인해 압력 구배가 비대칭적으로 이뤄지게 되며, 따라서 진행

파 형태의 압력 파동이 생성되게 된다. 점화보조제의 의한 압력 섭동이 충분히 크고, 추진제 연소에 의해 음향파동이 증폭되기 때문에, 일단 발생한 진행파는 쉽게 감쇠되지 않으며, 실험자가 원하지 않는 음향파동이 튜브 내에 발생하는 결과를 초래하게 된다. 이러한 비대칭적인 문제를 발생시키지 않기 위하여 전기적인 사양과 그 외 물리적인 사양을 동일하게 유지하도록 하였다. Fig. 6 (a), (b)는 동시점화가 제대로 이루어졌을 때와 동시점화가 실패했을 때를 비교한 그림이다.



(a) With fast ignition disk



(b) Without fast ignition disk

Fig. 6 The simultaneous ignition by fast ignition disk

3. 증폭계수 formulation

3.1 선형 음향에너지 평형 이론 : 선형해석

연소불안정에 의한 선형 음향파동의 증폭 가능성을 예측하는 이론으로 음향파동이 증폭되어 비정상 불안정 음향파동에 의해 시스템의 연소 불안정성이 유발되는 경우와 음향파동의 시스템 감쇠가 우월하여 비정상 불안정 음향파동이 억제되는 경우로 대상 로켓모터의 연소불안정성 한계를 평가하는 방법이다. 대상 로켓모터에 대한 유동방정식과 이상기체 상태방정식을 선형화하여 $p' = \hat{p} \exp(\omega - i\alpha) = \hat{p} \exp(i\alpha kt)$ 와 같은 식을 사용하여 고전음향학의 음향파동 이론 해와 유사한 형태로 음향파동을 표현한다. 이 식에서 α 는 음향파동의 증폭과 감쇠를 나타내는 매개변수로서 증폭계수라 정의한다. 초기에 대상 시스템에 자발적으로 생성되는 고유/선형 음향파동은 연소응답 특성과 주기적인 유동구조에 의한 음향에너지 공급에 의해 증폭되며 노즐, 이상 유동 및 구조진동 등 다양한 감쇠요인에 의해 전체적으로 음향파동이 감쇠될 수도 있다. 선형해석의 경우 시스템 내부의 비정상 불안정 음향파동에 영향을 미치는 다양한 인자들의 합으로 α 를 표현할 수 있으며 각 증폭 혹은 감쇠인자에 대한 기여분을 α_i 라 하면 다음과 같은 표현이 가능하다.

$$\alpha = \sum_i \alpha_i \quad (3)$$

Equation 3과 같은 증폭계수를 바탕으로 Culick의 근사해석법에[6] 관한 이론을 전개하여 불안정 음향파동에 영향을 미치는 압력섭동과 속도섭동 등 주요 증폭요인들의 기여도를 평가한 결과를 간단한 결과식으로 정리하면 다음과 같다.

1) 압력섭동과 연관된 음향파동의 증폭

$$\alpha_{PC} = \frac{\bar{a}}{2} \frac{\int_V \gamma M_b R \hat{p}_n^2 dS}{\int_V \hat{p}_n^2 dV} \quad (4)$$

2) 속도섭동과 연관된 음향파동의 증폭

$$\alpha_{VC} = \frac{\bar{a}}{2} \frac{\int_V R_V \hat{p} \nabla \hat{p}_n dS}{\int_V \hat{p}_n^2 dV} \quad (5)$$

음향파동 증폭요인에 비해서 연소가스 중에 존재하는 응축상 입자들이 동적 저항 혹은 열적 저항의 형태로 연소실 내에 발생한 음향파동을 억제하는 경우에는 불안정 음향파동의 감쇠가 이루어진다. 이 현상에 대해서 Culick은 다음과 같은 식을 제시한 바 있으며 입자에 의한 감쇠를 평가하였다.[6]

$$\alpha_p = -\frac{1}{2} \left(\frac{C_m}{1+C_m} \right) \left\{ \frac{\omega_N (\omega_N \tau_d)}{1+(\omega_N \tau_d)^2} + (\bar{\gamma}-1) \frac{C}{C_p} \frac{\omega_N (\omega_N \tau_t)}{1+(\omega_N \tau_t)^2} \right\} \quad (6)$$

C_m : 기체와 입자의 밀도비

ω_N : 음향파동 각 주파수

$\tau_d = \frac{\rho_s \sigma^2}{18\mu}$: 동적인자

$\bar{\gamma}$: 비열비

C : 연소가스의 비열

$\frac{C}{C_p}$: 응축상의 비열

$\tau_t = \frac{3}{2} \frac{C}{C_p} Pr \tau_d$: 열적인자

단 이 경우 입자에 의한 감쇠를 정확하게 예측하기 위해서는 연소실 내부의 입자 크기 분포에 대한 매우 정확한 정보가 필요하다. 그러나 실제적인 입자 크기 분포 측정의 어려움이 많은 관계로 일반적으로는 대략의 추정 값에 기초하여 해석을 수행한다. 이와 더불어 특히 축방향 음향모드에 대한 주요 감쇠요인인 노즐에 의한 감쇠 기여도, 점성소산에 의한 음향파동의 감쇠가 있다. 그리고 고체추진체의 구조적 진동에 의한 음향파동 에너지의 손실 또한 경우에 따라서 고려해야 할 사항 중 하나이다.

4. 실험결과 및 분석

Pulse DB/AB T-Burner 실험에서 사용한 고체 추진제는 HTPB/AP 계열의 추진제로 음향 안정성을 위하여 Al 입자를 추진제 조성에 첨가하였다. 입자 크기에 대한 영향을 배제하고자 각 크기의 Al 입자를 같은 비율로 첨가하도록 하였다. 연소압력 약 460 psi를 대상으로 하여 고체추진제 시편의 연소시간을 측정해 본 결과 약 0.7초라는 것을 확인하였다. 각 펄스가 작동되는 시점은 Fig. 7에서 보이는 것처럼 정상연소가 이뤄지고 있는 총 연소시간의 2/3에 해당하는 시점, 점화 후 0.47초 후에, AB 펄스는 그 이후 연소가 종료되는 0.7초 후에 작동하도록 하였다.

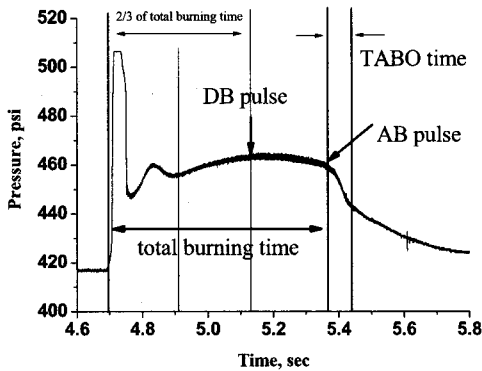


Fig. 7 Total combustion time and operation timing of DB/AB pulse

4.1 연소만의 의한 증폭계수, α , Al 함유량 $\neq 0\%$

Al 입자가 추진제에 다량(질량비율) 함유된 것에 대해서 실험을 수행하였다. Fig. 8에서 보면 약 26.1초와 약 26.5초에서 각각 펄스가 작동됨을 볼 수 있다. 이 과정은 AB 펄서를 작동시키기 위해서 TABO(Time After Burn Out)를 설정하기 위한 실험 중 일부로서 AB 펄서가 연소 직후에 작동되지 않았음을 확인할 수 있다. 주목할 부분은 펄스에 인한 압력 진동이 아주 빠르게 감쇠되었다는 것이다.

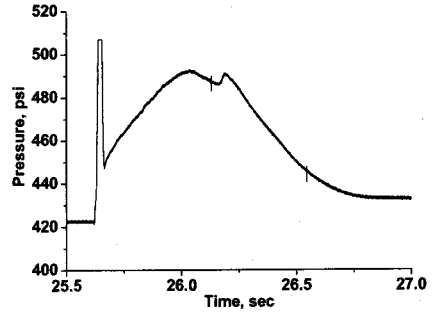
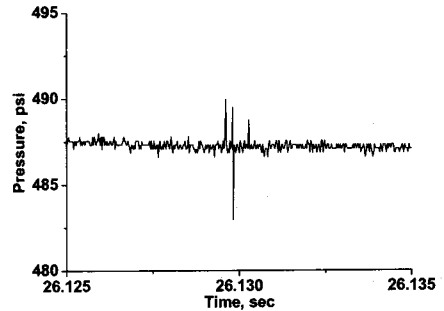
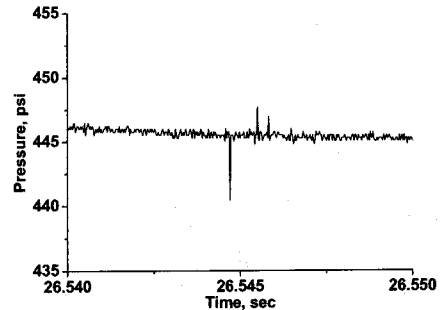


Fig. 8 Combustion pressure trace of solid propellant with Al content $\neq 0\%$ in the T-Burner



(a) During Burning pulse operation



(b) After Burning pulse operation

Fig. 9 Attenuation of acoustic characteristics after DB/AB pulse operation

Figure 9 (a), (b)에서는 연소 중과 연소 후 펄서에 의해 발생된 압력 진동을 좁은 시간 구간에서 자세히 표현하였다. Fig. 9에서 보듯이

펄스 작동 이후 발생한 압력 진동이 매우 빨리 감쇠되어서 감쇠 계수를 구할 수 없었다. 일반적으로 알루미늄 입자를 추진제에 포함하는 이유는 여러 가지가 있을 수 있겠으나 알루미늄 입자가 연소 중에 액적화하여 연소실 내 압력 진동을 감쇠하는 역할과 발열량을 높여 추력을 상승시키는 역할을 하기 때문이다. 연소 불안정성을 감쇠하는 요인으로 고려했을 때 문헌에 따르면 약 3% 정도의 질량 비율이 감쇠시키는데 가장 효율적인 것으로 알려져 있다. 이 추진제의 경우 알루미늄 입자를 다량 포함하고 있다는 것은 연소불안정을 피하기 위해서 첨가했다기보다는 오히려 추력을 향상시키고자 했다고 볼 수 있다. 따라서 이 추진제의 경우 연소불안정에 대하여 매우 안정한 추진제로 본 실험에서는 연소 특성을 찾아내기 위한 어떠한 데이터도 얻을 수 없었다.

4.2 연소만의 의한 증폭계수, α , Al 함유량 = 0%
 이 실험은 알루미늄 입자의 영향을 배제하고자 고체추진제 시편에 알루미늄 입자가 전혀 포함되지 않은 추진제에 대해서 실험을 수행한 결과이다.

Figure 10에서 보이는 것처럼 0.9초에서 DB 펄스와 1.2초에서 AB 펄스가 제대로 작동했음을 볼 수 있다. Fig. 11은 전체 압력에서 평균 압력을 제외한 압력 섭동 부분만을 도시한 그래프이다.

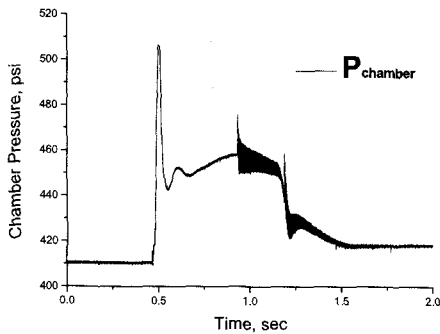


Fig. 10 Combustion pressure trace of solid propellant with Al content = 0% in the T-Burner

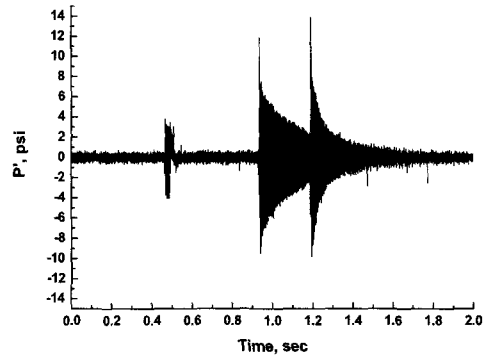


Fig. 11 Fluctuation of combustion pressure in T-Burner

약 0.5초 부근의 압력 교란은 초기 점화보조제의 연소에 의해 발생된 것으로 빠르게 감쇠되어 실험 대상 타이밍에 영향을 주지는 않았다.

음향감쇠계수를 찾기 위하여 압력 데이터를 DB 펄스와 AB 펄스 부분으로 각각 분리한 후 저주파 통과 필터를 사용하여 800Hz 이상의 고주파 영역은 제거하였다. Fig. 12는 필터링 된 DB 펄스 부분을 확대하여 그린 것이다.

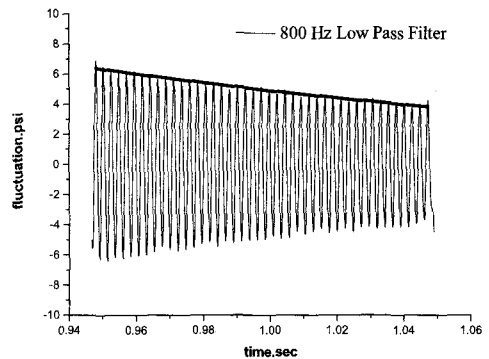


Fig. 12 Pressure fluctuation by DB pulse after data postprocessing

후처리 과정을 거친 압력 데이터를 바탕으로 주파수 분석을 해보면 Fig. 13에서처럼 약 420 Hz에서 고유주파수를 보이고 있다.

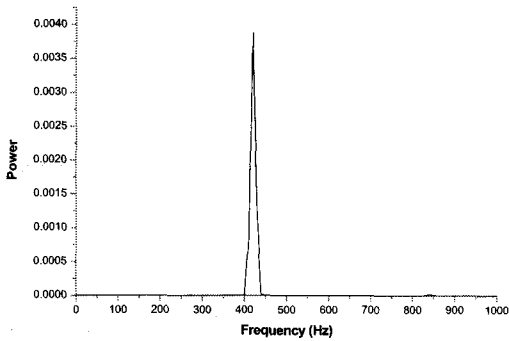


Fig. 13 Spectral Analysis of pressure fluctuation of DB pulse part

Fig. 12 그래프에서 파동의 극대값을 취한 후 curve fitting을 해보면 감쇠계수, α_{DB} 는 -5.2 /sec로 구해진다. 또한 이를 바탕으로 추정하는 내부 연소가스 유효온도와 음속은 각각 2065 K, 840 m/sec이다.

AB 펄스 부분도 위와 동일한 과정을 거쳐 Fig. 14와 같은 후처리 과정을 거친 압력 선도를 얻을 수 있었다.

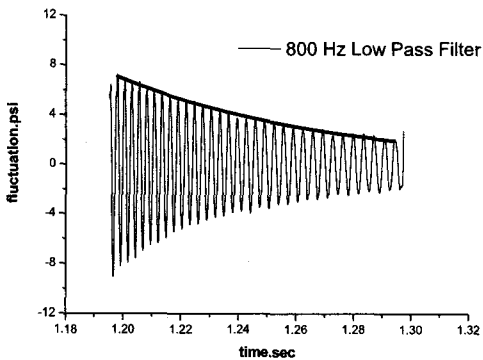


Fig. 14 Pressure fluctuation by AB pulse after data postprocessing

주파수 분석을 통하여 고유주파수가 Fig. 15에서 보다시피 약 312 Hz부근에서 폭을 가지고 나타나는 것을 볼 수 있었다. T-Burner에서 주파수

는 연소실 길이의 함수로 나타나는데 동일한 조건에서 실험을 했음에도 불구하고 DB 펄스 부분과 고유주파수 값이 다르게 나타나는 이유는 AB 펄스가 이론적으로 연소가 정확히 종료되어서 연소에 의한 영향은 배제되고 열역학적 상태량이 연소 중과 동일한 지점에서 작동했어야 하는데, 정확히 작동시키지 못하고 연소가 종료되고 압력이 떨어지는 부분에서 작동했기 때문에 이와 같은 차이가 발생하였다. 압력이 떨어지면서 온도가 급격히 감소하기 때문에 주파수는 작게 측정되었고, 이는 Fig. 14를 보면 후방부에서 시간이 지남에 따라 파장이 길어지는 것을 확인할 수 있다. 이와 같은 이유로 고유주파수를 나타낸 그래프를 보면 DB 펄스 구간보다 AB 펄스 구간에서 큰 폭으로 나타나게 된다.

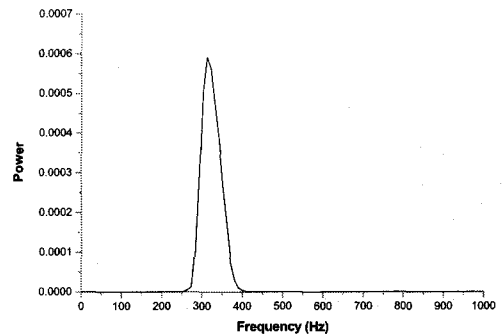


Fig. 15 Spectral Analysis of pressure fluctuation of AB pulse part

이 부분에서 추정되는 유효온도는 1144 K로 예상된다. 그리고 연소 특성이 제외된 시스템 특성만을 갖는 감쇠계수 값은 -13.5 정도로 계산되어졌다.

따라서 연소효과 만에 의한 추진제 특성을 나타내는 증폭 계수, α 는 DB 펄스에 의한 압력 진동의 감쇠 계수, α_{DB} 에서 AB 펄스에 의한 압력 진동의 감쇠 계수, α_{AB} 를 뺀 값으로 약 8.3 /sec 정도로 구해졌다.

5. 결 론

고체추진제의 연소불안정성을 측정하기 위한 T-Burner 기법 중 Pulsed DB/AB Method를 적용하여 추진제 내 알루미늄 입자가 다량 함유된 경우와 0% 함유된 경우에 대해서 실험을 각각 수행하였다.

알루미늄 입자가 다량 함유된 경우 고체추진제에 대해서는 압력 진동이 매우 빠르게 감소되어, 연소에 의한 증폭계수를 구할 수 없었다. 따라서 실험에 사용된 추진제는 pressure-coupled instability에 대해 안정하다고 할 수 있다.

알루미늄 함유량이 0%인 경우의 고체추진제에 대해서는 특정 주파수에서의 연소에 의한 증폭계수를 실험적으로 구하였다.

실험의 신뢰성과 재현성을 높이는데 필수적인 문제들을 분석하고 대안을 제시하였다.

참 고 문 헌

1. Michael M. Micci, "Methods for Measuring Solid Propellant Combustion Response," Workshop Report, pp.51-57
2. 김경무, 강경택, 윤재건, "고체추진 로켓모터에서의 선형 안정성 해석," 대한기계학회논문집, 제19권, 제10호, 1995, pp.2637-2646
3. F.S. Blomshield, J.E. Crump, H.B. Mathes, R.A. Stalnaker, "Stability Testing of Full Scale Tactical Motors," Journal of Propulsion and Power, Vol.13, No.3, 1997, pp.349-355
4. W.C. Andrepont., "The T-burner Test Method for Determining the Combustion Response of Solid Propellant," AIAA Paper 72-1053, 1972
5. L. D. Strand and R. S. Brown, "Laboratory Test Methods for Combustion-Stability Properties of Solid Propellants," Bonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants, edited by D. Luca, E. W. Price and M. Summerfield, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, New York, Vol.143, pp.689-718, 1992
6. F.E.C. Culick, "T-Burner Testing of Metallized Solid Propellants", CPIA Pub. 275, 1976
7. Y. C. Lu, W. H. Hsieh, V. Yang, K. K. Kuo, J. Cook, "T-Burner User's Manual," JCA, 1990