

NON-DESTRUCTIVE EXAMINATION OF FIBER COMPOSITES BY X-RAY COMPUTED TOMOGRAPHY(XCT)

윤병일, 구형희, 이성호, 김성재
국방과학연구소

1. 서론

탄소섬유, 유리섬유 및 아라미드섬유 등을 강화재로 하고 매트릭스로서 고분자, 금속, 세라믹 및 탄소를 사용하는 복합재료는 복합재의 성형 중에 발생한 각종 결함에 의해서 사용 중에 결함의 성장으로 인하여 복합재의 성능에 치명적인 영향을 줄 수 있다. 일반적으로 고분자를 매트릭스로 하는 복합재료는 일방향 섬유강화재 테이프 혹은 평직(Plain weave)이나 주자직(Satin weave) 같은 구조를 갖는 직물(Fabric)을 사용하여 프리프레그를 제조하고, 이를 원하는 방향으로 적층하여 적층 복합재를 제조하거나 바이아스(Bias) 테이프로 절단하여 Tape wrapping 장비서 Cone 영 등의 제품을 제작한다. 이와같은 프리폼은 Autoclave, press 혹은 Oven서 경화를 한다. 성형시에는 수지(Resin)의 균일한 분포, 기공의 제거 및 섬유강화재의 균일한 방향 등이 중요한데 이같은 조건이 잘 이루어지지 않을 경우에 여러 가지 형태의 결함을 제공하게 된다. 일반적인 결함의 종류로는 수지-섬유강화재의 계면분리, 수지 자체의 크랙, 층(Ply)/층 간의 분리인 Delamination, 기공 등이 존재하여 제품 성능에 영향을 미치게 된다. 복합재는 경량화를 위한 구조물이나 특수한 환경에 사용되는 기능재료로 사용된다. 최종 목적에 따라서 복합재는 기계적 하중이나 혹은 고온의 열 환경에 노출되는데 앞서 언급한 결함의 존재는 사용중에 크랙의 진전으로 제품의 수명을 단축하거나, 요구된 목표를 달성할 수 없다.

복합재료는 일반 금속재료에 비하여 기계적 성질이나, 열적성질 등의 특성이 대단히 우수하여 항공우주를 비롯하여 스포츠, 자동차, 선박 등 전 산업분야에 걸쳐서 사용량이 급격하게 증가하고 있다. 특히 항공우주 분야에서 가장 중요한 것은 신뢰성이다. 신뢰성은 설계 측면에서는 균일한 재료의 물성 및 예측 가능한 복합체의 수명이다. 이를 위하여는 복합재 제조시에 발생하는 결함이나 사용중에 일어나는 각종 손상들을 사전에 탐색하고, 이들이 제품 성능에 미치는 영향을 파악하여 결함의 특징에 따라서 제품 사용이 가능한지를 결정하는 Accept/Reject criteria 만들어야 한다. 이는 궁극적으로 복합재의 Q.A (Quality assurance) 기준이 되는 것이다. 따라서 복합재의 결함을 사전 혹은 사용중에 발견하는 기술이 요구된다.

지금까지 복합재의 결함에 대한 기구, 발생원인 및 이를 탐색하고자 하는 연구가 많이 이루어져 왔다. 여기에 사용되고 있는 비파괴시험(NDT) 방법으로는 탄성파를 이용하는 Ultrasonic Scanning(U.S), A.E(Acoustic Emission), 방사선 기술을 이용하는 X-Radiography, Neutron Radiography, 전자기적 성질을 이용한 Eddy Current 그리고 열 및 역학적 성질을 이용한 Thermography, Laser-Holography 등의 기술이 사용되고 있다.

이와같은 기술이 복합재의 모든 결함을 단독으로 검출할 수는 없으며, 복합재의 재질,결함의 종류,형태 등에 따라서 선택하여 사용된다. 오늘날 복합재의 제품을 관리하는 산업현장서 가장 많이 사용되고 있는 비파괴 기술은 U.S, X-Radiography 방법이다. 다음 표에서 NDT 방법에 따른 결함 검출 가능 범위를 볼 수 있다.

최근에 Computer를 이용하여 일련의 X-Ray 흡수를 2차원 단면으로 재구성한 X-Ray image 기술 즉 X-Ray Computerized Tomography(XCT) 방법이 복합재의 비파괴 방법으로 사용되고 있다. XCT 기술은 층간분리, 기공 및 밀도 변화를 정량적으로 탐색하고 그리고 시험편의 정확한 치수를 측정할 수 있는 유용한 기술로서 일반 X-Ray 방법과는 달리 필름을 사용하지 않기 때문에 거의 Real-time으로 바로 결함을 찾고, 확인할 수 있다. XCT 기술은 시험편을 통과한 X-ray beam의 감쇠가 CT수를 정량화한 것으로 X-ray beam의 감쇠는 mass absorption coefficient, 재료의 밀도 및 시험편의 통과 거리의 함수이다. 감쇠 및 CT 수는 시험편의 밀도에 직접 비례하며, 이는 적절한 Calibration standard를 사용하여 복합재 내의 변화 혹은 밀도의 정량적인 특성을 나타 내도록 한다.

본 연구에서는 내열재료로 개발중인 탄소/페놀릭 적층 복합재에 대한 결함, 전반적인 품질 상태, 밀도 및 기공 변화 등을 XCT를 사용하여 비파괴적으로 관찰하였다.

2. 실험방법

2.1 시험편

	X-Ray	U.S	A.E	U.S-A.E	Laser Holo.	Eddy Current	Micro Wave
이물질 혼입	○	○	△	△	X	○	○
접착불량 층간분리	△	○	○	○	○	○	○
기공	○	○	X	○	△	X	○
피로,충격 손상	△	○	○	○	△	X	△
수지 과다,과소	○	△	X	△	X	△	X
경화도	X	○	X	X	X	△	△
섬유배향	○	△	X	X	X	X	○
섬유과단	△	○	○	○	○	○	○
수지크랙	○	○	X	○	△	X	△
수분함유	X	△	X	○	△	○	△

본 실험에서 사용한 시험편은 8매 주자직(8-Harness Satin) 직물을 강화재로 한 페놀릭 적층 복합재로서 내열/내삭마성을 측정하기 위하여 노즐 형상으로 가공한후에 연소시험 모터(Combustion test motor)에 장착한후 연소시험을 하였다. 사용한 탄소섬유는 PAN 계의 3K(3000 필라멘트)로서 프리프레그를 제조한후 적층하고 Autoclave서 성형을 하였다. 성형품은 Thick laminate로서 두께 100 mm, 폭 100mm 의 제품이다.

2.2 XCT에 의한 결함 관찰

본 실험에서는 비파괴장비로 모델 BT-500 X-Ray Tomography를 사용 하였으며, Fig. 1서 보듯이 X-Ray beam 조사시 시험편이 회전하고,그리고 수직으로 이동하면서 각 위치에 서의 X-Ray Absorption profile을 Tomogram 영상으로 기록한다. 이렇게 얻어진 Tomogram에 대하여 보다 상세하게 내부 구조를 보기 위하여 Local Tomogram을 사용하였다.

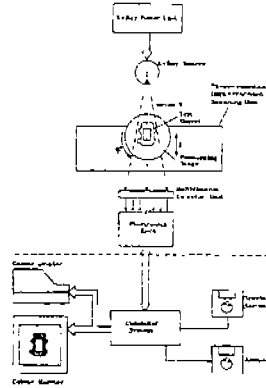
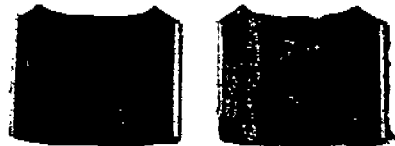


Fig. 1 Block diagram of X-Ray computed Tomography

3. 결과 및 고찰

Fig.2는 연소시험후의 시험편으로 고온 개스에 노출된 노즐 내부가 균

Fig. 2 Photographs of carbon/Phenolic laminates showing irregular erosion surface(Spallation) after firing test



일한 표면 제거 즉 삭마(Erosion)를 보여주지 않고 국부적으로 재료가 대량 떨어져 나간 모습을 볼 수 있다. 이같은 현상을 스포링(Spalling)이라 하며, 이는 내열재료에서 치명적인

영향을 주는 손상이다. 연소시험후 시험편은 숯층(Char layer), 열분해층(Pyrolized layer), 그리고 처녀층(Virgin layer)으로 구분 될 수 있는데, 각 층에 대한 주사전자현미경 관찰로부터 스폐링의 주 원인은 층간분리(Delamination)임이 확인 되었다(Fig.2). 층간분리의 발생 원인은 복합재료의 기초소재인 프리프레그, 또는 성형시에 발생한 각종 결함

Fig.3 S.E.M photograph showing delaminations near the char layer in C/P laminate



특히 수지(Resin)가 층/층 사이 혹은 토우(Tow) 내에서의 과도한 존재가 급격적으로 매트릭스의 조기 크랙 개시 및 내부로의 급속한 진전을 일으켰다고 보며, 고온의 분위기에서 매트릭스가 섬유강화재와의 열적 특성 차가 또한 층간분리를 유도하였다고 생각한다. 이같은 결과를 본 연구에서는 XCT 비파괴 방법을 사용하여 확인하고 규명을 하였다. Fig.4는 노즐형상으로 가공된 C/P 복합재의 Tomogram 사진이다. 시험편 내측에 많은 결함들이 존재하고 있다. 내부 쪽면은 고온 개스에 직접 노출되어 삭마가 일어나는 위치로 여기에 결함이 존재함은 많은 삭마를 일으키는 요인이다.

Fig.4 Tomogram of C/P laminate before firing test, with pores and resin enrichments



Fig. 5는 Fig.4 의 Tomogram에 대하여 B-E 위치에서의 밀도변화 및 기공의 상태를 나타낸 것이다. E 위치의 밀도가 B 보다 낮으며, 또한 기공이 존재하고 있음을 알 수 있다. 밀도가 E에서 낮은 것은 아마도 수지의 과도한 분포나 또는 기공이 존재하기 때문으로 보인다. 시험편의 전체 밀도 분포는 성형품의 외부는 밀도가 높고, 내부는 낮은 것으로 보이며, 이 차이는 약 10-13% 이다. 이것은 본 실험서 제작한 성형품의 두께가 100mm 나 되는 Thick laminate로서 경화시 성형품 중앙 부위의 부적절한 수지 유동으로 수지가 제대로 Squeeze out 되지 않았으며, 또한 경화 반응으로 발생한 각종 개스가 밖으로 나가지 못하므로써 기공을 형성하였기 때문이라 생각한다. Fig.6은 연소시험후 C/P 복합재의 Tomogram이다. 노

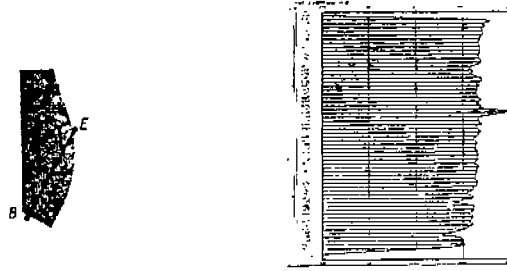


Fig. 5 Density variation and pores distribution of C/P laminate before firing test

출의 중앙에서 스폴링이 심하게 일났음을 뚜렷하게 볼수 있으며, 또한 슛층과 비탄화층을 구분할 수 있다. 특히 비탄화층에서 층간분리가 일어나 슛층으로 진전하였음을 관찰 할 수 있다. Fig.7 은 개스의 흐름 방향에 수직으로한 시험편 단면의 Tomogram 사진 (a) 과, 밀도 및 기공의 변화를 보여주는 프로파일(b) 이다. 열을 받지 않은 위치(B)에서의 밀도는 높은 반면에 고온 개스에 노출된 부위의 밀도는 내부로 갈수록 밀도가 현저하게 적어지고 있다. 특히 E 위치에서는 B 위치에 비하여 밀도가 약 36% 감소하고 있다. 이것은 슛층은 다공성의 매트릭스, 산화와 삭마가 일어난 탄소섬유로 구성되어 밀도가 낮다. 이 결과로부터 연소 시험중에 열 전달로 인하여 시험편의 전 두께에서 매트릭스의 분해가 이어나 계면 등에 손상을 입혔음을 알 수 있다.

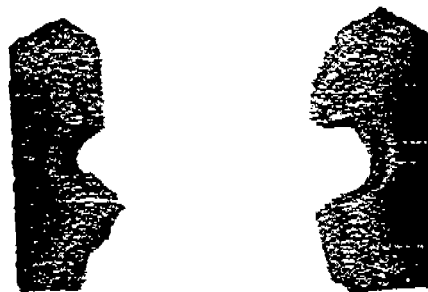
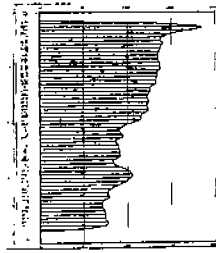


Fig.6 Tomograms of C/P laminate after firing test



(a)



(b)

Fig.7 Tomogram and density variation of C/P laminate after firing test

3. 결론

내열성 C/P 복합재가 고온의 열을 받기 전.후의 손상된 내부를 비파괴 방법의 하나인 X-Ray Computed Tomography를 사용하여 관찰하였다. 일반 X-Ray에 비하여 복합재내의 결함의 존재, 재료 내부의 변화 상태를 뚜렷하게 볼 수있었다. 특히 밀도의 변화 및 기공의 크기 등에 관한 정보를 제공하므로써 복합재의 제작에 따른 품질관리, 그리고 복합재의 Accept/Reject criteria, 더나가 Q.A 규격을 결정할 수 있는 자료를 제공할 수 있어 앞으로 XCT 장비를 이용한 복합재의 비파괴 연구가 지속적으로 깊이있게 수행되어야 하겠다.

참고문헌

1. D.Ekenhorst, H.Rieseemeier and J.Goebbels, 6th European Conference on Composite Materials, 20-24 Sept. 1993 Bordeaux,France
2. L.Stuart, International Encyclopedia of Composites, Vol.4 1991,VCH.N.Y