

## 고체로켓 연소관 내 압력섭동에 대한 입자상 물질에 의한 음향 감쇠 및 연소응답 특성 측정

임지환<sup>a</sup> · 이상협<sup>a</sup> · 윤웅섭<sup>a,\*</sup>

### Measurement of Pressure-coupled Combustion Instability Characteristics : Acoustic Attenuation by Particulate Matter(Al) and Combustion Response of Solid Propellant

Jihwan Lim<sup>a</sup> · Sanghyup Lee<sup>a</sup> · Woongsup Yoon<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>School of Mechanical Engineering, Yonsei University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [wsyoon@yonsei.ac.kr](mailto:wsyoon@yonsei.ac.kr)

#### ABSTRACT

T-Burner tests of an Al/HTPB propellant in conjunction with a Pulsed DB/AB Method were conducted to find an acoustic amplification factor. Aluminum-free and aluminum-heavy propellants were examined. Instant surface ignition was successfully made by the use of a supplementary propellant of fractionally higher reaction rate. With the presence of higher aluminum concentration in the propellants, the pressure perturbations were promptly damped down and the pressure fluctuations were no longer dispersive. Addition of aluminum particles into the propellant was advantageous for stabilizing pressure-coupled unstable waves.

#### 초 록

연소 시, 입자상 물질에 대한 HTPB/AP 계열 고체추진제의 음향특성을 정량화하기 위해서, Pulsed DB/AB T-burner 실험을 수행하였다. 추진제 전면에서 동시 점화를 위해, 대상 고체추진제보다 연소 속도가 빠른 다른 고체추진제를 대상 추진제 앞면에 부착하였다. 다량의 알루미늄이 포함된 고체추진제에서는 T-burner 내부에서 만들어진 압력섭동에 의한 음향학적 불안정성이 매우 빠르게 감쇠되었고, 반대로 알루미늄이 포함되지 않은 고체추진제에서는 상대적으로 매우 느리게 감쇠함을 확인하였다. 본 연구에서는 음향학적 특성값들을 정량화하였고, 이를 통해 연소응답 특성을 계산하였다.

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

Received 2 December 2013 / Revised 1 March 2014 / Accepted 8 March 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

## 1. 서 론

고체 로켓 모터 내부에서 연소불안정 현상에 의해 구동된 음향 파동은 매우 작은 연소에너지에 의해서도 쉽게 증폭될 수 있는 반면에 내부 감쇠 구조는 매우 약하다. 그러므로 불안정한 음향 압력 또는 속도는 로켓 모터 구조를 파괴시킬 수 있을 정도로 증폭된다[1]. 고체추진 로켓 모터의 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[2]. 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 등에 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[3].

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

자 한다.

압력섭동에 의해 발생하는, 고체추진 로켓엔진의 연소불안정에 대한 연구를 위해 다양한 실험 방법들이 개발되어 왔다[4]. 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[5,6]. 본 연구에서는 Pulsed DB/AB 방법에 기초하여 특정 주파수에 대한 T-burner 실험을 수행하였다.

한편, 본 연구에서는 압력 섭동에 의해 발생한 연소불안정이 입자상 물질(알루미늄, Al)에 의해 저감되는 효과를 보기 위해서, 고체추진제 내부에 알루미늄을 첨가하였다. 그리고 추진제 내 알루미늄에 의한 음향학적 감쇠 특성을 측정하여 추진제의 연소응답 특성을 정량화하였다.

## 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[7,8]. Standard Method는 입자상 감쇠 물질이 포함되지 않은 고체추진제를 대상으로 하는 방법으로, 연소응답함수를 측정할 수 있도록 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 가공하여서 연소 시 연소면적 변화

에 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[7,8]. 본 연구에서는 실험 방법이 다른 방법에 비해 간단하며, 해석이 편리한 Pulsed DB/AB Method를 사용하였다[9]. Pulsed DB/AB Method는 Fig. 1에서 보는 바와 같이 양 끝단에 고체추진제 시편이 장착되고, 두 개의 펄스(pulsar)가 설치되어있다. 이 방법은 Fig. 2에서 보이는 것처럼 연소 중간에, 연소 후에 펄서를 사용하여 인위적인 압력 진동을 발생시켜 연소응답 특성을 구하는 방법이다.

기본적으로 DB 펄스(During Burning Pulse)에 의한 음향 파동은 연소에 의해 증폭되는 동시에 시스템 자체 감쇠 구조에 의해 감쇠되는 반면에, AB 펄스(After Burning Pulse)는 연소가 종료되고 더 이상의 증폭구조를 갖지 못하지만 열역학적 조건이 동일한 시점에 작동되기 때문에 오로

지 시스템 감쇠 구조에 의한 감쇠만이 일어나므로 Eq. 1에서 보듯이 이 두 음향파동의 증폭률 차이가 추진제 연소에 의한 음향 파동의 증폭을 의미한다는 개념에 기초하고 있다[10].

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

이에 T-burner 내부 연소 음향장에서 인위적인 펄스에 의해 형성되는 음향 진동은 Eq. 2와 같이 선형이라고 가정하는 것으로부터 시작된다 [10]. Eq. 2에서  $p'$ ,  $p_0$ ,  $a$ ,  $t$ ,  $\omega$  는 각각 압력섭동, 평균압력, 증폭계수, 시간, 각주파수이다.

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

### 2.2 T-burner 시스템

T-burner 시스템은 T-burner 본체와 가압장치, 실험 일련의 과정을 제어하는 제어장치, 측정될 시험 데이터를 입력받고 분석할 수 있는 데이터 획득 장치, 그리고 시스템 본체와 연결되어 점화와 펄스를 위한 전원장치로 구성되어 있다.

제어장치는 추진제 시편의 작동압력 범위에서 연소시간이 대략 0.7초임을 고려했을 때, 펄서를 작동시키는 시간은 1/10초 수준에서 제어가 이루어져야하므로, 본 실험에서는 1/100초 단위로 제어가 가능한 기계식 릴레이를 이용하였다. 데이터 획득을 위한 장치로는 National instrument의 LabVIEW 7.0과 PCI-6024E 보드를 사용하였다. 그리고 Culick이 정립한 이론을 바탕으로 T-burner 본체를 제작하였고, 그 개략도는 Fig. 3에 제시하였다[9,11]. 추진제 연소 시 고압환경을 구현해주기 위해서 1500 psi 로 충전된 고압 질소가스 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

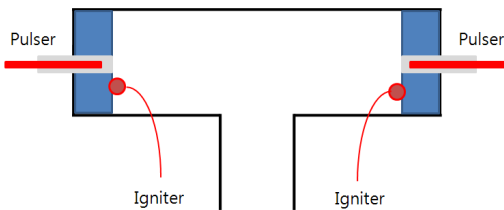


Fig. 1 Pulsed DB/AB method.

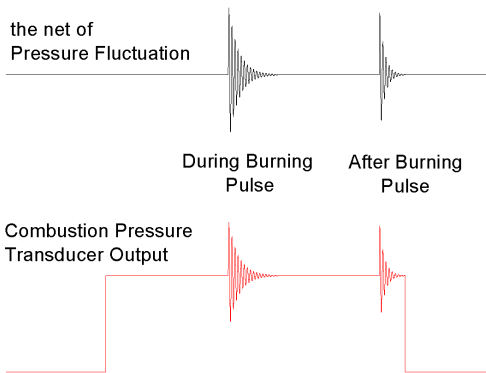


Fig. 2 The during burning/after burning (DB/AB) pulse on the combustion pressure.

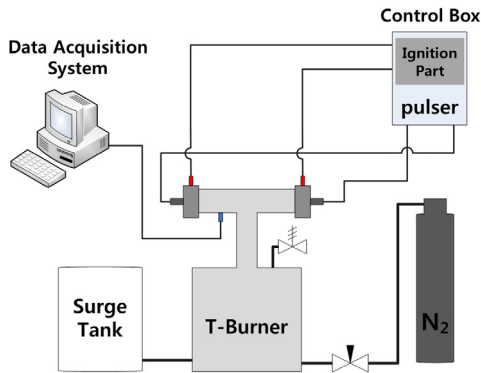


Fig. 3 Schematic of the experimental setup and instrumentation.

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.

### 2.3 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. 본 실험에서 이 가정을 구현하기 위해서는 두가지 관점에서의 동시점화 조건을 만족해야만 한다. 그중, 첫 번째 관점에서의 동시점화는 다음과 같이 설명될 수 있다. T-burner 튜브는 실제 고체 로켓 모터의 단면을 일차원 형상으로 가정하고 있고, 양 끝단에 각각 한 개씩, 1회의 실험에 총 2개의 고체추진제 시편을 사용하기 때문에, 양 끝단에서 점화되는 시점을 일치시켜야만 한다. T-burner에서 궁극적으로 발생시키고자 하는 음향파동은 정재파 형태의 선형 음향파동이다 (Fig. 4(a)). 하지만 튜브 양단에 설치한 추진제 시편의 점화 시간에 현저한 차이가 있을 경우

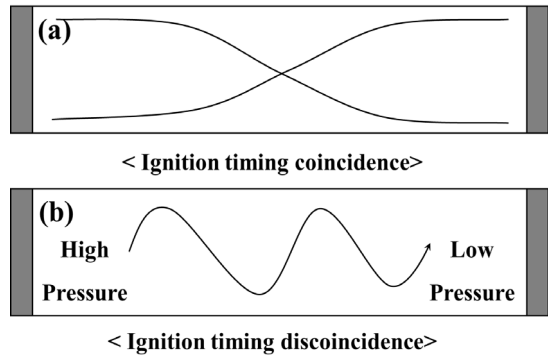


Fig. 4 Effect of fast ignition disk.

먼저 점화된 쪽은 고압 영역이 되고, 나중에 점화된 쪽은 저압 영역을 형성하게 된다. 이로 인해 압력 구배가 비대칭적으로 이뤄지게 되며, 따라서 진행과 형태의 압력 파동이 생성되게 된다 (Fig. 4(b)). 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 점화기의 전기적 및 물리적 사양을 동일하게 유지하도록 하였다. 이로써, 첫 번째 관점에서의 동시점화 조건에서 발생할 수 있는 문제를 최소화 하였다[9].

그리고 두 번째 관점에서의 동시점화는, 각각의 고체추진제 시편 표면 위에서 전체적으로 동시에 점화가 일어나는 것을 뜻한다. 이를 구현하기 위해서, 본 연구에서는 연소축매가 들어있어 기존 추진제보다 4-5배 연소속도가 빠른 다른 종류의 추진제(점화보조제)를 얇게 썰어, 추진제 시편 위에 부착하였다. 그리하여 추진제 시편 중 방향 연소속도 보다 횡방향으로 화염이 더 빨리 전파되게 하여 추진제 전면에서 동시에 점화가 되도록 하였다. 한편, 두가지 관점에서의 동시점화 조건 중에서, 고체추진제 시편 표면에서 다차원 효과를 배제시키기 위한 조건을 구현하는 것이 기술적으로 더 어렵기 때문에, 압력 조건 생성에 있어 일반적으로 더 중요하게 다뤄진다.

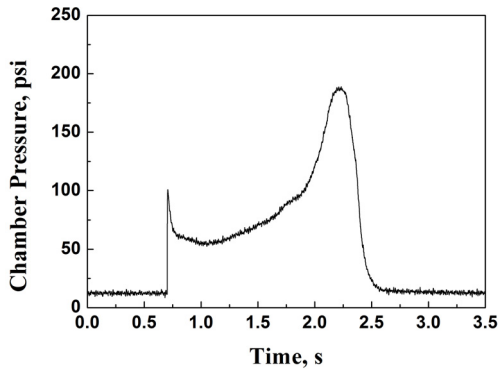


Fig. 5 Measured chamber pressure when using the ignition supplementary disk at atmosphere.

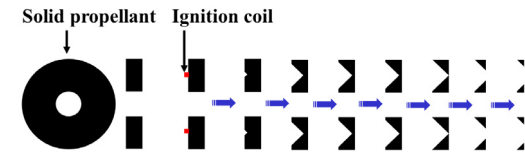
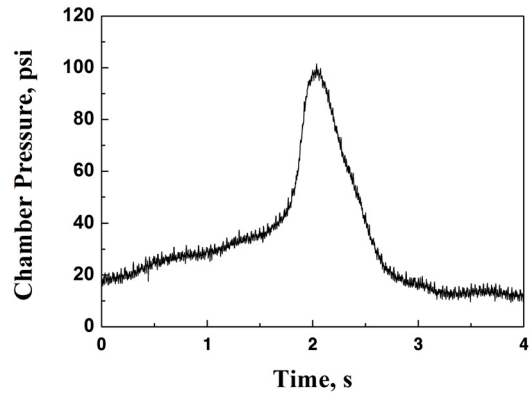


Fig. 7 Measured chamber pressure and regression of solid propellant specimens when not using the ignition supplementary disk (at atmosphere).

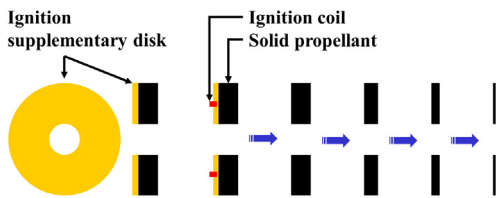
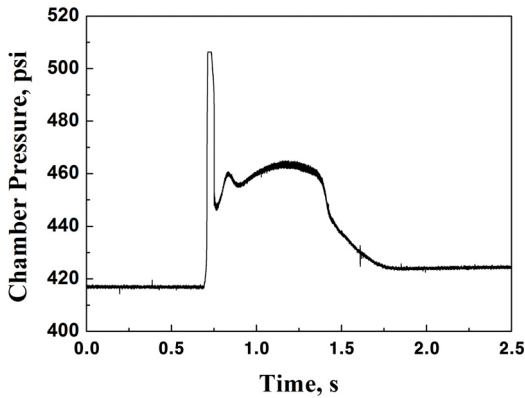


Fig. 6 Measured chamber pressure and regression of solid propellant specimens disk when using the ignition supplementary disk (under high pressure).

Fig. 5는 점화보조제를 부착한 채로, 대기압 조건에서 점화시켰을 때, T-burner 내부 압력 변화를 보여주고 있다. 점화 이후, 압력이 급격한 정점을 보이고, 이후 약 0.8초간 평탄한(평탄하게

볼 수 있는) 구간을 만들어내지만, 연소 후반부로 가면서 상승하게 된다. 이것은 연소 말미에 국소적으로 고체추진제의 표면적이 늘어나면서 연소속도가 증가했기 때문으로 추정된다. 연소시간을 줄임과 동시에 실제 연소실처럼 고압을 구현하기 위해서 시험 압력을 높였고, 결과적으로 실험 조건이 잘 만들어진 결과를 Fig. 6 상단 압력 곡선에서 볼 수 있다. Fig. 6과 7은 동시점화의 성공과 실패를 비교한 그림이다. 두가지 관점에서의 동시점화 조건을 만족했을 때, Fig. 6에서 연소 표면은 종방향으로 후퇴하게 되고, 이로 인해 점화 후 압력은 급격하게 발달된 뒤, 평평한 구간을 생성시킨 후 급격하게 감소하게 됨을 볼 수 있었고, 본 연구 목적에 맞게 실험 할 수 있는 특정 압력 구간(평탄한 구간)을 생성시키는데 적합했다. 하지만, 동시점화가 실패한 상황인 Fig. 7을 보면, 연소 표면은 결과적으로 종방향으로 후퇴하지만, 점화코일에 의한 연소표면의 다차원 효과로 서서히 압력이 상승했다 감소하게 되는 모습을 보여주고 있다.

## 24 DB/AB 펄스 작동 시점 설정

Pulse DB/AB T-burner 실험에서 사용한 고체 추진제는 HTPB/AP 계열의 추진제로 음향 안정성을 위하여 알루미늄 입자를 추진제 조성에 첨가하였다. 입자 크기에 대한 영향을 배제하고자 각 크기의 알루미늄 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. 8에서 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.

본 연구에서 사용된 고체추진제는 가운데 작은 동심원 모양의 구멍을 갖는 형태로 제작되었으며, Fig. 1에서 보는 것처럼, 이 구멍 안쪽 뒷편으로 각 펄서들을 장착했으며 각 펄서와 추진제 사이에는 격벽이 있어 연소열에 직접 노출되지 않도록 하였다. 그리고 가운데 구멍으로 열이 전달되는 것을 방지하기 위해서 실험 전 진공 그리스로 차폐하였다. 따라서 각 펄서들이 연소 중간에 폭발하지 않고, 원하는 시점에서 작동할 수 있었다.

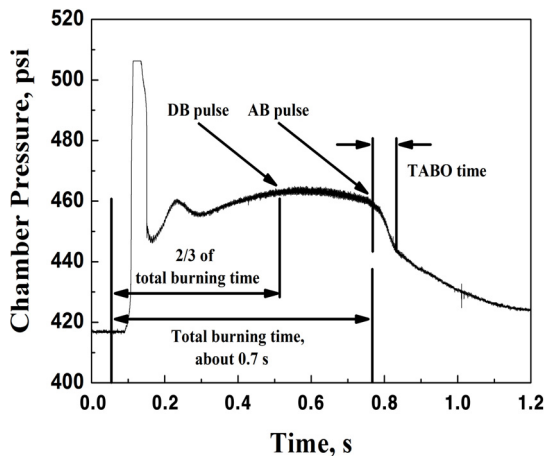


Fig. 8 A total combustion time and an operation timing of the DB/AB pulse.

## 3. 증폭계수 Formulation : 선형 음향에너지 평형 이론

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[9,12]. 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 이론해와 유사한 형태로 음향파동을 표현한다 [9,12]. 이 식에서  $\alpha$ 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  $\alpha$ 를 표현할 수 있으며 각 증폭 혹은 감쇠인자에 대한 기여분을  $\alpha_i$ 라 하면 다음과 같은 표현이 가능하다[12].

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

Eq. 3과 같은 증폭계수를 바탕으로 Culick의 근사해석법에 관한 이론을 전개하여 불안정 음향파동에 영향을 미치는 압력섭동과 속도섭동 등 주요 증폭요인들의 기여도를 평가하였다[9]. 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 Eq. 4를 제시한 바 있으며 입자에 의한 감쇠를 평가하였다[9]. 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 축 방향 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.

$$\alpha_p = -\frac{1}{2} \left( \frac{C_m}{1+C_m} \right) \left\{ \frac{\omega_N(\omega_N\tau_d)}{1+(\omega_N\tau_d)^2} + (\bar{\gamma}-1) \frac{C}{C_p} \frac{\omega_N(\omega_N\tau_t)}{1+(\omega_N\tau_t)^2} \right\} \quad (4)$$

$C_m$	: Ratio of density
$\omega_N$	: Angular frequency of acoustic wave
$\tau_d = \frac{\rho_s \sigma^2}{18\mu}$	: Dynamic relaxation time
$\bar{\gamma}$	: Specific heat ratio
$C$	: Heat capacity of burnt gas
$C_p$	: Heat capacity of condensed phase
$\tau_t = \frac{3}{2} \frac{C}{C_p} Pr\tau_d$	: Thermal relaxation time

#### 4. 실험결과 및 분석

##### 4.1 연소만의 의한 증폭계수, $\alpha$ , Al 함유량 $\neq 0$ wt%

알루미늄이 다량(10 wt% 이상) 함유된 추진체에 대해서 실험을 수행하였다. Fig. 9에서 보면 약 0.63초와 약 1.045초에서 각각 DB 펄스와 AB 펄스가 연소 도중과 TABO (Time After Burn Out) 구간에서 성공적으로 작동했음을 볼 수 있었다. 여기서 주목할 부분은 펄스에 의한 압력 진동이 매우 빠르게 감쇠했다는 것이다. Fig. 10과 Fig. 11에서 보듯이 각 펄스 작동 이후 발생한 압력 진동이 매우 빨리 감쇠되어서 감쇠계수를 구할 수 없었다.

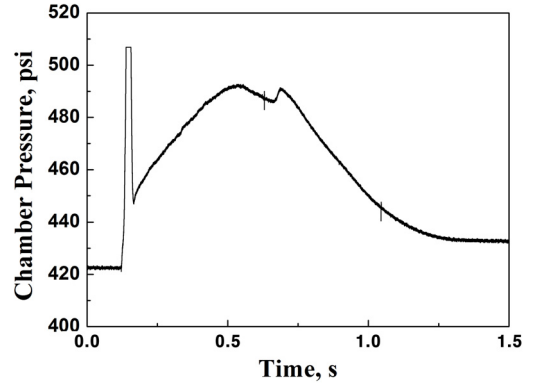


Fig. 9 The combustion pressure trace of the aluminum-heavy solid propellant in the T-burner.

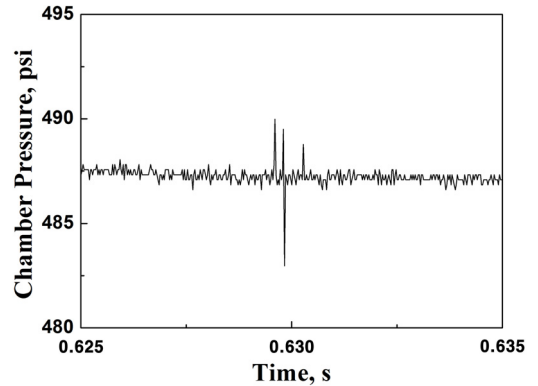


Fig. 10 Attenuation of acoustic characteristics after DB/AB pulse operation : DB pulse operation.

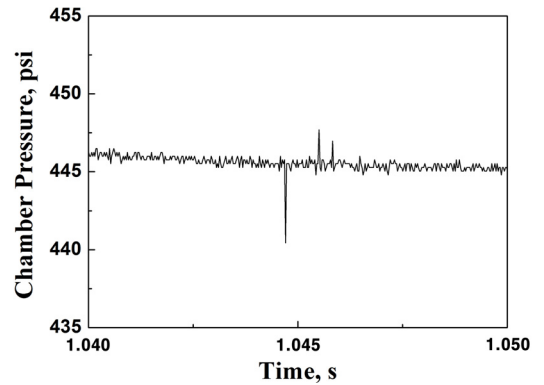


Fig. 11 Attenuation of acoustic characteristics after DB/AB pulse operation : AB pulse operation.

일반적으로 알루미늄 입자를 추진제에 포함하는 이유는 알루미늄 입자가 연소 중에 액적화하여 연소실 내 압력 진동을 감쇠하는 역할과 발열량을 높여 추력을 상승시키는 역할을 하기 때문이다. 연소 불안정성 억제 역할을 고려했을 때, 문헌에 따르면 약 3 wt% 알루미늄 비율이 억제 효과가 좋은 것으로 알려져 있다[9]. 이 추진제가 알루미늄 입자를 다량 포함하고 있다는 것은 연소불안정을 피하기 위해서 첨가했다기보다는 오히려 추력을 향상시키고자 했다고 볼 수 있다. 따라서 이 추진제는 연소불안정에 대해 매우 안정한 추진제로써, 외부에서 인가된 교란이 매우 빠르게 감쇠되어 연소특성을 찾기 위한 과정을 본 연구(Fig. 10과 Fig. 11)에서는 더 이상 진행 할 수 없었다.

Fig. 9에서 T-burner 내부 압력 변화를 보면, 점화보조제에 의한 급격한 압력의 등락을 보인 후, 연소가 진행되면서 서서히 압력이 증가된 것으로 보인다. 이는 추진제 표면에서 국소적으로 다차원 연소가 발생한 것으로 보이지만, 0.5초와 0.7초 사이에서 압력 변화는 10 psi 로써, 전체 평균 압력의 약 2% 크기의 변화로 무시할 수 있으며, 입자상 알루미늄의 영향으로 필서에 의해 발생된 교란이 매우 빠르게 감쇠했기 때문에, 이 압력 상승은 전체 결과에 큰 영향으로 작용하지 못했다.

#### 4.2 연소만의 의한 증폭계수, $\alpha$ , Al 함유량 = 0 wt%

이 실험은 알루미늄 입자의 영향을 배제하고자 고체추진제 시편에 알루미늄 입자가 전혀 포함되지 않은 추진제에 대해서 실험을 수행한 결과이다.

Fig. 12에서 보이는 것처럼 0.9초에서 DB 펄스와 1.2초에서 AB 펄스가 제대로 작동했음을 볼 수 있다. Fig. 13은 전체 압력에서 평균 압력을 제외한 압력 섭동 부분만을 도시한 그래프이다. 약 0.5초 부근의 압력 교란은 초기 점화보조제의 연소에 의해 발생된 것으로 빠르게 감쇠되어 실험 대상 타이밍에 영향을 주지는 않았다.

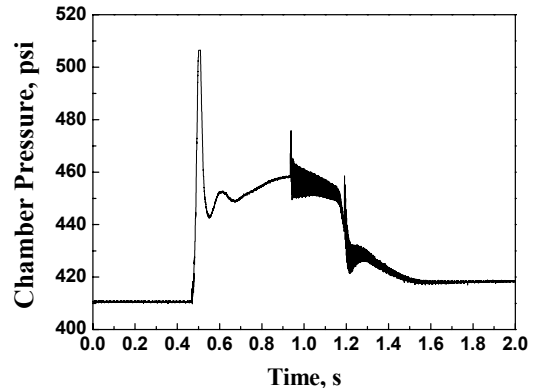


Fig. 12 The combustion pressure trace of aluminum-free solid propellant in the T-burner.

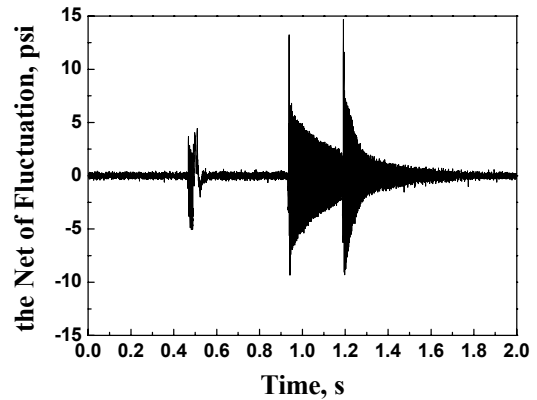


Fig. 13 The fluctuation of the combustion pressure in the T-burner.

음향감쇠계수를 찾기 위하여 압력 데이터를 DB 펄스와 AB 펄스 부분으로 각각 분리한 후 저주파 통과 필터를 사용하여 800 Hz 이상의 고주파 영역은 제거하였다. Fig. 14는 필터링 된 DB 펄스 부분을 확대하여 그린 것이다. 후처리 과정을 거친 압력 데이터를 바탕으로 주파수 분석을 해보면 Fig. 15에서처럼 약 420 Hz에서 고유주파수를 보이고 있다. Fig. 14에서 파동의 극대값을 취한 후 Curve fitting을 해보면 감쇠계수,  $\alpha_{DB}$ 는  $-5.2 / s^{-1}$  로 구해진다. 또한 구해진 고유주파수를 바탕으로 추정하는 내부 연소가스 유효온도와 음속은 각각 2065 K, 840 m/s 이다.



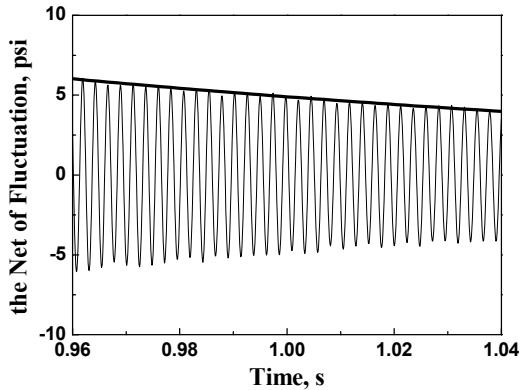


Fig. 14 The pressure fluctuation by the DB pulse after data postprocessing, filtered by low pass filter, 800 Hz.

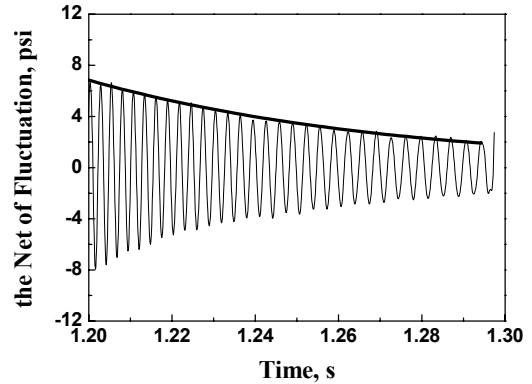


Fig. 16 The pressure fluctuation by the AB pulse after data postprocessing, filtered by low pass filter, 800 Hz.

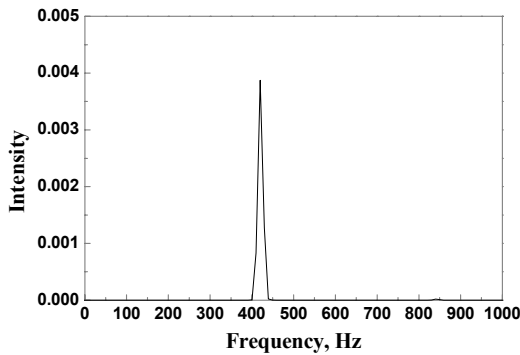


Fig. 15 A spectral analysis of the pressure fluctuation of the DB pulse part.

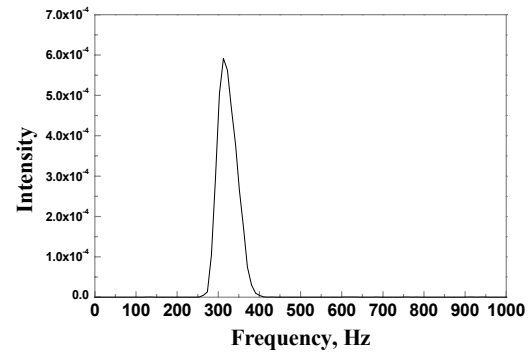


Fig. 17 The spectral analysis of the pressure fluctuation of the AB pulse part.

이 과정은 Eq. 5에서 보는 것처럼, 고유주파수, T-burner 튜브 종방향 길이, 그리고 열역학적 상태량 관계식으로부터 구해진다[9].

$$f_0 = \frac{a}{2L} = \frac{\sqrt{\gamma RT}}{2L} \quad (5)$$

$f_0$	: Natural frequency
$a$	: Speed of sound
$L$	: Axial length of T-Burner
$\gamma$	: Specific heat ratio
$R$	: Universal gas constant
$T$	: Effective temperature of burnt gas

AB 펄스 부분도 위와 동일한 과정을 거쳐 Fig. 16과 같은 후처리 과정을 거친 압력 선도를 얻을 수 있었다.

주파수 분석을 통해 계산된 고유주파수는 Fig. 17에서 보듯이 약 312 Hz 부근에서 폭을 가지고 나타나는 것을 볼 수 있었다. T-burner에서 주파수는 연소실 길이의 함수로 나타나는데 동일한 조건에서 실험을 했음에도 불구하고 DB 펄스 부분과 고유주파수 값이 다르게 나타나는 주된 이유는, AB 펄스가 이론적으로 연소가 정확히 종료되어서 연소에 의한 영향은 배제되고 열역학적 상태량이 연소 종과 동일한 지점에서 작동했어야 하는데, 정확히 작동시키지 못하고 연소가 종료되고 압력이 떨어지는 부분에서 작

동했기 때문이다. 따라서 압력이 떨어지면서 온도가 급격히 감소하기 때문에 주파수는 작게 측정되었고, 이는 Fig. 16을 보면 1.24초 이후 시간이 흘러감에 따라 파장이 길어지는 것을 확인할 수 있다. 또한 이런 이유 때문에, 고유주파수를 나타낸 그래프를 보면 DB 펄스 구간보다 AB 펄스 구간에서 큰 폭으로 나타나게 된다. 이 부분에서 추정되는 유효온도는 1144 K로 예상된다. 추정할 수 있는 또 다른 원인으로, 고체추진제가 연소되면서 T-burner 종방향 길이가 길어짐에 따라 고유주파수에 영향을 끼칠 수 있기 때문이다. 하지만, T-burner 종방향 길이는 1000 mm 이고 2개의 추진제 연소로 인한 내부 길이 변화는 최대 14 mm 이기 때문에, 약 1.4% 의 오차를 갖는다고 볼 수 있다. 이 길이 변화에 의한 오차는 고유주파수 영향에 상대적으로 매우 작은 영향을 미치게 된다.

한편, 연소 특성이 제외된 시스템 특성만을 갖는 감쇠계수 값은 -13.5 정도로 계산되어졌다. 따라서 연소효과 만에 의한 추진제 특성을 나타내는 증폭 계수,  $\alpha$ 는 DB 펄스에 의한 압력 진동의 감쇠 계수,  $\alpha_{DB}$ 에서 AB 펄스에 의한 압력 진동의 감쇠 계수,  $\alpha_{AB}$ 를 뺀 값으로 약  $8.3 /s^{-1}$  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 감쇠되어, 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 증폭

계수를 실험적으로 구하였다.

실험의 신뢰성과 재현성을 높이는데 필수적인 문제들을 분석하고 대안을 제시하였다.

## 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다. (계약 번호 UD110095CD, UD130038GD)

## References

- Blomshield, F.S., "Historical Perspective of Combustion Instability in Motors : Case Studies," 37th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit, Salt Lake City, Ut., U.S.A., AIAA 2001-3875, 2001.
- Yoon, W.S. and Kim, Y.S., *Rocket Engineering*, Kyungmoonsa., 2004.
- F.E. Culick., "Combustion Instabilities : Mating Dance of Chemical, Combustion, and Combustor Dynamics," 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Ala., U.S.A., AIAA 2000-3178, 2000.
- Micci, M.M., "Methods for Measuring Solid Propellant Combustion Response," Chemical Propulsion Information Agency Publication Workshop Report, pp. 51-57, 1986.
- Kim, K.M., Kang, K.T. and Yoon, J.K., "Linear Stability Analysis in a Solid-Propellant Rocket Motor," *Journal of Mechanical Science Technology*, Vol. 19, No. 10, pp. 2637-2646, 1995.
- Blomshield, F.S., Crump, J.E., Mathes, H.B. and Stalnaker, R.A., "Stability Testing of Full Scale Tactical Motors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 3, pp. 349-355, 1997.

7. Andrepont, W.C., "The T-burner Test Method for Determining the Combustion Response of Solid Propellant," *AIAA Paper*, 72-1053, 1972.
8. Strand, L.D. and Brown, R.S., "*Laboratory Test Methods for Combustion-Stability Properties of Solid Propellants*," edited by D. Luca, New York, AIAA, Vol. 143, pp. 689-718, 1992.
9. Culick, F.E., "T-Burner Testing of Metalized Solid Propellants," Chemical Propulsion Information Agency Report, 1976.
10. Lim J.H. and Yoon, W.S., "Pulsed DB/AB T-Burner Test for Measurement of Combustion Response Function of Solid Propellants," *Asian Joint Conference Propulsion and Power*, Gyeongju, Korea, Mar. 6-8, 2008.
11. Lu Y.C., Hsieh, W.H., Yang, V., Kuo, K.K. and Cook, J., "T-Burner User's Manual," J. Cook & Associates, Inc Report, 1990.
12. Kim, H.C., Kim, J.S., Moon, H.J., Sung, H.G., Lee, H.K., Ohm, W.S. and Lee, D.H., "Linear Stability Analysis for Combustion Instability in Solid Propellant Rocket," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 5, pp. 27-36, 2013.