

〈論 文〉

고체추진 로켓모터에서의 선형 안정성해석

김경무* · 강경택* · 윤재건*

(1995년 2월 8일 접수)

Linear Stability Analysis in a Solid-Propellant Rocket Motor

Kyung-Moo Kim, Kyung-Taik Kang and Jae-Kun Yoon

Key Words : Combustion Instability(연소불안정성), Acoustic Mode Analysis(음향모드 해석), Longitudinal Mode(길이방향 모드)

Abstract

Combustion instability in solid-propellant rocket motors depends on the balance between acoustic energy gains and losses of the system. The objective of this paper is to demonstrate the capability of the program which predicts the standard longitudinal stability using acoustic modes based on linear stability analysis and T-burner test results of propellants. Commercial ANSYS 5.0A program can be used to calculate the acoustic characteristics of a rocket motor. The linear stability prediction was compared with the static firing test results of rocket motors.

1. 서 론

고체추진 로켓모터(solid-propellant rocket motor)에서의 연소불안정성(combustion instability)은 자주 발생하는 현상이다. 로켓모터와 같이 많은 에너지를 순식간에 변환시키는 장치에서는 소량의 에너지가 음향에너지(acoustic energy)로 변환되는 것을 막을 수는 없다. 실제 연소불안정성이 갖고 있는 음향에너지는 추진제가 갖고 있는 총 에너지의 1%에도 미치지 못한다.⁽¹⁾ 이와 같은 음향 에너지가 연소실내의 압력파를 지속시키거나 증폭시킨다. 엄밀하게 보면 모든 로켓 추진기관은 이러한 압력파를 갖고 있다. 압력파의 진폭의 크기가 연소실 평균 압력의 5% 이상이 될 때 이 로켓모터는 연소 불안정현상이 일어나고 있다고 한다.⁽²⁾ 상당히 많은 로켓모터들이 연소불안정현상으로 인하여 개발기간의 지연과 설계변경 등으로 경제적 손실을 야

기하였다. 연소불안정성은 선형 안정성해석(linear stability analysis)을 통하여 어느 정도 예측이 가능하다. 음향에너지의 증감과정을 분석하여 연소불안정성을 예측하고 제어할 수 있는 기법의 개발이 오래 전부터 요구되었다.

본 연구에서는 Culick⁽¹⁾에 의하여 정립된 선형 안정성해석을 기초로하여 연소불안정 현상중 길이방향 모드에 대한 표준 안정성해석 프로그램을 개발하고⁽³⁾ 실제 시험모터에 적용하여, 해석한 결과와 연소시험 결과를 비교함으로써 표준 안정성해석의 유용성과 한계를 살펴보았다. 이 과정에서, 3차원 형상의 복잡한 추진제 그레인 내부 공동의 음향 특성을 구하기 위하여 상용 구조해석 프로그램인 ANSYS 5.0A를 이용하여 음향모드 해석을 하였다.

2. 선형 안정성해석

선형 안정성해석 절차 및 방법은 Fig. 1과 같다.⁽⁴⁾ 모터 연소실내부의 형상에 따른 음향모드의 해석

*정회원, 국방과학연구소

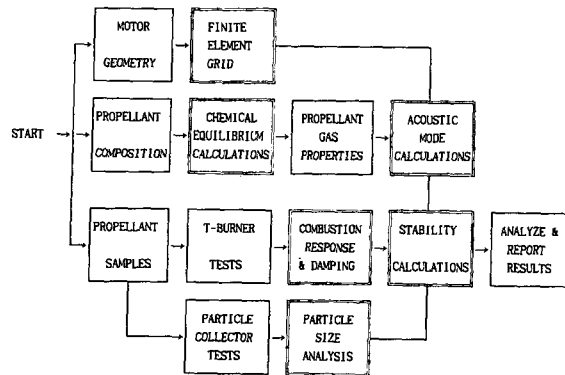


Fig. 1 The general scheme for stability calculation

과, 추진제의 화학평형계산에 의한 연소가스의 열역학적 성질을 계산하고, 그리고 T-burner 시험에 따른 연소응답함수를 구하는 3가지 과정의 조합으로 안정성해석을 수행한다. 음향모드 해석은 상용 프로그램인 ANSYS 5.0A의 FLUID30(Acoustics)⁽⁵⁾을 이용하여 각각의 시간별로 모터 내부 형상에 따라 해석을 수행하였고, 추진제의 가스성질은 기존의 값을 이용하였으며, 추진제의 연소응답함수는 T-burner 시험에서 얻은 결과를 Denison과 Baum의 식을 이용하여 구하였다.⁽⁶⁾ 그리고 위의 세 가지 과정으로 얻어진 결과를 이용하여 로켓모터의 선형적 성장상수를 계산하고 이를 바탕으로 모터의 안정성을 예측하였다.

어떤 시스템이 선형적으로 안정하다는 것은 매우 작은 압력의 교란(disturbance)에 대하여 안정하다는 것을 의미한다. 로켓모터 연소실내의 임의의 교란(disturbance)은 Fourier 성분의 합으로 나타낼 수 있고, 선형 안정성은 연소실내의 정상모드(normal mode)에 의하여 표현할 수 있다. 정상모드는 시간에 따라 주기적으로 변하므로, 로켓모터의 연소실 내의 물리량은 조화운동(harmonic motion)에 있어서 모든 변동분(fluctuation)이 $e^{i\bar{a}k t}$ 과 같이 표현되며 여기에서,

$$\bar{a}k = \omega - i a_m \tag{1}$$

이고, a_m 는 작은교란(small disturbance)의 성장상수(growth constant)로서 그 교란은 시간에 따라 $e^{a_m t}$ 와 같이 변하는 진폭을 갖고 있다. a_m 가 양수이면 그 파동의 진폭은 점차 증가하고, 음수이면 점차 감소한다. 압력위상을 기준으로 해서 로켓모터의 연소실내 압력 및 속도는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$p' = Re[\bar{p} e^{i\omega t} e^{a_m t}] \tag{2}$$

$$u' = Re[\bar{u} e^{a_m t} e^{i\omega t + \phi}] \tag{3}$$

여기서, ϕ 는 압력 변동분(fluctuation)에 대한 속도 변동분의 위상이고, \bar{p} 와 \bar{u} 는 연소실 내의 위치함수로서 압력과 속도의 진폭을 나타낸다. 선형 음파(acoustic wave)에 대하여 에너지는 위치 및 운동에너지의 합이므로 다음 식과 같이 표현된다.

$$e = \frac{p'^2}{2\bar{\rho}\bar{a}^2} + \frac{1}{2}\bar{\rho}(u')^2 = \left\{ \frac{1}{2} \frac{\bar{p}^2}{\bar{\rho}\bar{a}^2} \cos^2 \omega t + \frac{1}{2} \bar{\rho} \bar{u}^2 \cos^2(\omega t + \phi) \right\} e^{2a_m t} \tag{4}$$

만일 이 파의 진폭이 빨리 변하지 않는다면 $a_m \ll \omega$ 이며, 시간에 대한 평균에너지 E는

$$E = \frac{1}{4} \left(\frac{\bar{p}^2}{\bar{\rho}\bar{a}^2} + \bar{\rho}\bar{u}^2 \right) e^{a_m t} \tag{5}$$

이고, 시간변화율에 따라 a_m 을 표시하면

$$a_m = \frac{1}{2E} \frac{dE}{dt} \tag{6}$$

가 된다. 이 식은 평균 음향에너지의 변화율을 나타내는 것으로서 연소과정에서의 이득과 감쇄과정에서의 손실의 합으로 이루어지며, 성장상수는 이득과 손실에 관련된 여러 인자의 합으로 구성됨을 보여준다. 따라서 선형 시스템에서 성장상수는 개개의 과정을 독립적으로 해석하여 얻은 값들의 선형적인 합으로 이루어진다. 각각의 과정들은 로켓모터의 그레인 형상, 추진제, 연소생성물 등의 자료로부터 별개의 과정을 거쳐 계산된다. Fig. 2에 이와 같은 음향에너지의 증감을 야기하는 과정들의

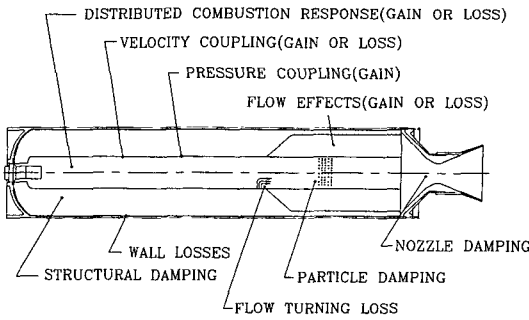


Fig. 2 Acoustic energy gains and losses in rocket motor

발생위치를 보여주고 있다.

식 (2) 및 (6)에서 $\alpha_m > 0$ 이면 진폭이 증가하여 시스템이 불안정해지고, $\alpha_m < 0$ 이면 시간에 따라서 진폭이 감소하여 시스템이 안정해진다. α_m 은 다음과 같은 여러 항의 선형적인 합으로 표현된다. (3)

$$\alpha_m = \alpha_{pc} + \alpha_{vc} + \alpha_{dc} + \alpha_n + \alpha_p + \alpha_{ft} + \alpha_{sd} \quad (7)$$

여기서, α_{pc} 는 압력연계 (pressure coupling), α_{vc} 는 속도연계 (velocity coupling), α_{dc} 는 분산연소 (distributed combustion), α_n 은 노즐에 의한 감쇄 (nozzle damping), α_p 는 입자에 의한 감쇄 (particle damping), α_{ft} 는 유동방향변환 (flow turning), 그리고 α_{sd} 는 구조체에 의한 감쇄 (structural damping)를 의미한다. 식 (7)은 각항이 일반적으로 반응함수와 안정성 적분의 곱으로 표시되는데, 압력연계항 (pressure coupling term)은 연소중인 추진제 표면의 압력변동에 대한 반응함수에 크게 영향을 받으며, 보통 T-burner에 의하여 측정된다. 속도연계항 (velocity coupling term)은 추진제표면의 속도변동에 대한 반응이고, 이것은 추진제의 침식연소 (erosive burning) 특성과도 관련이 깊다. 분산연소 (distributed combustion)에 의한 것은 추진제표면으로부터 떨어져 나온 금속입자들이 연소되면서 음장 (acoustic field)과 상호작용을 일으키는 경우로 금속입자가 많이 포함된 추진제가 아니면 이 값은 상당히 작다. 노즐에 의한 감쇄항 (nozzle damping term)은 축방향 불안정성에 대한 가장 큰 감쇄과정이다. 음파가 노즐목 단면에 도달하면, 음향에너지의 일부가 노즐목 밖으로 전파되거나 반사된다. 입자에 의한 감쇄 (particle damping)의 정도는 유동장 내에 있는 입자의 질량비율 (mass fraction)과 입자크기에 크게 의존한다. 일반적으로

로 큰 입자가 낮은 주파수의 불안정성을, 작은 입자가 높은 주파수의 불안정성을 감쇄시킨다. 평균 유동장과 음장 (acoustic field)의 간섭현상에 의한 음향에너지의 감쇄는 그 값이 매우 크지만, 이 값의 계산을 위한 실험적이나 이론적인 방법은 아직 확립되어 있지 않다. 압력파의 진동에 의해서 발생하는 구조체 (연소관)의 변형이 feed-back 되어 압력파를 감쇄시킬 수 있지만, 이 구조체에 의한 감쇄항 (structure damping term) 역시 매우 작은 것으로 알려져 있다.

이상과 같이 안정성 요소 (stability element)들 중에서 비교적 이론 전개가 잘되어 있고, 그 역할이 큰 것은 압력연계에 의한 요소, 노즐에 의한 요소, 입자에 의한 요소 등이다. 각 요소들의 전개과정은 Culick & Yang⁽¹⁾에 의해 최근에 정리되었으므로 생략하고 본 연구에 사용된 최종 식만을 보면 압력연계에 의한 성장상수는 다음과 같다.

$$\alpha_c = \frac{\bar{a}}{2} \bar{M}_b R_b^{(r)} \frac{\iint \psi_n^2 dS_b}{\int_0^L \psi_n^2 S_c dz} \quad (8)$$

여기서, \bar{a} 는 음속, \bar{M}_b 는 추진제 표면에서의 이탈 속도의 마하수, $R_b^{(r)}$ 은 추진제의 응답함수의 실수부, ψ_n 은 음향모드함수, S_b 는 연소면적, S_c 는 연소실 내부의 단면적이다. 그리고 음향진동에 대한 고체추진제의 연소응답함수 (combustion response function)는 연소면에서 가스압력진동에 대한 연소 응답으로 표시되는데, 그 응답함수 R_b 는 다음과 같이 정의된다.

$$R_b = \frac{m_b / \bar{m}_b}{p / \bar{p}} \quad (9)$$

여기서, m_b 는 연소면에서의 질량유속 (mass flux)이다. 응답함수 R_b 는 원통형 연소기의 양단면에 그래인을 두고 그중심부에 부착한 노즐을 통하여 연소가스를 배출시키도록 되어있는 T-burner로 측정된다. 양단면의 그래인 표면상에 T-burner내부 종방향의 가스진동으로 균일한 압력진동을 받게 되며, 그 압력진동주파수는 연소기의 길이를 변경함으로써 변화시킬 수 있다. 일반적으로 연소응답함수 R_b 는 식 (9)를 정리한 Dension과 Baum의 다음 식을 사용하였다. (11)

$$R_b = \frac{nAB\bar{\gamma}}{\lambda + \frac{A}{\lambda} - (1+A) + AB} \quad (10)$$

진동수의 복소함수 λ 는 다음 방정식으로 계산한다.

$$\lambda(\lambda-1) = i\Omega \quad (11)$$

여기서, Ω 는 무차원주파수로 열전도 시간에 대한 음향적 시간의 비율이며,

$$\Omega = \frac{\omega k_p}{\bar{\nu}^2} \quad (12)$$

가 되고 k_p 는 추진제의 열확산계수이며, $\bar{\nu}$ 는 추진제의 연소속도를 표시한다.

다음 노즐에 의한 감쇄항은 아래와 같다.

$$a_N = -\frac{\bar{a}}{2} \left(\frac{\bar{\gamma}+1}{2} \right) \bar{M}_N \frac{\iint \phi_n^2 dS_n}{\int_0^L \phi_n^2 S_c dz} \quad (13)$$

여기서, $\bar{\nu}$ 는 비열비, \bar{M}_N 은 노즐입구면에서의 마하수, S_n 은 노즐입구 면적이다.

그리고 가스와 입자상호작용에 의한 감쇄항은 아래와 같다.

$$a_p = -\frac{1}{2} \frac{C_m}{1+C_m} \left[X_1 + (\bar{\gamma}-1) \frac{C}{C_p} = X_2 \right]$$

$$X_1 = \frac{\omega_n \Omega_a}{1+\Omega_a^2}; \Omega_a = \omega_n \tau_a; \tau_a = \frac{\rho_s \sigma^2}{18\mu}$$

$$X_2 = \frac{\omega_n \Omega_t}{1+\Omega_t^2}; \Omega_t = \omega_n \tau_t; \tau_t = \left(\frac{3}{2} \frac{C\mu}{k_p} \right) \tau_a \quad (14)$$

여기서, C_m 은 입자와 가스의 질량비, C 는 입자의 비열, \bar{C}_p 는 가스의 비열, ρ_s 는 입자밀도, σ 는 입자직경, μ 는 점성, k_p 는 추진제의 열확산율이다.

그러나 선형해석은 단지 성장기간의 초기부분과 감쇠기간의 최종부분에만 적용될 수 있다. 다시 말하면 선형 안정성해석은 단지 어떤 교란이 확장 또는 감소될 것인가를 보여줄 뿐이고 그 이상의 과정에 대한 해석은 비선형적 요소를 고려해야만 원하는 결과를 얻을 수 있다.

3. 음향모드 해석

안정성 요소는 안정성 적분을 계산함으로써 구할 수 있는데, 이 안정성 적분은 로켓모터 연소실의 기하학적 형상과 관련한 음향모드 함수를 계산하여 얻을 수 있다. 로켓모터 내부의 음향모드 형상함수(acoustic mode shape function)는 연소되면서 그 레인의 형상이 변화되므로 시간에 따라 달라진다.

더욱이 추진제 그레인의 형상이 복잡해지면 이론적으로 구하기가 불가능하다. 따라서 3차원 형상의 내부공간의 음향특성(음압분포와 고유주파수)을 얻기 위하여 유한요소법에 기초한 상용 프로그램인 ANSYS 5.0A⁽⁶⁾를 이용하였다. ANSYS 모듈 중에서 음향해석은 이차원 해석에 FLUID 29를, 일반 삼차원 해석에는 FLUID 30을 사용한다. 이는 구조해석을 응용함으로써 음압을 구조응력에 상사시키는 구조-압력상사(structure-pressure analogy) 방법을 이용한 것이며, 음압으로 표현되는 절점(node)에서의 압력은 다음과 같이 표시한다.⁽⁷⁾

$$P = \sum_{i=1}^m N_i P_i \quad (15)$$

여기서, N_i 는 선형 형상함수이고 P_i 는 절점압력이며, m 은 node의 개수이다. 이를 파동방정식에 대입하고 Galerkin의 weighted residual finite element 절차를 적용하면 다음과 같은 유체 mesh에 관한 유한요소 행렬식이 된다.

$$[M_f]\{\ddot{P}\} + [K_f]\{P\} = F_f \quad (16)$$

여기서,

$[K_f]$ = 유체 등가강성행렬

$[M_f]$ = 유체 등가질량행렬

$\{P\}$ = 미지 절점압력의 벡터

$\{F_f\}$ = 작용 유체하중벡터 (Pure acoustic에서 0)

$\{\ddot{P}\}$ = 시간에 대한 $\{P\}$ 의 2차 미분

단면적이 길이방향으로 변하는 경우에는 FLUID 30을 이용하여 삼차원 해석을 하였는데, 일정 시간 간격으로 연소가 진행됨에 따라 변하는 연소실내부 형상을 요소생성(mesh generation)하였다. 경계조건은 그레인 내부공간이 수직방향으로 변형이 없는 고정된 벽으로 둘러싸여 있으며, 내부유동은 없다고 가정한다. ANSYS의 FLUID 30에서 재료성질에 대한 입력값은 DENS(유체밀도), SONC(음속)이며 이는 연소가스의 열역학적 성질을 이용하여 구하였다. 길이방향으로 단면적이 일정한 실린더는 음향특성을 이론적으로 쉽게 구할 수 있으므로 ANSYS 결과와 비교하여 음향모드 해석의 정확도를 확인하였다.

4. 적용결과 및 고찰

선형 안정성에 기초하여 개발된 표준 안정성예측

프로그램을 실제 모터에 적용하여 시간에 따른 안정성의 변화를 예측하였다.

4.1 160 mm 로켓모터

직경이 160 mm인 로켓모터(Fig. 3 참조)는 새로이 개발된 무연(minimum smoke) 추진제를 시험하기 위한 것으로서 그레인 길이는 1200 mm 정도이다. 전반부 그레인 형상은 실린더형상이고 후반부는 4개의 핀을 갖는 aft-finocyl 형상이다. Fig. 4는 무연 추진제의 연소반응(combustion response) 함수이다. 주파수가 0인곳에서 반응함수는 추진제의 압력지수 n 의 값을 갖는다. 추진제의 연소특성은 연소응답함수로써 표현되며, Denison과 Baum model의 A, B의 값은 T-burner시험⁽⁸⁾으로 얻은 데이터를 곡선적합(curve fitting)하여 구하였다.

음향모드 해석에서 그레인 내부의 고유주파수와 음압분포인 모드함수를 구할 수 있다. Fig. 5는 ANSYS의 FLUID30 (3D Acoustics)을 이용하여 연소초기 그레인 내부의 음향모드 해석을 수행한 결과의 일부이다. 길이방향 1차 모드의 음압분포를 보이고 있으며, 391 Hz의 고유진동수를 갖고 있다. 연소실 내부(추진제 그레인) 공동의 크기는 연소가 진행됨에 따라 시간에 대해서 점점 커지는데, 특히 slot 부위는 연소과정중 모델링하기에 까다롭고 번거로운 과정이지만, 음향모드는 연소실 내부 단면적의 크기에만 관계되기 때문에⁽¹⁾ 이에 착안하

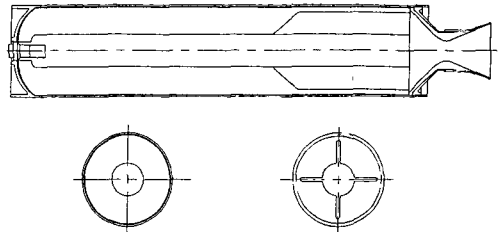


Fig. 3 A schematic diagram and grain configuration of the 160 mm Rocket Motor

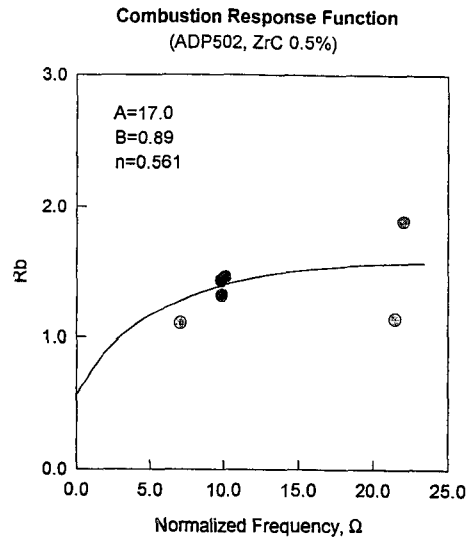


Fig. 4 The combustion response function of a T-burner test for the Minimum Smoke Propellant

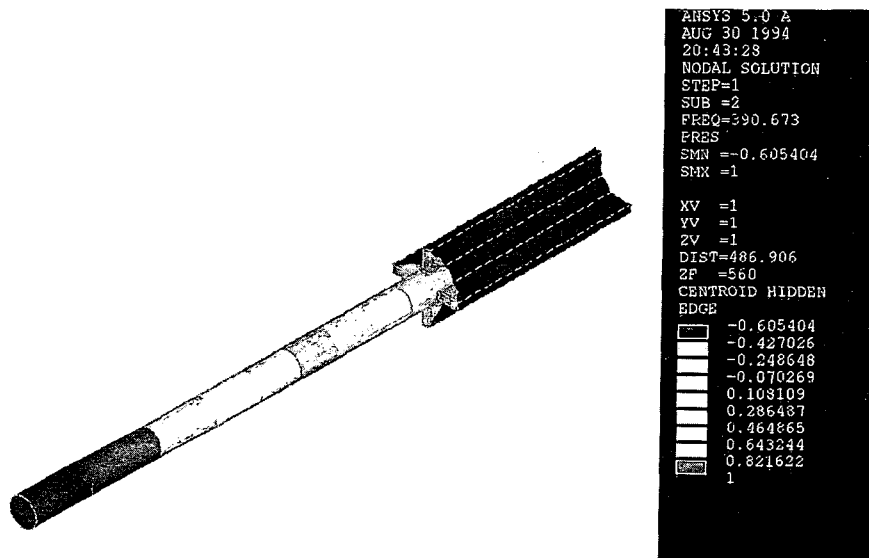


Fig. 5 Mode shape of the cylinder slotted perforation

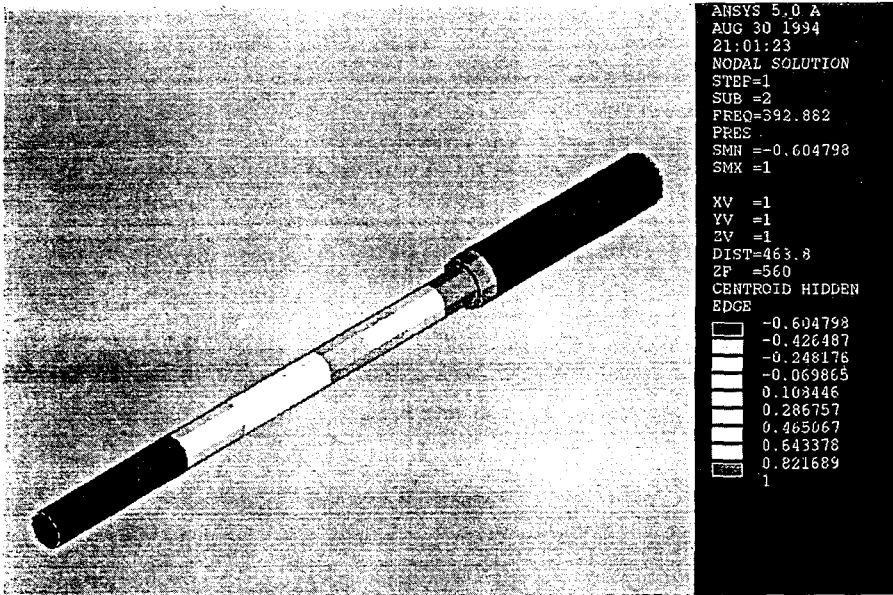


Fig. 6 Mode shape of the equivalent cylinder perforation

여 slot 부위를 단면적이 동일한 실린더형태로 모델링하여 해석하였다. Fig. 6은 후반부 slot 부분의 단면적과 등가 단면적으로 해석한 길이방향의 1차 모드를 구한 것이다. 음압분포와 고유진동수에서 실제형상(Fig. 5)을 모델링하여 해석한 결과와 일치함을 알 수 있다. Fig. 7은 연소실내부 중심축에서 모드 형상을 비교한 것이다. Aft-finocyl 형상에서의 음향모드는 크기가 다른 두개의 실린더가 연결된 형상에서의 음향모드의 해석결과와 일치한다. 그러므로 3차원의 복잡한 형상이라도 내부공동의 단면적의 길이방향 분포가 같다면 모드함수의 값이 동일하며, 그레인 내부를 단순한 실린더 형상으로 모델링하여 음향모드 해석을 수행할 수 있다.

Fig. 8은 연소가 진행되어 감에 따라서 그레인 내부형상이 변화하는 길이방향 1차 모드의 음압분포를 보여주고 있다. 시간이 지날수록 모드형상 값이 실린더에서와 같은 정상파형태인 cosine형태로 바뀌고 있음을 보여준다. 그림에서 1초 미만에서는 cosine형태에서 멀어지는 경향이 있는데, 이는 추진제 slot부분에서의 면적변화가 전반부의 실린더 형태에서 보다 더 크기 때문이다. Fig. 9는 2초 경과시의 추진기관 내부형상에 따른 모드형상을 나타내고 있으며 이 때의 진동수는 약 389Hz로 계산되었다.

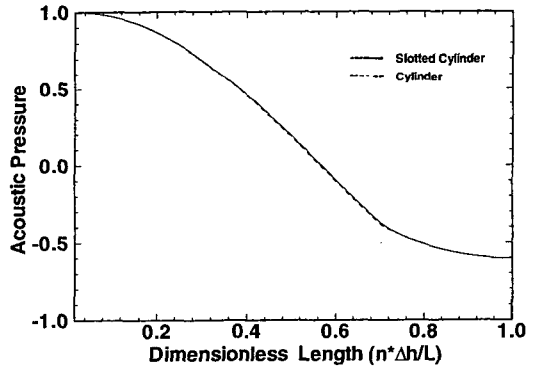


Fig. 7 Comparison of the mode-shape of a cylinder slotted perforation with that of the equivalent cylinder perforation

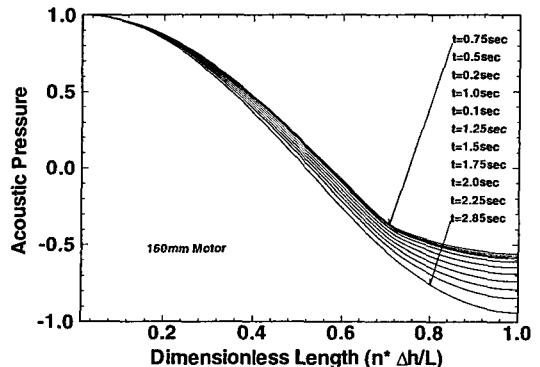


Fig. 8 Time variation of mode-shape in grain port. (160 mm Rocket Motor)

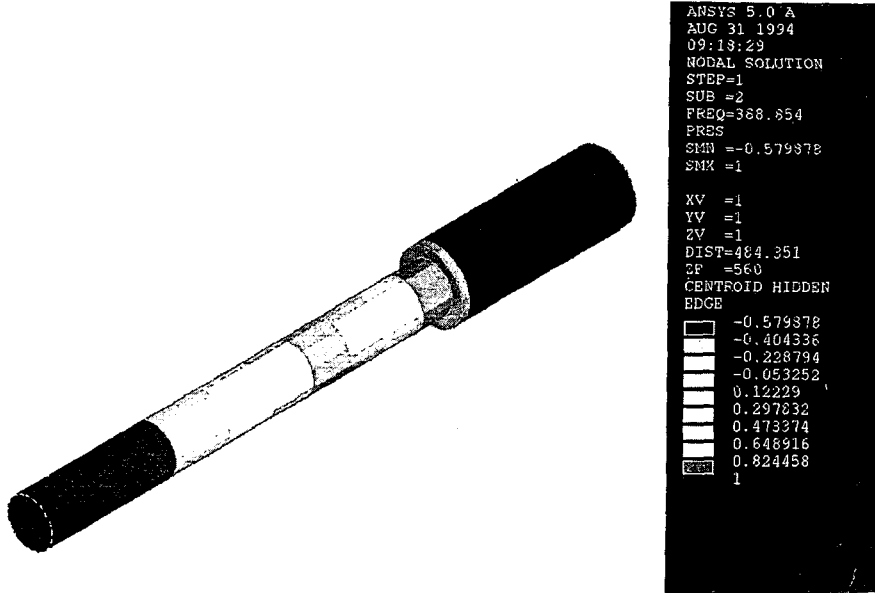


Fig. 9 The mode shape 160 mm Rocket Motor at t=2.0sec

무연추진제를 적용한 160 mm 모터의 경우, 이 연소응답함수와 연소가스의 성질을 가지고 각 시간에 따른 길이방향 1차 모드에서의 선형 안정성수 (linear stability constant)를 구하면 Fig. 10과 같다. 여기서, α_T 는

$$\alpha_T = \alpha_C + \alpha_N + \alpha_P \quad (17)$$

이며, 시간에 대한 이 값의 변화양상은 계속 음의 값을 나타내고 있으므로 길이방향 1차모드에 대해서 안정하다는 것으로 판단이 되고, 또한 길이방향 모드에 대해서는 노즐에 의한 감소효과가 지배적이며, α_P 가 0에 가까운 값을 취하므로 입자에 의한 영향은 거의 없음을 보여주고 있다.

길이방향 모드에 대해서는 모든 시간대에 안정하다고 예측되었지만, 실제 모터에서는 연소 불안정성에 의한 불규칙 연소현상이 나타났다. 이 160 mm 로켓모터의 연소 불안정성은 단면방향의 음향모드

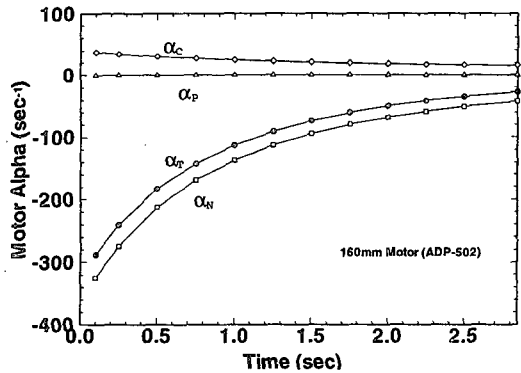


Fig. 10 The linear stability element to the first longitudinal mode for the 160 mm Rocket Motor with the Minimum Smoke Propellant

해석과 연소관 외면에 부착된 가속도계 신호의 주파수분석을 통하여 길이방향 모드가 아닌 2차 접선 방향 모드임이 밝혀졌다.^(9,10)

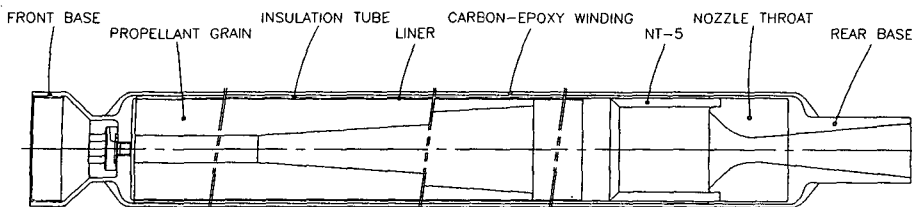


Fig. 11 A schematic diagram of the 85 mm Rocket Motor

4.2 85 mm 로켓모터

85 mm 로켓모터는 내열튜브에 추진제를 주조로 제작한 후 필라멘트 와인딩방법으로 추진제 위에 직접 연소관을 입히는 공법으로 제작된 모터이다. 이러한 모터제작공법의 가능성을 확인하기 위하여 추진제 그레이인은 아주 단순한 형태로 이루어졌다. (Fig. 11 참조) 그레이인 형상은 테이퍼진 실린더 형상이다. 추진제 길이는 570 mm, 모터내부의 연소실 길이는 780 mm 이다. 5초 이상의 연소시간을 얻기위하여 비교적 연소속도가 느린 저연(reduced smoke) 추진제가 사용되었다. 이 저연 추진제는 알루미늄 분말이 2% 정도 포함되어 있다. Fig. 12는 T-burner에서 측정된 연소반응함수를 보이고 있다. 무연추진제와 비슷한 수준을 갖고 있다. Fig. 13과 Fig. 14는 점화 후 0.1초와 2초에서의 길이방향 1차모드의 음향모드 해석결과를 보이고 있다. 진동수는 656 Hz에서 624 Hz로 감소하였다.

Fig. 15는 10개의 시간대에 따른 음압분포(혹은 mode shape)를 보인 것이다. 연소가 완료되면 cosine 함수형태로 된다. 시간에 따라서 변하는 음압분포를 입력하여 길이방향 1차모드에 대하여 선형 안정성해석을 수행한 결과를 Fig. 16에 보였다. 160 mm 모터와 달리 α_n 의 절대값은 시간이 경과함에 따라서 증가한다. α_n 는 연소시간에 따른 변화가 없고 그 값 또한 작다. α_c 는 연소초기에 제일

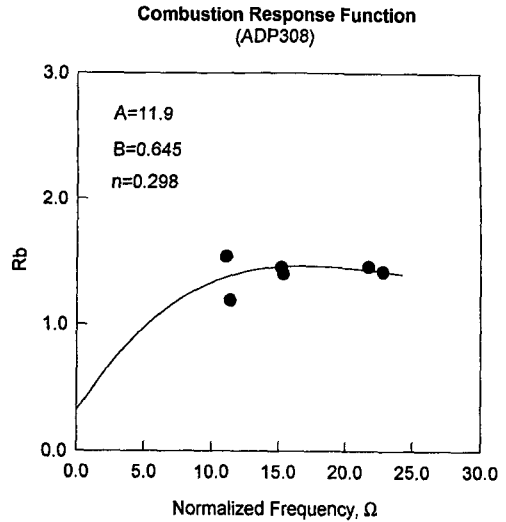


Fig. 12 The combustion response function of a T-burner test for the Reduced Smoke Propellant

크고 시간에 따라서 감소한다. α_c 의 값이 비교적 커서 모터는 연소초기에 불안정하다고 예측된다. 시간에 따라서 α_n 의 값이 안정한 쪽으로 커지고, α_c 도 감소하여 2초 이후에는 모터의 안정성이 부정(negative)을 갖게 되어 안정화되고 있음을 예측할 수 있다.

Fig. 17은 실제 연소시험에서 측정된 압력신호이다. 압력계의 설치위치는 헤드부위이므로 길이 방

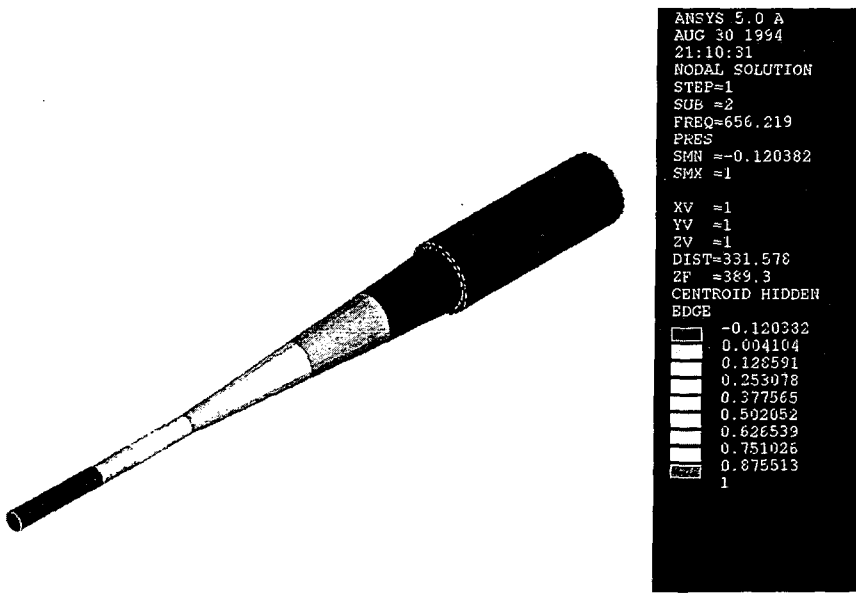


Fig. 13 The Mode shape of the 85 mm Rocket Motor at t=0.1sec

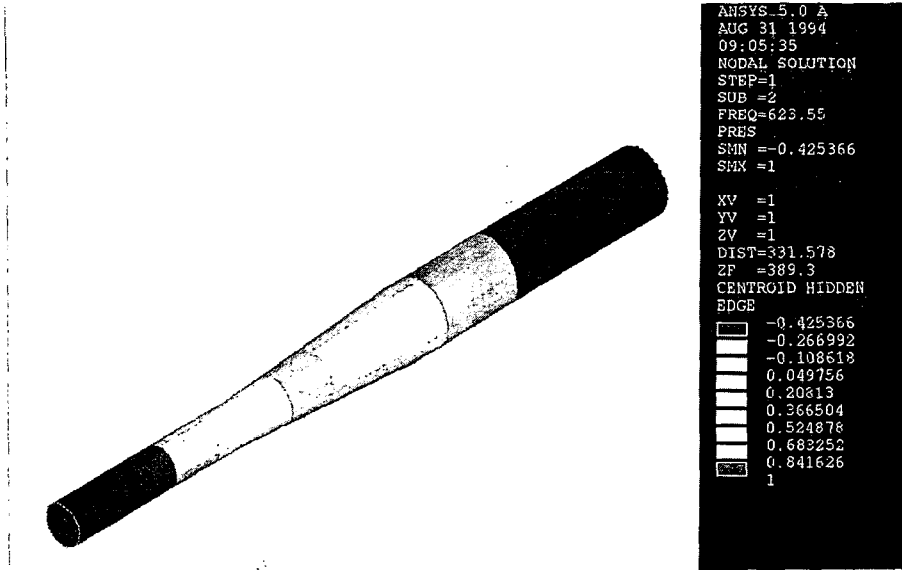


Fig. 14 The Mode shape of the 85 mm Rocket Motor at t=2.0sec

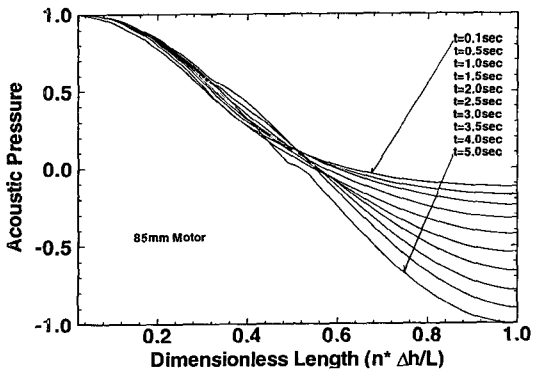


Fig. 15 Time variation of mode shape in grain port (85 mm Rocket Motor)

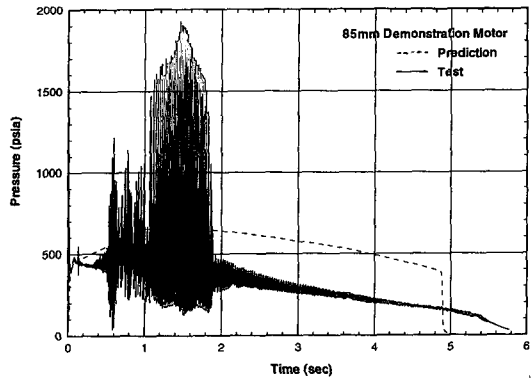


Fig. 17 Pressure-Time history of the 85 mm Rocket Motor

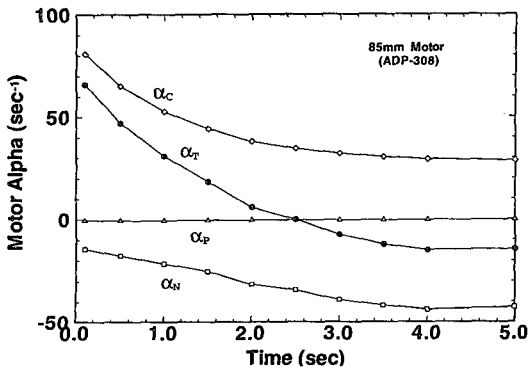


Fig. 16 The linear stability element to the first longitudinal mode for the 85 mm Rocket Motor with the Reduced Smoke Propellant

항모드의 비절점 (pressure antinode)에 해당된다. 점화 후 0.5초에서 연소불안정이 발생하여 2초까지 크게 발전하다가 2초 이후에는 급격히 감쇄한다. 실제 연소시험 결과는 앞서 예측한 선형 안정성 해석과 일치한다. 압력신호의 주파수 분석결과 이 불안정성의 모드가 길이방향 1차와 2차모드임을 알 수 있었다.⁽¹¹⁾

5. 결 론

선형 안정성해석에 기초하여 길이방향 모드에 대한 표준 안정성해석 프로그램을 개발하고, 실제 시

험 모터에 적용한 결과, 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 이 프로그램은 길이방향 모드에 대해서만 유효할 뿐 무연추진제를 사용한 모터에서 발생하는 단면방향 모드에 대해서는 적용할 수 없다.

(2) 85 mm 모터에서 발생한 길이방향 1차모드의 연소불안정에 대해서는 표준 안정성해석에 의한 결과와 실제 연소실험 결과가 일치하였다.

(3) 추진제의 연소반응 함수가 T-burner에서, 보다 정확하게 측정되고 추진제 연소가스 중에 포함된 입자에 대한 정보가 보강되면 표준 안정성해석의 정확도가 개선될 수 있다.

(4) 프로그램화된 요소 외에 다른 안정성 요소에 의한 부분을 첨부하면 표준 안정성해석 프로그램을 확장시킬 수 있다.

참고문헌

- (1) Culick F. E. C. & Yang, V. 1991, "Prediction of the Stability of Unsteady Motions in Solid-Propellant Rocket Motors," *Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants*, edited by L. D. Luca, E. W. Price, and Martine Summerfield, Vol. 143, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, New York, pp. 719 ~ 779.
- (2) Price E. W. and Flandro G. A., 1990, "Combustion Instability in Solid Propellant Rockets," *Air Force Office of Scientific Research*, AD-A216 740, pp. 1~21.
- (3) Jae-Kun Yoon, 1994, "Prediction of Longitudinal Combustion Instability in a Solid-Propellant Rocket Motor," *KSME Journal*, Vol. 8, No. 2, pp. 206~253.
- (4) Anon., 1991, "Combustion Instability in Solid Rocket Motors Volume II : A guide for motor designers," *CPIA Publication 290*, Jan. 1981.
- (5) David B. Woyak, 1992, "Acoustic and Fluid-Structure Interaction," *ANSYS Revision 5.0 Tutorials*, Vol. II, DN-TO 44 : 5.0.
- (6) Denison M. R. and Baum, E. 1961, "A Simplified Model of Unstable Burning in Solid Propellants," *ARS*, Vol 31, No. 8, pp. 1112~1122.
- (7) Lamancusa, J. S. 1988, "Acoustic Finite Element Modeling using Commercial Structural Analysis Program," *Noise Control Engineering Journal*, March-April, Vol. 30, No. 2, pp. 65~71.
- (8) 윤재건, 유지창, 이정권, 1994, "고체추진제의 연소 불안정 특성 측정방법에 대한 연구," 대한기계학회논문집, 제18권, 제4호, pp. 1081~1086.
- (9) 강경택, 윤재건, 1994, "무연추진제 로켓모터의 연소 불안정 해석," 대한기계학회논문집, 제18권, 제11호, pp. 3032~3038.
- (10) Jae-Kun Yoon, Kyung Taik Kang and Kyung Moo Kim, 1994, "Combustion Instability in Minimum Somke Propellant Rocket Motor," *AIAA 94-3192, 31th Joint Propulsion Conference*, Indianapolis.
- (11) 윤재건, 윤일선, 강경택, 1994, "로켓모터에서의 연소불안정성 예측," 한국연소학회, 제12회 KOSCO SYMPOSIUM 논문집, pp. 53~58.