고체 추진제의 소화특성 연구

황용석*

Experimental Study on the Extinction Characteristics of the Solid Propellant

Hwang Yong Seok*

ABSTRACT

The extinction characteristics of the solid propellant were studied experimentally in this paper. These characteristics are required for designing TCO (thrust cut off) system of the solid rocket motor. Parameters to characterize solid propellant extinction were defined by physical observation. A device was designed for acquiring these parameters and the firing tests were implemented to get the preliminary data for the extinction characteristics of HTBP propellant.

초 록

본 논문에서는 고체 추진제의 소화특성을 실험적으로 연구하는 방법에 대해 다루었다. 고체 추진제의 소화특성은 고체 추진기관의 TCO 시스템을 설계하는 기본 자료로 사용된다. 추진제의 소화특성을 정량적으로 밝히기 위해 이 현상에 대한 물리적 고찰을 통해 파라미터를 정의하고, 이를 획득할 수 있는 실험장치를 설계하였다. 또한, 이 장치를 통해 HTBP 추진제의 연소시험을 진행하여 예비 데이터를 획득할 수 있었으며, 이를 분석하여 소화 특성에 관한 파라미터를 계산할 수 있었다.

Key Words: TCO System(TCO 시스템), Solid Propellant Extinction(고체 추진제 소화), Solid Propellant motor(고체 로켓), Extinction Experimental Setup(소화 시험 장치)

1. 서 론

로켓을 이용한 추진시스템은 자체 내에 산화제가 포함된 추진제를 저장하여 외부공기의 도움 없이 추력을 발생함으로써 군용 및 민간목적의 추진체에 널리 쓰인다. 군사무기 및 위성 발사체

† 2004년 6월 4일 접수 ~ 2004년 9월 2일 심사완료
* 정회원, 국방과학연구소 기술-4부-2팀
연락저자, E-mail: hpolaris@hanmail.net

에 주로 응용되는 고체 로켓모터는 액체 로켓 엔진이나 하이브리드 로켓과는 달리 일단 점화되어 연소가 시작된 후에는 연소를 제어하여 추력을 조절하는 것이 어렵다. 따라서 고체 로켓 모터에서는 사거리 조절이나 비행중 더 이상 쓸모가 없어진 구성품을 떼어내기 위한 단 분리용 추력조절장치를 필요로 한다. 이와 같은 단 분리용 추력 크기 조절시스템을 통틀어 TCO (thrust cut-off) 시스템이라 칭한다. 이미 언급한 바와 같이 TCO의 목적은 첫째 추진기관의 사거리를 조절하기 위하여 최대 사거리 이전에 탄두 혹은 탑재물을 분리시킬 때, 둘째 다단 로켓에서 단 분리시 후방체와 전방체의 충돌을 방지하기 위하여, 셋째 비상안전조치로 비행을 중단해야 할 경우나 시험비행 중인 비행체가 비행시험장의 안전영역을 벗어났을 때 사용하고자 하는 것이다. TCO는 일반적으로 로켓모터의 전방체에 구멍을 내어 이를 개방하여 주 추력의 반대방향으로 추력을 발생시켜 순추력이 음이 되도록 하는 역추력 (TR : thrust reversal) 방식과 추진제의 연소를 중단시킴으로서 추력을 중화(neutralizing)시키는 개념의 연소중단 (TT : thrust termination) 방식이 있다[1].

이러한 TCO 시스템을 설계하기 위해서는 급격한 압력 변화 상태에서의 추진제 소화현상에 관한 자료가 필요하다. 추진제의 소화현상에 관련된 연구는 이 시스템을 적용하기 시작한 선진국들에 의해 1970년대부터 이루어져 왔다. Mongia 등[2]은 선형 가정을 통한 안정성 분석을 수행하여 고체 추진제의 안정적인 연소가 불가능한 최소 표면 온도가 존재한다는 것을 예측하였으며, T'ien [3]은 고체 추진제의 소화를 열손실과 관련지어 이론적 소화 한계를 규정하고, 실험과의 비교를 통하여 검증하였다. 또한, Baliga [4]은 화염진동에 의한 비정상 효과를 기존의 정상상태에 관한 이론에 접목하여 이론적 예측 능력을 보완할 수 있음을 밝혔다. 한편, Donde 등[5]은 복합 추진제(composite propellant)의 소화 특성을 초기압력, 최종압력, 압력강하율을 사용하여 표현하였으며, 위 인자들을 이용한 소화경계를 실험으로 구해내었다.

국내에서는 이와같은 추진제의 소화현상 연구가 초보적인 단계이다. 국방과학연구소에 추진제의 소화특성을 TCO 시스템 설계와 연계하여 시험할 수 있는 장치를 설치함에 따라, 이 분야에 대한 연구가 활발해 질 것을 기대하며 본 논문에서는 이 시험장치의 원리 및 시험 방법, 설계 파라미터 도출등에 관하여 설명하고 연소시험을 통하여 얻어진 데이터의 분석 및 시스템에의 적용방법등에 관하여 논하였다.

2. 본 론

2.1. 시험의 이론적 배경

2.1.1 압력구배 환경하의 추진제 연소특성

TCO 시스템이 작동될 때 추진기관은 급격한 압력의 변화를 겪게 되므로 보다 정확한 추진기관의 성능해석을 위해서는 이러한 환경 하에서 추진제의 연소특성을 알아야 한다.

TCO 시스템이 작동하면 추진제 외부 압력이 급격하게 하강하게 되는데, 이러한 경우 연소화염은 추진제 표면에서 멀어지게 되고, 추진제로 전달되는 열속의 양은 감소하게 된다. 그러나 추진제 표면이 식는 데에는 시간이 필요하므로 얼마동안은 높은 압력에 해당하는 양의 추진제가 기화되어 화염에 공급된다. 이러한 경우, 다음과 같은 세 가지의 연소형태가 발생할 수 있다. 첫째로 압력강하의 구배가 충분히 급격하게 일어나거나 압력레벨이 충분히 크게 떨어지면 추진제 표면의 기화는 아직 떨어진 압력에 적응하지 못하여 고압에 해당하는 양의 추진제를 기화시키는 반면, 공급되는 열속은 떨어진 압력에 따라 감소하여 결국 추진제 표면에 가열된 층의 두께가 일정 영역 이하로 얇아지면서 화염이 소화(extinction)되는 경우이다. 두번째는 첫 번째의 경우처럼 압력강하 구배나 강하된 압력 레벨이 충분하지 못하여, 열속이 추진제의 기화를 감당하기에 어느 정도 충분하며, 일부는 추진제를 가열할 수 있는 경우로서, 이와같은 경우, 처음에는 추진제가 소화되나, 추진제 표면층이 가열되고 새로운 압력에 이 층이 적응하여 약간의

시간 지연을 두고 추진제가 다시 점화(reignition)되는 경우이다. 시간 지연은 수백분의 1초에서 수초 정도이다. 마지막으로 압력강하 구배가 작거나 떨어진 압력의 차이가 크지 않을 경우로 추진제가 소화되는 현상이 일어나지 않고 연소과정이 새로운 압력에 적응하여 계속 연소가 일어나게 된다[6,7,8].

2.1.2. 연소현상 결정 인자

고체추진제의 연소에 관한 물리적 과정을 생각하여 보면, 초기 압력의 레벨 P_i, 압력강하의 크기 ΔP, 압력강하 구배 dP/dt의 세 가지 요소가 압력강하에 따른 연소현상의 영역을 결정하는 인자가 된다. 또한, 위의 현상은 기본적으로 열적 메커니즘에 의한 현상이기 때문에 추진제의 조성, 물성, 첨가물질의 양과 같은 화학적인 성질과 추진제 점화, 연소, 및 초기 온도에 크게 의존한다.

이와 같은 인자를 고려하고 추진제의 물성을 적용하여, 가스 상(gas phase)의 연소와 추진제 표면의 가열에 대한 열 방정식을 세워 압력변화에 따른 연소현상을 모사해 볼 수 있으며, 이를 통하여 물리적 현상에 대한 더 많은 이해가 가능하나, 이에 관한 이론적 해석은 완벽하지 못하기 때문에 실제 응용분야에서는 주로 실험에 의한 방법에 의존한다. 실험적인 방법으로 위의 현상을 연구할 때, 실제 크기의 추진기관을 사용할 수도 있으나, 이 경우 많은 비용과 시험회수의 제한으로 인하여 충분한 양의 데이터를 확보할 수 없다. 따라서 실제 고려하고 있는 추진기관과 유사한 압력 수준을 제공하고 충분한 압력 강하 범위를 다룰 수 있으며 신뢰성 있는 충분한 데이터를 확보할 수 있는 작은 규모의 실험 장치를 고안하여 실험을 하는 것이 필요하다[6].

2.1.3. 압력강하시 추진제의 연소 특성 결정

추진제의 불안정한 연소 과정은 압력강하에 걸리는 시간이 가열된 표면층의 적응시간보다 짧으면 발생한다고 유추할 수 있으며 다음과 같은 수식으로 표현할 수 있다.

$$\frac{P_i - P_e}{dP/dt} < t_R = \frac{\alpha_p}{r_{bi}^2} \tag{1}$$

여기서, t_R은 가열된 추진제 표면의 relaxation 시간, α_p는 추진제의 열확산계수, r_b는 초기 압력에 해당하는 추진제 연소속도이며, P_e, P_i는 멤브레인이 열린 후 형성된 추진기관 내의 압력과 열리기 직전의 압력을 각각 나타내고, P_e는 추진제의 소화가 일어날 경우는 1 atm이 된다.

결과적으로 그레인의 소화 조건은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$const. < \frac{\alpha_p}{r_{bi}^2 P_i} \frac{dP}{dt} \frac{1}{1 - \frac{P_e}{P_i}} \tag{2}$$

이 조건을 살펴보면 추진제 소화와 관련하여 다음과 같은 무차원 수 2개를 얻을 수 있으며, 하나는 압력 강하에 대한 무차원 비율 $\dot{P}$와 다른 하나는 초기압력과 강하된 압력 사이의 비 H로 각각 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{P} = \frac{\alpha_p}{r_{bi}^2} \frac{dP}{dt} \frac{1}{P_i} \tag{3}$$

$$H = \frac{P_e}{P_i} \tag{4}$$

위에서 제시한 무차원수는 추진제 가열 표면층에서 화학반응은 없다는 가정 하에서 만들어진 것이며, $\dot{P}$와 H는 서로 일정한 함수 관계를 가지고 있다. 따라서 이 둘을 실험적으로 구하여 도시해 보면 두 개의 인자에 의해 추진제의 소화가 일어나는 영역과 지속적인 연소를 유지할 수 있는 영역을 구분할 수 있다. 또한 이를 이용하면 추진기관의 TCO 설계시 추진제를 완전 소화시킬 수 있는 영역과 그렇지 않은 영역을 설계자의 의도대로 구분하여 적용시킬 수 있다. 위 식에서 $\dot{P}$와 H를 구하기 위해서는 해당하는 인자들 개개의 값을 알아야 하는데, 그 중 α_p와 r_{bi}는 추진제의 고유 특성으로 추진제 조성시 별도의 실험을 통해서 얻게 되므로, P_i, P_e, 와 dP/dt 을 실험을 통해서 구할 필요가 있다. 여기서, dP/dt는 시험 데이터로부터

$\frac{P_i - P_{1/2ie}}{t_i - t_{1/2ie}}$ 로 근사하여 사용한다. 또한, $P_{1/2ie} = \frac{P_i + P_e}{2}$로 정의되며, $t_{1/2ie}$는 $P_{1/2ie}$의 압력을 나타내는 점의 해당 시간을 나타낸다.

2.2. 시험장치

2.21. 시험장치 구성

시험장치는 Fig. 1에서 보는 바와 같이 크게 세부분으로 나누어 추진제가 연소하는 연소실, 노즐 블럭 그리고 타격장치(strike device)로 구성되어 있다. 시험하고자 하는 추진제를 연소실에 고정하여 점화시킨 후 노즐을 통해 연소가스를 분출시킴으로서 연소실을 일정한 압력으로 유지하게 하고 정해진 시간에 타격장치를 이용하여 아크릴 멤브레인으로 만들어진 TCO 포트를 강제 개방시킴으로써 급격한 압력강하를 유발하여 추진제의 소화여부를 관찰하게 된다.

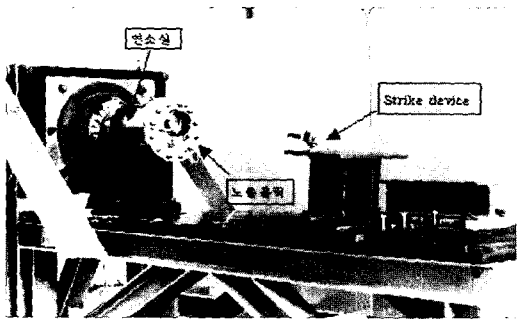

Fig. 1 Schematic of the test apparatus

연소실은 내경이 150 mm이고 길이가 350 mm인 실린더 형태로 최대 허용압력은 10 MPa이며 최대허용온도는 3600 K이다. 연소가스로부터 연소실 벽면을 보호하기 위하여 내열재를 사용하였다.

노즐이 조립되어 있는 블럭은 연소관의 후방 덮개로 사용되고 노즐과 TCO포트 그리고 압력센서 장착부로 구성된다. 노즐과 TCO포트는 교체가 가능하며, 사용할 수 있는 최대 직경은 노즐목의 경우 14 mm와 TCO 포트의 경우 80 mm이다. 노즐 블럭에는 정적 압력 거동과 동적 압력 거동을 동시에 측정하기 위해 piezoresistive type과 piezoelectric type 압력센서가 각각 장착되며 그림 2는 센서가 장착된 후의 시험장치 형상이다.

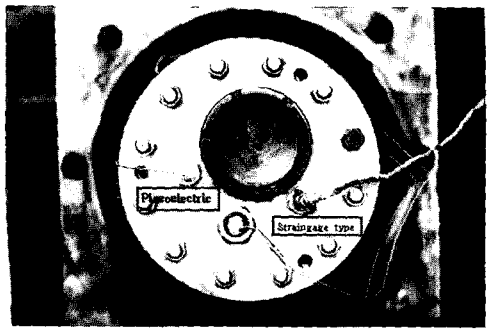

Fig. 2 Nozzle, TCO port and pressure sensor

타격장치는 압력발생기를 이용하여 압력을 형성시키고, 이 압력을 이용하여 납탄환을 TCO 포트의 아크릴 멤브레인을 향해 발사하는 구조로 되어있다. 타격장치 및 점화장치를 제어하는 회로는 신호지연 장치를 통해 점화장치 작동후 특정시간 이후에 타격장치 신호가 보내질 수 있도록 구성되어 있다.

2.22. 시험 장치의 실험 영역

시험 장치의 실험 영역은 압력 강하량(ΔP) 및 압력강하 구배(dP/dt), 그리고 연소실의 초기압력(P_i)으로 나타낼 수 있다. 이는 다음과 같은 간단한 계산을 통해 이론적으로 구해질 수 있다. 다음 식은 저장된 가스의 단열팽창 과정을 등 엔트로피 과정으로 가정하여 TCO 작동 후 최종압력에 도달하기까지 걸린 시간(Δt)에 대하여 구한 식이다.

$$\Delta t = \frac{-2V_{free}\left(\frac{P_e}{P_i}\right)^{(1-\gamma)/2\gamma} - 1}{(1-\gamma)R\sqrt{T_i}A\sqrt{\frac{\gamma}{R}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}} \quad (5)$$

위식에서 V_{free}는 시험장치의 멤브레인이 열릴 당시의 자유체적(free volume)을, A는 노즐목과 구멍크기를 포함한 추진기관의 개방 면적, R은 기체 상수를 나타낸다. 또한, γ는 기체의 비열비, T_i는 추진제의 연소온도이다. 위 식에

의하면 추진제의 시간에 따른 압력강하는 실험장치의 자유체적과 멤브레인의 면적에 의존하는 함수로 나타남을 알 수 있다. 시험장치의 크기는 최소 30 mm에서 280 mm까지의 길이에 해당하는 자유체적을 만들 수 있도록 설계되었으므로, 이를 통하여 실험장치가 구현할 수 있는 최대 압력 구배는 다음과 같이 계산된다. 최대 압력구배는 연소실 압력 6.0 MPa에서 dP/dt ~43,500.0 MPa/s 가 되며, 최소 압력구배는 연소실 압력 4.0 MPa일 때, dP/dt ~245.0 MPa/s 가 된다.

2.2.3. 시험방법

연소시험에 사용한 추진제는 HTPB계열의 저연 추진제로 추진제 그레인의 형상은 실린더 형상이다. 실린더 외경은 연소가 되지 않도록 내열고무(inhibitor)를 붙여 제작하였으며 연소실 내면을 보호하기 위해서 내열튜브를 만들어 그 속에 추진제를 부착하여 연소가스가 직접적으로 연소실 내면벽에 영향을 미치지 않도록 하였다.

연소시험은 우선 점화기의 작동상태를 점검하기 위해 점화기만을 시험한 후, TCO 포트 개방작동 시간을 정하기 위하여 TCO 포트의 작동 없이 추진제를 완전히 연소시켜 정상상태의 시간-압력곡선을 획득하고, 이를 분석하여 어느 시점에 타격장치를 작동시킬 것인가를 정한 후 최종적으로 압력강하에 따른 추진제의 소화특성 시험을 수행하는 순서로 진행되었다.

2.3. 시험 결과

2.3.1 TCO 포트 미개방 시험

TCO 포트의 개방이 없는 상태에서 연소시험을 한 결과, 점화 후 1초 후에 최대압력에 도달하였으며 1초부터 5초까지는 점진적으로 압력이 감소하였고, 측정된 최대압력은 780 psig이다. 분석된 시험결과를 토대로 점화 후 1.5초 후에 타격장치를 작동하기로 결정하였다.

2.3.2 TCO 포트 개방시험

첫 번째 시험에서는 가장 큰 크기의 멤브레인(직경 80 mm)을 사용하였으며, 두 번째 시험은 중간 크기(직경 50 mm)를 사용하여 수행되었다. Figure 3와 4는 각각 첫 번째, 두 번째 시험에서 측정된 압력 값이다. 첫 번째 시험에서는 추진제 점화 후 1.5초에서 멤브레인이 파괴되어, 압력강하가 이루어지고 추진제의 소화가 일어난 것을 관찰할 수 있었다. 여기서 piezoelectric type 압력센서에 의해 측정된 값이 piezoresistive type 압력센서의 값과 다른 것을 관찰 할 수 있는데, 이는 신호처리기(signal conditioner)의 문제와 piezoelectric type 압력센서의 특성 때문에 발생한 것으로 판단된다.

두 번째 시험에서는 piezoelectric type 압력센서의 신호처리기가 이상을 보여 piezoresistive type 압력센서만을 사용하여 계측하였다. 이 시험에서도 앞 선 시험과 마찬가지로 추진제 점화 1.5초 후에 타격장치가 작동되도록 설정되었지만, 점화 후 약 1초만에 멤브레인이 연소실 압력을 이기지 못하고 파괴되어 이 지점에서 압력강하가 발생하였다. 이것은 아마도 설치된 멤브레인의 자체적인 결함으로 인해 발생한 현상으로 추측된다.

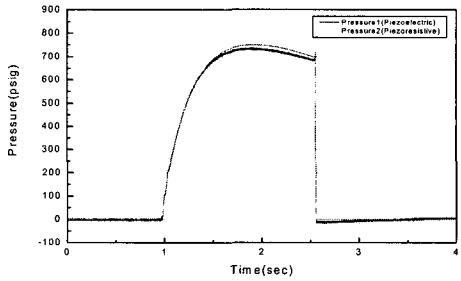

Fig. 3 pressure-time curve of 1st TCO open test

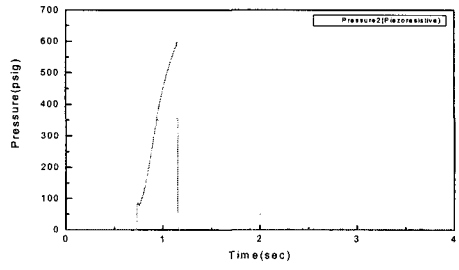

Fig. 4 pressure-time curve of 2nd TCO open test

위의 압력곡선을 통해서도 알 수 있듯이 두 종류의 시험에서 모두 추진제의 소화가 발생했다. 이 결과를 2.1.3절에서 설명한 바와 같이 계산하여 무차원수 $\dot{P}$와 H를 구하고, $\dot{P}-H$ 선도를 이용하여 정리하면 Fig. 5 와 같은 결과를 얻을 수 있다. 여기서, 추진제의 물성에 해당하는 열확산계수와 추진제의 연소속도는 각각 다음과 같은 계측값을 사용하였다.

$$\alpha_p = 0.5807\times10\text{-}7\ \mathrm{m^2/s}$$
$$r_b = 0.034244\ P^{0.33}\ \mathrm{inch/s}$$

Figure 5는 본 실험에서 얻어진 결과와 기존의 추진제에 대해 실험한 결과를 동시에 도시한 그래프이다. 그래프에서 관찰할 수 있는 바와 같이 수차례의 각각 다른 $\dot{P}$와 H를 가진 실험을 실시하여 그래프에 도시하면, 그래프의 좌측에 해당하는 연소 영역과 우측에 해당하는 소화 영역이 나타나게 되며, 그래프에 직선으로 표시된 것과 같은 일정한 소화 경계를 정의할 수 있다. 이러한 데이터는 추진제의 고유 특성이기 때문에 이 추진제를 사용하는 추진기관의 특성에 관계없이 사용할 수 있다. Fig. 5에 표시된 현재 실험 데이터는 실제 소화가 이루어진 것으로 소화영역에 해당된다. 또한 실기형 추진기관을 이용한 TCO 시험에서 화염이 소화되지 않은 영역에 대한 시험데이터도 Fig. 5에 도시하였으며, 이를 통하여 소화/연소 영역을 확연히 구분할 수 있다.

3. 결 론

TCO 작동시 성능해석의 필수적인 기초자료가 되는 추진제의 소화특성을 시험할 수 있는 시험 장치를 이용하여 연소시험을 수행하였으며, 시험 방법과 결과처리 방법을 확립하였다. 정의된 무차원수에 대해 시험에서 얻은 $\dot{P}-H$ 그래프는 TCO 장치를 설계할 때 기초 자료로 활용할 수 있으며, 향후 추진제의 소화특성이 필요한 유사 시험에 유용하게 적용될 것이다.

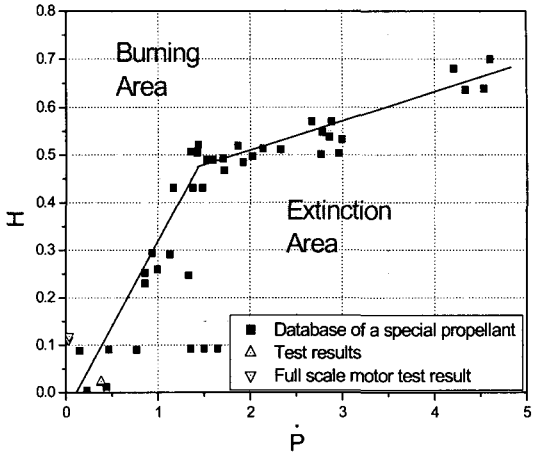

Fig. 5 $\dot{P}-H$ graph of TCO open test

참 고 문 헌

1. Y.M.Timnat, Advanced Chemical Rocket Propulsion, pp.77-81, Academic Press, 1987
2. Mongia, Hukam C., Ambs, Lawrence L., "Model for the combustion and extinction of composite solid propellants during depressurization," Combustion and Flame, v.22, no.1, 1974, pp.59-69
3. T'ien, James S., "Theoretical criterion for dynamic extinction of solid propellants by fast depressurization," Combustion science and technology, vol.9, no.1/6, 1974, pp.37-39
4. Baliga, B. R., T'ien, J. S., "Unsteady effects on low-pressure extinction limit of solid propellants," AIAA journal, v.13, no.12, 1975, pp.1653-1656
5. Donde, R. , Riva, G., De Luca, L., " Experimental and theoretical extinction of solid rocket propellants by fast depressurization," Acta astronautica, v.11, no.9, 1984, pp.569-576
6. "Development of the experimental

installation for the investigation into burning at the pressure drop," Keldysh Research Center report B.1, April 2001
7. K.K.Kuo, and M. Summerfield, Fundermentals of solid-propellant combustion, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol.90, 1984, pp.661-731
8. "Extinguishment of solid propellants by rapid depressurization," AIAA journal vol. 6, 1965, pp.1417-1419