

우주 발사체 구조 요소의 비파괴검사

Nondestructive Inspection of Launch Vehicle Structural Components

공철원*[†], 윤종훈*, 박재성*, 은세원*, 장영순*, 이영무**

Cheol-Won Kong*[†], Jong-Hoon Youn*, Jac-Sung Park*, Se-Won Eun*,

Young-Soon Jang* and Yeong-Moo Yi*

초 록 우주 발사체는 매우 높은 신뢰도의 경량구조가 필요하다. 비파괴검사 방법 등을 이용한 구조 건전성 관리가 중요하다. 본 논문에서는 우주발사체의 제작 및 검사에 실제 사용되었던 비파괴검사 사례 중 일부를 정리하였다. 검사 방법으로는 초음파, X-ray, tapping, 음향방출 등이 사용되었고, 하드웨어로는 페이로드 페어링, 고압탱크, 체결부 및 접합부 등을 대상으로 하였다. 페이로드 페어링에서는 샌드위치 미접착 검사의 정량적 기준을 제시하였고, 고압탱크는 내압 인증시험시 내압증가에 따른 음향방출 데이터를 정리하였다. 샌드위치 체결부에서는 음향방출 신호의 주파수 변화에 따른 파손모드를 분석하였고, 이종재료 접합 구조에서는 미접착부 초음파검사를 위한 표준시편을 제시하였다. 이러한 분석 및 기록은 발사체 시스템을 구성하여 어떠한 상황이 발생하여도 신속하게 판단할 수 있는 근거가 될 수 있으며 발사체 시스템의 신뢰도를 높여주는 역할을 한다.

주요용어: 우주 발사체, 구조 건전성, 초음파검사, 음향방출, 파손모드

Abstract Space launch vehicles require highly reliable, lightweight structures. It is thus important to monitor the structural health of these components with nondestructive inspections. In this paper, we studied an example of a nondestructive inspection that was partially applied to the manufacture and inspection of a launch vehicle. Ultrasonic tests, X-rays, tapping, and acoustic emissions comprised the inspection method. A payload fairing, high pressure tank, fastener part, and bonding part were used as hardware to be inspected. We proposed a quantitative standard for debonding inspection of the payload fairing and acoustic emission data for the proof test of the high pressure tank. We analyzed the fracture mode of the sandwich fastener part according to frequency changes. We also proposed a standard specimen for ultrasonic inspection of bonds of different materials. The present analyses and results provide data for evaluation of the launch operation sequence to ensure launch vehicles afford high reliability.

Keywords: Space Launch Vehicle, Structural Health, Ultrasonic Inspection, Acoustic Emission, Fracture Mode

1. 서 론

우주 발사체를 구성하는 구조물은 각각의 기능에 맞게 고강도 알루미늄, 탄소섬유 복합재료 및 티타늄 등의 소재로 제작되며, 무게 경량화에 대한 요

구조건이 엄격하기 때문에 최적의 설계가 필요하다. 또한 구조물의 시험, 평가, 제작 및 조립에서 구조 건전성에 대한 철저한 관리가 요구된다[1-3].

발사체 구조물의 구조 건전성은 육안검사, 엑스레이(X-ray) 검사, 초음파검사, 음향방출 및 변형률

모니터링, 탭핑(tapping) 검사 등이 주로 사용된다. 그리고 발사체 구조물은 매우 정밀하게 조립되어지기 때문에 외형 치수 검사도 구조 건전성 관리에 포함되어져야 할 것이다. 왜냐하면 조립면과 조립면이 공차범위에서 조립이 안 되어 강제적인 힘이 가해져서 조립된다면 제작단계에서 없던 응력이 구조내부에 발생하기 때문이다.

본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 개발한 우주 발사체 구조물에 대한 구조 건전성 관리 사례 중 일부를 정리하였다.

열 보호 덮개 역할을 하는 페이로드 페어링과 전자 탑재물을 장착하는 탑재대는 복합재 샌드위치 구조로 제작되었다. 복합재 샌드위치 구조에 대해서는 면재와 심재의 미접착 검사에 대하여 정리하였다. 그리고 복합재 샌드위치의 면재 체결부에서는 체결부 강도 예측을 검증하기 위한 음향방출 신호 데이터를 고찰하였다. 고압 탱크는 내압시험 도중의 음향방출 신호 검출 사례를 작성하였다. 마지막으로 이중재료 확산접합의 경우 미접착 검사를 위한 표준시편 시험결과를 작성 하였다.

2. 우주 발사체의 구조 부분체

Fig. 1은 2002년도에 발사한 액체 추진 과학 로켓인 KSR-III(Korea sounding rocket III)에 사용된 복합재 구조 부분체를 표시한 것이다. 노즈 페어링과 편은 복합재 샌드위치 외피를 사용하였고, 키크모타, 가압탱크 및 엔진외피는 복합재 필라멘트 와인딩 기법이 적용되었다.

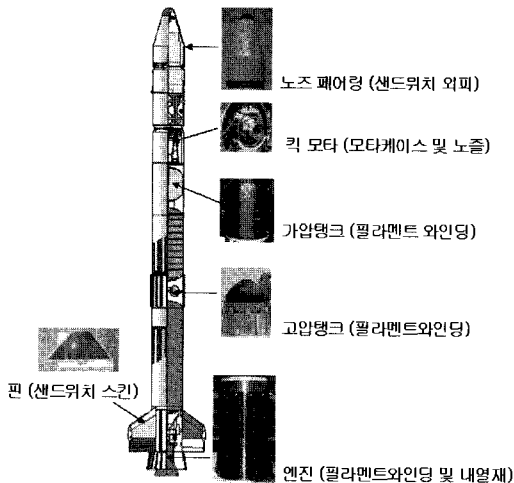


Fig. 1 Composite structures of KSR-III

3. 페이로드 페어링의 비파괴검사

Fig. 2는 우주 발사체(KSLV-I, Korea space launch vehicle I)에 조립된 페이로드 페어링의 지상 분리시험 장면이다. 이 페어링의 스킨은 과학 로켓(KSR-III)와 유사한 복합재 샌드위치 구조로 제작 되었다.

복합재 하니콤 샌드위치 구조는 무게 대비 우수한 굽힘강성으로 인하여 발사체 경량화에 상당한 이점이 있다. 통상 샌드위치 구조는 면재와 코어로 구성된다. 발사체에서는 높은 비강도와 비강성을 요구하기 때문에 면재는 탄소섬유 복합재(carbon/epoxy) 소재를 많이 사용하나 하니콤 코어는 구조, 진동, 음향 등 다양한 설계 변수에 따라 설계자에 의하여 다양한 소재와 형상이 선택되어 질 수 있다.

복합재 샌드위치 구조물을 제작한 후 구조 건전성 관리를 위해서 통상의 비파괴검사 방법인 초음파검사방법도 사용하였다. 그런데 면재와 하니콤 코어의 접착은 하니콤 코어의 단면이 벌집모양의 형상을 하고 있기 때문에 벌집모양의 선 접촉으로 이루어져 있다. 따라서 통상의 초음파검사 방법보다는 동전 등을 이용한 탭핑(tapping)검사 등이 일반 산업구조물에 주로 적용되어 왔다. 그런데 동전을 이용한 탭핑(tapping)검사는 검사자의 경험에 의존하는 경향이 있어 발사체에 적용하기 위해서는 판단 기준을 정량화 할 수 있는 방법이 필요하다. 우선 검사 기준을 선정하기 위하여 하니콤 코어는 글래스(glass/phenolic) 하니콤 코어와 알루미늄 하니콤 코어 두 가지를 선정하였다. Table 1은 면재와 코어의 물성이다.

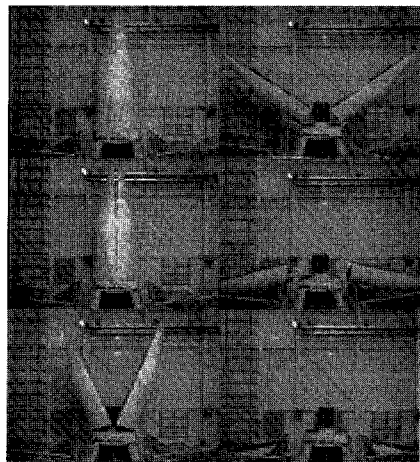


Fig. 2 Payload fairing of KSLV-I

Table 1 Material properties of composites

소재	물성치
면재	$E_1=62 \text{ GPa}$, $E_2=62 \text{ GPa}$ $E_3=10 \text{ GPa}$, $G_{12}=4.25 \text{ GPa}$ $G_{23}=3.0 \text{ GPa}$, $G_{13}=3.0 \text{ GPa}$ $v_{12}=0.045$, $v_{23}=0.045$, $v_{13}=0.045$
glass 코아	$E_1= 2 \text{ MPa}$, $E_2=2 \text{ MPa}$ $E_3=296 \text{ MPa}$, $G_{12}=0.0001 \text{ MPa}$ $G_{23}=103 \text{ MPa}$, $G_{13}=48 \text{ MPa}$ $v_{12}=0.5$, $v_{23}=0.0001$, $v_{13}=0.0001$
AL 코아	$E_1= 8.27 \text{ MPa}$, $E_2=1.31 \text{ MPa}$ $E_3=1276 \text{ MPa}$, $G_{12}=0.0001 \text{ MPa}$ $G_{23}=117 \text{ MPa}$, $G_{13}=296 \text{ MPa}$ $v_{12}=0.75$, $v_{23}=0.0001$, $v_{13}=0.0001$

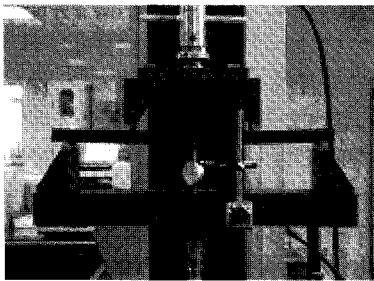


Fig. 3 Bending test of sandwich specimen

Table 2 Material properties of composites

		실험결과	해석
단위		N/mm/g	N/mm/g
면재	glass 코아	2.4	2.3
	AL 코아	4.7	4.2
면재	glass 코아	2.3	2.3
	AL 코아	3.8	3.3



Fig. 4 Tapping test of sandwich specimen

Fig. 3은 각각의 코아 종류에 따른 시편의 굽힘 시험 사진이다. Table 2는 단위 무게당 굽힘강성을 비교하기 위해 작성한 것이다. 알루미늄 코아를 사용한 샌드위치 구조가 글래스 코아(glass core)보다 강성이 높음을 알 수 있다.

하니콤 코아의 종류에 따른 비파괴검사 기준 설정을 위하여 본 논문에서는 Fig. 4와 같은 탭핑(tapping) 장비를 이용하여 하니콤 코아와 면재의 미접착(debonding)을 검사하였다. 본 장비는 샌드위치 구조에서 면재와 코아가 미접착(debonding)되면 임펄스(impulse)에 의한 탄성반발이 약해지며 이로 인해 임펄스 시간(impulse time)이 길어지는 원리를 이용하여 비파괴검사를 수행하는 장비이다.

시편은 Fig. 5처럼 면재와 코아 사이에 인공 결합을 삽입하여 비파괴검사를 수행하였다. 인공 결합은 테프론 필름을 적층 과정에서 삽입하였다. Table 3에서 보면 $(T-T_0) \times 100 / T_0$ 의 수치가 크면 미접착(debonding)의 면적도 크다고 판단할 수 있는데 같은 직경의 인공결합이라도 알루미늄 코아의

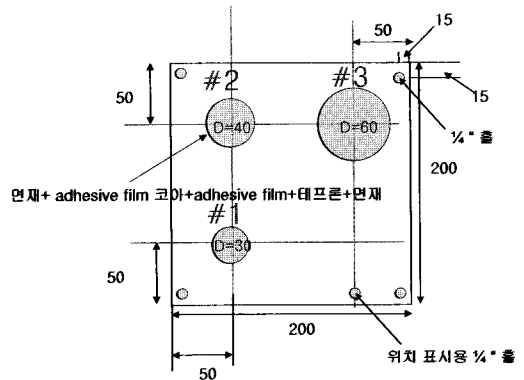


Fig. 5 Sandwich specimen with debonding

Table 3 Results of tapping test

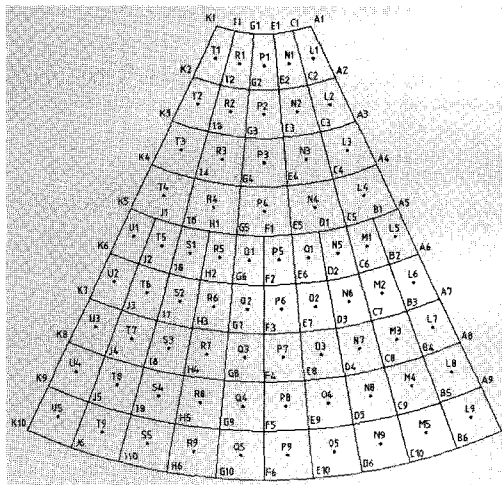
		Glass		Al	
		insert	debond	insert	debond
T ₀		0.32	0.32	0.29	0.31
T	#1	0.35	0.36	0.34	0.34
T	#2	0.35	0.36	0.34	0.34
T	#3	0.38	0.39	0.41	0.41
$(T-T_0) \times 100 / T_0$	#1	9.38	12.50	15.63	9.38
$(T-T_0) \times 100 / T_0$	#2	9.38	12.50	15.63	15.63
$(T-T_0) \times 100 / T_0$	#3	18.75	21.88	37.50	31.25

수치가 더 높음을 알 수 있다. 이유는 알루미늄 코아의 강성이 글래스 코아(glass core) 보다 크기 때문에 손상이 없는 지점에서 알루미늄 코아의 임펄스 시간이 상대적으로 짧아진 것으로 판단된다. 여기서 T는 손상지역의 임펄스 시간이며 T0는 손상이 없는 지역의 임펄스 시간이며 시편의 형상에 따라 T0 값은 변한다.

#3 지점이 가장 큰 미접착(debonding) 손상을 가지고 있으며 따라서 $(T-T_0) \times 100/T_0$ 의 수치도 가장 높았다. 결론적으로 탭핑(tapping)에 의한 미접착(debonding) 검사에 대한 민감도는 알루미늄 코아가 좋았는데 이는 알루미늄 코아의 강성이 글래스(glass/phenolic) 하니콤 코아 보다 높았기 때문이다.

결합의 크기에 대한 결과를 보면, #3 결합 면적은 #2대비 2.25배, #1 대비 4배인데 반하여 #2는 #1 대비 1.7배이다. #1 또는 #2 대비 #3의 결합의 면적은 tapping 검사 결과로 정성적인 추정이 가능하나 #1대비 #2의 결합의 면적은 거의 동일하게 인식하고 있다. 따라서 본 검사방법에 의해서는 #1과 #2 수준의 결합면적 차이는 구분하지 못하는 것으로 보인다. 그러나 결합의 유무는 결합이 없는 부분 대비 판단할 수 있는 수치는 나왔다.

페이로드 페어링의 복합재 스킨은 구조적 강성 및 음향조건 등을 이유로 알루미늄 코아로 제작되었다. Fig. 6은 실제 페이로드 페어링의 제작 후 미



위치	1	2	3	4	5
A	0.32	0.32	0.31	0.32	0.32
B	0.31	0.32	0.33	0.31	0.32
C	0.30	0.29	0.31	0.30	0.29
D	0.31	0.31	0.30	0.29	0.31
E	0.32	0.29	0.32	0.34	0.31

Fig. 6 Inspection results of payload fairing

접착 검사 결과이다. 검사 방법은 그리드 격자로 분할한 후 수행하였는데 결함으로 판단할 부분은 없었다.

4. 고압탱크의 음향방출검사

음향방출은 재료 내부의 결함 발생과 진전 등의 구조적 변화에 의하여 스트레인 에너지가 급격히 방출되어 나타나는 현상이다. 금속재료의 경우 크랙의 진전, 상변화 및 전위(dislocation)의 이동시 음향방출이 발생하고, 복합재료 적층 구조물의 경우 모재파손, 섬유파단 및 층간분리 시에 음향방출이 일어난다. 이러한 음향방출을 측정하여 구조물의 건전성을 판단하는 것은 실제 하중이 가해지는 동안 구조물의 상태를 모니터링할 수 있으며, 한 개의 센서가 특정 지점이 아닌 특정 범위에서 발생하는 파손을 검출할 수 있는 장점이 있다. 이러한 음향 방출 데이터를 수집해 놓으면 발사체에 조립 전 인증시험 시 변형률 외에 미소크랙을 의미하는 음향방출 신호로 구조 건전성의 신뢰도를 높일 수 있다[4-5].

티타늄 고압탱크의 수압시험시 발생하는 음향방출 신호를 측정하기 위하여 셋팅된 과학로켓(KSR-III) 고압탱크의 모습은 Fig. 7과 같다.

총 4개의 센서를 사용하였으며 스트레인 게이지 및 음향방출 측정 센서의 위치는 Fig. 8과 같다. 측정에 사용된 센서의 셋팅은 다음과 같다.

- HDT(hit definition time) : 600 μ sec
- PDT(peak definition time) : 300 μ sec
- Preamp gain : 40 dB
- Threshold : 37 dB
- Sampling rate : 10 MHz

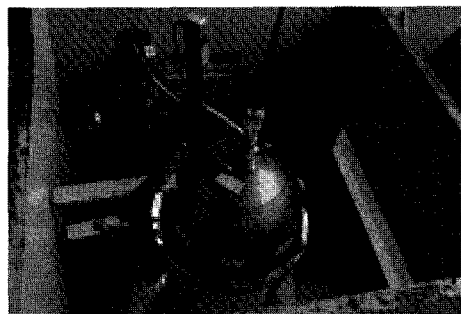


Fig. 7 Pressure test of Titanium tank

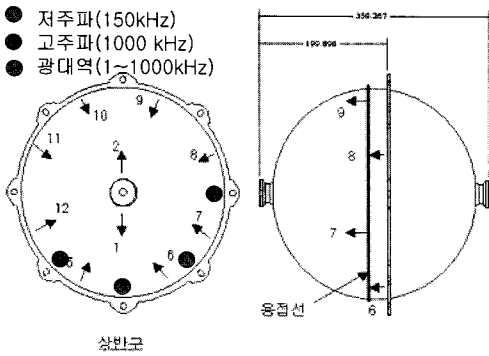


Fig. 8 Sensor locations of Titanium tank

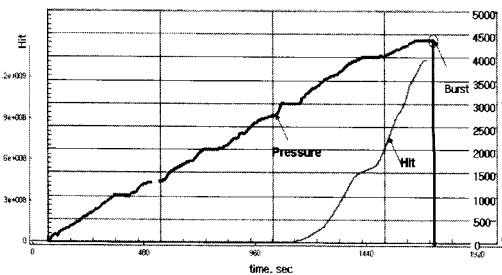


Fig. 9 Pressure and acoustic emission hit

Fig. 9는 내압시험시 시간에 따른 음향방출 신호와 압력 등의 상관관계 그래프이다. 최대 예측 작동 압력(MEOP, maximum expected operating pressure) 시험에서 경험했던 3000 psi까지는 음향방출이 발생하지 않지만 그 후 내압을 증가시키면 음향방출량이 급격히 증가한다. 그림에서는 판단할 수 없지만 방출되는 신호의 수가 두 배 정도 많이 발생하고 4000 psi에서 1분간 대기 동안에도 많은 양의 음향방출파가 발생한다. 또한 4000 psi에서 4500 psi로 가압하는 동안에 음향방출량이 급격히 증가하는 것을 볼 수 있다. 따라서 압력탱크에 대한 수락시험(acceptance test) 및 인증(proof) 시험시 음향방출 신호를 측정하면 탱크 제작의 건전성 여부를 미리 판별할 수 있으며, 탱크의 운용중에는 예상하지 못한 파열을 미리 예측할 수 있다.

5. 샌드위치 체결부의 음향방출검사

복합재 샌드위치 구조를 발사체에 적용하기 위해서는 알루미늄 프레임 등과의 체결이 필요하다. 이 체결부는 체결 토오크를 가하거나 하중을 받을 때 복합재 면재 부분에 미세크랙 등이 발생 할 수 있다[6-7]. 따라서 체결부의 음향방출과 파손의 특성

관계를 파악하고 있으면 발사체 구조물의 조립 또는 설계시에 건전성 판단을 하는 보조적인 자료가 될 수 있다.

Fig. 10은 체결부 강도시험을 수행하는 모습이다. 2개의 광대역 파장에 대하여 고른 증폭비를 갖는 광대역 음향(broadband type acoustic emission) 센서를 사용하여 파손시 발생하는 신호와 초기파손 시점을 측정하였다. 광대역 센서는 주로 신호의 주파수 특성과 파형을 판별하는데 사용된다. 사용된 음향방출 신호 측정 시스템은 PAC(physical acoustics corporation)의 DISP24 시스템이고, 신호측정을 위해 사용된 세팅은 다음과 같다.

- HDT(hit definition time) : 100 μ sec
- PDT(peak definition time) : 30 μ sec
- Preamp gain : 40 dB
- Threshold : 32 dB

하중은 인장시험장비에서 0.4 mm/min-1 mm/min의 변위제어를 통해 부가하였다. 각 볼트의 체결은 50kgf·cm의 토크로 체결하였다.

Table 4에서와 같이 복합재 면재의 체결부 시험 결과 약 15 kN에서 복합재 초기파손이 발생하였다. 초기파손은 최종파손의 60%지점에서 발생하였다.

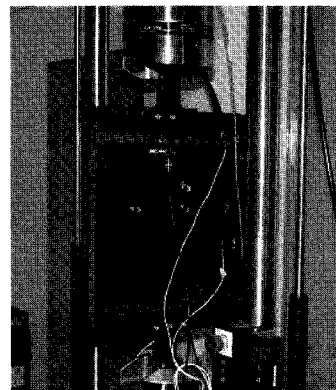


Fig. 10 Tension test of fastener

Table 4 시험 결과

시험번호	초기 파손 하중(kN)	최대지지 하중(kN)
시험1	15.8	25.6
시험2	15.2	25.6
시험3	15.1	26.2
시험4	15.4	25.4

Fig. 11은 음향방출(AE, acoustic emission)측정값으로 15 kN부터 음향방출신호가 발생하기 시작한다. 이 신호들을 주파수 영역에서 보면 초기 파손영역인 15 kN 지점에서 100 kHz 대역이 지배적이고 200 kHz-300 kHz의 주파수도 나타난다. 파손이 증가함에 따라 300 kHz-400 kHz의 파손영역이 추가로 발생되었다. 이는 기존 연구에서 보여준 복합재 파손의 AE 검출 경향과 유사하다[8]. 따라서 15 kN에서 파손발생이 시작되어 섬유파손으로 진전되었음을 알 수 있다.

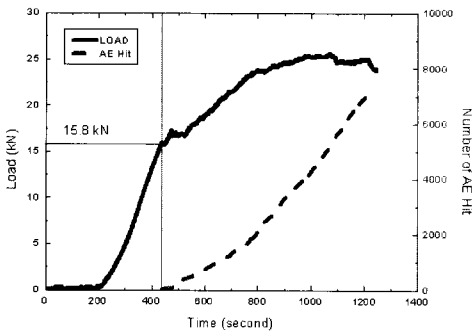


Fig. 11 Load and acoustic emission hit

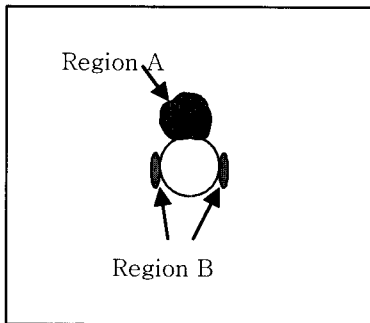


Fig. 12 Analysis of acoustic emission frequency

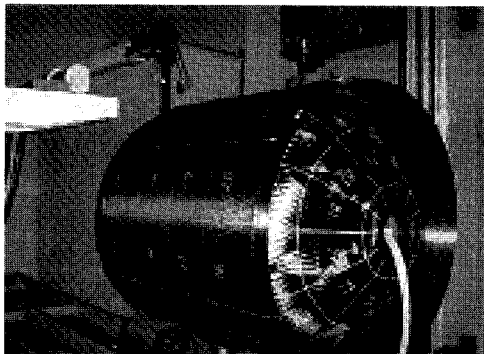


Fig. 13 X-ray inspection of pressure tank

Fig. 12는 소프트웨어를 사용한 구조 해석 결과이다. 15 kN의 하중이 부가 되었을 경우 영역(region) A에서 전단 파손이 발생하며, 25 kN의 하중이 가중되었을 경우에는 영역(region) A에서 파손영역이 확대되어진다. 영역(region) B에서의 높은 응력집중은 국소지역 파손이 발생한 것으로 예측되어진다. 따라서 15 kN이 주어졌을 경우의 AE 측정결과에서 보인 100 kHz 영역의 주파수 파손인 모재파손은 전단파손에 기인함을 알 수 있다.

6. 가압탱크의 X-ray 검사

과학로켓(KSR-III)에 사용되었던 가압탱크는 외피와 체결되어 내압 이외의 구조 하중을 체결 스퀘트에서 받는다. 이러한 부분은 내압용기이긴 하지만 복합 외부하중이 작용하므로 층간분리 결합도 구조 건전성 관리항목이 된다. 가압탱크는 요구되는 작동압력이 4500 psi로 매우 높은 고압이다. 따라서 경량소재인 탄소 섬유 복합재료로 와인딩(winding) 하더라도 실린더 벽의 두께가 한 번의 성형으로 제작되기에는 균일한 품질을 내기에는 어려울 만큼 두껍다. 이러한 기술적인 문제를 해결하기 위하여 두께를 일정 비율로 나누어 여러 번 성형하는 다단성형방법을 도입하였다. 그런데 다단성형의 문제점은 각각 다른 성형단계에서 제작된 층과 층 사이 라미네이트의 미접착(delamination)이 발생할 수 있다는 것이다. 이 결합은 압력용기의 반복가압 시 균열이 증가 할 수 있다. 이러한 미접착을 검사하기 위하여 두께의 측면을 X-ray로 검사하였다. Fig. 13은 가압탱크 X-ray 검사 장면이다. 발사에 사용하기 위한 내압 인증시험 전후로 촬영하여 미접착의 균열성장 등 이상 유무를 판단하였다.

7. 이종접합부의 미접착 검사

발사체의 연소기 챔버에는 이종재료의 접합부가 필요한 부분이 있다. 이러한 이종접합 재료의 미접착 검사를 위하여 Fig. 14와 같은 표준시편을 제작하여 초음파검사 기준을 설정하였다. 시편은 듀플렉스 강과 크롬 동을 인위적인 미접착 부위를 포함하여 접합/제작하였다. 초음파를 이용한 시편의 검사 결과는 Fig. 15와 같다. 그 결과 접합 및 미접착 부위의 구별이 가능함에 따라, 실제 구조물 검사

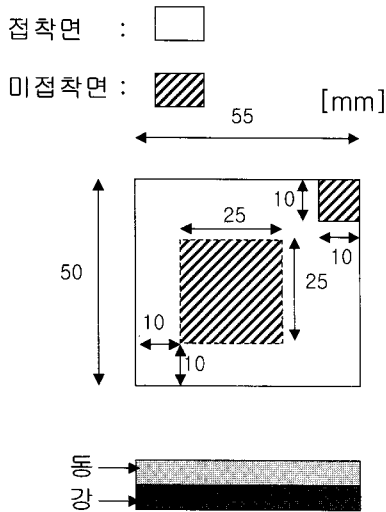


Fig. 14 Reference specimen for ultrasonic test

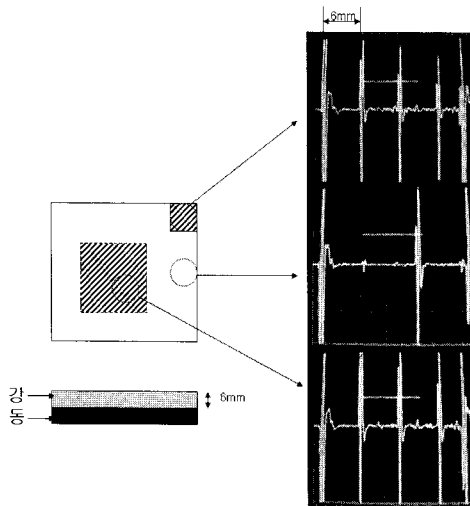


Fig. 15 Inspection results of reference specimen

시 표준시편을 기준으로 3절의 샌드위치 미접착 (debonding) 검사와 유사하게 그리드 설정후 검사를 수행할 수 있다.

8. 결론

우주 발사체에 사용되는 구조 부품체는 대부분 1회용으로 사용되어지지만 매우 높은 신뢰성을 요구하고, 또한 경량화로 인하여 작은 결함도 구조물의 강도 등에 영향을 미칠 수 있기 때문에 구조 건전성 관리가 무엇보다도 철저하게 요구되어진다. 통상의 육안 및 사진검사는 부품단계에서 조립 및 발

사 단계까지 기록 관리 된다. 그러나 각 부품이 시스템에 조립되기 전까지 핵심부위는 초음파, X-ray, 음향방출, 탭핑(tapping) 등 전문적인 비파괴검사 기기를 이용한 부분체의 이력을 기록할 필요가 있다. 이러한 기록은 발사체 시스템을 구성하여 어떠한 문제가 발생하더라도 신속하게 대처할 수 있는 근거가 되어 질 수 있다. 또한 발사체 시스템의 신뢰성과 관련된 정량적 데이터가 될 수 있다. 향후 본 논문에 제시된 비파괴검사 방법 이외에 실제 구조물에 쉽게 적용할 수 있는 정량적인 비파괴검사 방법이 많이 개발되길 기대한다.

참고문헌

- [1] 공철원, 은세원, 박재성, 장영순, 이호성, 이영무, 조광래, "하니콤 코아가 복합재 샌드위치 물성에 미치는 영향", 제5회 우주 발사체 기술 심포지움, pp. 287-291, (2004)
- [2] 박재성, 김광수, 윤종훈, 이영무, "음향방출(AE) 신호 측정을 통한 구조물의 건전성 감시", 제 4 회 우주 발사체 기술 심포지움, pp. 205-208, (2003)
- [3] 공철원, 은세원, 이종웅, 남기원, 장영순, 이영무, 조광래, "KSLV-I 페이로드 페어링 지상 개발 시험 결과", 제 10회 우주 발사체 기술 심포지움, pp. 37-40, (2009)
- [4] L. Dong and J. Mistry, "Acoustic emission monitoring of composite cylinders," Composite Structures, Vol. 40, No. 1, pp. 43-53, (1998)
- [5] A. A. Pollck, "Acoustic emission inspection," Metals Handbook, 9th edition, Vol. 17, ASM International, pp. 278-294, (1989)
- [6] F. K. Chang, R. A. Scott and G. S. Springer, "Strength of mechanically fastened composite joints," Journal of Composite Materials, Vol. 16, pp. 470-494, (1982)
- [7] Kai-Da Zhang and Charles E. S. Ueng, "Stress around a pin-loaded hole in orthotropic plates," Journal of Composite Materials, Vol. 18, pp. 432-446, (1984)
- [8] 박재성, 김광수, 이호성, "복합재료 적층 구조물의 음향방출 특성 연구", 한국복합재료학회지, 제 16권, 제 6호, pp. 16-22, (2003)