

## 초음파를 이용한 추진제/라이너 미접착 및 추진제 미세 크랙의 결함 검출 기법

나성엽\*

### Ultrasonic Inspection Technology of Defect Detection of Propellant/Liner Debond & Propellant Microcrack

Sungyoub Na\*

#### ABSTRACT

Ultrasonic inspection method is more profitable than X-ray radiographic inspection in cost and effect of defect detection such as debond, damage, and it doesn't need special constructions. The method can also be a possible real time inspection with safety. This report explains 1)the experiment and analysis of ultrasonic property of solid propellant, 2)the inspection methods of propellant/liner debond by inside or outside inspection, and 3)the inspection methods of propellant microcrack by damage. From the results, it is possible to detect the defect of propellant/liner debond by inside or outside inspection. Futhermore, it can be possible to detect the propellant microcrack caused by damage using the ultrasonic attenuation.

#### 초 록

초음파를 이용한 추진기관의 비파괴검사는 X-ray 검사에 비하여 경제성이 우수하고, X-ray 검사 시 취약한 미접착, 손상 등의 결함 검출이 우수한 편이다. 그리고 전용 시설 없이 현장에서 실시간으로 검사가 가능하며 방사선 작업에 비하여 안전한 방법이다. 본 논문에서는 고체 추진제에 대한 초음파 특성을 분석하고, 추진제/라이너 미접착에 대한 내측과 외측 검사 방법 및 추진제 손상에 의한 미세 크랙 검출에 대하여 실험 및 분석하였다. 실험 결과, 추진제/라이너 미접착에 대한 내.외측 검사에 있어서 검출 가능성을 보였으며, 그리고 손상에 의한 추진제 미세 크랙도 초음파의 감쇠특성을 이용하여 검출 가능함을 보였다.

Key Words: Ultrasonic Inspection(초음파검사), Rocket Motor(추진기관), Propellant(추진제), Non-destructive Test(비파괴검사), Debond(미접착), Microcrack(미세 크랙)

† 2006년 9월 26일 접수 ~ 2006년 11월 16일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail: 5855078@hanafos.com

로켓 모터를 생산할 때 혹은 취급 중 발생하거나 장기 저장 후 노화에 의하여 화학적이거나 물성이 변하여 추진제 크랙, 추진제/라이너 미접착 등 추진기관의 성능에 영향을 미치는 결함이 발생할 수 있다.

따라서 이를 효과적으로 검출할 수 있는 방법이 필요하다. 방사선 투과 검사법은 비파괴검사의 전통적 방법으로서 추진기관의 검사에 많이 이용되어 왔다. 그러나 방사선 투과 검사법은 시험 소요 비용 및 전용 시설의 투자비가 과다하고 또한 검사하기 위해서는 추진기관을 전용 시설로 운반해야 하는 불편함이 있다. 또한 일부 결함들 즉, 접착 계면에서의 미접착, 외력 및 하중 충격에 의한 미세 크랙 등에 대한 검출력이 다소 취약한 점이 있다. 이러한 단점을 극복하기 위하여 대체 검사법으로 초음파 검사법이 1990년대 이후 활발하게 연구되어 왔으며, 최근에는 그 방법이 점차 정립되고 있으나 아직 국내에선 미개척 분야이다.[1-6]

본 논문에서는 고체 추진체에 대한 초음파 특성을 분석하고, 추진제/라이너 미접착에 대한 내측과 외측 검사 방법 및 추진제 손상에 의한 미세 크랙 검출에 대하여 실험 및 분석하여 고체 추진제 추진기관에 대한 초음파 검사 가능성을 입증하고자 한다.

2. 초음파 검사 원리

초음파는 음향 임피던스가 다른 두 매질의 경계면에서 반사와 투과 또는 굴절을 일으키며, 음향 임피던스(Z)는 매질의 밀도( $\rho$ )와 음속(V)을 곱한 값으로 물질에 따라 고유한 값을 가진다. 매질에 초음파가 수직으로 입사되면 Fig. 1과 같이 반사와 투과가 주로 일어난다. 이때 음압 강도의 반사율(R)과 투과율(T)은 식 (1), (2)와 같다.

$$R = (Z_2 - Z_1) / (Z_1 + Z_2) \quad (1)$$

$$T = 1 - R = 2Z_1 / (Z_1 + Z_2) \quad (2)$$

여기서,  $Z_1$  : 매질 1에서의 음향 임피던스  
 $Z_2$  : 매질 2에서의 음향 임피던스

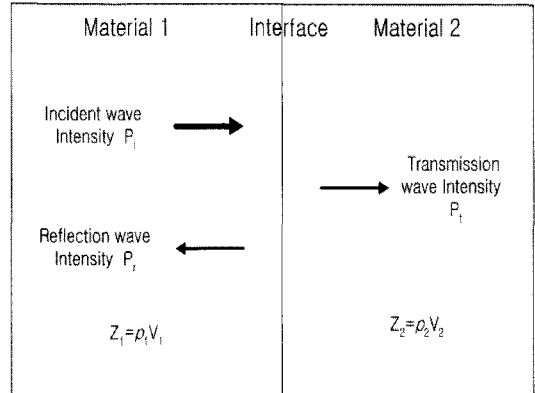


Fig. 1 Ultrasonic reflection and transmission at boundary of materials

두 매질의 경계면에서 미접착이 발생된 경우 계면에는 공기층이 있다고 간주되기 때문에 매질 2를 공기층으로 두고 음향 임피던스를 적용하여 반사율 식을 계산하면 된다.

이와 같이 초음파의 반사와 투과는 두 매질의 음향 임피던스에 관계하기 때문에, 매질의 불연속부(계면 또는 결함부)에서 반사 및 투과되는 음압 강도의 양을 측정하여 접착 계면 또는 내부 상태를 판단한다.

그리고, 초음파는 매질 내에서 Fig. 2와 같이 산란과 흡수에 의하여 감쇠를 일으키며, 산란은 매질 내 입자들의 음향 임피던스 차이, 입자의 비균질성과 입자 배열의 이방성 등에 의해 일어나고, 흡수는 초음파 에너지가 매질 내에서 열로 흡수되면서 일어난다. 이때 음압 강도(P)는 매질에서의 초음파 경로 거리(d)에 대하여 지수 함수적으로 감쇠되며, 관계식은 식 (3)과 같다.

$$P = P_0 \cdot \text{EXP}(-\alpha \cdot d) \quad (3)$$

여기서,  $P_0$  : 초기 음압 강도

$\alpha$  : 감쇠 계수

따라서 매질의 표준 상태에서의 감쇠 특성 및 변화된 감쇠 특성을 분석하여 내부 상태를 판단한다.[7]

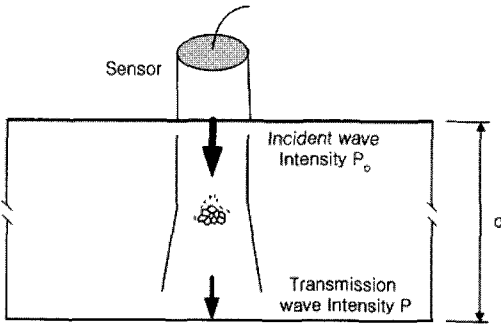


Fig. 2 Ultrasonic scattering and attenuation at material

초음파 탐상은 탐상 방법에 따라 반사파법(Pulse-echo), 투과법(Through transmission), 공진법(Resonance)이 있다. 반사파법은 탐촉자에서 송신된 음파가 물체의 불연속부에서 반사되어 수신되는 신호를 검출하는 방법이며, 투과법은 송신 탐촉자와 수신 탐촉자를 사용하여 물체에 투과된 음파를 수신하여 분석하는 방법이다. 공진법은 일정한 주파수에서 물체에 공진을 일으킬 때의 주파수 스펙트럼 특성을 이용하는 분석법이다.

### 3. 실험

#### 3.1 추진제 초음파 특성 실험

추진제의 초음파 특성을 분석하기 위하여 두께 10~150 mm의 추진제 블럭 시편을 제작하였으며, 시편에 사용된 추진제는 HTPB(Hydroxyl-Terminated Polybutadiene)계 추진제로서 4종류를 사용하였다. 추진제 종류별로 두께를 달리하여 초음파 속도 및 감쇠 정도를 측정하였고, 주파수에 따른 탐상 가능한 깊이를 측정하였다.

#### 3.2 추진제/라이너 미접착 검출 실험

추진제/라이너 미접착 검출 실험에는 2가지의 시편이 사용되었다. 먼저, 추진제 쪽(내측) 검사의 모사는 Fig. 3과 같은 추진제/라이너/EPDM 내열재로 구성된 시편을 사용하였다. 추진제(A type) 두께는 22 mm, EPDM 두께는 3 mm이며, 추진제/라이너 미접착의 갭은 100배 현미경 측정한 결과 15 μm였다.

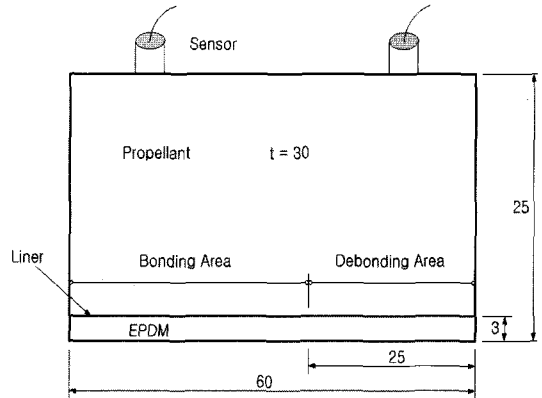


Fig. 3 Test specimen for propellant/liner debond

외부 연소관 쪽(외측) 검사의 모사는 Fig. 4와 같이 실제 로켓 모터의 일부분을 절개하여 미접착 결합을 모사하였다. 로켓 모터 시료는 공대공으로 사용하는 외경 202 mm인 모터를 절단한 것이며, 연소관(steel) 두께는 2.0 mm, 내열 고무 두께는 3.0 mm, 추진제 웹 두께는 65 mm이고, 내열 고무와 추진제 사이에는 라이너가 얇게 도포되어 있다. 이 시편은 U자형 다중 주조 추진제 계면의 양쪽 50 mm(전체 100 mm)를 축 방향으로 1/4 절개한 시편이며 다중 주조 추진제 계면을 중심으로 17x25 mm 크기의 추진제/라이너 미접착 계면을 만들었다. 미접착 갭의 최소 크기는 두께 게이지 측정 결과 20 μm였다.

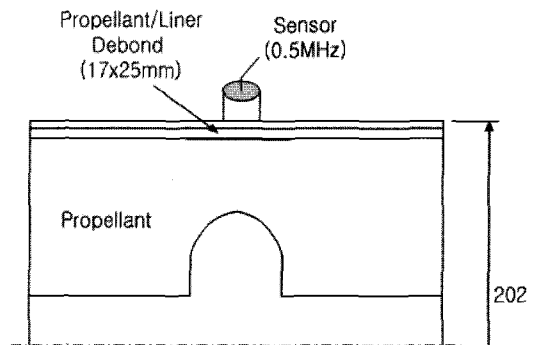


Fig. 4 Test specimen for propellant/liner debond of rocket motor

실험에 사용된 초음파 탐촉자의 주파수는 비교적 감쇠 특성이 심한 곳에서 침투성과 검사 효율성이 좋은 저주파 수대의 0.5 MHz를 사용하였으며 크기는 직경 0.7"였다.

### 3.3 추진제 미세 크랙 검출 실험

추진제 미세 크랙 검출에 사용된 시편 및 실험 방법은 Fig. 5와 같으며, JANNAF 추진제 인장 시편을 사용하여 인장 손상을 주고 초음파의 감쇠 특성을 측정하였다. 실험에 사용한 변형률은 0~25%까지며, 시편의 두께는 12 mm였다. 사용한 초음파 탐촉자의 주파수는 1.0 MHz, 크기 0.5"이며 변형률에 따라 추진제 하단부에서 반사되어오는 신호 강도를 측정하여 감쇠 정도를 상대 비교하였다.

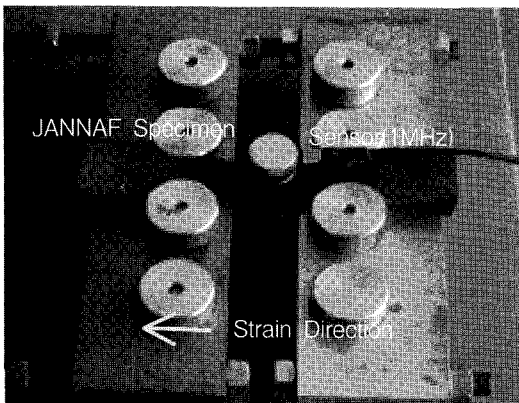


Fig. 5 Measuring of ultrasonic signal at instron displacement of solid propellant

## 4. 결과 및 분석

### 4.1 추진제 초음파 특성

시험한 추진제의 종류별 초음파 특성을 측정한 결과 Table 1과 같은 결과를 얻었다. 추진제에서의 초음파 속도는 추진제 종류에 따라 약간의 차이가 있으나 대략적으로 1750~1811 m/sec 범위의 값을 보였다. 일반적으로 고무(soft)에서의 초음파 속도는 1480 m/sec, 복합재의 초음파 속도는 2860 m/sec이므로, 추진제에서의 초음파 속도는 이들의 중간 정도되는 값이다. 매질에서의 초음파 속도는 매질의 탄성률과 상관 관계가 있다. 따라

서 추진제의 탄성률이 고무와 복합재의 중간 정도 되는 값이라고 판단할 수 있다.

Table 1. Ultrasonic velocity and attenuation coefficient at solid propellant

Propellant	Velocity (m/sec)	Attenuation Coefficient (dB/cm)(at 0.5MHz)
A	1,811	6.0
B	1,786	6.1
C	1,769	6.1
D	1,750	8.0

추진제에서의 초음파 감쇠 계수는 6.0~8.0dB/cm로 측정되었으며, 대체적으로 큰 감쇠 특성을 보였다. 따라서 두꺼운 추진제의 초음파검사에서는 이러한 큰 감쇠 특성으로 인하여 상당히 어려운 점이 있을 것으로 예측된다.

그리고, 탐촉자의 주파수별 감쇠 특성 및 저면에서의 유효 신호 측정을 고려하여 pulse-echo법으로 검사 가능한 추진제 두께를 측정한 결과, Fig. 6과 같은 결과를 얻었다. 탐촉자 주파수 5.0 MHz에서는 약 50 mm정도, 1.0 MHz에서는 100 mm정도, 0.5 MHz에서는 150 mm정도가 검사 가능함을 보였다. 따라서 두꺼운 추진제 검사에 있어서는 0.5 MHz 이하의 저주파수 탐촉자를 적용하는 것이 보다 효과적일 것으로 판단된다.

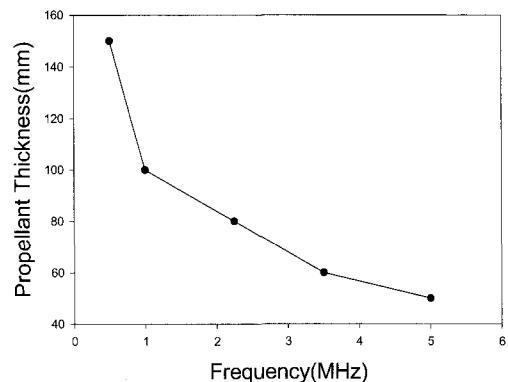
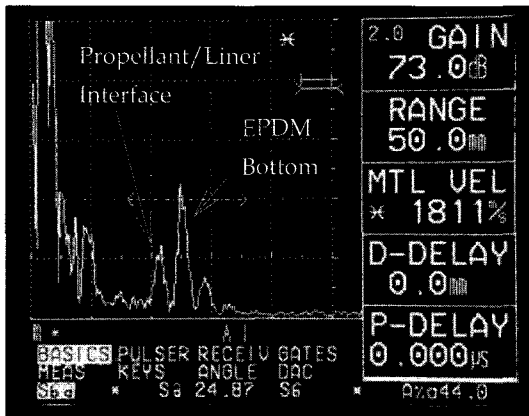


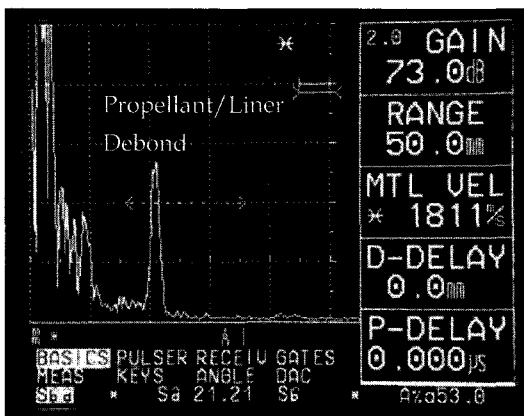
Fig. 6 Thicknesses of solid propellant for possible ultrasonic inspection according to frequencies

4.2 추진제/라이너 미접착 검사

먼저 추진제/라이너 미접착 검사는 추진제 쪽에서 탐촉자를 접촉하여 검사하는 내측 검사 모사 방식을 적용하였으며, 사용한 탐촉자는 2.25 MHz, 0.5"이고, 시험한 결과는 다음과 같다. Fig. 7은 정상 접착과 미접착 상태에서 검출되는 초음파 pulse-echo 신호이다. 정상 접착 상태에서는 Fig. 7 (a)와 같이 두께 22 mm 지점에 추진제/라이너 계면의 신호 강도 높이가 24% 정도를 지시하고 있으며, 두께 약 25 mm 지점에 EPDM 저면에서 반사되는 신호 강도 높이가 45% 정도를 지시하였다.



(a) Bonding part of propellant/liner



(b) Debonding part of propellant/liner

Fig. 7 Ultrasonic signals of the bonding and debonding parts of solid propellant test specimen

이에 비하여 추진제/라이너 미접착 부위에서의 신호는 Fig. 7 (b)와 같이 추진제/라이너 미접착 계면의 위치에서 신호 강도 높이가 55%를 지시하며 EPDM 저면에서의 신호 높이는 거의 없는 것으로 나타났다. 이는 미접착 계면에서 거의 전반사가 일어났음을 의미한다. 식 (1)에 의하면 추진제/라이너 정상접착 계면에서의 반사율( $R_1$ )은 0.285이고, 추진제/라이너 미접착면에서의 반사율( $R_2$ )는 0.999이다. 여기서 추진제 밀도는 1.715 g/cm<sup>3</sup>, 초음파 속도는 1811 m/sec, 라이너 또는 EPDM의 밀도는 1.1 g/cm<sup>3</sup>, 초음파 속도는 1574 m/sec, 공기의 밀도는 0.001 g/cm<sup>3</sup>, 초음파 속도는 330 m/sec를 적용하였다. 따라서 반사율의 차이로 볼 때, 정상 접착과 미접착의 신호 차이는 3.5배로 예측되었으나 실제 신호에서는 이보다 낮은 2.3배를 지시하였다. 이에 대한 원인은 탐상 위치에 따른 추진제 표면의 거칠기 및 탐촉자 접촉 상태의 차이에 의한 것으로 판단된다.

로켓 모터의 추진제/라이너 미접착 계면 검사에 있어 외측(연소관쪽) 검사를 모사한 시편에서의 실험 결과는 다음과 같다.

로켓 모터의 외측 검사에서의 초음파 신호 거동은 다소 복잡하다. 이는 Fig. 8에서와 같이 초음파가 연소관/내열 고무/라이너/추진제를 진행하면서 각 계면에서 다중 반사 및 투과가 일어나기 때문이다. 그림에서 실제 입사파의 각도는 매질의 계면에 대하여 수직이며 반사와 투과파의 경로를 구분하여 나타내기 위해 경사 입사형식으로 나타내었다. 따라서 각 매질 계면에서의 음파의 진행 방향에 따른 반사율( $R_{12}, R_{21}, R_{23}, \dots$ ) 과 투과율( $T_{12}, T_{21}, T_{23}, \dots$ )을 적용하여 반사 및 투과되는 음파의 신호 강도( $P_w, P_1, P_2, \dots$ )를 검출하면, 파형은 특정 피크 펄스의 형태가 아니라 다중 피크 펄스 형태로 예측된다.

본 연구의 초기 실험 단계에서는 2.25 MHz와 1.0 MHz로 검사하였으나, 감쇠가 심하고 정상 접착과 미접착 계면에서의 뚜렷한 유효 신호 차이를 검출하지 못하였다. 그래서 침투성이 좋은 저주파수대의 0.5 MHz 탐촉자를 사용하였으며,

실험 결과 Fig. 9와 같은 정상 접착과 미접착 부위에서 검출되는 초음파 pulse-echo 신호를 얻었다. 정상 접착 상태에서는 Fig. 9 (a)와 같이 추진제 깊이 쪽으로 급격하게 수렴하는 소멸 감쇠 펄스 형태이다. 반면 추진제/라이너 미접착 부위에서의 신호는 Fig. 9 (b)와 같이 전체적인 신호 강도 높이가 평균 3~4배 정도 높은 값을 가지며 점진적으로 감소하는 다중 피크 펄스 형태이다. 따라서 예측한 형태와 매우 유사하게 검출됨을 알 수 있었다. 그리고 이를 RF(Radio Frequency) Mode로 검사하면 Fig. 10과 같은 형태로 검출된다. Full Mode에서와 마찬가지로 정상이 접착 상태에서는 Fig. 10 (a)와 같이 추진제 깊이 쪽으로 급격하게 수렴하는 소멸 감쇠 진동 형태이고, 반면 추진제/라이너 미접착 부위에서의 신호는 Fig. 10 (b)와 같이 전체적인 신호 강도 높이가 평균 3~4배 정도 높은 소멸 감쇠 진동 형태이다.

$$\begin{aligned}
 P_0 &= R_{12}P_1 \\
 P_1 &= T_{12}R_{23}T_{21}P_1 \\
 P_2 &= T_{12}R_{23}R_{21}R_{23}T_{21}P_1 \\
 P_3 &= T_{12}T_{23}R_{34}T_{32}T_{21}P_1 \\
 P_4 &= T_{12}R_{23}R_{21}R_{23}R_{21}R_{23}T_{21}P_1 \\
 &\vdots
 \end{aligned}$$

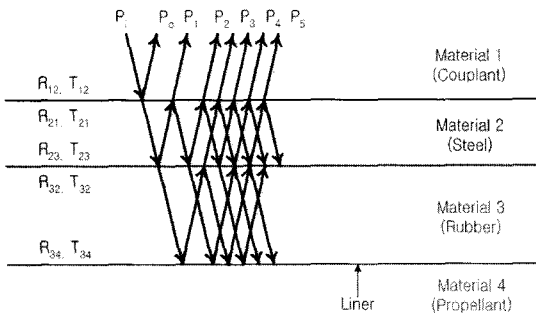
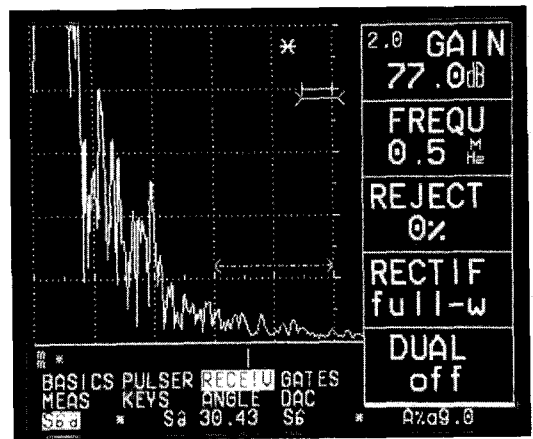


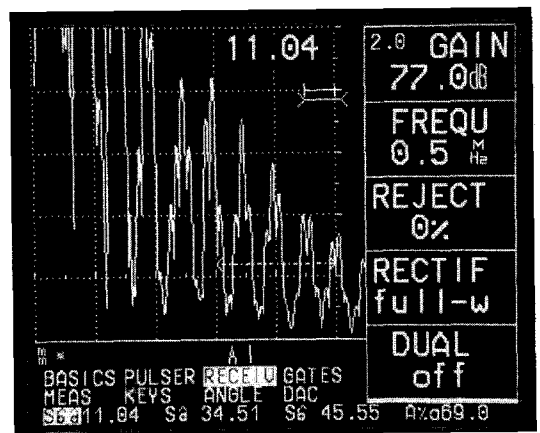
Fig. 8 Ultrasonic signals amplitude according to reflection and transmission path of multiadhesive surfaces of rocket motor

식 (1)에 의하면 이 경우 추진제/라이너 정상 접착 계면에서의 반사율( $R_3$ )은 0.292이고, 추진제/라이너 미접착면에서의 반사율( $R_4$ )는 0.999이다.

여기서 추진제 밀도는  $1.715 \text{ g/cm}^3$ , 초음파 속도는  $1840 \text{ m/sec}$ , 라이너 또는 내열 고무의 밀도는  $1.1 \text{ g/cm}^3$ , 초음파 속도는  $1574 \text{ m/sec}$ , 공기의 밀도는  $0.001 \text{ g/cm}^3$ , 초음파 속도는  $330 \text{ m/sec}$ 를 적용하였다. 따라서 반사율의 차이로 볼 때 정상 접착과 미접착의 신호 차이는 3.4배로 예측되었으며, 실제 신호에서도 그와 유사한 형태를 지시하였다. 따라서 소형 로켓 모터로 제한된 검사이지만 외측에서도 추진제 라이너 미접착 계면에 대한 검사가 가능함을 알 수 있었다.

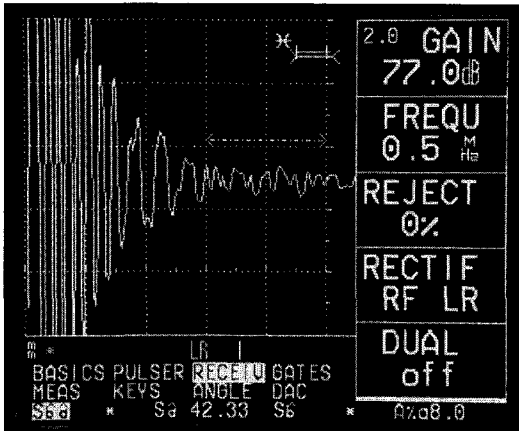


(a) Bonding part of propellant/liner

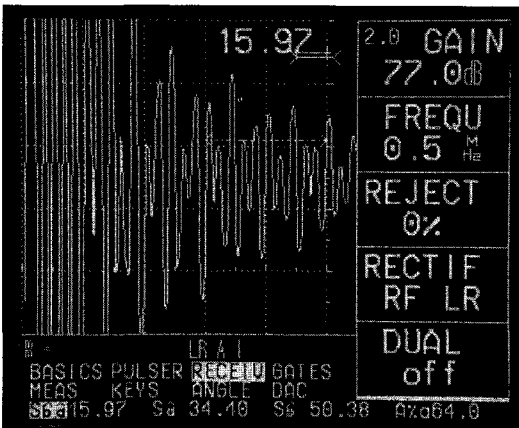


(b) Debonding part of propellant/liner

Fig. 9 Ultrasonic signals of the bonding and debonding parts of solid propellant rocket motor(at full mode)



(a) Bonding part of propellant/liner



(b) Debonding part of propellant/liner

Fig. 10 Ultrasonic signals of the bonding and debonding parts of solid propellant rocket motor(at RF mode)

4.3 추진제 인장 변형에 의한 손상 검사

추진제에 인장 손상을 주고 인위적으로 미세 크랙을 발생시켜 초음파로 검사 가능성을 확인한 실험에서는 다음과 같은 결과를 얻었다. Fig. 11에서는 인장 변형률에 따른 초음파 신호의 추진제 저면 신호 강도 변화를 나타낸 것이다. 변형률 4~7% 부위에서는 초음파 신호 강도가 급격하며 뚜렷하게 저하되는 것을 알 수 있다. 변형률 8% 이상에서는 비교적 완만하게 신호 강도가 저하되었다.

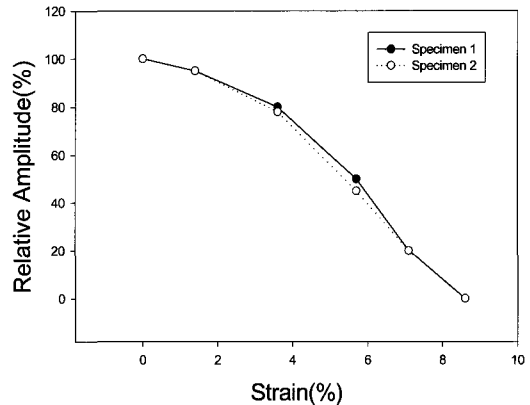
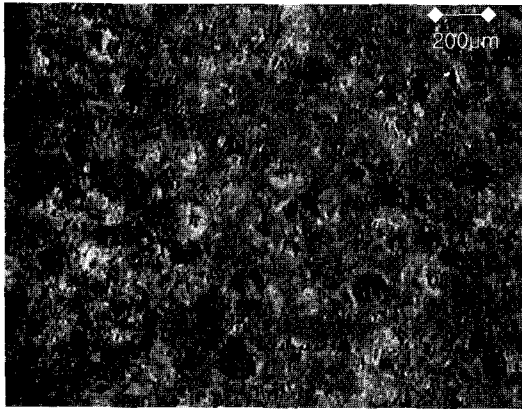


Fig. 11 Ultrasonic signal amplitude variations of strain of solid propellant

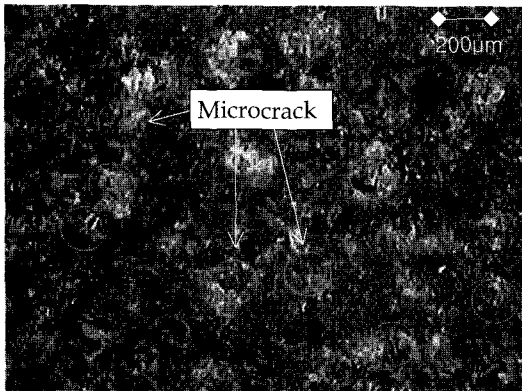
Figure 12는 인장 변형률에 따른 추진제 시편의 현미경 확대 사진이다. 초기에 미세 크랙이 없었으나 변형률 10%에서는 다수의 미세 크랙이 관측되었고, 20%에서는 더 많은 수의 미세 크랙이 관측되었다. 이후 25% 이상에서는 크랙의 수가 증가되지 않았고, 크랙의 크기가 변화하는 현상이 관측되었다. 미세 크랙의 크기는 초기 변형률 5%에서 30~60  $\mu\text{m}$ 의 범위였으며, 변형률 10%에서는 50~100  $\mu\text{m}$ , 변형률 15%에서는 80~150  $\mu\text{m}$ , 변형률 20%에서는 100~160  $\mu\text{m}$ 로 점차 증가하다가 25%에서는 길이는 늘어나지 않고 인장 방향으로 당긴 형태로 늘어나서 미세 불규칙 기공 형태로 변형됨이 관측되었다.

Figure 13은 인장 변형률에 따른 추진제 시편의 X-ray 촬영 사진이다. 변형률 0~20%까지는 X-ray 필름 농도가 거의 변화가 없으며 변형률 25%에서는 농도가 다소 진하게 됨을 알 수 있다. 따라서 X-ray 검사에서는 변형이나 충격이 심하게 일어나지 않으면 미세 크랙은 거의 검출되지 않을 것으로 예측된다. 반면 초음파에서는 변화를 용이하게 알 수 있었다.

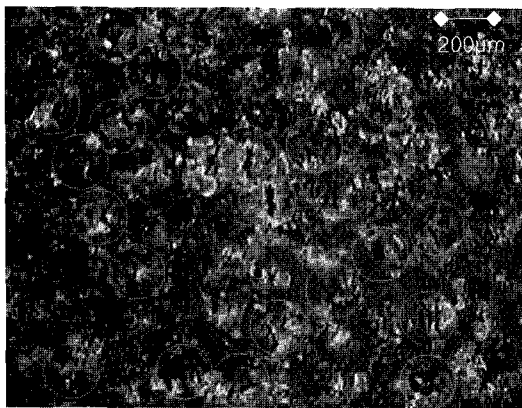
Figure 14는 인장 변형률에 따른 초음파 신호 강도 변화와 추진제 미세 크랙 발생 수와의 상관 관계를 나타낸 것이다. 변형률이 증가될수록 초음파의



(a) Strain 0%



(b) Strain 10%



(c) Strain 20%

Fig. 12 Microscopic images of solid propellant microcracking by strain

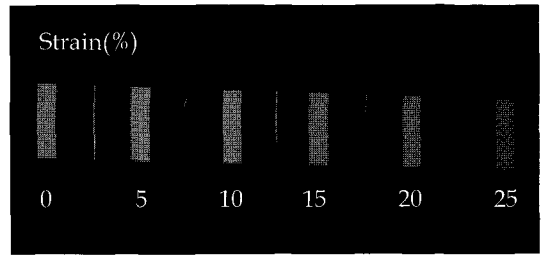
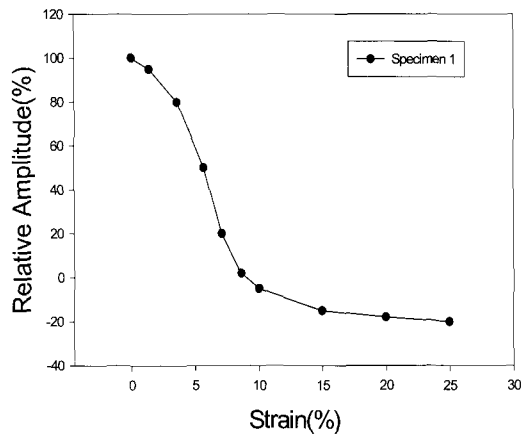
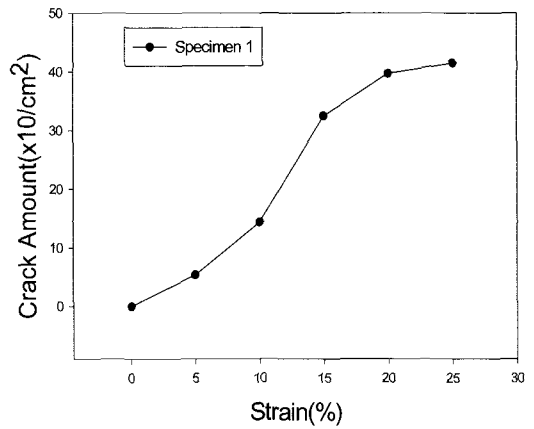


Fig. 13 X-ray images of solid propellant microcracking by strain



(a) Ultrasonic amplitude



(b) Number of microcrack

Fig. 14 Ultrasonic amplitude and the numbers of microcracks of solid propellant by strain



신호 강도는 변형률 10%까지는 현저히 저하되고, 15% 이상에서는 완만한 저하 경향을 보였다. 이는 초음파 신호가 변형률 10%대에서 대부분 감쇠가 일어났음을 의미한다. 추진제의 미세 크랙 발생수는 변형률 15%까지는 현저한 증가 경향을 보이며 이후 완만한 증가를 보였다. 따라서 초음파 신호 강도 변화를 측정하면 미세 크랙 발생 정도를 예측할 수 있을 것으로 판단된다.

## 5. 결 론

실험한 4 종류의 추진제에서 초음파 속도는 1750~1811 m/sec 범위였고, 감쇠 계수는 6~8 dB/cm로 고무와 복합재의 중간 정도 초음파 특성을 갖고 있음을 알았다. 그리고 이처럼 상대적으로 큰 감쇠 특성을 고려한 두꺼운 추진제의 초음파 검사에서는 투과성과 신호 검출이 다소 우세한 0.5 MHz 이하의 저주파수 고풍력 탐촉자를 사용하는 것이 유리할 것으로 판단된다.

그리고 추진제/라이너 미접착 검사에서는 내측(추진제측) 검사로 모사한 추진제 시편의 검사에서 제한된 두께 범위 내에서 이론 값과 유사하게 정상 접착 부위와 미접착 부위의 신호를 식별할 수 있을 정도로 검사 가능하였다. 또한 외측(연소관측) 검사로 모사한 로켓 모터 시편의 검사에서도 저주파수대의 0.5 MHz 탐촉자를 사용하여 이론 값과 유사하게 다중 계면 반사법으로 추진제/라이너 미접착 계면 검사가 가능함을 보였다.

추진제에 손상을 주어 미세 크랙을 모사한 추진제의 인장 변형률에 따른 초음파 신호 측정 실험에서는 변형률과 미세 크랙 발생수, 초음파 신호 강도 변화와의 상관 관계를 구하였으며, 신호 강도 변화에 따른 미세 크랙 발생수를 예측할 수 있을 것으로 판단된다.

초음파를 이용한 추진제 검사 방법이 다른 검

사 방법에 비해 많은 장점을 가지고 있음에도 아직 국내에선 관련 연구가 부족한 실정이므로 향후 다양한 실험 및 검사 방법의 개발이 요구된다.

## 참 고 문 헌

1. W. N. Cobb, "Ultrasonic characterization of propellant aging", Univ. of Denver, JANNAF NDES Conference, Utah, 1999. 11, pp.1-11
2. L. J. Bond, "Inspection of Solid Rocket Motors and Munitions Using Ultrasonics", JANNAF Propulsion Meeting, Pacific Northwest National Laboratory, Richland WA, 2001, pp.451-456
3. W. N. Cobb and J. J. Jonson, "Ultrasonic Inspection of Rocket Motor Grains During Extrusion", Univ. of Denver and NSWC, 2000, pp.1-12
4. Samuel W. Jang, "NDE Techniques are Essential to an Aging Program", AEROJET Solid Propulsion Company, AIAA Joint Propulsion Conference, 1988. 6
5. A. N. Sinclair, M. Jastrzebski, V. Safavi-Ardebili, "Ultrasonic Evaluation of weak Liner/Propellant Bonding in a Rocket Motor", DMIE & Univ. of Toronto, 2004
6. L. H. Pearson, and etc, "The Role of NDE in Service Life Prediction of Solid Rocket Propellant", Thiokol Corp., AGARD PEP Symposium, 1996. 5., pp.1-10
7. 이용, "비파괴검사의 기초, 제4권 초음파 탐상 검사", 세진사, 1995, pp.22-37, pp.103-110
8. 나성엽, 김재훈, 최용규, 류백능, "판형 복합재료의 충격 손상에 대한 비파괴시험적 고찰", 한국추진공학회지, 제5권 제4호, 2001, pp.20-30