고체 추진제 연소응답함수와 그 적용

김경무, 윤명원, 유지창
국방과학연구소 추진기관부

Combustion Response Function and its application of Solid Propellant

Kyung-Moo Kim, Myong Won Yoon and Ji-Chang Yoo

I. 서 론

고체 로켓 모터의 설계와 관련하여 그간 많은 경험의 축적되었으나 현재까지도 모터의 임무 수행 과정에서 겪는 큰 어려움 중 하나가 압력 변화를 수반하는 진동 연소, 즉 연소 불안정(combustion instability)이 발생하는 경우이다. 연소실 내부 가스 진동 현상의 대부분은 자체적으로 감쇠되지만 경우에 따라 증폭되어 과도한 압력상승으로 이어져 모터의 파괴에 이르기도 한다.

고체 로켓 모터의 비정상 연소로 대변되는 연소 불안정은 크게 다음의 4가지 종류로 분류할 수 있다[1]-[2]. 첫째는 지배 진동 모드가 로켓 연소실의 기하학적 형상과 연소특성에 의해 결정되는 음향공진이다. 이는 그동안 많은 연구가 진행되어 가장 잘 이해되고 있으며, 일반적으로 알루미늄 등의 입자를 첨가하여 완화시킬 수 있다고 알려져 있다. 두 번째는 관련 추진제만의 성질로서 존재하는 비 음향적 불안정으로, 상대적으로 낮은 주파수에서 급속 분말을 함유한 추진제에서 발생하므로 이들 추진제는 저주파수 음향 모드가 존재하는 대형 모터에 적용될 때 잠재적 위험성을 갖게 된다. 발생 원인은 추진제 표면에서 급속 액적 누적과 이탈에 의한 메커니즘과 관련된다고 여겨지는데 불행히도 연소에서 중요성을 갖는 이들 액적은 연소현상을 복잡하고 어렵게 만든다. 세 번째로 연소실 압력이 추진제의 재 점화에 따라 주변 압력에 대해 반복적인 저주파수 진동을 하는 chuffing 현상으로 높은 압력에서 작동하는 현대 로켓 모터에서는 일반적

으로 드문 현상이다. 네 번째로 극도로 위험한 결과를 나타내는 폭발로부터 폭굉(detonation)으로의 천이 불안정으로 이 역시 드물고 충격에 상당히 민감한 추진제에 한정된다. 음향진동이 이들 천이 과정에 에너지를 얼마나 공급하는지 알 수 없지만, 그 물리적 원인은 로켓 모터 연소 불안정과는 다소 거리가 멀다고 볼 수 있다.

연소 불안정 해석은 고체 로켓 모터의 설계에 앞서 그레인 형상과 더불어, 조성된 추진제의 연소특성과 결합하여 모터의 안정성을 확인함으로써, 연소 불안정이 발생할 경우 동반되는 시간적 경제적 손실을 사전에 방지하는데 그 목적이 있다[3]. 고체 로켓 모터의 안정성을 해석적으로 예측하기 위해서는 연소실의 음향모드와 선형적 결합을 통해 해석하기 위한 연소 응답함수(combustion response function)를 필요로 하는데 이는 고체 추진제가 갖는 연소특성으로 연소실 내부의 압력 진동 모드와 연소에 의한 가진(excitation)력으로 간주할 수 있다.

본 특집 논문에서는 로켓 모터의 연소안정성을 평가하는 첫 단계로서 개발 추진제의 연소특성 중 응답함수를 구하기 위한 실험장치인 T-burner의 원리 및 실험방법, 그리고 연소응답함수의 유도과정을 여러 참고 문헌 및 국방과학연구소의 연구 보고서[2]-[6]를 참조하여 설명하고 또한 국내에서 개발한 여러 종류의 추진제에 대하여 T-burner 실험결과를 적용, 연소 응답함수를 구한 후 이를 정량적으로 분석하였다.

II. 본 론

2.1 고체 추진제의 연소응답

고체 로켓 모터의 연소실 내부는 어떤 교란에 의한 일정한 음향진동이 존재한다. 그리고 이러한 음향진동에 대한 추진제의 연소응답은 연소 표면에서 가스압력의 진동에 대한 응답과 연소 표면에 평행한 방향의 가스속도에 대한 응답 두 가지로 나눌 수 있다. 전자를 압력 결합 연소응답(pressure coupled combustion response)이라 하고, 후자를 속도 결합 연소응답 (velocity coupled combustion response)이라 한다. 단면연소(end burning) 그레인의 예를 들면 종 방향 진동모드에 대한 응답이 전자에 해당하고, 횡 방향 진동모드에는 전자와 후자 모두가 포함되어 있다. 압력진동에 대한 연소응답은 음향진동의 자극에 반응하는 연소와 관련된 양으로 T-burner를 이용하여 측정할 수 있다. 이에 비해서 속도 진동에 대한 연소응답은 음향침식 효과로서 평균연소속도의 증대를 가져와 주목되고 있으나, 그 순수한 값의 측정은 곤란하며 또한 아직 충분히 해명되지 못하고 있다.

2.2 T-Burner

1950년 이래로 로켓 모터의 연소불안정에 대한 과학적이고 체계적인 이론 및 실험적 측정방법에 대한 연구가 계속되고 있다. 추진제의 연소응답 측정에 가장 폭넓게 사용하는 실험장치는 T-burner로 두개의 추진제 디스크, 써지 탱크(surge tank), 압력설정을 위한 질소 가압장치 등으로 구성된다. 시험은 적정 버너의 길이(진동형)에서 추진제를 연소시키면서, 외부 펄서 등에 의해 교란을 주어 식(1)처럼 압력 진동 진폭이 지수적으로 성장하는 구간의 진동 성장율과 감소하는 구간의 감쇠율을 측정한다[2].

$$P' = |Pe^{at} \quad (1)$$

T-burner 시험에 의해서 정성적으로 얻은 데이터를 기준으로 추진제의 연소응답 특성을 계산하고 이를 이용하여 다양한 연소실 형상(그레인)에 대한 로켓 모터의 안정성을 예측할 수 있다. 압력 결합 연소응답과 속도 결합 연소응답에 따라 T-burner 역시 두 가지 종류가 존재한다. 그림 1은 압력결합 연소응답 측정용 T-burner인데, 원통형 연소기

그림 1. 압력결합 연소응답 측정용 T-burner

그림 2. 속도결합 연소응답 측정용 T-burner

의 양 단면에 디스크 형태의 그레인을 두고 중심부에 있는 노즐을 통해 연소가스를 배출시키도록 되어 있다. 양 단면의 그레인 표면은 연소기내 종 방향 가스진동에 따라 균일한 압력진동에 노출되며 그 압력진동 주파수는 연소기의 길이를 변경함으로써 변화시킬 수가 있다. 압력진동에 대한 응답함수는 간편하게 측정할 수 있으나, 속도 진동에 대한 응답함수를 측정하는 것은 쉽지 않다. 단지 평균속도의 변화를 측정할 수 있다면 그림 2와 같은 내면 연소 T-burner를 사용하여 응답함수를 측정할 수 있다. 즉 연소실 내부에 종 방향의 진동을 발생시켜두고 압력진동의 절점(node) 및 반 절점(anti-node)에서 연소속도를 측정하고 이것을 진동이 없을 때 연소속도와 비교하여 응답특성을 얻을 수 있다. 실험결과에 따르면 순수한 속도 진동에 대해서는 연소속도가 증가하는 경향이 있고 정성적으로 확인되고 있는 반면 순수한 압력 진동에 대해서는 연소속도가 감소하는 경우, 변하지 않는 경우, 또 증가하는 경우가 있다고 알려져 있다. 이와 같은 측정에서는 연소 표면에 평행한 방향으로 정상적인 가스 흐름에 의한 침식연소(erosive burning)효과가 항상 포함되어 있

음에 유의하여야 한다.

2.3 T-Burner 시험방법

T-burner 시험방법은 다음의 4가지 종류가 있다[7].

- 표준방법(Standard method)
- Pulsed DB/AB (During-Burning / After-Burning)
- VATB(Variable-Area T-Burner)
- Pulsed VATB

표준방법은 금속물질이 없는 추진제에 적합하며, 자발적으로 발생된 압력진동의 성장계수와 감쇠계수를 측정하는 것으로 그 값의 차이가 연소성장계수이다. 금속성분이 들어간 추진제의 경우는 보통 자발적 진동이 발생하지 않기 때문에 새로운 측정방법이 필요하며, Pulsed DB/AB과 VATB 방법은 금속이 함유된 추진제나 연소불안정 억제제가 포함된 저연 및 무연 추진제에 주로 쓰인다. Pulsed DB/AB 방법은 연소 중과 연소 후에 펄서를 사용하여 압력진동의 감쇠율을 각각 측정하는 방법이며, VATB 방법에는 자발적인 압력진동을 일으키기 위해 넓은 연소면적을 가진 시편이 사용되고 보통 컵형과 실린더형의 시편형상을 사용한다. 연소면적의 변화에 따라 성장계수를 측정하여 선형적인 결과를 얻으면 그 직선의 기울기가 연소 성장계수이며 절편이 감쇠계수가 된다. Pulsed-VATB 방법은 위의 두 방법이 결합된 방법으로 작은 연소 면적에서 압력진동을 일으키기 위하여 펄서를 사용한다.

현재 국방과학연구소 추진기관부에서는 연소응답함수를 측정하기 위하여 Pulsed DB/AB 방법을 사용하며, 설치된 T-burner 장치의 사진을 그림 3에서 보여주고 있다[4]. T-burner는 크게 T-튜브, 열 교환기, 써지 탱크 및 제어부로 구성되어 있으며 T-burner 연소실은 음향에너지 손실을 최소로 하기 위해 튜브 양쪽 끝이 막힌 실린더형으로 이루어져 있고 튜브의 내경은 1.5" 이다. T-burner 연소실은 center block으로 연결되어 있고 uniflow assembly를 거쳐 열교환기로 연결되어 써지 탱크로 연소 생성물을 배출하게 된다. 열교환기는 내부 부피가 1 ft³인 스테인레스 스틸로 이루어져 있고 추진제 연소가

그림 3. Pulsed DB/AB 방법의 T-burner

스에 의한 부식을 막고 연소실의 열을 냉각시켜 주기 위해 steel chain을 내부에 충전하였다. 써지 탱크 역시 스테인레스 스틸로 만들어졌고, 내부 부피는 6 ft³이며 전체 시스템의 압력 상승폭을 줄여 주는 역할을 한다. 열교환기 위쪽의 uniflow assembly는 4개의 conical passage unit으로 구성되어 있으며 연소실과 열교환기 사이의 저주파 음향결합을 제거하는데 그 목적이 있다. Pulsed DB/AB 법은 직경 1.5", 두께 0.25"의 디스크형 시편을 연소관인 T-tube의 양 끝단에 장착하여 연소시키며, 시편의 연소 중과 연소 직후에 각각 연소관내에 가해진 펄스의 감쇠계수를 측정하여 연소응답함수를 구한다. 연소 응답함수는 추진제 시편과 연소실의 형상, 시편 연소중과 연소후의 펄스에 대한 감쇠계수들과 다음의 관계식으로 표현할 수 있다[5].

$$R_b = \frac{L}{2u_b} \left(\frac{D_o^2}{D_o^2 - D_i^2} \right) (a_1 - a_2) \quad (2)$$

여기서 a_1 , a_2 는 추진제 연소중과 연소후의 감쇠계수, u_b 는 연소가스의 배출속도, L 은 T 튜브의 길이이며 D_i , D_o 는 시편의 내경과 외경이다. 이 방법으로는 자발적 압력진동이 일어나기 어려운 안정된 추진제나 연소불안정 억제제를 함유하는 추진제의 연소응답함수를 측정할 수 있다. 그림 4는 pulsed DB/AB 방법으로 얻는 전형적인 압력 곡선을 보여주고 있으며 압력이 진동하면서 그 진폭이 시간에 따라 지수적으로 성장 진동하는 경우에 대한 a_1 , a_2 를 각각 식(1)로부터 구한 뒤 식(2)를 이용하여 응답함수를 구하게 된다.

그림 4. Pulsed DB/AB법의 전형적인 압력선도

III. 연소응답함수

3.1 연소모델

고체 로켓모터의 연소불안정은 연소실 내부 압력교란에 의하여, 고유의 음향(압력)진동이 추진제 연소와 결합되어 압력진동의 진폭을 증가시키고, 이는 다시 연소 속도를 증가시켜 불규칙한 연소를 일으키는 현상이다[8]. 이 현상의 해석을 위해서 추진제의 연소 특성중 하나인 연소 응답함수를 정의하게 되며 이는 추후 음향모드 해석과 더불어 안정성해석의 중요한 요소가 된다[4].

일반적으로 사용되는 혼합형 추진제에서는 이론적 응답함수를 예측하기가 어렵지만, 추진제가 균일한 조성을 가진다고 가정하며, 그림 5처럼 고상(solid phase)의 가열과정, 고상 표면에서의 분해과정, 기상(gas phase)에서의 연소과정으로 구분 지어 해석하는 것이 편리하다. 즉 다시 말해서 다음과 같은 가정된 모델에 따라 연소 응답함수를 해석한다.

- (1) 일차원상태
- (2) 기상에서 연소과정과 고상 표면에서의

그림 5. 고체 추진제의 연소모델

열분해과정은 준 정상상태로 가정

- (3) 고상의 가열과정은 시간 미분항이 고려되며, 교란항의 시간평균은 0

또한 불규칙 연소과정에 따라 비정상적 교란온도를 $\tilde{T}$ 라하고 정상 평균온도를 $\bar{T}$, 추진제 표면 온도를 $\bar{T}_s$ 라 하면 그림 6과 같이 나타낼 수 있는데, 불규칙 연소로 인해 온도는 일련의 열전도 과정을 통하여 일정 진폭을 갖고 교란하게 된다.

3.2 연소응답함수

연소실 내부는 고압/고온의 환경 하에 존재하고 내부 유동장은 압력에 비해 그 정도가 작아 일반적으로 압력에 의한 함수 형태로 연소응답함수(R_b)를 다음과 같이 정의한다[2].

$$\frac{\tilde{m}}{\bar{m}} = R_b \frac{\tilde{p}}{\gamma \bar{p}} \quad (3)$$

이는 압력교란에 따라 연소과정에서 추진제 표면으로 열 유속이 feedback되어 추진제의 연소속도를 변환시키는 원인으로 작용함을 의미한다. 고상에서 Energy 방정식은 그림 6의 제어 체적면에서, 열에너지의 증가율은 열전도에 의해 축적된 에너지 변화율과 열분해에 의해 감소된 에너지 변화율을 고려하면 다음 형태로 표시될 수 있다.

$$\rho C_p \frac{dT}{dt} = -\frac{\partial q}{\partial x} - \bar{m} C_p \frac{dT}{dx} \quad (4)$$

추진제 표면에서 경계조건은 표면온도는 가스로부터의 열전도와 고체 표면에서의 열분해 과정으로부터

$$\lambda_p \frac{dT}{dx} = \lambda_g \frac{dT}{dx} - \bar{m} \Delta \bar{Q} \quad (5)$$

를 얻는다. 여기서 $\Delta \bar{Q}$ 는 단위 질량당 반응열(heat of reaction per unit mass) 이다.

각 물리량을 정상과 교란항으로 $T = \bar{T} + \tilde{T}$, $\bar{m} = \bar{m} + \tilde{m}$, $\bar{q} = \bar{q} + \tilde{q}$, $\bar{Q} = \bar{Q} + \tilde{Q}$ 처럼 나누어 정리하면, feedback 열량을 구할 수 있다. 이 feedback 열량은 고체 추진제의 연소속도에 영향을 주므로 열량변화에 대한 Arrhenius형태의 질량 생성율을 이용하고, 또한 고체 추진제는 그 표면 온도에

$$\begin{aligned} \dot{E} &= q \\ \dot{E} &= \bar{m} C dT \\ \dot{E} &= \rho C \frac{dT}{dt} dx \\ \dot{E} &= q + \frac{\partial q}{\partial x} dx \end{aligned}$$

그림 6. 추진제 표면 에너지 출입

따라 연소 특성이 변하므로 온도 민감도 (temperature sensitivity)의 정의를 고려하면 다음과 같이 연소응답함수를 구할 수 있다.

$$R_b = \frac{nAB\bar{\gamma}}{\chi + A/\chi - (A+1) + AB} \quad (6)$$

여기서,

$$A = \frac{E_s}{R \bar{T}_s^2} (\bar{T}_s - T_0),$$

$$B = \frac{\Delta \bar{Q}}{C_p (\bar{T}_s - T_0)}$$

$$\chi = \frac{1}{2} \left\{ 1 + \frac{1}{\sqrt{2}} [(1-s^{*2})^{1/2} + 1]^{1/2} \right\} + \frac{i}{2\sqrt{2}} [(1-s^{*2})^{1/2} - 1]^{1/2}$$

$s^* = \frac{4\alpha_p}{r_b^2} i\omega$ 이고, E_s 는 추진제의 활성화

에너지, $\bar{T}_s$ 는 추진제 표면온도, T_0 는 추진제 초기온도, α_p 는 가스의 열소산 계수 (thermal diffusivity), $\bar{r}_b$ 는 추진제 연소속도, 그리고 ω 는 연소실 내부 가스진동 주파수를 나타낸다. 이 식은 압력 변동분에 대한 질량 생성물의 변화 즉 연소 반응율의 변화를 표현하여, 연소와 압력과의 결합성분을 나타내는 것이므로 pressure coupling term이라 한다. 위 연소응답함수 식(6)은 해석적으로 추진제 활성화 에너지 표면온도 정압 비열을 가지고 계산되지만 이들 추진제의 물성치를 알기 위해서 별도의 실험을 수행하여야 하며, T-burner로부터 얻어진 실험치를 이용, 각각의 상수 A, B값을 얻으면 바로 적용하여 응답함수를 구할 수 있다.

3.3 연소응답함수 적용 예

로켓 모터의 안정성 확인을 위한 해석에

그림 7. 추진제의 응답함수 (by Culick)

필수적으로 사용되는 연소 반응 응답함수는 특정 추진제가 갖는 고유특성 중 하나로 이를 얻으려면 여러 주파수 대역에서 실험을 행하여야 하며 보다 정확한 연소 응답함수를 얻으려면 많은 T-burner 실험의 수행이 필요하나 몇 번의 실험을 통해 얻어진 실험 데이터와 수식적으로 유도된 연소 응답함수를 적용하면 연속적인 주파수 대역에서 사용할 수 있고, 특히 T-Burner로 실험 할 수 없는 고주파수 영역까지 추론하여 사용할 수 있다[3]. 본 특집에서는 국내에서 개발된 각종 추진제에 대한 T-burner 연소 실험 데이터를 이용, 각각의 연소 응답함수를 산출하여 이를 분석하였다. 각 연소응답함수 선도에서 수평축은 무차원화 된 주파수 ($\Omega = \alpha\omega / \bar{r}_b^2$)를, 수직축은 연소 응답 함수 진폭을 각각 나타낸다. 실제로 연소 응답 함수는 복소수(complex) 형태로 표시되며, Culick[9] 등은 그림 7과 같이 2종류의 곡선으로 특정 추진제에 대한 응답함수를 표시하였다. 정의에 따르면 실수부는 압력과 같은 위상인 연소속도 교란에 의한 것으로 압력 결합에 의한 불안정에 적용되고, 허수부는 유동 속도장 결합과 관련된다. 따라서 연소속도를 고려한 연소응답은 실수부만 고려하고 속도 변동에 따른 허수부는 모터 내부의 음향장과 속도장의 분포를 별도로 계산하여 산출하게 되는데, 연소실 내부의 교란은 주로 압력 진동이 주축이 되므로 본 특집에서는 고려하지 않았다. 또한 연소 불안정 억제제는 그 극대(peak) 값이 존재하는 주파수 대역에 연소실 형상의 고유 진동수가

그림 8. Propellant A

그림 9. Propellant B

그림 10. Propellant C

위치하지 않도록 설계하여 연소응답에 기인한 공진이 생기지 않도록 하여야 한다[3].

3.3.1 추진제 A

알루미늄 분말을 2% 포함하고, 바인더 겸 연료로 HTPB (hydroxyl terminated polybutadiene)를 사용하며 AP (ammonium perchlorate)를 산화제로 적용한 혼합형

(composite) 추진제로 물리적 의미를 갖는 실수부의 응답함수 계산 결과를 그림 8에 나타내었다. 주파수가 0에서의 값은 이론적으로 연소속도의 압력지수를 나타내고 있으며, 무차원 주파수가 20 근방(실제 1000 Hz)에서 극대값을 갖는다. 따라서 연소실 형상은 그 고유 진동모드가 이 주파수 근방에서 이루어지지 않도록 설계되어야 한다.

3.3.2 추진제 B

추진제 B는 알루미늄 분말을 사용하지 않아서 배기가스의 일차 연기(primary smoke)를 감소시킨 HTPB/AP계 저연 추진제(reduced smoke propellant)이다. 또한 연소 불안정 억제 첨가제 ZrC 1%를 함유하고 있는 추진제로서 그림 9에 실험 데이터를 기초로 연소 응답함수를 나타내었다. 주파수 증가에 따라 응답함수도 선형적으로 증가하나 무차원 진동수 25에서 극대값을 가지고 고주파수 대역에서는 그 절대값의 크기가 감소함을 나타낸다.

3.3.3 추진제 C

이 추진제는 산화제로서 AP와 RDX (cyclo trimethylene trinitramine)를 사용하는 국내 최초의 무연 추진제(minimum smoke propellant)로서 ZrC를 0.5%와 1% 각각 적용한 경우의 응답함수를 그림 10에 나타내었다. 연소응답함수의 절대치가 연소 불안정 억제제의 함량의 증가에 따라 감소되고 있음을 보여주고 있고, 또 주파수의 극대점이 저주파 영역으로 이동하고 있음을 나타내고 있다. 따라서 만약 음향모드 해석에서 얻어진 연소실 자체 무차원 진동수가 40(2500Hz)근방에서 얻어졌을 경우 ZrC가 0.5%의 경우 불안정성이 나타나리라 예측이 되지만, 1%로 증가시킬 경우 그 극대값은 15(940Hz)로 이동(shift)하게 되어 내탄도 특성과 연소실 형상을 고정한 상태에서 추진제 조성만을 변화시켜 불안정현상을 억제시킬 수 있음을 보여준다.

실제로 이 추진제를 단거리 지대공 미사일 KSAM 모터에 적용한 초기에 심한 연소불안정 현상을 경험하였다. 불안정이 나타난 연소시험 결과는 그림11과 같고 연소시험 데이터의 분석을 통하여 입자의 감쇠효과를 확인하였으며 참고문헌[10]에 자세히 분석되어 있다. 참고로 가속도 데이터의 주파수 분석을 살펴보면 그림 12와 같고 이를 그림 10의

그림 11. 추진제 C를 적용한 모터의 연소 시험 압력-시간 선도

그림 12. 시험 모터1의 가속도 데이터 주파수 분석결과

연소 응답함수와 연계시켜 보면 2.5 kHz 근방의 공진 현상과 관련이 있는 것으로 추측된다.

3.3.4 추진제 D

알루미늄 분말을 사용하지 않는 HTPB/AP계열의 저연 추진제로 연소불안정 억제 첨가제로 ZrC를 함유하고 있으며 추진제 조성별 연소응답함수를 구한 결과를 그림 13에 나타내었다. 그 기본 조성은 같지만 추가된 금속 첨가제 ZrC의 양에 따라 0.5%, 1% 그리고 1.5%의 경우에 대한 응답함수를 구한 것이다. 연소 불안정 억제제인 ZrC의 양이 증가할수록 응답함수의 절대 크기는 작아져서 그만큼 안정적인 추진제로 되고 있다. 더욱이 각 주파수에 대하여 극대값이 변하는 것을 보여주는데, 추진제 내부 입자들의 함량이 증가할수록 이들 입자들이 가스진동의 감쇠항으로서 작용되어 연소 응답함수의 진폭을 감소시키지만, 파동중첩의 견지에서 볼 때 극대(peak)값의 위치를 좌우로 이동시켜 해당되는 연소실 고유진동수의

그림 13. Propellant D

그림 14. Propellant E

범위를 피할 수 있는 하나의 방법을 보여주고 있다. 연소실은 그 값에 상응하는 고유모드를 피하여 그레인 형상 설계를 하는 것이 안정한 모터를 설계하는데 있어 기준이 될 수 있다고 볼 수 있다.

3.3.5 추진제 E

T-burner 시험 데이터를 이용하여 얻은 연소응답 함수는 그림 14에 나타내었다. 알루미늄을 8% 함유하고 있는 저 연소속도 추진제로 입자에 의한 불안정 억제효과가 커서 응답함수의 절대크기는 0.5이하의 값으로 낮게 유지된다고 볼 수 있다. 일반적으로 연소 불안정 측면에서 입자의 크기는 진동 연소 현상을 달리 억제하는데, 크기가 크면 저주파 진동을 억제하고, 크기가 작으면 고주파 진동을 억제한다고 알려져 있다[6].

또한 응답함수를 살펴보면, 불안정 현상은 선형 해석 관점에서 볼 때, 연소실 형상에 그리 크게 영향을 받지 않는다고 볼 수 있으며, 만약 불안정 현상이 존재할 경우는 비선형적, 비음향적 불안정일 가능성이 있다. 따라

그림 15. Propellant F

서 연소 안정성 견지에서 무차원 주파수가 2인 경우 까지 큰 의미를 갖지 않는다고 판단되고 상당히 안정화된 추진제로 볼 수 있다.

3.3.6 추진제 F

해당 추진제는 짧은 시간에 높은 연소실 압력을 형성하기 위하여 고 연소속도를 갖는 추진제로서 응답함수를 그림 15에 나타내었다. 이 추진제는 연소응답의 절대크기가 앞서 언급된 다른 추진제에 비하여 무차원 진동수 17(2500Hz)근방에서 큰 극대값을 가지고 있어, 선형적 해석 관점에서 보면 연소실의 고유 음향모드에서 해당 주파수가 만 들어진다면 불안정성은 상당히 크고, 민감하게 일어난다고 볼 수 있지만, 반대로 앞서 논의한 추진제들에 비해 제한된 극대영역만 피하면 연소실 형상의 선정 폭은 상당히 넓은 추진제이다.

III. 결 론

연소 불안정 해석의 1차적 단계로서 T-burner 시험 데이터를 이용하여 연소응답 함수를 구하는 방법을 제시하였고, 기 개발된 6종류의 추진제에 적용시켜 정성적인 분석을 수행함으로써 연소응답함수가 갖는 의미를 논하였다.

연소 불안정 해석을 위해서는 추진제의 연소응답함수를 비롯하여, 해당 추진제를 적용하는 연소실 형상에 따른 음향모드 해석 그리고 안정상수 등의 계산이 수행되어야 하며 이러한 해석을 통하여 좀더 안정된 로켓 모터 설계가 가능하다. 선진 구미 각 국(특히 미국과 프랑스)에서는 과거 수 십년 동안 수

많은 연소시험 데이터와 일련의 해석 과정을 통하여 연소불안정의 기준과 이를 사전에 예방할 수 있는 설계기법을 보유하여 로켓 모터 개발에 적용하고 있으나 우리는 선진국에 비해 극히 초보 단계에 머물러 있는 실정이다. 향후 국내에서도 이 분야에 대한 지속적인 연구/투자가 이루어져 많은 데이터 베이스가 확보되어 이를 바탕으로 연소불안정이 없는 로켓 모터를 설계/제작하여 유도탄에 적용할 수 있기를 기대해 본다.

참고문헌

- 1) Berl, W. G., "Instability in Solid Rockets" *Astronautics & Aerospace*, Vol. 3, No. 2, Feb. 1965, pp.54~62.
- 2) Culick, F. E. C, "Combustion Instability in Solid Rocket Motors", *CPIA Publication* 290, 1981.
- 3) Price, E. W and Flandro, G. A, "Combustion Instability in Solid Propellant Rockets", 1989.
- 4) 김경무, 강경택, 윤재건, "고체 추진 로켓 모터에서의 선형 안정성 해석", *대한기계학회지*, Vol.19, No.10, 1995 pp.2637-2646.
- 5) 유지창 외, "T-Burner에 의한 고체 추진제의 연소불안정 측정", *MSDC-516-950388*, 1996.
- 6) 김경무 외, "고체 추진제 연소응답함수 유도 및 적용", *MSDC-421-020969*, 2002.
- 7) Blomshield F. S. and Becksted M. W, "Stability Testing and Pulsing of Full Scale Tactical Motors," *NAWC WPNS 8060*, Feb. 1996.
- 8) Culick, F. E. C, "A Review of Calculations for Unsteady Burning of a Solid Propellant", *AIAA Journal* Vol. 6, No.12, Dec. 1968.
- 9) Culick, F. E. C and Yang, V., "Prediction of the Stability of Unsteady Motors in Solid Propellant Rocket Motors", *Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants*, edited by L. De Luca, E. W. Price, and M. Summerfield, *Progress in Astronautics and Aerospace*, Vol. 143, 1992, pp.719~779.
- 10) 윤명원, 강경택, "입자감쇠를 이용한 고체 로켓 모터의 연소불안정 억제 연구", *한국항공우주학회지*, 제27권, 제1호, 1999, pp. 106-112.