

초음파를 이용한 Al/Al 하니컴 구조물의 Disbonding 검출에 관한 연구

조 경 식* · 이 주 석* · 장 홍 근** · 이 승 회**

A Study on the Disbonding Detection of Al/Al Honeycomb Sandwich Structures by Ultrasonic Methods

K. S. Cho, J. S. Lee and H. K. Chang, S. H. Lee

Abstract In this study the disbonding tests of adhesively bonded Al/Al honeycomb structures were performed by ultrasonic methods. Ultrasonic C-scan squiter method and ultrasonic surface wave attenuation measuring method were applied for the detection of skin/core disbonding. The bonding quality of Al/Al honeycomb structures could be well evaluated by properly controlled ultrasonic parameters.

1. 서 론

최근 항공기의 개발추세는 연료절약을 위한 경량화와 소음방지 문제에 역점을 두고 있으며 또한 기존의 운항중인 항공기도 그 구조의 일부를 개조하여 두가지 목적에 합당하도록 노력하고 있다. 이러한 목적에 부합되는 기체의 구조중 대표적인 것이 하니컴 구조물이다. 하니컴 샌드위치 구조물의 구성개념은 구조의 경량화를 목적으로 수립되었으며 Fig. 1과 같이 알루미늄 등과 같은 일반 평판사이에 역학적 특성이 특이한 재질을 넣어 접합시킴으로서 각 부분이 특이한 하중을 전달케 하고 무게를 줄이는 것이다.

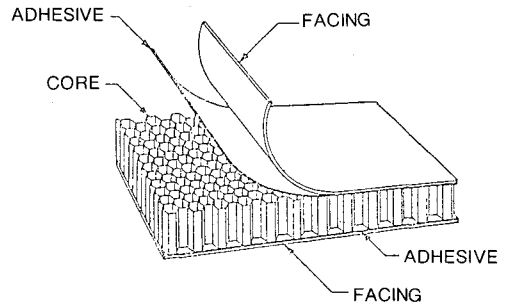


Fig. 1 Typical adhesively bonded honeycomb assembly.

* 한국기계연구소 비파괴시험연구실

** 계명대학교 물리학과

접수 : 1990년 2월 8일

이와같은 하니컴 구조물은 용도상 안전이 크게 요구됨에 따라 제품 품질의 검사 및 평가기술이 요구되고 있으며 특히 하니컴 구조물은 심재와 면재간의 접착상태의 양부가 제품의 품질을 크게 좌우하므로 접착상태를 검사할 수 있는 비파괴 시험기술의 확립이 요청된다.

본 연구에서는 항공기 제작에 많이 사용되는 알루미늄 합금 하니컴 구조물에 대하여 초음파탐상시험 관련기술에 관한 기반정립과 응용력 확보를 위한 사항들을 연구, 검토하였다.

2. 시편제작

시편의 재질은 면재의 경우 2024, 및 7075, 심재는 5052를, 접착필름은 Ciba Geigy Reliabond 398, FMS 3018 Form 1B를 사용하여 autoclave에서 curing하였으며 인공결합은 면재/접착필름간(skin/adhesive film ; S/A)과 접착필름/심재간(adhesive film/core : A/C)의 2가지 종류로 제작하였다.

인공 disbonding결합의 제작순서는 다음과 같이 하였다.

- 1) 접착필름을 인공결합의 크기로 절단하여 심재 위에 배열한 후 curing한다.

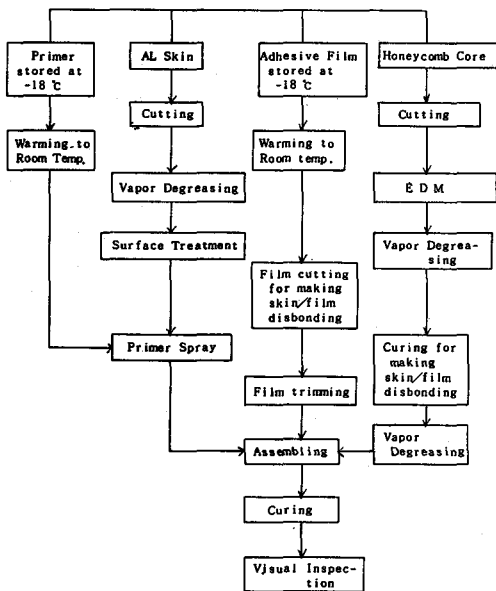


Fig. 2 Block diagram of specimen preparation.

(면재/접착필름간 disbonding)

- 2) 접착필름/심재 인공 disbonding결합 제작 위치의 심재 표면을 깊이 1mm로 방전가공한다.
- 3) 시편 크기의 접착필름에서 면재/접착필름간 disbonding결합 위치를 trimming한 후 면재와 접착필름, 심재를 조합하여 curing한다.

시편의 제작공정 및 그 사양은 각각 Fig. 2, Fig. 3, Fig. 4 및 Table 1에 도시하였다.

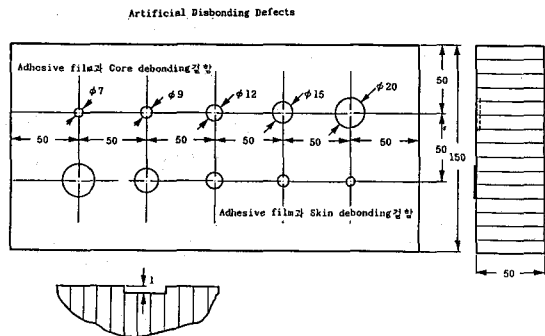


Fig. 3 Layout of artificial disbonding defects.

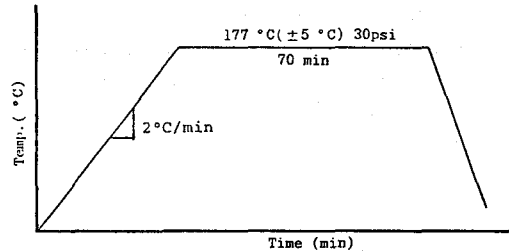


Fig. 4 The curing cycle of Al/Al honeycomb specimen.

Table 1. Specification of specimen

구분 시편	면재두께 (mm)	심재밀도 (lb/ft ³)	Cell Size (mm)	Dimension (l, w, t) (mm)	Curing Condition
1	1	4.5	3	300×150×50	Standard
2	1.6	4.5	3	300×150×50	〃
3	1.9	4.5	3	300×150×50	〃
4	1	8.1	3	300×150×50	〃
5	1.6	8.1	3	300×150×50	〃
6	1.9	8.1	3	300×150×50	〃
7	1	7.9	6	300×150×15	〃
8	1.6	7.9	6	300×150×15	〃
9	1.9	7.9	6	300×150×15	〃

3. 실험방법

1) 표면파 감쇠측정

주파수 4MHz의 표면파 탐촉자를 이용하여 Fig. 5와 같이 pitch-catch법으로 면재두께와 초음파의 전파거리에 따른 감쇠량을 측정하고 전파거리를 30mm로 고정한 후 하니컴 구조물 면재의 두께, 심재의 밀도와 disbonding의 크기 및 종류에 따른 감쇠량의 변화를 측정하였다.

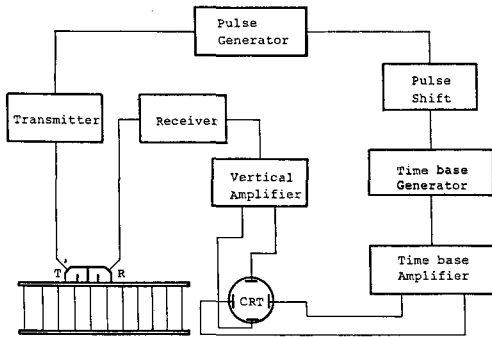


Fig. 5 Block diagram of surface wave attenuation measuring system.

2) 초음파 squirter법

초음파 C-scan법은 시편을 물속에 넣고 탐상하는 수침법이 일반적이거나 하니컴 구조물은 이러한 수침법을 사용할 경우 수압이나 부력에 의한 침수의 우려가 높다.

하니컴 구조물의 심재속으로 침수가 되면 사용중 부식에 의한 손상으로 강도의 약화를 가져오며 대형 구조물을 탐상하기 위해서는 대형 수조를 필요로 하는 등 여러가지의 제약점이 있다. 이러한 사항들을 극복하기 위하여 본 연구에서는 국부수침법의 일종인 squirter법을 사용하였다.

본 실험에서는 Fig. 6과 같은 squirter법을 이용하여 주파수 1MHz, 2.25MHz, 5MHz, 10MHz, 직경 $\phi 3/4"$ 의 탐촉자로 C-scan을 실시하였으며 탐상은 펄스투과법과 펄스반사법을 사용하였고 water column의 길이는 사용한 탐촉자의 초점거리와 같도록 하였다. C-scan system의 개략도는 Fig. 7과 같다.

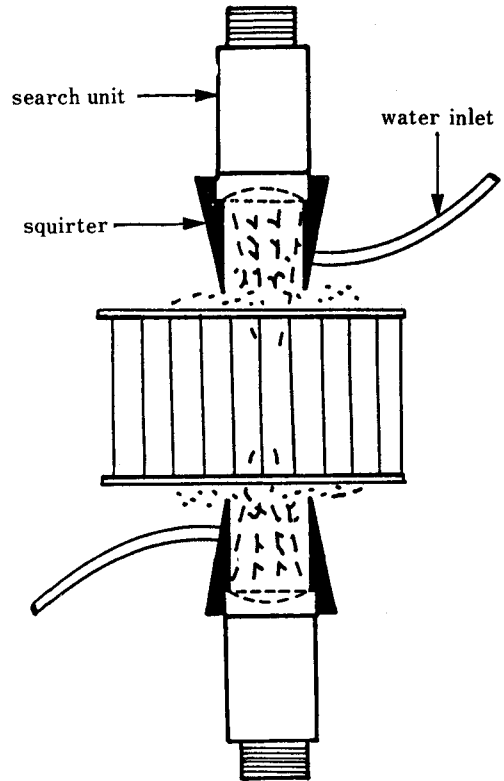


Fig. 6 Ultrasonic squirter technique for C-scan.

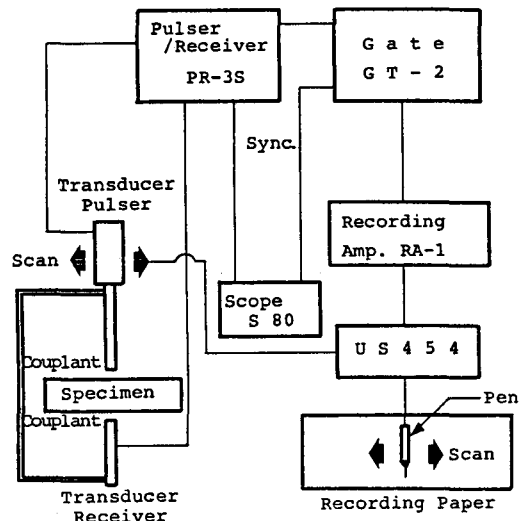


Fig. 7 Block diagram of ultrasonic C-scan system.

4. 실험결과 및 고찰

4.1 표면파 감쇠법

Fig. 8은 심재밀도가 8.11b/ft³인 disbonding 결합이 없는 Al/Al 하니컴 시편에서 표면파의 전파거리에 따른 감쇠량을 표시한 것으로서 면재의 두께가 각각 다른 3종류의 시편에서 감쇠량은 전파거리가 증가함에 따라 지수적으로 감소하는 경향을 보이고 있으며 특기할 만한 것은 면재의 두께가 1.0mm인 시편에서는 감쇠가 매우 큰 것으로 나타나고 있는데 이는 사용한 표면파의 파장과 시편의 두께가 비슷하여 wave의 형태가 판파의 형태로 변환됨으로 인해 심재로의 심한 에너지 leak에 기인한 것으로 판단된다.

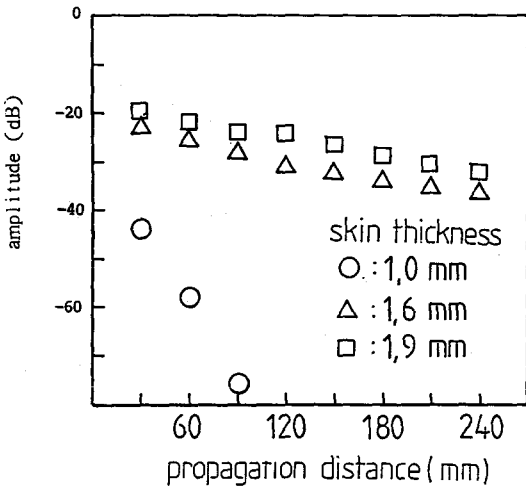


Fig. 8 Attenuation[db] of surface wave energy vs. propagation distance[mm] on Al/Al honeycomb specimen.

[Core density : 8.1 lb/ft³, frequency : 4MHz]

Fig. 9에 면재/접착필름간 인공 disbonding결합에 대한 감쇠량을 측정된 결과로서 초음파의 감쇠량과 결합의 크기와는 선형적으로 매우 좋은 상관관계를 나타냈으며 disbonding결합의 크기가 작을수록 초음파의 감쇠량이 증가하였다. 그러나 접착필름/심재간의 disbonding에서는 특별한 경향을 보이지 않았다.

이것으로 disbonding부위에서의 초음파의 감쇠는 표면파 에너지의 심재로의 leak 보다는 접착필름에 의한 damping이 주요인으로 작용한 것으로 판단된다.

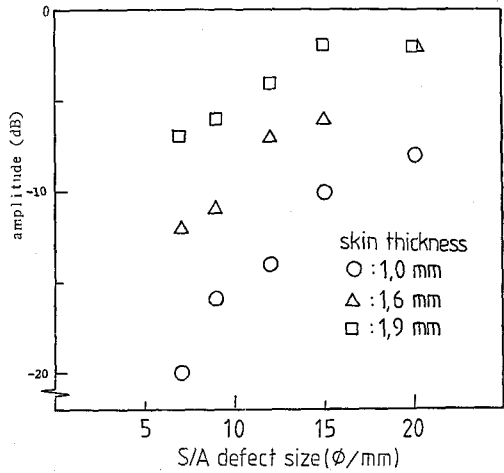


Fig. 9 Amplitude[db] of surface wave vs. skin/adhesive disbonding defect size[mm] in Al/Al honeycomb specimen.

[T/R distance : 30mm, core density : 8.1 lb/ft³, frequency : 4MHz]

4.2 초음파 squirter법

Fig. 10 및 Fig. 11은 펄스투과법을 사용하여 주파수 1MHz로 면재두께 1.9mm, 심재 밀도 8.1 lb/ft³, cell size 3mm인 동일한 시편들의 C-scan한 것이나 Fig. 10의 경우는 disbonding의 위치가 송신탐촉자 쪽에, Fig. 11은 disbonding이 수신탐촉자쪽에 위치한 것으로서 disbonding의 위치가 송신탐촉자쪽에 존재하거나 수신탐촉자쪽에 존재하거나 간에 C-scan 결과는 동일하게 나타났다.

이와 같은 경향은 시편의 종류나 탐상주파수에 관계 없이 주어진 탐상조건에서는 동일하였다. 이 결과로부터 펄스투과법을 이용할 경우, 양면에 존재하는 disbonding결합의 동시탐상이 가능함을 확인하였다.

Fig. 12는 면재 두께 1.9mm, 심재 밀도 8.1 lb/ft³, cell size 3mm인 시편을 펄스투과법으로 주파수 2.25 MHz로 C-scan한 것으로 이는 주파수 1MHz로 탐상한 Fig. 10에 비하여 disbonding의 윤곽이 다소 불규칙하게 나타났는데 이것은 curing시 cell에 형성되는 fillet 주위의 접착제 두께 차이가 이곳을 투과하는 초음파의 감쇠차를 유발한 것에 기인한 것으로 보이며, 결과적으로 2.25MHz의 경우가 1MHz 경우 보다 분해능이 양호한 것으로 나타났다.

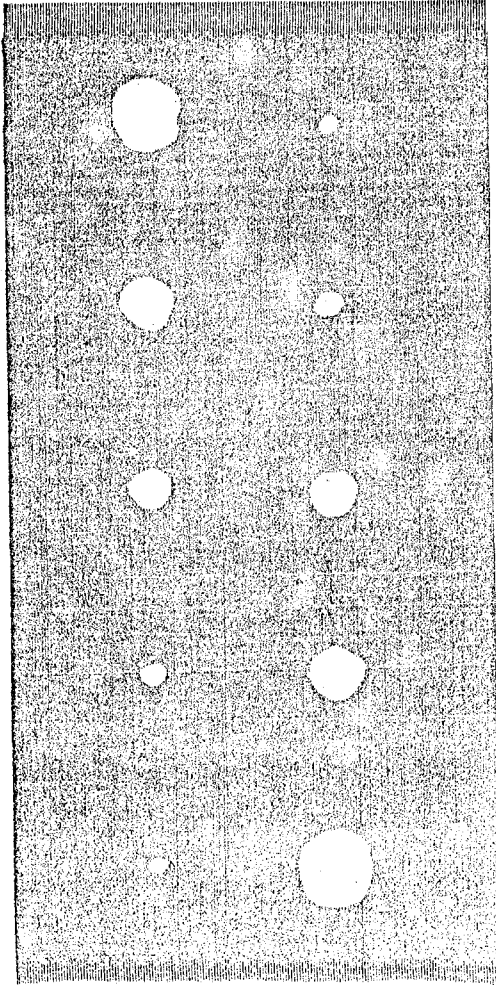


Fig. 10 Ultrasonic C-scan result of Al/Al honeycomb specimen scanned by through transmission method. (Disbonding located at the transmitter side ; frequency 1MHz)

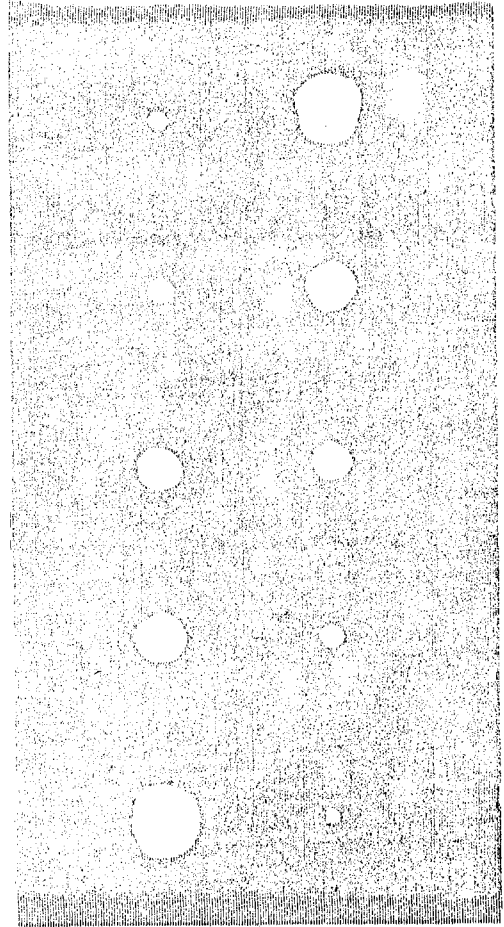


Fig. 11 Ultrasonic C-scan result of Al/Al honeycomb specimen scanned by through transmission method. (Disbonding located at the receiver side ; frequency 1MHz)

Fig. 13은 펄스투과법을 이용하여 면재 두께 1.9mm, 침재밀도 7.9 lb/ft³, cell size 6mm인 시편을 주파수 1MHz로, Fig. 14는 2.25MHz로 탐상한 결과로서 Fig. 13은 주파수 1MHz로 탐상했으나 동일한 탐촉자를 사용하여 탐상한 Fig. 10이나 Fig. 11에 비하여 실제 모양이 원형인 disbonding의 윤곽이 다각형의 형태를 보였는데 이것은 cell size가 크고 이에 따른 cell벽의 분포가 조밀하지 못함에 따라 초음파의 전파 경로가 상대적으로 제한되기 때문으로 판단되며 특히 Fig. 14

의 경우는 Fig. 13의 경우 보다 주파수가 높기 때문에 cell 중앙에 입사된 초음파가 cell size가 크므로 인하여 상대적으로 긴 경로의 접착필름층을 통과하여 cell벽에 이르는 동안 많은 감쇠가 일어나기 때문에 cell 중앙부 근처에 입사된 초음파는 gate의 threshold값에 미치지 못하기 때문에 나타나는 형상이라고 추정된다.

그리고 두가지 경우 다 cell size에 준하는 $\phi 7\text{mm}$ 의 disbonding 탐지가 가능하였다.

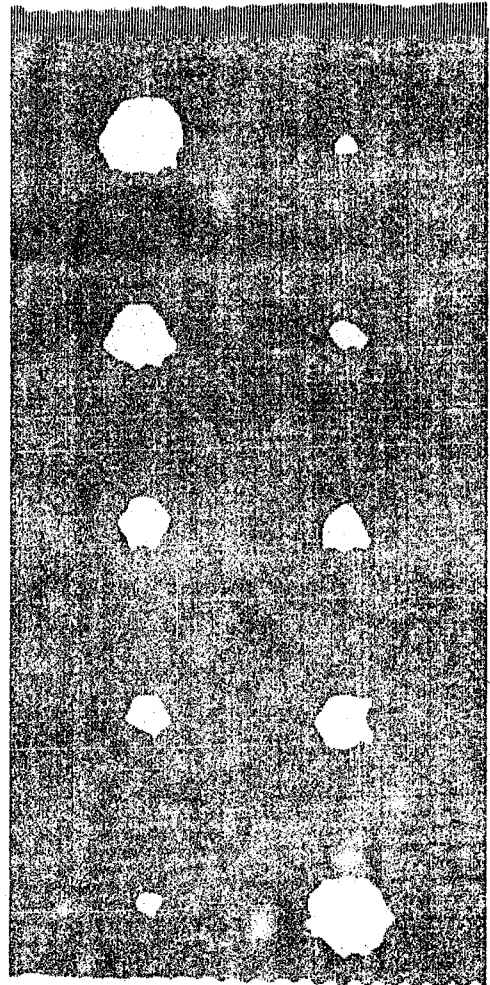
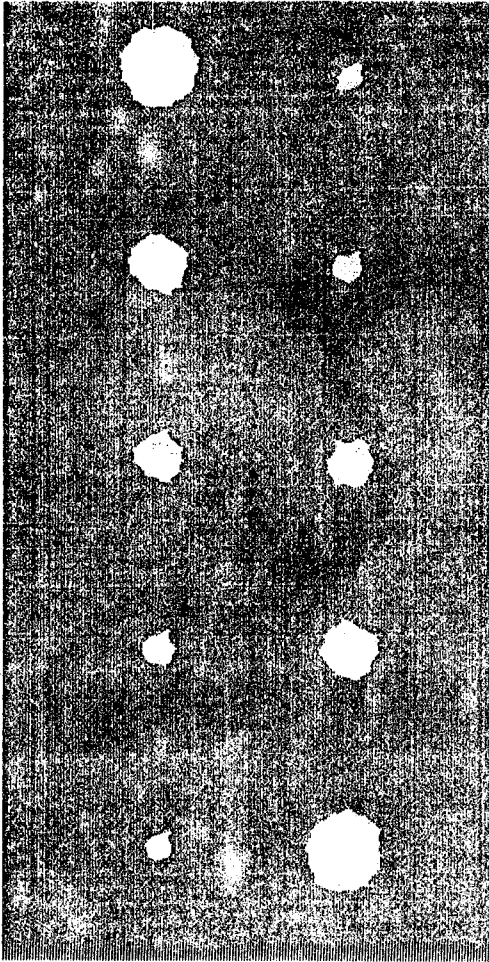


Fig. 12 Ultrasonic C-scan result of Al/Al honeycomb specimen scanned by through transmission method. (frequency 2.25MHz)

Fig. 13 Ultrasonic C-scan result of Al/Al honeycomb specimen scanned by through transmission method. [frequency : 1MHz, skin thickness : 1.9mm core density : 7.9 lb/ft³, cell size : 6 mm]

Through transmission법으로 탐상한 경우, 5MHz 이상의 주파수 감쇠가 심하여 탐상이 거의 불가능하였다.

펄스반사법은 탐상원리상 반사된 신호의 시간차에 의해 면재/접착필름과 접착필름/심재간 disbonding의 구별이 가능해야 하나 실험 결과 실제로는 접착필름 층은 매우 얇은 반면 반사에코의 폭은 매우 넓어 시간축에서 그 영역이 서로 overlap 되기 때문에 계면

신호의 분리나 gate 영역의 설정이 곤란하였다. 그러나 Fig. 15에서 보는 바와 같이 면재/접착필름간 disbonding에서의 반사에코는 접착필름/심재간 disbonding에서의 반사에코에 비해 감쇠가 적어 에코의 반복횟수가 매우 많은 특징을 나타내기 때문에 CRT상에서는 disbonding의 구분이 가능하였으며 펄스반사법은 5 MHz의 주파수를 사용하였을때 가장 유효하였다.

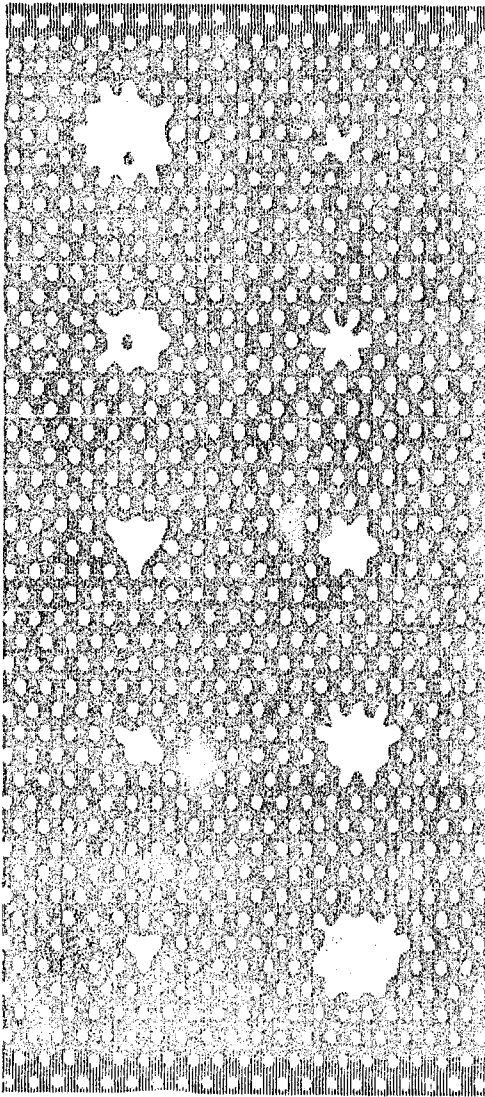
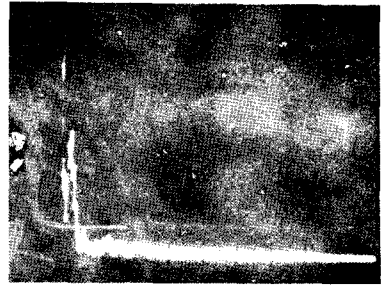
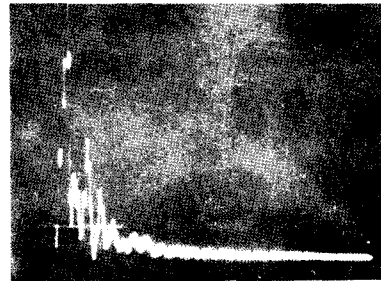


Fig. 14 Ultrasonic C-scan result of Al/Al honeycomb specimen scanned by through transmission method. [frequency : 2.25MHz, skin thickness : 1.9mm core density : 7.9 lb/ft³, cell size : 6mm]

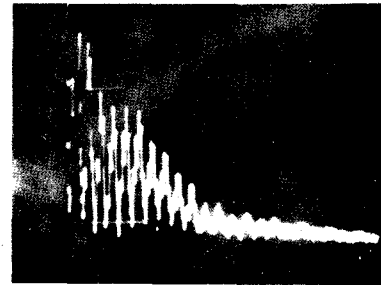
Fig. 16, Fig. 17은 squirter, 펄스반사법으로 5MHz를 이용하여 탐상한 결과인데 Fig. 16은 gate를 접착필름/심재간 에코의 영역에 설정하여 두 계면간의 disbonding을 동시에 탐상한 것이며 Fig. 17은 접착필름/심재간 에코의 영역 밖이지만 면재/접착필름간의 에코는



No disbonding



A/C disbonding



S/A disbonding

Fig. 15 Typical ultrasonic A-scan echo signal from S/A, A/C disbonding of Al/Al honeycomb specimen scanned by pulse echo method. [skin thickness : 1mm, core density : 8.1 lb/ft³, frequency : 5MHz]

반복이 계속되는 영역에 gate를 설정하여 면재/접착 필름간의 disbonding만 탐상한 것이다. 여기서 Fig. 16에서 보는 바와 같이 두계면에 존재하는 disbonding을 동시에 탐상할 경우에는 접착필름 안에서의 초음파의 심한 감쇠 때문에 동일한 크기의 disbonding이라도

접착필름/심재간 disbonding의 크기가 면재/접착필름 간 disbonding의 크기 보다 작게 나타남을 확인할 수 있었다.

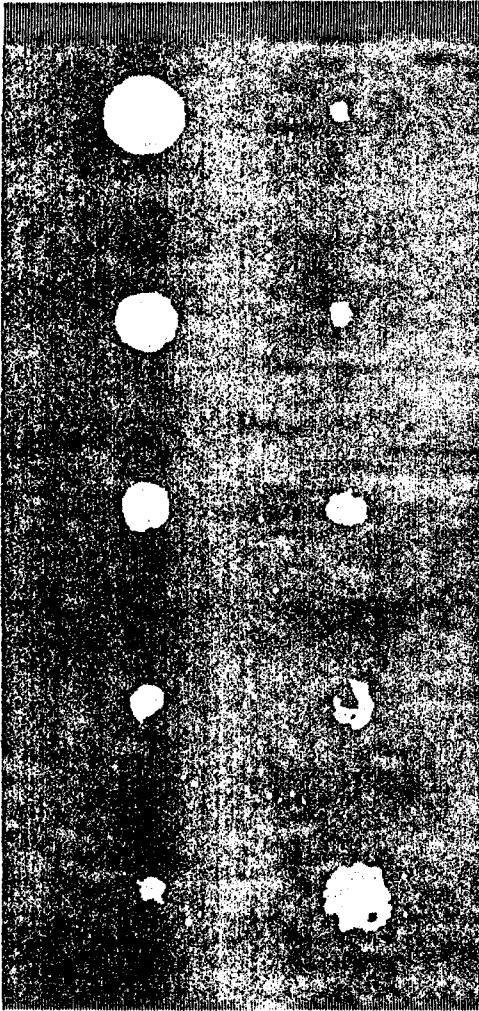


Fig. 16 Ultrasonic C-scan result of Al/Al honeycomb specimen scanned by pulse echo method. [S/A, A/C disbonding, frequency : 5MHz]

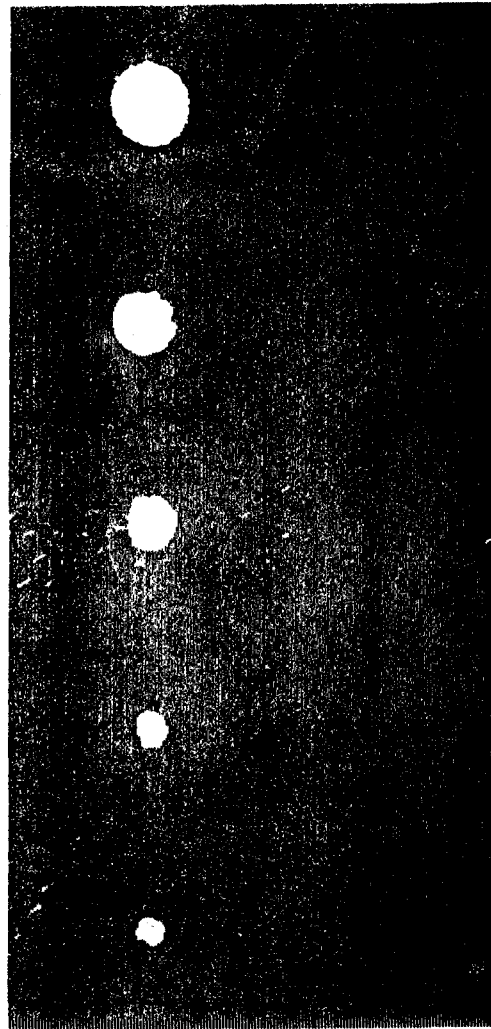


Fig. 17 Ultrasonic C-scan result of Al/Al honeycomb specimen scanned by pulse echo method. [S/A, A/C disbonding, frequency : 5MHz]

5. 결 론

표면파 감쇠법은 disbonding의 크기에 매우 민감하나 시편의 표면상태나 검사자의 숙련도에 영향을 받기가

쉬워 숙련도가 요구되며 많은 탐상시간을 요하기 때문에 한정된 부위에 대한 확인시험에는 적용 가능할 것으로 판단된다. 또한 squirter C-scan법은 침수의 위험이 수침법에 비해 매우 작으며 탐상설비의 소형화를 기할 수 있고 시험품의 크기에 제약이 작으며 탐상결과가 수침법과 동일하고 자동탐상이 가능하며 재현성이 높아 대형 시험체의 탐상에 매우 유용한 탐상방법임이 확인되었다.

References

1. 항공기용 하니컴 구조물 시제 개발 연구, 한국 항공기술 연구소, 1983.
2. E. C. Vicars, An Engineered material—honeycomb, Mechanical Engineering, pp. 34—37, September 1965.
3. J. F. Moore, Development of Ultrasonic Testing Techniques for Saturn Honeycomb Heat Shields, pp. 25—31, Material Evaluation, February 1967.
4. William J. Harris, Air—Coupled NDT of Composites and Honeycombs, pp. 771—782, Lockheed Missiles & Spaces Company, Inc. Report.
5. D. J. Hagemaiier, Bonded joints and non—destructive testing, Bonded honeycomb structures—1, pp. 401—405, Non—destructive testing, December 1971.
6. D. J. Hagemaiier, Bonded joints and non—destructive testing, Bonded honeycomb structure—2, pp. 38—48, Non—destructive testing, February 1972.
7. H. L. Bertoni and S. K. Park, Propagation of Elastic Waves in Honeycomb Panels for Application to Rapid Inspection Techniques, pp. 209—217, Journal of Nondestructive Evaluation, Vol. 2, Nos. 3/4, 1981.
8. I. R. Kraska and H. W. Kamm, Evaluation of Sonic Methods for Inspecting Adhesive Bonded Honeycomb Structures, AFML—TR—69—283, Air Force Materials Laboratory, August 1970.
9. How to Process Adhesive Bonded Assemblies, FPS 3016, General Dynamics.