

〈論 文〉

## 무연추진제 로켓모터에서의 연소불안정 해석

강경택\* · 윤재건\*

(1994년 5월 7일 접수)

### Analysis of Combustion Instability in a Smokeless Propellant Rocket Motor

Kyung-Taik Kang and Jae-Kun Yoon

**Key Words :** Smokeless Propellant(무연추진제), Combustion Instability(연소불안정), Acoustic Modal Analysis(음향모드 해석)

#### Abstract

The paper discusses a combustion instability phenomena encountered in recent solid rocket moter development efforts at ADD(Agency for Defense Development). It has happened to occur as an irregular burning in development of smokeless propellant rocket motor. Through investigating the spectral analysis of accelerometer and strain gage signals which are recorded in static firing tests and acoustic modal analysis of motor inside cavity with ANSYS, the instability is found to be the second tangential mode.

#### 1. 서 론

로켓모터 후류의 연기(smoke)는 추진제 배기가스 중의 산화알루미늄( $Al_2O_3$ )과 같은 금속산화물 입자에 의한 일차연기(primary smoke)와 배기가스 중의 수증기가 응축하여 발생하는 이차연기(secondary smoke)로 구별할 수 있는데, 배기가스 중의 염화수소(HCl)기체나 불화수소(HF)기체에 의해서 이차연기의 생성속도와 양이 증대된다고 알려져 있다.<sup>(1)</sup> 이와같은 로켓모터 후류의 연기는 발사지점을 노출시킬 뿐 아니라, 광학적(optical)인 유도조정계의 간섭(interference)이나 오동작(malfunction)을 야기할 수 있다. 그러므로 연기가 가능한 적은 추진제의 개발이 요구 된다.

로켓추진제로 널리 사용되고 있는 AP(ammonium perchlorate,  $NH_4ClO_4$ )계 혼합형(composite) 추진제의 경우, 연소속도를 조절하기 위한 촉매 및

추진제의 비추력(specific impulse)을 높이기 위해 첨가된 금속성분의 산화물에 의한 일차연기와 배기가스중에 포함된 다량의 염화수소(HCl)와 수증기에 의해서 이차연기가 발생한다. 추진제 성분 중의 금속성분을 최대한 억제하고, AP대신 RDX(cyclotrimethylenetrinitramine) 혹은 HMX(cyclotetramethylenetetranitramine)와 같은 니트라민(nitramine)계 산화제를 사용하면 배기가스 중의 염화수소 가스를 줄일 수 있다. 이와같은 추진제를 넓은 의미의 무연추진제(smokeless propellant)라고 한다. 이러한 무연추진제는 다시 세등급으로 분류할 수 있다. 금속성분을 거의 포함하고 있지 않은 저연추진제(reduced smoke propellant), AP중의 일부가 니트라민계 산화제로 대체된 회연추진제(minimum smoke propellant), AP를 거의 포함하고 있지 않은 진정한 무연추진제(smokeless propellant)이다.

무연추진제를 사용하는 로켓모터에서는 비정상연소현상의 일종인 연소불안정현상의 발생가능성이 높다고 알려져 있다.<sup>(2)</sup> 본 논문에서는 소형 로켓

\*정회원, 국방과학연구소 추진기관부

모터에 무연추진제(minimum smoke propellant)를 적용하는 과정에서 발생한 비정상 연소(irregular burning)현상을 규명하고 분석한 결과를 제시하고자 한다.

## 2. 연소불안정성

연소불안정현상은 여러가지 기준에 의해 구분될 수 있는데, Fig. 1은 연소불안정성의 계통도의 한 예를 보이고 있다. 연소불안정성은 크게 음향학적 것과 비음향학적인 것으로 분류할 수 있다. 음향학적인 것은 모터내부에 정상파(standing wave)가 존재하고, 음향에너지(acoustic energy)의 증감요인을 분석하면 불안정성의 거동을 해석할 수 있다. 이러한 음향학적 연소불안정성은 정상파의 생성모드에 의해서 구분하는데, 크게 길이방향모드(longitudinal mode)와 단면방향모드(transverse mode)로 구분하고, 단면방향은 다시 반경방향모드(radial mode)와 접선방향모드(tangential mode)로 분류한다.

Fig. 2는 단면방향모드의 대표적인 예를 보인 것이다. 이것은 정상파의 음압(acoustic pressure)분포를 보인 것으로 검은 부분이 최대 음압구역이고, 흰 부분이 최소 음압구역이다. 이와같은 단면의 모드형상(mode shape)은 이론적으로 구할 수 있으나, 여기 보인 것은 유한요소법을 이용한 상용프로그램으로 구한 것이다. 음향모드해석에 대해서는 4.2절에 상세히 설명하였다. 접선방향모드의 연소불안정성은 고체추진 로켓모터에서 발생하고, 반경방향모드의 연소불안정성은 액체추진 로켓엔진의 연소실에서 주로 발생한다고 알려져 있다. 단면방향모드의 주파수는 다음식에 의해서 계산된다.

$$f_{pr} = \frac{(a_{pr}) a}{2R} \tag{1}$$

여기서,  $a$ 는 연소가스에서의 음속(sound velocity)이고,  $R$ 은 추진제내부의 공동의 반경이고,  $a_{pr}$ 는

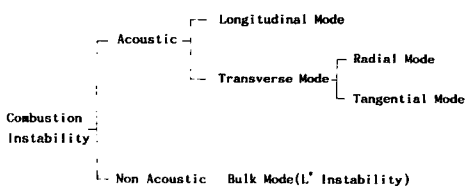
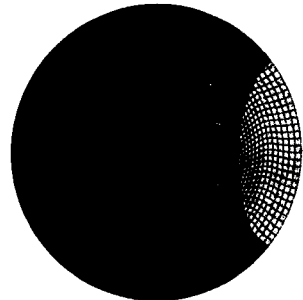
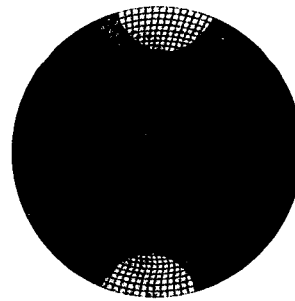


Fig. 1 Classification of combustion instability

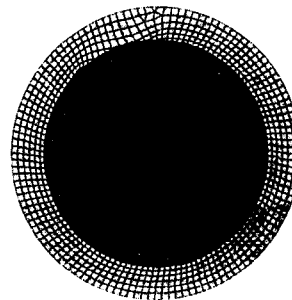
Table 1에 나와있는 모드상수(mode coefficient)이다.<sup>(3)</sup> 이 값들은 이론적으로 구해진 값이다. 여기서 첨자  $\rho$ 는 반경방향모드수,  $\tau$ 는 접선방향모드수를 뜻한다.



(a) First tangential



(b) Second tangential



(c) First radial

Fig. 2 Examples of acoustic transverse modes

Table 1 Mode coefficients of transverse modes

$\tau \backslash \rho$	0	1	2	3
0	0.0	1.220	2.233	3.238
1	0.586	1.697	2.714	3.726
2	0.972	2.135	3.173	4.192
3	1.337	2.551	3.611	4.643

정상파의 발생모드는 단일모드뿐 아니라 2가지 이상의 모드가 같이 생길 수도 있고, 고차모드의 발생도 가능하다. 따라서 로켓모터에서 연소불안정 현상이 발생하면, 주파수 분석을 통하여 정상파의 모드를 확인하고, 그와 같은 모드의 억제를 위하여 어떠한 방법을 강구할 것인가를 생각해야 한다.

### 3. 시험장치 및 방법

본 시험에 사용된 모터의 형상은 Fig. 3과 같다. 모터의 직경은 16 cm, 추진제 길이는 120 cm 이다. 추진제 그레인의 형상은 전방부에 실린더 형상, 후방부에 4개의 핀을 갖는 내면연소(internal burning)형이다. 시험모터를 시험대(test stand)에 장착하고 모터에 압력계(pressure gage), 추력측정을 위한 load cell, 가속도계(accelerometer), strain gage를 부착하여 지상연소시험을 실시하였다. 개발초기에는 연소불안정 억제제로 소량의 ZrC를 포함한 저연추진제(HTPB/AP)가 적용되었는데, 모터개발에 영향을 주지 않을 정도의 미소한 압력변동현상만 몇 차례의 시험에서 발생하였다. 그러나 새로이 개발된 무연추진제를 적용한 시험에서 압력 및 추력선도에서 비정상 연소현상이 발생하였다. Fig. 4는 본 시험의 압력선도를 보인 것이다. 점선은 추진제 그레인의 연소면적, 노즐목의 면적, 추진제의 연소속도(strand burner에서 측정한 값), 추진제 무게 및 열역학자료(밀도, 분자량, 비열비)를 사용하여 성능예측한 것<sup>(4)</sup>이고, 실선은 스트레인게이지형 압력계(Dynisco G830-101-2M, cut-off frequency  $\approx 2$  kHz)로 측정된 것이다. 전체적인 압력의 상승은 실제모터내에서의 추진제의 연소속도가 예측보다 매우 빠르다는 것을 보여주고, 불규칙한 형상은 비정상 연소현상이 있음을 의미한다. 이러한 비정상 연소는 고주파수 영역의 연소불안정 현상에 기인하는데 이는 무연추진제를 사용할 경우 일반적으로 연소불안정(combustion instability)현상이 발생할 위험이 높기 때문이다. 추진제 연소가스 중의 입자성분이 그 표면의 점성력(viscous force)에 의하여 연소불안정 현상을 억제하는 효과가 있는데, 무연추진제의 경우는 입자가 되는 금속성분을 최대한 감소시켰기 때문이다. 본 시험에 사용된 추진제는 탄화 지르코늄(ZrC)을 연소불안정 억제제로서 0.5% 첨가한 것이다.

단면방향모드의 연소불안정성은 일반적으로 주파

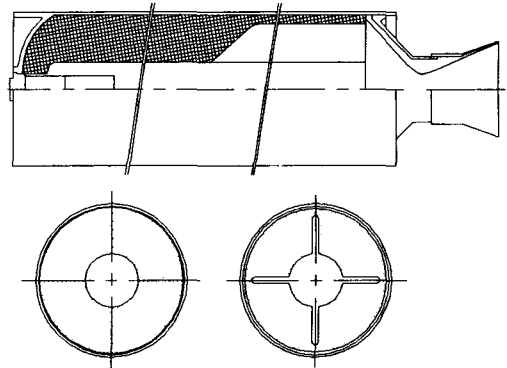


Fig. 3 A schematic diagram of test rocket motor

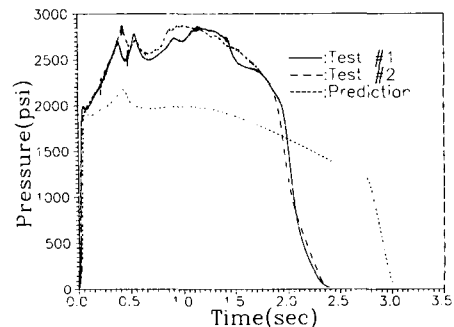


Fig. 4 Pressure-time curves of static firing tests

수가 5 kHz 이상이므로 스트레인게이지형 압력계로는 검출이 불가능하다. 그러므로 고주파( $\sim 25$  kHz) 영역까지 측정가능한 압전형(piezoelectric) 압력계를 사용해야 한다. 그러나 이러한 압력계를 사용할 경우 압력계를 냉각시키는 수냉자켓(water cooling jacket)이 필요한데, 개발시험중인 로켓모터가 아주 대형이 아닌 경우 압력계를 설치할 공간이 없는 것이 보통이다. 따라서 연소불안정 현상을 연구하기 위해 전용으로 설계된 로켓모터가 아니라면 수냉자켓과 함께 압전형 압력계의 설치가 불가능하다.

모터 연소실내의 길이방향의 압력변동이 있으면, 이것은 추력에서도 변동성분이 나타난다. 변동성분의 크기간의 상관관계에 대해서는 몇가지 제안된 식이 있으나, 주파수에 대해서는 믿을만한 관계식이 아직 없는 상태이다. 단면방향의 압력변동에 대해서는 추력변동이 나타나지 않으나, 연소실 외벽에 가속도계를 부착할 경우, 이 가속도계에 변동성분이 나타난다고 알려져있다.<sup>(5)</sup>

따라서 앞에서 언급한 바와 같이 지상연소시험을

실시할 때 모터 표면에 가속도계를 왁스(PCB Petro Wax Model 080A24)로 부착하여 시험을 하였다. 가속도계(PCB 309 A)에 전원을 공급하고 전치증폭기 역할도 하는 전원공급장치(PCB battery power unit model 480B)를 설치하고 측정된 신호를 tape recorder(Honeywell 5600E)에 테이프속도 60 ips로 저장하였다. 저장된 신호를 재생시켜서 주파수분석 및 power spectrum을 구하였다. tape recorder로부터의 아날로그신호는 HP-3565S system에 의해서 디지털신호로 변환되고, 변환된 데이터화일은 I-DEAS TDAS(test data analysis system) software을 EWS(HP-9000, Model 320)에서 데이터처리를 수행하였다.

#### 4. 결과 및 고찰

##### 4.1 가속도계 신호분석

2개의 가속도계를 모터 외부에 부착했으나, 1개는 시험 초기에 왁스가 열에 견디지 못하여 떨어졌고, 노즐쪽에 가깝게 부착한 가속도계만이 신호를 얻을 수 있었다. Fig. 5가 2차 시험에서 얻은 가속도계의 신호를 보인것이다. Cut-off 주파수가 25 kHz인 신호를 visicorder(Honeywell model 1858)로 그린 것이다. 1000 g 이상의 가속도의 변동이 연소시간 전반에 걸쳐 측정되었다. 가속도 신호형상은 점화초기부터 0.4초까지와 0.4초부터 연소완료까지의 두 부분으로 구분할 수 있는데, 후반부가 전반부보다 가속도변동 크기가 더크다.

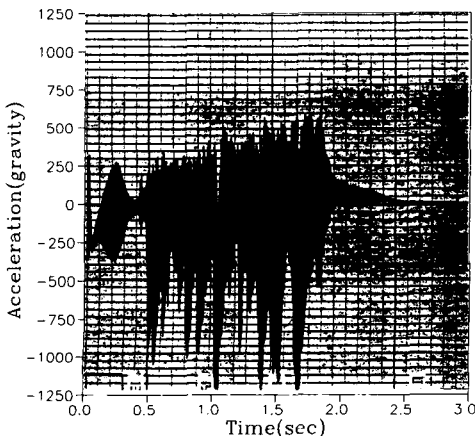


Fig. 5 A signal of accelerometer mounted on the outer surface of a rocket motor

Fig. 6은 가속도계 신호를 0.2초 간격으로 신호와 그 신호의 power spectrum을 보인 것이다. 제일 위의 첫번째 것은 점화후 0.2초 부근의 신호로써 5.8 kHz의 주파수 성분이 우세하다. 두번째는 0.4초 부근으로써 추진제 그레이의 웨브(web)가 연소되는 시간과 거의 일치하고, Fig. 5에서는 처음 생긴 큰 변동성분이 작아지고 두번째의 큰 변동이 시작되기 직전에 해당된다. 따라서 신호의 크기는 상대적으로 다른 것에 비해 작지만, 14.7 kHz의 주파수 성분이 발생하는 것을 알 수 있다. 14.7 kHz의 고주파 성분은 연소가 진행되어 감에 따라 점점 작아져서 연소완료시에는 약 7.4 kHz로 줄어든다. 이것은 추진제 내부 공동의 직경이 연소되어 감에 따라서 커지므로 단면방향의 정상파의 주파수가 감소하는 것과 부합된다. 따라서 연소시간 전반에 걸쳐 주파수가 일정한 길이방향모드와 구별할 수 있는 좋은 특징이다. 스트레인게이지로부터 측정된 신호도 같은 주파수 거동을 나타냈지만 신호의 진폭이 가속도계 신호에 비해 상당히 작기 때문에 스트레인 게이지 신호의 스펙트럼 해석 결과는 생략하였다.

##### 4.2 음향모드 해석

가속도계 신호의 스펙트럼 해석으로부터 연소불안정의 주파수는 5 kHz 이상이며, 길이방향모드의 주파수가  $500 \text{ Hz} (a/2L : a=1000 \text{ m/s}, L=1 \text{ m})$  부근임을 고려하면 이것은 단면방향모드의 연소불안정 현상임을 알 수 있다. 핀부분 그레이 단면형상의 고유 주파수를 포함한 음향특성을 얻기위하여 유한요소법에 기초한 상용프로그램인 ANSYS 5.0 A를 이용하였다.<sup>(6)</sup>

음향모드 해석(acoustic modal analysis)을 수행하는 ANSYS 모듈중에서 이차원 해석에는 FLUID 29, 일반 삼차원 해석에는 FLUID 30이 사용된다. 본 해석의 목적이 핀부분 그레이 단면의 고유주파수와 음향압력모드 형상을 결정하는 것이므로 FLUID 29를 이용하여 이차원 해석을 하였다. 그레이 공동은 고정된 벽으로 둘러싸여 있고 내부유동은 없다고 가정한다. 유체의 밀도는  $DENS=14,373 \text{ kg/m}^3$ , 음속은  $SONC=1062 \text{ m/s}$ 를 사용하였다. 이 값은 사용된 추진제 조성에 대한 CEC(chemical equilibrium code)결과이다. 모터 연소시간에 대해서 0.2 초마다 열개의 모드를 계산하였다. 스펙트럼 해석(Fig. 6)과 ANSYS의

결과를 비교분석하면 연소불안정 현상의 모드를 추정할 수 있다. Table 2는 점화후 0.2초와 0.8초에서의 추진제 그래인 내부의 단면에 대한 공명주파수를 계산한 것이다. 0.2초에서의 실제 진동주파수는 5.76 kHz(Fig. 6참조)인데, 이것과 제일 유사한 것이 이차 접선방향모드(5.2 kHz)이다. 따라서 점화후 0.4초까지의 모드는 Fig. 7의 (a)와 같다고

추정된다. 검은 부분은 최대 음압구역을 흰 부분은 최소 음압구역을 나타낸다. 즉 연소가 진행되고 있는 핀의 끝면부가 음압의 최대/최소 구역이 된다. Table 2의 0.8초에서의 이차 접선방향모드의 주파수가 2개인 것은 음압의 최대/최소 구역의 존재가 어디냐에 따라서 Fig. 7의 (b)와 (c)의 모드가 가능하다. (b)의 주파수가 5.3 kHz이고 (c)의 주파

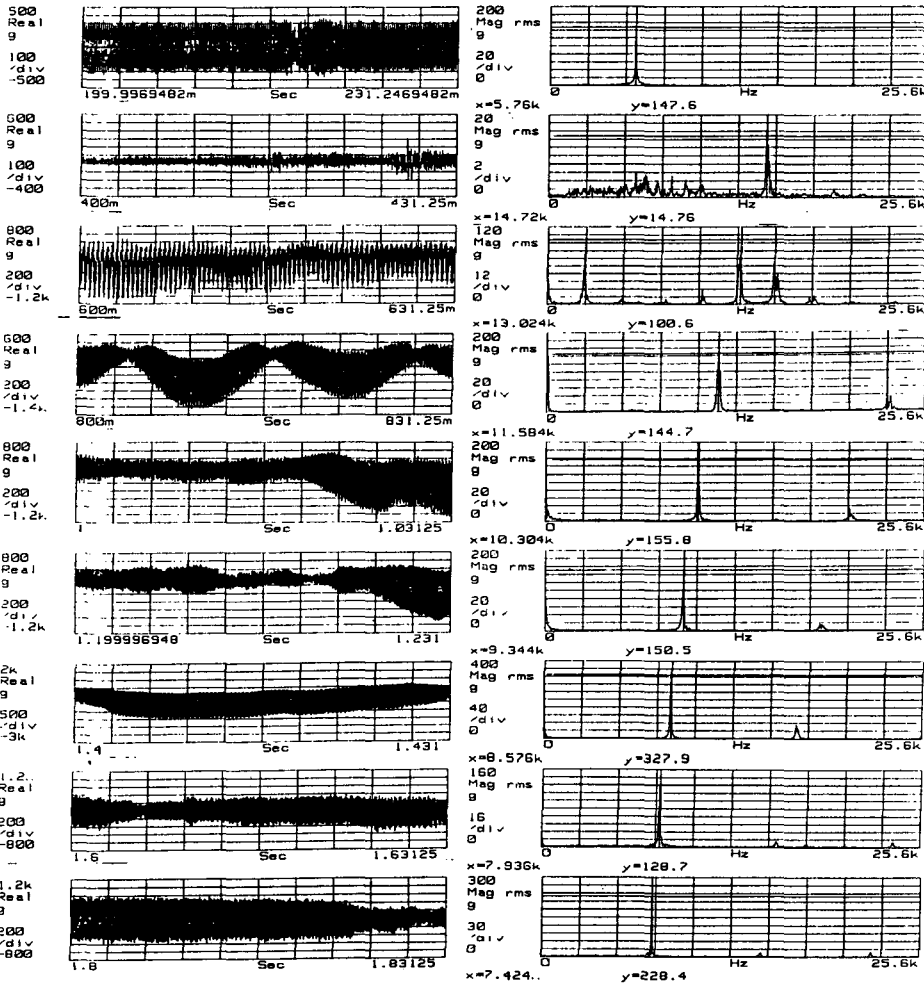


Fig. 6 Analog signals of an accelerometer and their power spectra

Table 2 Natural frequencies of the grain cavity from ANSYS

	First Tangential	Second Tangential	First Radial
0.2 sec after ignition	4.7 kHz	5.2 kHz	8.1 kHz
0.8 sec after ignition	4.1 kHz	5.3/9.9 kHz	8.6 kHz

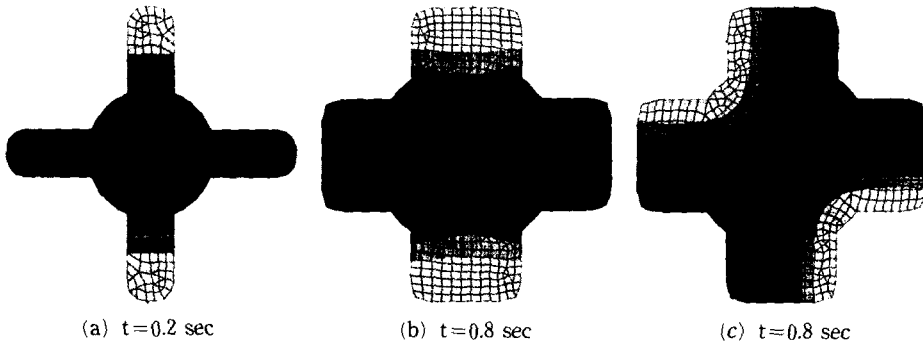


Fig. 7 The second tangential mode shape of the slotted part cross section

수가 9.9 kHz이다. 실제 가속도계에서 측정된 신호의 주파수가 11.6 kHz이므로 0.4초 이후의 연소불안정성 모드는 (c)와 같은 이차 점선방향모드라고 생각된다. 추진제의 연소면에서 음향에너지가 생성되고 내열재표면과 같이 비반응성 표면에서 음향에너지가 소멸한다는 일반적인 경험에 근거해도, 핀부분의 내열재가 노출된 0.4초 이후의 연소실 상황에서는 (c)의 모드가 더 가능성이 높다고 생각된다. (a)와(c) 모두 이차 점선방향모드이고, 두 모드간의 근본적 차이는 그레인 핀 부분 끝면의 연소유무이다. (a)에서는 음압의 최대/최소 구간이 그레인 핀 끝면 구역에 존재하고 (c)에서는 그레인 원통 연소구역에 존재한다. 그레인 핀 부분의 웹 연소 말기인 0.4초 부근에서 이와같은 모드 변화가 발생한다고 생각된다. 그레인의 핀부분은 연소관의 보호를 위해서 고무성분의 내열재로 보강되어 있고 핀부분 웹연소후에는 내열재가 고온 연소가스에 노출되며 내열재의 점성응력과 열전도의 작용으로 (a)의 모드에서 (c)의 모드로 전환된다고 사료된다.

4.3 연소불안정 억제방법

이차 점선방향모드의 연소불안정성의 주파수는 5 kHz 이상인데 T-burner<sup>(7)</sup>시험으로는 이와 같은 고주파 영역에서의 추진제의 반응함수를 측정할 수 없다. 따라서 추진제 반응함수 자료를 획득할 수 없으므로 선형안정성 해석<sup>(8)</sup>은 수행할 수 없다. 그러나 ANSYS 프로그램은 연소불안정 현상의 주파수를 구하는데 유용하게 사용할 수 있으며 가속도계 신호는 단면방향모드 연소불안정현상을 측정하는데 충분하다고 생각한다. 가속도계로 측정된 기계적인 진동과 모터 외벽을 통해 측정된 압력변동

간의 정확한 상관관계는 아직 정립되지 않았지만 T-burner에 가속도계를 적용함으로써 가속도계 신호와 압력계 신호간의 상관관계를 구하려고 시도하였으며 T-burner의 길이 방향모드 변동에 대해서 같은 주파수가 측정되는 것을 확인하였다. 단면방향모드의 연소불안정 현상을 억제하는 방법은 정상파의 모드를 교란시키거나, 연소가스중에 입자성분을 생기게 하여 음향에너지를 소산(dissipation)시키는 것이다. 모드의 교란은 이물질(rod, baffle)을 연소실에 삽입하거나 추진제 그레인의 형상을 비대칭으로 만드는 방법이 있다. 연소가스의 온도가 비교적 낮은 복기(double base)추진제의 경우 열에 견디는 이물질의 설치가 가능하나, 온도가 높은 혼합형 추진제에서는 이방법의 사용이 거의 불가능하다. 그레인 형상을 비대칭으로 만드는 것은 Fig. 8과 같이 3개나 5개의 핀을 갖는 형상을 선택하는 것이다. 입자성분이 억제하는 연소불안정성의 주파수는 입자크기와 밀접한 관계가 있다.<sup>(2)</sup> 따라서 이와같은 주파수대의 연소불안정성을 억제하기 위해서는 연소가스 중의 입자의 직경을 2~5 μm 정도로 유지하면 효과가 크다. 즉 2~5 μm 정도의 금속 산화물(예로써 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)을 추진제 혼합시에 첨

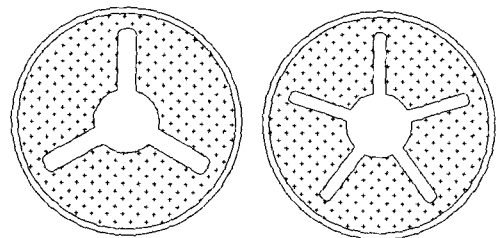


Fig. 8 Recommended cross sections of the propellant grain

가하거나, 생성되는 금속 산화물의 직경이 이 범위에 들도록 제어하는 방법이 가능하다.

## 5. 결 론

가속도계 신호의 스펙트럼분석과 ANSYS 5.0A의 음향모드 해석결과를 비교 검토한 결과, 무연추진제 로켓모터 개발과정에서 발생한 비정상 연소현상은 이차 접선방향모드의 연소불안정 현상에 의한 것으로 규명되었다. 또한 그레인 핀부분의 웨브연소를 전후하여 모드변화가 있다. 웨브연소후에 내열재가 노출되고 이로 인하여 모드변화가 발생한다고 사료된다.

## 후 기

본 연구에 관하여 많은 도움과 귀중한 조언을 해주신 국방과학연구소 추진기관부원들께 사의를 표하며, 특히 ANSYS 프로그램 실행에 큰 도움을 준 윤성호 박사께 깊은 감사를 드립니다.

## 참고문헌

- (1) Miller, E., 1984, "Smokeless Propellants," *Fundamentals of Solid-Propellant Combustion*, Edited by Kuo K. K. and Summerfield, M., Vol. 90, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, New York, pp. 841~884.
- (2) Price, E. W., 1984, "Experimental Observations of Combustion Instability," *Fundamentals of Solid-Propellant Combustion*, Edited by K. K. Kuo and M. Summerfield, Vol. 90, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, New York, pp. 733~790.
- (3) Mathes, H. B., 1968, "Measurement Problems Related to Solid Rocket Motor Combustion Instability," *Naval Weapons Center, NWC TP 4593*.
- (4) 성홍계, 김운곤, 1993, "단순 및 이중추력 추진기관 내탄도 설계기법," 국방과학연구소 연구보고서 MSDC-421-93624, pp. 31~36.
- (5) Karnesky, A. L., and Colucci, S. E., 1975, "Recent Occurrences of Combustion Instability in Solid Rocket Motor-An Overview," *J. Spacecraft*, Vol. 12, No. 1, pp. 33~38.
- (6) Woyak, D. B., 1992, "Acoustics and Fluid-Structure Interaction," *ANSYS Revision 5.0 Tutorials*, DN-TO44 : 5.0 Swanson Analysis Systems, Inc, Vol. 1.
- (7) Culick, F. E. C., 1974, "T-Burner Testing of Metallized Solid Propellants," *Air Force Rocket Propulsion Laboratory*, Rept. AFRPL-TR-74-28.
- (8) 윤재건, 유지창, 1993, "고체추진 로켓모터의 연소불안정 해석(Ⅰ)(선형안정성 해석과 T-burner)," 대한기계학회, 93년도 추계학술대회 논문집(Ⅱ), pp. 391~393.