

고체추진제의 연소불안정 특성함수에 대한 연구

윤 재 건

한성대학교 산업시스템공학부

1. 서론

고체추진제(solid propellant)는 연료와 산화제가 혼합/결합되어 있어 폭발적인 연소반응을 통하여 많은 에너지를 빠른 시간에 방출한다. 많은 에너지가 급격히 변환되는 과정에서 소량의 에너지가 음향에너지(acoustic energy)로 변환되는 것은 피할 수 없다. 이와 같이 원하지 않는 에너지의 변환이 어느 정도 이상을 넘을 때, 연소 불안정(combustion instability) 현상이 발생했다고 한다. 상당히 많은 로켓 모터들이 연소불안정현상으로 인하여 개발기간의 지연과 설계변경 등으로 경제적 손실을 야기하고 있다.

로켓 모터의 연소불안정현상은 선형안정성 해석(linear stability analysis)을 통하여 예측이 가능하다.[1] 선형안정성 해석의 기본 가정은 음향에너지의 증감을 가져오는 각각의 과정들이 독립적이라는 것이다. 따라서 각각의 과정들을 해석하여 선형적으로 합하여 모터의 안정성을 추정할 수 있다.

선형안정성 해석의 많은 입력자료 중에서 가장 중요하다고 할 수 있는 것이 추진제의 연소반응함수(combustion response function)이다. 연소불안정성을 일으키는 음향에너지의 대부분이 추진제 표면의 연소 반응면과 압력파(pressure wave)와의 결합(coupling)에 의해서 발생하기 때문이다. 연소반응함수란 바로 압력파에 대한 추진제의 연소율의 반응이고, 추진제의 비정상연소현상(unsteady combustion phenomena)을 표현하는 특성함수이다.

고체추진제의 연소반응함수를 측정할 수 있는 많은 장비들이 제안되고 시도되어 왔다.[2] 그러나 연소반응함수의 측정이 비정상 연소 중에 이루어지고, 더욱이 측정하는 값 자체가 주로 구배(gradient)변화이므로 많은 문제점을 안고 있다. 아직은 T-burner[3]보다 신뢰도가 높은 장비가 추천되고 있지 않다. 따라서 로켓 모터의 선형안정성해석에는 T-burner로부터 구해진 연소반응함수가 주로 사용되고 있다. 한편 연소반응함수를 계산하기 위한 이론 식이 몇 가지 중요한 가정 하에 유도되었으며,[4] 주로 균질(homogeneous) 추진제에 적용 가능하다고 알려져 왔다.[5] 본 논문에서는 혼합형 추진제의 T-burner 시험에 의한 연소반응함수와 이론식에 의한 값을 비교하였다.

2. 음향 어드미턴스(acoustic admittance)와 연소응답함수

음향에너지의 증가에 있어서 고체추진제의 연소의 역할은 음향 어드미턴스로 나타낼 수 있다. 음향 어드미턴스 A_b 는 연소실내에서 연소가스의 압력변동 대한 속도변동의 비로 정의된다.

$$A_b = (\bar{u}'/\bar{a})/(\bar{p}'/\gamma\bar{p}) = \bar{M}_b [(\bar{u}'/\bar{u})/(\bar{p}'/\gamma\bar{p})] \quad (1)$$

$\bar{u}, \bar{a}, \bar{p}, \bar{M}_b, \gamma$ 는 각각 가스의 속도, 음속, 압력의 평균값, 마하수, 비열비를 나타낸다. 추진제 표면에서의 질량보존식($\bar{m} = \bar{\rho} \bar{u}$)을 전개하면 $\bar{u}'/\bar{u} = \bar{m}'/\bar{m} - \bar{\rho}'/\bar{\rho}$ 이고, 변동사항이 isentropic하다고 가정하면 $\bar{p} \sim \bar{\rho}^\gamma$ 이고, 식(1)은

$$A_b = \bar{M}_b [(\bar{m}'/\bar{m})/(\bar{p}'/\gamma\bar{p}) - 1] \quad (2)$$

이 되고, $(\bar{m}'/\bar{m})/(\bar{p}'/\gamma\bar{p})$ 를 연소응답함수 R_b 로 정의하면 음향 어드미턴스는 다음과 같다.

$$A_b + \bar{M}_b = \bar{M}_b R_b \quad (3)$$

그러므로 R_b 를 구하면 선형안정성 해석에 직접 사용되는 음향 어드미턴스를 얻을 수 있다.

연소응답함수, R_b 를 실험적으로 측정하기 위한 연구가 오랫동안 행해져 왔으며 T-burner에 의한 방법이 가장 오래되고 보편화되어 있다. 본 연구에서는 T-burner에 의한 시험기법중 pulsed DB/AB(during burning /after burning)법을 사용하였다. 후미 연소면(end burning surface)에 대한 연소 응답 파라미터 B_e 는 다음 식으로 나타낼 수 있으며,

$$B_e = \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{4f(S_{be}/S_{co})} \quad (4)$$

α_1, α_2 는 각각 추진제 연소중과 후의 감쇠계수를, S_{be}, S_{co} 는 단면연소면적과 T-Burner 연소실의 단면적을 나타내고, f 는 주파수를 나타낸다.

$B_e = A_b + \bar{M}_b$ 의 관계로부터 다음의 연소응답함수를 얻는다.

$$R_b = \frac{L}{2u_b} \left[\frac{D_o^2}{D_o^2 - D_i^2} \right] (\alpha_1 - \alpha_2) \quad (5)$$

여기서 u_b 는 연소가스의 배출속도, L 은 T튜브의 길이를 나타내며, D_i, D_o 는 시험에 사용된 디스크형 시편의 내경과 외경을 나타낸다.

3. 연소반응함수의 계산

모터의 연소안정성에 결정적 역할을 하는 가장 주요한 음향에너지원은 압력결합이며, 압력결합 연소 응답함수에 대한 실험적, 해석적 연구가 널리 수행되어왔다. 해석적 연구의 목적은 주파수, 평균압력, 추진제의 온도 및 조성에 따른 응답함수와 완화시간(relaxation time)을 구하는데 있다. 이러한 해석적 방법에 쓰이는 가장 단순한 모델은 Denison과 Baum[4]에 의해 제안된 모델로, AB 모델이라고도 불리며, 기상과정이 충분히 빠른 준정상(quasisteady)상태이고, 추진제는 균질(homogeneous)하며, 일차원적이라는 가정 하에서 유도된 것이다.

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

A, B는 추진제의 시험적인 결과와 일치시키기 위한 매개변수로서 $A \cong E/RT_s$, $B = C_p(T_b - T_o)/O_f$ 의 관계가 있으며, E는 추진제의 활성화에너지, T_s 는 표면 온도, C_p 는 연소가스의 비열비, T_b 는 불꽃온도, T_o 는 추진제의 초기온도, O_f 는 추진제 연소로 인한 배출에너지를 나타낸다. 또한, λ 는 $\lambda(\lambda - 1) = i\Omega = \alpha\omega/r_b^2$ 의 관계가 있으며, 이때, α 는 열확산계수, ω 는 진동주파수, r_b 는 추진제 연소속도, Ω 는 무차원 주파수이다.

4. 결과 및 고찰

혼합형 추진제의 연소반응함수를 T-burner를 이용하여 측정하였으며 이론적 계산 결과와 비교하였다. Table1에 3종류의 혼합형 추진제의 특성치를 정리하였다.

001추진제는 알루미늄분말을 2% 이상 포함하고 있는 HTPB/AP/A1계 추진제이고, 002추진제는 배기가스의 일차연기(primary smoke)를 감소시킨 HTPB/AP계 저연추진제(reduced smoke propellant)이며 연소 불안정 억제를 위하여 1% 정도의 ZrC를 포함하고 있다. 003추진제는 저연추진제의 AP의 일부가 나이트라민계 산화제(RDX)로 대체된 회연 추진제 (minimum smoke propellant)이며 역시 1% 미만의 ZrC를 포함하고 있다.

Fig. 1은 001추진제의 주파수에 따른 연소반응함수를 나타낸 것이다. 측정값들은 점으로 표현하였으며, 주파수 0에서의 연소반응함수 값은 연소속도의 압력지수이다. 실선은 측정값들을 AB모델로 fitting한 것이고, 점선은 모델 식으로부터 이론적으로 계산한 것이다. 주파수 1000Hz 부근의 연소반응함수 값이 약 1.5 정도로 이론식에 비해 매우 큰 값을 보였다. 이 추진제를 적용한 로켓 모터에서 500-1000Hz 범위의 연소불안정성이 발생한 경우가 있다.

002추진제의 연소반응함수 측정결과를 Fig.2에 나타내었다. 주파수의 증가에 따라 연소 반응함수도 선형적으로 증가한다. 2500Hz 부근에서는 측정의 재현성이 매우 적는데, 이는 고주파 영역일수록 T-burner의 연소관 길이가 짧아지고 상대적으로 정상파의 유지가 어렵기 때문으로 사료된다. 일반적으로 하나의 피크를 갖는 전형적인 AB 모델에 의한 연소반응함수의 패턴에서 벗어나는 양상이나 이론적 결과와는 비교적 잘 일치한다.

Fig. 3과 4는 003추진제에 대한 측정결과로 연소불안정 억제제인 ZrC가 각각 0.5%와 1%가 포함된 경우이다. 이론적으로 구해지는 연소반응함수의 값은 두 조성에 대해 거의 차이가 없으나, T-burner에 의한 실측값은 값은 ZrC가 1%첨가된 경우가 보다 작은 값을 나타냈으며, 저주파 영역보다 2500Hz 부근의 고주파수 영역에서 확인한 차이를 보였다. ZrC가 0.5% 첨가된 경우에는 이론적으로 구한 함수값이 실측값과 잘 일치하며, 1% 첨가된 경우에도 다른 추진제에 비해서 비교적 잘 일치한다. 이는 나이트라민계 산화제를 포함하는 추진제의 화염의 형태가 균질추진제의 화염형태와 유사하기 때문인 것으로 판단된다.

한편, 측정장비 중에서 가장 신뢰도가 높다고 판정된 T-burner임에도 불구하고

Table 1. Physical and thermodynamic properties of solid propellant

Propellant	E	C _{p,gas}	ρ	C _{p,propellant}	k	a _c	T _f	O _f
t	(J/mo.)	(cal/gK)	(g/cm ³)	(cal/gK)	(cal/cmsK)	(cm ² /s)	(K)	(cal/l)
001	153367	0.6327	0.332	1.71	0.00072	0.00127	2973	1376
002	118449	0.6718	0.239	1.72	0.00079	0.00192	2972	1360
003	195471	0.6759	0.275	1.71	0.00072	0.00153	3089	1163

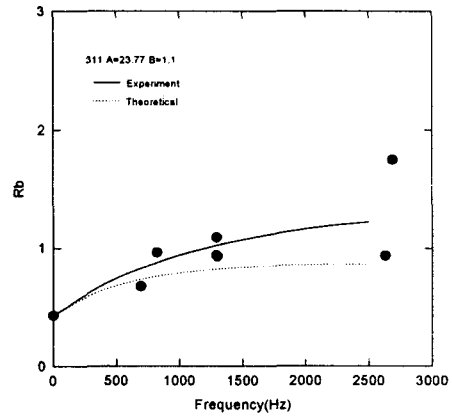
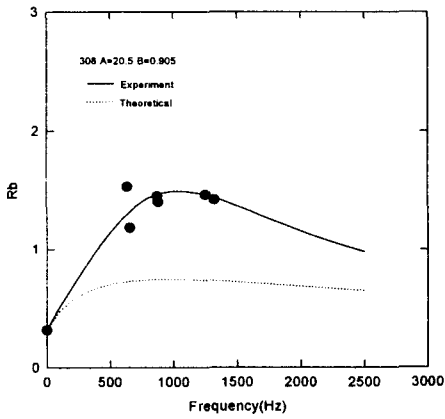


Fig.1. Combustion response function of propellant 001. Fig.2. Combustion response function of propellant 002.

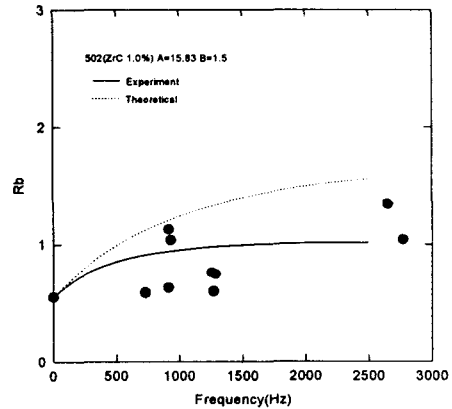
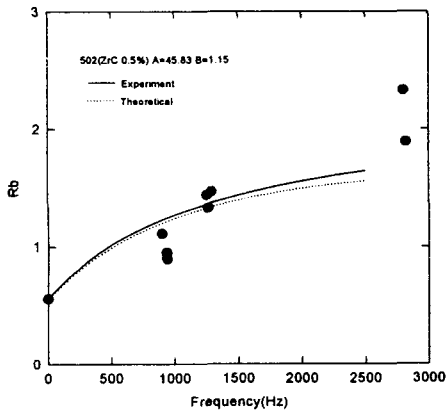


Fig.3. Combustion response function of propellant 003. Fig.4. Combustion response function of propellant 004.

고 시험의 재현성이 다소 낮았는데, 이는 연소반응함수의 측정이 비정상 연구소
 층에 이루어지고, 측정 대상 자체가 압력과의 구배이기 때문인 것으로 보인다.
 그리고 측정 주파수의 범위가 낮아 길이방향 모드의 저주파 연소 불안정성 해석

에는 효과적이거나, 무연추진제 로켓모타에서 많이 발생하는 단면방향모드의 고주파 연소 불안정성의 해석에는 별 도움을 주지 못할 것으로 추측된다.

5. 결론

이상에서 3종류의 혼합형추진제의 연소반응함수에 대한 이론 값과 실측값을 비교, 고찰하여 본 결과 이론적 예측 값이 실측값과 비교적 잘 일치하였다. 즉 선형안정성 해석에 있어서 정확도를 높이기 위해서는 T-burner를 이용하여 구한 연소반응함수값을 사용하여야 하나, 예비해석이나 단면방향모드의 안정성 해석에는 이론적으로 구한 값을 사용하여도 좋을 것으로 판단된다.

후기

본 연구의 실험자료를 제공하고, 결과고찰에서 많은 조언을 주신 국방과학연구소 김인철실장과 유지창박사께 깊은 감사의 뜻을 표합니다.

참고문헌

1. Culick, F.E.C and Yang, V , 1992, "Prediction of the Stability of Unsteady Motions 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 Aeronautics, AIAA, New York, Vol. 143, pp.719~779.
2. Strand, L.D. and Brown, R.S., 1992. "Laboratory Test Methods for Combustion-Stability Properties of Solid Propellants". Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants. edited by L. De Luca, E.W. Price and M. Summerfield, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA. New York, Vol. 143, pp.689~718.
3. 윤재건, 유지창, 이정권, 1994, "고체추진제의 연소불안정 측정방법에 대한 연구", 대한기계학회 논문집 제18권 제4호 pp.1081~1086.
4. Denison, N. R. and Baum, E., 1961, "A Simplified Model of Unstable Burning in Solid Propellants", American Rocket Society Journal, Vol. 31, No. 8, pp. 1112~1122.
5. Cohen, N S., 1985, "Combustion Response Function of Homogeneous Propellants", AIAA Paper No. 85~1114, 21st Joint Propulsion conference, Monterey.