

중거리급 탐색레이더 복합재 하우징의 T-joint 영역 구조 강도 평가

Strength Estimation of T-joint Area of Composite Housing
of Medium Range Surveillance Radar

권민상*

Kwon, Min-Sang

ABSTRACT

This article provides strength estimation of T-joint area which made of composite material. Inner and outer structures of medium range surveillance radar are all made of sandwich structure which is made with composite material(CFRP) and aluminum honeycomb core. Since the radar is voluminous and has very complex inner structure, the whole structure cannot be made as one piece. Therefore, usage of T-joints is inevitable. Since some of stress concentration areas were located around T-joint area, series of strength estimations were conducted. Three different configurations were tested to improve mechanical properties(primarily on strength). The results show an improvement on strength to meet calculated strength on stress concentrated T-joint area.

주요기술용어(주제어) : 강도 평가(Strength Estimation), 복합재 하우징(Composite Housing), T-joint 영역(T-joint Area), 중거리급 탐색레이더(Medium Range Surveillance Radar)

1. 머리말

섬유강화 복합재료(Fiber Reinforced Composite Material)는 높은 비강도(Specific Strength)와 비강성(Specific Stiffness)을 갖는 재료로서 항공기, 선박, 자동차 및 스포츠용품 등 광범위하게 사용되고 있는 첨단 소재이다. 특히 항공 분야에서는 복합소재 기술의 발전으로 인하여 복합재료의 기체구조 적용

이 이차 구조물(Secondary Structure)에서 주구조물(Primary Structure)로 확대되고 있다^[1].

복합재료는 응력 분포 메커니즘이 일반적 등방성 재료와는 상이하기 때문에 등방성 재료의 설계 기준을 적용하는 것은 무리가 있다. 복합재 적층 구조물의 파손 강도와 양상은 적층 순서(Stacking Sequence), 보강섬유의 방향(Fiber Orientation), 결합/체결 부위의 형상, 섬유와 수지의 특성 등 여러 가지 설계 인자들에 의해 영향을 받는다^[2].

실제 구조물을 제작할 시에는 결합/체결부위가 없는 일체 성형으로 제품을 제작하는 것이 바람직하나 구조물의 크기, 가공상의 문제, 내부 구조 설계 등에 의

† 2008년 6월 5일 접수~2008년 8월 1일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : mekms93@add.re.kr

해 실제로는 독립된 여러 부품으로 제작하게 된다. 이로 인하여 복합재 적층 구조물의 접합/체결에 대한 문제는 매우 중요한 것이며 접합/체결 방법 및 체결부 설계에 대한 지속적인 연구가 진행되고 있다.

복합재 적층 구조물을 조립하는 방법은 크게 기계적 체결(Mechanical Joint)과 접착제 접합(Adhesive Bonding)의 두 가지로 나눌 수 있다. 기계적 체결은 환경(온도, 습도 등) 영향성이 적다는 장점이 있지만 체결부 복합재 적층 구조물 가공에 따른 응력집중이 발생하는 단점이 있다. 이에 반해 접착제 접합은 기계적 체결에 비해 넓은 면적을 이용하여 하중을 전달하므로 결합효율이 기계적 체결에 비해 유리하나 환경 영향성이 큰 단점이 있다.

따라서 구조물의 운용환경에 따라 구조물 조립 방법을 선택해야 한다. 접착제 접합은 일체 성형(Co-curing)과 2차 접합(Secondary Bonding)으로 나뉘며 주구조물의 본딩 접합(Bonded Joint) 또는 하중을 전달하는 주요 구조물의 경우 일체 성형을 적용하고, 2차 구조물 중 하중 전달이 적음 구조물에 대하여 2차 접합을 사용한다^[4].

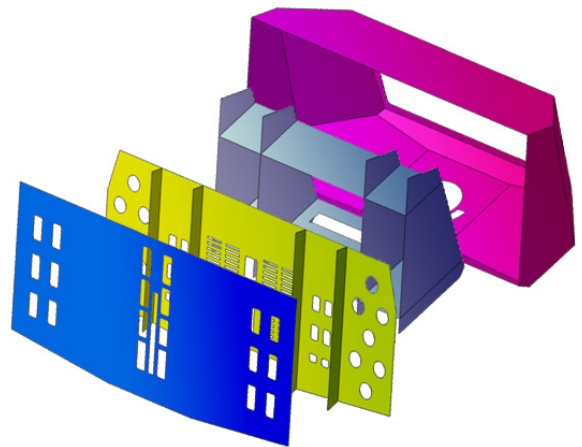
복합재 적층 구조물의 기계적 접합/체결부는 복합재 적층 구조물 중에서 가장 취약한 부위 중 하나이며, 그 파손이 구조물 전체의 급격한 파손으로 이어지게 된다. 그러므로 효율적이고 구조적으로 강건한 복합재 적층 구조물의 접합 부위(T-joint) 설계는 매우 중요하다고 할 수 있다.

최적의 복합재 적층 구조물을 설계, 제작하기 위해서는 구조적으로 가장 취약한 부분의 파손을 기준으로 결정해야 하므로 T-joint 부위에 대한 파손 강도 예측은 전체 구조물의 안전성을 확보하기 위해 필수적으로 수행되어야 한다.

본 연구에서는 복합재 접합 부위인 T-joint 영역에 대한 필요 강도를 FEM 해석을 통하여 예측하고 실험을 통하여 얻어진 데이터를 토대로 T-joint 구조를 점진적으로 개선하여 얻어진 데이터와 해석을 통하여 얻어진 강도를 비교/평가 하였다.

2. 중거리급 복합재 하우징 형상, 복합재 적층 구조물 물성치 및 T-Joint 영역 정의

중거리급 탐색레이더는 사용 주파수 대역과 그에 따른 안테나 개구면의 면적이 단거리 급에 비해 매우 커지므로 중량 감소 측면에서 복합재 구조물을 적용하였다. 복합재 구조물은 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic)와 알루미늄 하니콤 코어(Aluminum Honeycomb Core)를 적용한 샌드위치(Sandwich) 구조로 제작된다. 복합재 구조물의 크기, 가공상의 문제, 내부 구조 설계의 복잡성으로 인해 일체 성형은 불가능하며 여러 부분으로 나누어 제작하여 2차 가공을 통해 전체 구조물을 제작/조립하게 된다. 전체 구조물의 개략적인 형상은 그림 1과 같다.



[그림 1] 복합재 하우징 구조

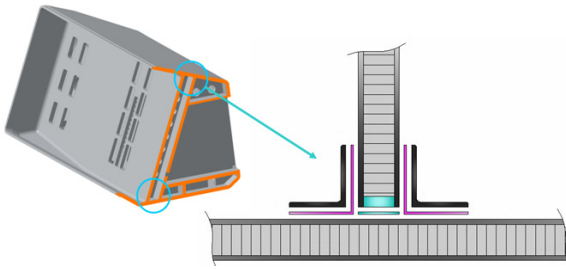
스킨(면재)으로 구성되는 소재는 (주)한국화이바에서 생산되는 HPW193_RS1222로서 카본 섬유 적층물에 레진을 배합시킨 페브릭 프리프레그(Fabric Prepreg) 타입이며 Douglas Aircraft Company(1997년 Boeing으로 통합되었음)에서 관리하는 항공용 복합소재 인증 조건인 DMS 2288^[7] Type 2 Class 2 Grade B에 해당하는 소재로 인증 받은 소재이다.

심재로 사용되는 알루미늄 하니콤 코어(Aluminum Honeycomb Core)는 ALCORE사의 PAA-CoreTM 5056 8.1-1/8-.0020을 사용하였다.

각 격판을 주 구조물에 결합하기 위하여 2차 접착

(Secondary Bonding)이 사용되며 모든 2차 접착이 적용되는 모든 부위를 T-joint 부위라고 칭한다.

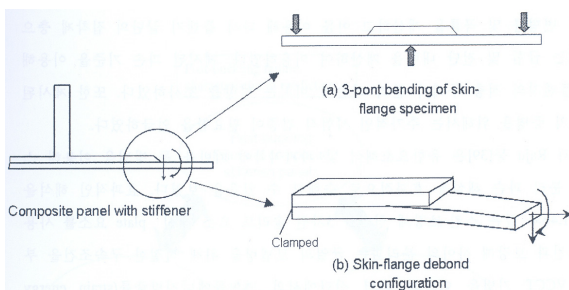
그림 2에서 볼 수 있듯이 모든 T-joint 영역이 90도를 이루지는 않는다. 실험의 편의성 및 해석 검증의 용이성을 위해 이번 실험은 접합부위 각도 90도를 기준으로 수행하였다.



[그림 2] T-joint 영역 및 개략도

3. T-joint 영역 강도 시험 배경(Background)

Minguet 및 O'Brien 등^[3]은 스킨과 보강재 사이의 특성을 조사하기 위해 그림 3과 같은 간단한 시편형상 및 시험 방법을 제안하였다. 시험 결과 파손은 플랜지 끝단의 접착제 또는 복합재 상부 표면에서 시작되었으며 층간분리도 발생하였다. 그리고 플랜지 끝단이 사각형 모양일 때보다 테이퍼를 준 경우 파손 강도가 증가하였다.

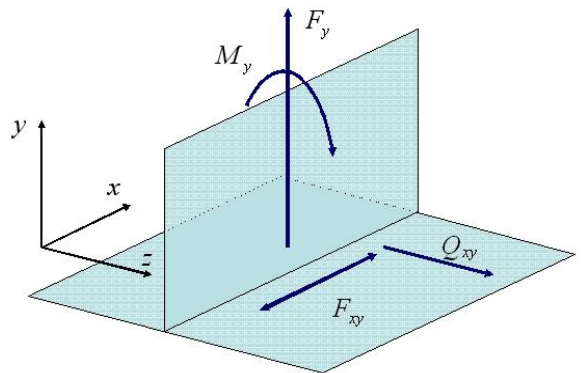


[그림 3] 단순화된 스킨-보강재 분리 형태

시험 및 해석 결과 플랜지와 인접한 스킨의 굽힘 내력이 분리파손을 유발시키는 중요한 인자임을 확인하였으며 굽힘 및 전단 내력을 이용한 파손 선도

(Failure Envelop)를 생성할 수 있음을 보였다.

T-joint의 파손 역시 그림 3과 같이 T-joint의 접합부의 파손으로 인하여 발생한다. T-joint의 접합부에 가해지는 하중은 그림 4과 같이 T-joint의 수직부에 의해서 접합부에 가해지는 몇 가지 모드의 하중으로 정의 될 수 있다.



[그림 4] T-joint 영역에 가해지는 하중 모드

그림 4에서, F_y 는 수직부에 의해서 가해지는 인장 하중을 나타내는데, 접합부에는 면 방향 인장(Flatwise Tension) 하중에 해당한다. M_y 는 수직부에 의해서 가해지는 굽힘 하중을 나타낸다. F_{xy} 는 수직부에 의해서 가해지는 전단 하중을 나타내는데, 이때의 전단 하중은 수직부의 방향에서 보았을 때 면내 전단을 나타낸다. Q_{xy} 는 수직부의 두께 방향으로 가해지는 전단 하중을 나타낸다. T-joint의 접합면에서 보았을 때 F_{xy} 와 Q_{xy} 는 벡터 합력으로 합쳐져서 접합면의 전단 하중으로 작용한다.

T-joint 접합부의 강도시험은 하중의 종류에 따라 아래와 같이 분류할 수 있다.

F_y : 수직부의 인장 시험 및 압축 시험

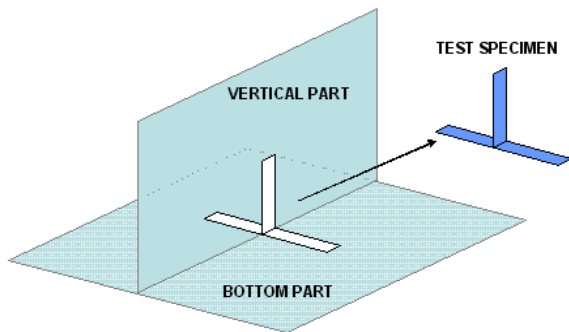
M_y : 수직부의 굽힘 시험

$F_{xy} + Q_{xy}$: 수직부의 전단 시험

일반적으로 접착제의 접합강도는 접착면에서의 면 방향 인장 강도(Flatwise Tensile Strength)가 접착

면에서의 전단 강도(Shear Strength)에 비하여 매우 약하기 때문에 접착면에서의 강도는 대부분 F_y 및 M_y 에 의하여 발생 할 것으로 예상된다. F_y 하중 중에 압축하중은 전단면의 파손에는 거의 영향을 주지 않기 때문에 인장 하중이 주요한 하중이 된다.

T-joint의 접합부의 강도를 측정하기 위해서 구조물 전체에 대한 시험을 수행하는 것은 시편의 제조 및 시험 비용, 시간 등이 매우 많이 들며 현실적으로 불가능한 경우가 많다. 본 실험에서는 그림 5와 같이 T-joint의 일부분을 취하여 인장 강도를 측정하기 위한 쿠펀 형태의 시편을 설정하였다.

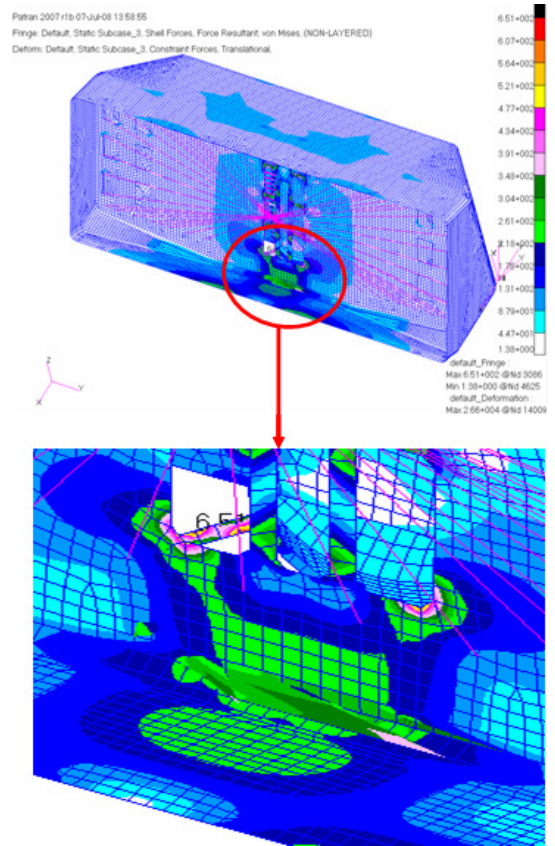


[그림 5] T-joint 영역 쿠펀 획득 방안

설계된 시편은 길이 방향으로 동일한 형상과 하중을 받으면서 무한한 치수를 갖는 구조를 대표한다. 실제 시편의 너비는 38mm의 너비를 가지며, 시편 및 치구의 유한성에서 발생하는 테두리 효과(Edge Effect)는 무시하도록 한다.

4. T-joint 영역 강도 FEM 해석

중거리급 탐색레이더 복합재 하우징의 T-joint는 구조적으로 취약한 부위 중 하나로 파손강도 예측을 위한 해석을 수행하였다. 해석 프로그램은 MSC NASTRAN 및 PATRAN을 이용하였다. 함정 선체(Hull)에서 받는 충격이 선체 및 마스트까지 도달하면서 전달되는 충격량이 20G 정도로 예상되므로 준정적(Quasi-Static) 조건으로 x, y, z 축에 각 20G를 인가하여 해석을 수행하였다.



[그림 6] 복합재 하우징 준정적(Quasi-Static) 해석 결과(z-axis, 20G)

그림 6에서 볼 수 있듯이 복합재 하우징 전면부 T-joint 영역이 하중을 가장 많이 받는 부분으로 확인되었으며 이는 x, y, z축 모두 동일한 현상을 보이는 것을 해석을 통하여 검증하였다. 20G 하중을 가했을 시 T-joint 부위가 파손되는 것으로 가정하여 산출한 예상 최대 인장 하중 F_y 를 각 축별로 표 1에 정리하였다.

[표 1] 각 축별 예상 최대 인장 하중(F_y max)

	F_y max(N/mm)
X-axis	320
Y-axis	94
Z-axis	340

5. T-joint 시험편 분류

본 실험에서 시험한 시험편의 종류는 총 4가지이며 표 2에 정리하였다.

[표 2] 시험편 종류

	#1	#2	#3	#4
알루미늄 블록	적용	미적용	미적용	미적용
리벳 사용	미적용	적용	적용	적용
‘U’형 캡 사용	미적용	미적용	적용	적용
카본 앵글 R 구형	미적용	미적용	미적용	적용
하중 인가 조건	상이	동일	동일	동일

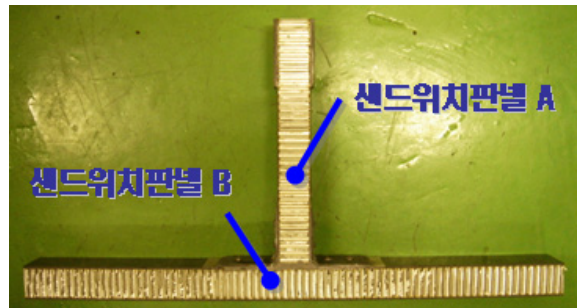
총 4가지의 시험편 중 #1은 나머지 3가지의 시험편과 다른 하중 인가 조건>Loading Condition)을 적용하여 본 논문에서는 데이터의 일관성을 위해 #2, #3, #4의 3가지 시험편의 데이터만을 이용하기로 한다. 이후 #2를 Type 1, #3을 Type 2, 그리고 #4를 Type 3로 명명하여 실험을 진행하였다.

6. T-joint 영역 강도 시험

시험편 Type 1에서 사용한 샌드위치판넬 A와 B의 스킨 두께는 1mm [0/45/0/45/0] 또는 2mm [0/45/0/45/0]s로 적층하였으며 알루미늄 하니콤 코어의 두께는 1인치(25.4mm)이다. 보강재로 쓰인 카본 앵글의 두께는 약 2mm로 [0/45/0/45/0]s 적층하였다. 구조는 그림 7과 같다.

시험편 Type 1은 샌드위치 구조물 스킨의 두께를 1mm와 2mm로 접착제를 Hysol EA9392와 Hysol EA9309.3NA 두 가지를 조합하여 총 8개의 시험편을 제작하였다. 또한 샌드위치판넬 A와 B 사이에 3mm간격을 두어 공간을 액체 충전재(Liquid Shim)로 채움으로서 샌드위치판넬 A와 B가 보다 균일한 면 접촉이 가능하게 제작하였다. 가공 시 카본 앵글과 샌드위치판넬 간의 접촉 강도 유지를 위하여 리벳(Rivet)을 사

용하였다. 8개 시험편의 종류는 표 3과 같다.



[그림 7] T-joint 시험편 Type 1

[표 3] 시험편 Type 1의 형상

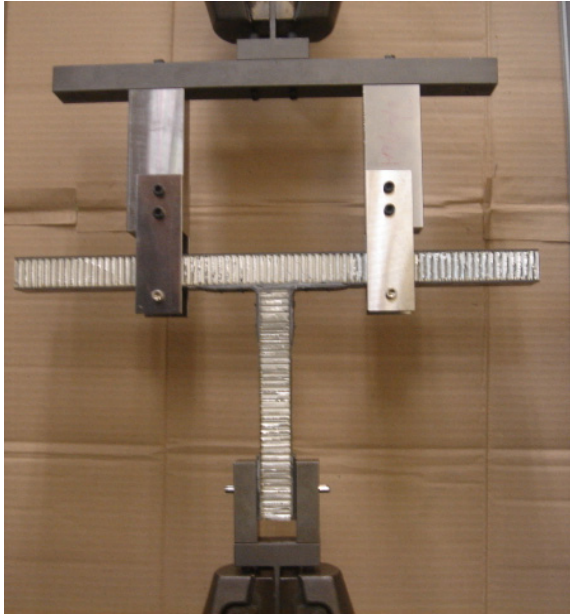
Test No.	샌드위치판넬 A 적층 순서	샌드위치판넬 B 적층 순서	접착제
1	[0/45/0/45/0/honeycomb]s 1.0mm/25.4mm/1.0mm	[0/45/0/45/0/honeycomb]s 1.0mm/25.4mm/1.0mm	Hysol EA9392
2,3	[0/45/0/45/0/honeycomb]s 1.0mm/25.4mm/1.0mm	[[0/45]5honeycomb]s 2.0mm/25.4mm/2.0mm	Hysol EA9392
4	[[0/45]5honeycomb]s 2.0mm/25.4mm/2.0mm	[[0/45]5honeycomb]s 2.0mm/25.4mm/2.0mm	Hysol EA9392
5,7	[[0/45]5honeycomb]s 2.0mm/25.4mm/2.0mm	[0/45/0/45/0/honeycomb]s 1.0mm/25.4mm/1.0mm	Hysol EA9392
6,8	[0/45/0/45/0/honeycomb]s 1.0mm/25.4mm/1.0mm	[[0/45]5honeycomb]s 2.0mm/25.4mm/2.0mm	Hysol EA9309.3NA

시험편 Type 1의 시험 치구는 그림 8과 같이 모멘트 구속을 배제할 수 있는 핀 지지 방식(Pin Support)을 적용하였다. 인장 하중은 INSTRON 5582를 이용하여 수행하였으며, 크로스헤드(Crosshead)의 이송속도는 1mm/min의 정속도로 속도제어방식으로 수행하였다. 인장 하중 인가 시 T-joint 파손강도 및 처짐량을 측정하였다.

시험을 통해 측정된 데이터는 그림 9와 같다.

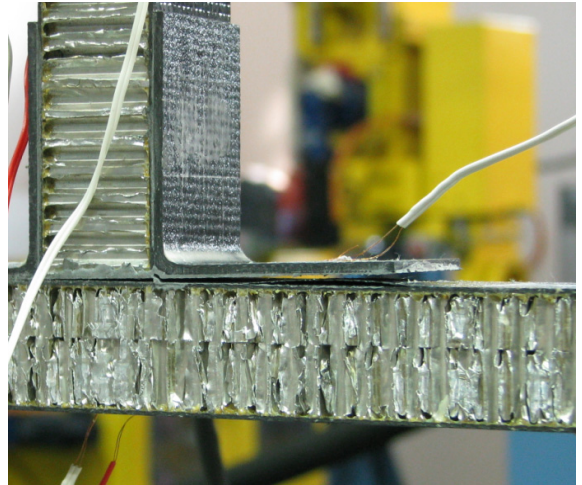
시험편 Type 1의 시험 결과 8가지 시험편 중 샌드위치판넬 B의 스킨 두께가 2mm인 시험편의 파손강도는 10,000N 이상을 유지하였으며 1mm인 시험편의 파손강도는 8,000N 정도를 유지하였다. 두 가지 유형의 단위 길이당 하중(N/mm)의 평균 측정치는 282N/mm

와 234N/mm로 각각 확인되었다. 샌드위치판넬 A(수직방향)의 스킨 두께는 시험 결과에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 실험 결과 확인되었다.

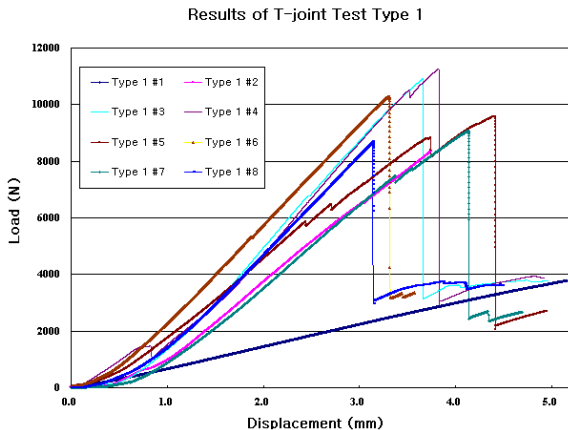


[그림 8] T-joint 시험편 Type 1 셋업

쪽으로 힘이 편중될 시 샌드위치판넬 B는 모멘트가 걸리게 되므로 구조물의 휨이 발생한다. 실제 대부분의 시험에서 파손의 시작은 샌드위치판넬 B와 카본 앵글 사이에 적용된 접착제에 하중이 집중되어 샌드위치판넬 B와 카본 앵글의 접합부에서 파손이 시작되었다.(그림 10 참조)



[그림 10] T-joint 시험편 전형적 파손 유형



[그림 9] 시험편 Type 1 측정 결과

이상적인 시험 셋업은 치구의 핀 지지 구조물이 좌우 균형을 이루어 인장 시험 시 어느 한쪽으로 힘이 편중이 생겨서는 안 된다. 그러나 실제 시험에서는 오차가 항상 존재하므로 힘의 편중이 발생된다. 어느 한

스킨의 두께가 1mm로 된 샌드위치판넬 B에서는 이 휨 현상이 스킨 두께 2mm 대비 빨리 발생하므로 결국 파손 강도의 저하를 불러오는 것으로 판단된다. 이 실험 결과는 앞서 3장에서 언급한 Minguet 및 O'Brien 등^[3]의 실험 결과와 동일한 현상을 보여주는 것으로 판단된다.

스킨의 두께를 늘릴 수 록 강도가 증가하겠으나 복합재 하우징의 구조물이 상당히 크고 T-joint 영역이 많이 존재하므로 중량 증가의 부담이 매우 크다. 따라서 시험편 Type 1의 결과를 반영하여 이후의 모든 시험에서 샌드위치판넬 B의 스킨 두께는 2mm를 적용하는 것으로 결정하였다.

시험편 Type 2는 샌드위치판넬 B 스킨의 두께를 이전 실험에서 정한 2mm로 제작하였으며 수직판인 샌드위치판넬 A 스킨의 두께는 1mm로 제작하였다. 샌드위치판넬 A와 B의 접착 면적을 최대한 균일하게 유지하기 위하여 샌드위치판넬 A의 끝단을 'L' 형상을 가진 두께 1mm의 캡(CAP)을 제작하여 EA9392

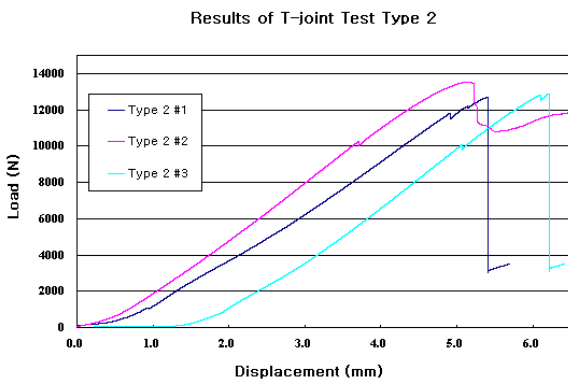
로 마감하였다. 마감된 샌드위치판넬 A는 샌드위치판넬 B와 접합이 되며 이때 양쪽에 Type 2와 동일한 형상의 카본 앵글을 부착했다. 카본 앵글과 샌드위치판넬 A, B는 Hysol EA 9309.3NA를 이용하여 접착하고 접착 강도를 유지시키기 위하여 리벳을 적용하였다. 총 3조를 제작하여 측정에 사용하였다.(그림 11 참조)



[그림 11] T-joint 시험편 Type 2 형상

시험 치구는 Type 1에서 쓰인 것을 그대로 사용하였으며 인장하중은 INSTRON 5582를 이용하여 수행하였으며, 크로스헤드의 이송속도는 2mm/min의 정속도로 속도제어방식으로 인가하였다. Type 1과 같은 방식으로 인장하중 인가 시 T-joint 파손강도 및 처짐량을 측정하였다.

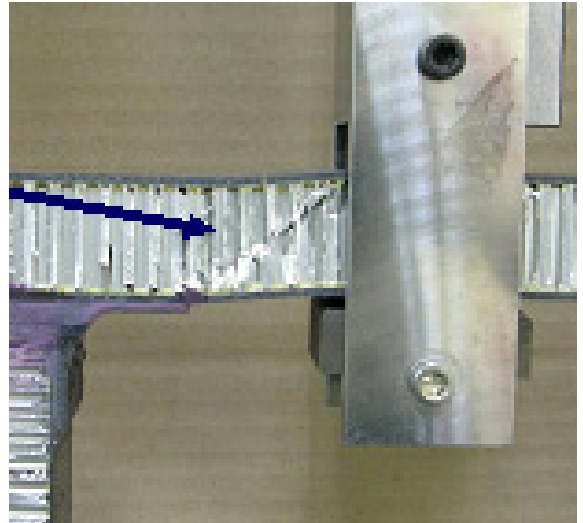
실험을 통해 측정된 데이터는 그림 12와 같다.



[그림 12] 시험편 Type 2 측정 결과

시험편 Type 2의 1차 파손은 10,000~12,000N 부근에서 일어나고 최종 파손은 모두 12,700N을 상회하는 것을 볼 수 있다. 시험편 Type 1과 Type 2의 차이점은 5장에서 이미 언급한 바와 같이 'L' 형상 캡의 적용 유무와 접착제를 Hysol EA9309.3NA로 일률 적용한 것 이외는 차이점이 없다.

시험편 Type 2의 파손 형상은 시험편 Type 1의 파손 형상과는 다른 현상을 보이고 있다. 시험편 Type 1의 파손은 샌드위치판넬 A, B의 접합부 또는 카본 앵글과 샌드위치판넬 A, B의 접합부에서 일어났으나 시험편 Type 2의 파손 형상은 접합부가 아닌 샌드위치판넬 B의 파손으로 확인되었다.(그림 13 참조)



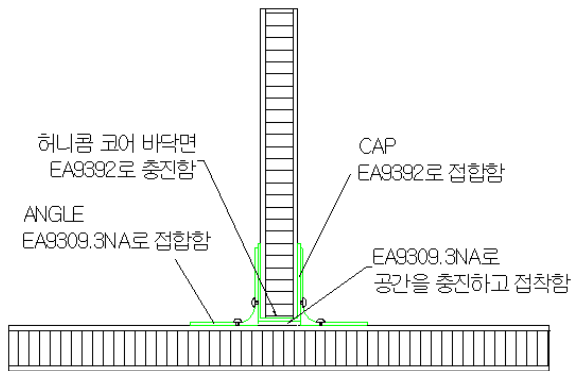
[그림 13] 시험편 Type 2 알루미늄 하니콤 코어 전단 파손

시험편 Type 2의 T-joint 부위의 완전 파손이 일어나기 전 샌드위치판넬 B의 파손이 먼저 일어난 것으로 판단된다. 즉 샌드위치판넬의 압축 파손 강도보다 시험편 Type 2의 인장 파손 강도가 높음을 알 수 있다.

시험편 Type 2의 단위 길이당 하중(N/mm)의 평균 측정치는 343N/mm로 확인되었다. 이는 인장 강도 측면에서 시험편 Type 1의 스킨 두께 2mm 대비 22% 향상된 수치이다. 측정 결과로 미루어 볼 때

‘L’ 형상 캡의 적용으로 인한 샌드위치판넬 A와 B의 접촉면이 보다 균일해진 점, ‘L’ 형상 캡의 적용으로 인한 두께 증가로 인한 단면적의 증가 두 가지 요인이 인장 강도를 Type 1대비 증가 시킬 수 있었던 요인으로 판단된다.

시험편 Type 3은 시험편 Type 2와 동일한 샌드위치판넬 A, B를 사용하고 동일 형상의 캡을 적용 하였으나 시험편 Type 1과 2의 카본 앵글과 달리 Type 3의 카본 앵글은 접합부의 단면적을 증가시킴으로서 T-joint 부위의 응력 집중을 낮추기 위하여 R을 주어 접합부의 단면적을 증가시키는 역할을 하도록 제작하였다. 카본 앵글과 샌드위치판넬 A, B 사이는 Hysol EA9309.3NA로 충전하고 접착하였다. 총 5조를 제작하여 측정에 사용하였다.(그림 14 참조)



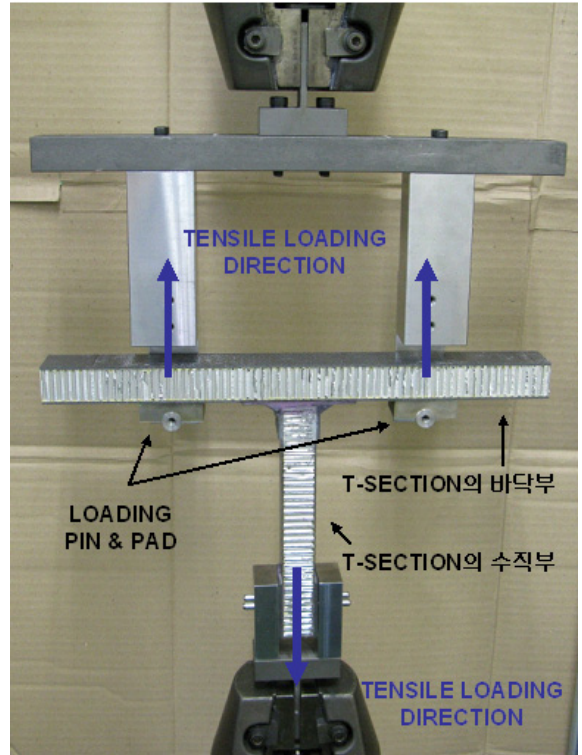
[그림 14] T-joint 시험편 Type 3 형상

시험 치구는 시험편 Type 1과 2에서 쓰인 것을 그대로 사용하였으며 핀 지지 구조물과 닿는 바닥부의 알루미늄 하니콤 코어의 압축력에 의한 찌그러짐을 방지하기 위해서 하중 분산 패드(Loading Pad)를 삽입하였다. 인장하중은 INSTRON 5582를 이용하여 수행하였으며, 크로스헤드의 이송속도는 2mm/min의 정속도로 속도제어방식으로 인가하였다. Type 1과 2와 같은 방식으로 인장하중 인가 시 T-joint 파손강도 및 처짐량을 측정하였다.(그림 15 참조)

시험을 통해 측정된 데이터는 그림 16과 같다.

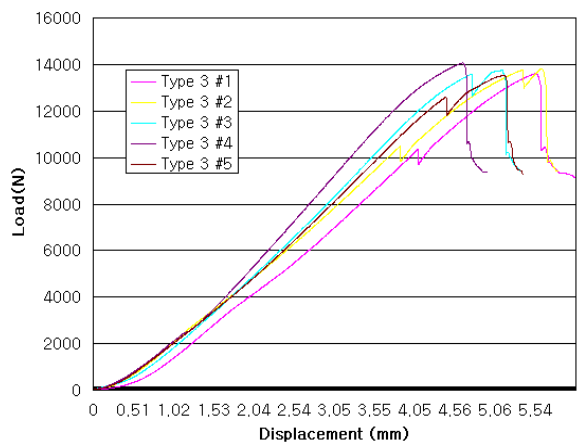
시험편 Type 3의 1차 파손은 5조 중 2조가 10,000N 부근에서 일어나고 최종 파손은 모두 13,500N을 상회하는 것을 볼 수 있다. 시험편 Type 2와 Type 3의

차이점은 카본 앵글의 형상 차이 이외는 없다. 카본 앵글의 차이로 인해 시험편 Type 3의 T-joint 부위의 단면적이 시험편 Type 2에 비해 소폭 증가하였다.



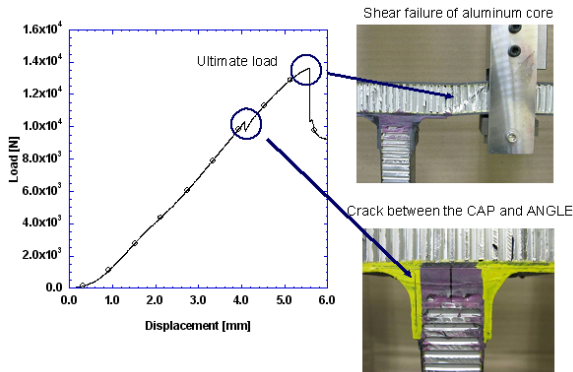
[그림 15] T-joint 시험편 Type 3 시험 셋업

Result of T-joint Test Type 3



[그림 16] 시험편 Type 3 시험 결과

관찰 결과 1차 파손은 캡과 카본 앵글 사이에서 갈라짐(Crack)이 발생한 것을 그림 17을 통해 알 수 있다.



[그림 17] 시험편 Type 4 갈라짐 발생 부위

시험편 Type 3의 단위 길이당 하중(N/mm)의 평균 측정치는 362N/mm로 확인되었다. 이는 인장 강도 측면에서 시험편 Type 1의 스킨 두께 2mm 대비 28%, 그리고 시험편 Type 2 대비 6% 각각 향상된 수치이다. 측정 결과로 미루어 볼 때 카본 앵글의 R을 구현하여 단면적을 늘린 영향으로 인장 파손 강도를 시험편 Type 3 대비 소폭 증가시킬 수 있었던 요인으로 판단된다.

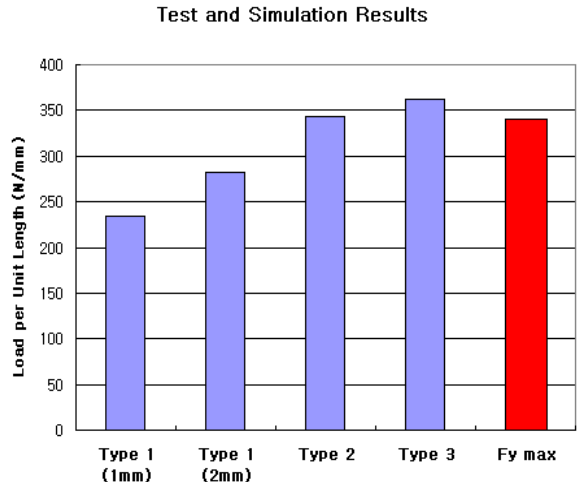
7. 실험 데이터와 FEM 해석 데이터 비교

앞서 4장에서 언급한바와 같이 복합재 하우징에 대한 3축 20G 준정적(Quasi-Static) 해석을 통하여 요구되는 최대 인장 강도 F_y 를 확인하였다. 또한 일련의 실험을 통해 실제 제작된 T-joint 시험편의 강도를 측정하였다. 해석을 통해 산출된 요구 강도와 실험 결과를 그림 18을 통해 정리하였다.

그림 18에서 볼 수 있듯이 Type 2와 Type 3의 평균 인장 강도가 F_y max(340N/mm)를 상회함을 확인할 수 있다.

해석에서는 단순히 두 샌드위치판넬을 기계적으로 연결하는 것으로 가정하며 해석을 수행하며 카본 앵글, 'U' 형상 캡 등의 강도 증가를 위한 구조물 및

그에 따른 영향성이 반영되지 않는다. 따라서 실제 요구되는 F_y max는 해석상의 수치보다 다소 낮을 것으로 판단된다.



[그림 18] 실험값과 해석 요구 강도 비교

그러나 이미 실험 데이터 수치가 해석 데이터 수치를 상회하고 있으므로 카본 앵글, 'U' 형상 캡 등의 강도 증가를 위한 구조물의 역할은 설계 마진으로 적용할 예정이다.

8. T-joint 영역 강도 시험 결과 분석 및 평가

총 3가지 Type의 시험편을 제작하여 실험을 진행하였으며 강도 측면에서 초기 대비 55% 이상의 증가를 구현하였다. 인장 강도 개선을 위한 주요 디자인 변경 사항은 샌드위치판넬 B의 두께 증가, 샌드위치판넬 A와 B의 접합면의 개선(캡 사용), 접합부위 단면적을 증가시키기 위한 카본 앵글 디자인 변경 등이다.

본 실험을 통해 각각의 단계를 거치며 강도의 개선을 이루어 내었다. 또한 실험의 결과를 통해 접합 방법, 보강재(CAP, Carbon Angle) 형상 및 기타 접합 파라미터가 복합재 T-joint 영역의 분리파손에 미치는 영향을 평가해 볼 수 있었다. 해석 데이터와의 비교 검증을 통해 설계 마진을 확보했음을 검증하였다.

참 고 문 헌

- [1] 안현수 외, “복합재 적층판의 체결부 강도에 관한 인자연구”, 한국복합재료학회 춘계학술발표회 논문집, 전남대학교, pp. 9~12, 2004.
- [2] 박승범 외, “특성 길이를 이용한 평직 복합재 볼트 체결부의 강도 예측”, 산업안전학회지 18권 4호, 부산대학교, pp. 8~15, 2003.
- [3] Minguet, P. J., O'Brien, T. K., “Analysis of Test Methods for Characterizing Skin/Stringer Debonding Failures in Reinforced Composite Panels”, ASTM Special Technical Publication, Vol. 1274, pp. 105~124, 1996.
- [4] 김광수, “접합된 복합재료 적층 구조물의 분리 파손 특성 연구”, 박사학위 논문, 한국과학기술원, 2005.
- [5] Kayupov, M., Dzenis, Y. A., “Stress Concentrations Caused by Bond Cracks in Single-Lap Adhesive Composite Joints”, Composite Structures 54, pp. 215~220, 2001.
- [6] Qin, M., Dzenis, Y., “Analysis of Single-Lap Adhesive Composite Joints with Delaminated Adherends”, Composites, Part B 34, pp. 167~173, 2003.
- [7] DMS 2288, Douglas Aircraft Company, 1996.