

## 論文

## 항공기용 카본/에폭시 비행조종 장치의 기계적 특성에 관한 연구

조치룡\* · 김현수\*\* · 김광수\*\*\*

## Mechanical Characteristics of Carbon/Epoxy Composite for Aircraft Control System

C. R. Joe\* · H. S. Kim\*\* and K. S. Kim\*\*\*

## ABSTRACT

A design development test for carbon/epoxy composite laminates for an aircraft flight control system is performed. The design development test includes moisture absorbing test, tensile, compressive, bearing and lap shear tests. The moisture absorbing behavior for different fiber orientation angles is investigated and the changes in mechanical characteristics are compared. In the in-plane tensile test, the effect of damages such as scratches and impacts is studied. The bearing test is performed for different fastening types. The resulting design allowable stress and environmental load enhancement factor are used for the structural analysis and certification tests for the flight control system.

## 초 록

항공기 비행조종장치의 설계와 구조해석을 위해 카본/에폭시 복합재 적층판에 대한 설계개발시험을 수행하였다. 설계개발시험으로 수분흡수시험, 인장, 압축, 베어링, 접합전단시험을 수행하였다. 수분흡수시험을 수행하여 섬유배향에 따른 흡습거동을 관찰하고, 무흡습과 고온·고습하에서의 기계적 특성치를 비교하였다. 인장시험에서는 복합재의 파손에 영향을 미치는 표면 긁힘, 충격 등의 운용손상 요인을 적용하였고, 베어링시험에서는 볼트의 종류와 결합형태를 달리하여 베어링강도를 비교하였다. 설계개발시험을 통해 환경하중배가계수 및 설계허용치를 획득하였으며, 이를 비행조종장치 구조물의 인증시험에 대한 설계변수로 사용하였다.

## 1. 서론

카본/에폭시 섬유강화 복합재료는 높은 비강도 및 비강성의 기계적 특성으로 인하여 항공기 구조물 경량화의 주요 수단으로 사용되고 있다. 현재 선진 외국항공사에서는 2차 구조물에서의 적용 단계를 거쳐 1차 구조물까지 복합재를 적용하여 실용화하는 단계에 접

어들고 있는 추세이다. 1차 구조물이란 기체 전체의 작동 불능 상태와 직결되어 생존 문제에 직접적으로 영향을 주는 것을 말한다.[1] 비행조종장치인 브레이크 페달, 조종간 등의 파손은 곧 항공기 전체의 조종 불능 상태와 직결되므로, 항공기의 1차 구조물로 분류되고 있다.[2] 항공기용 복합재료 부품의 설계를 위해서는 사용 환경, 제작 및 운용손상 등이 적층판의 강도 저하에

\* 국립창원대학교 기계설계공학과

\*\* 국립창원대학교 기계설계공학과 대학원

\*\*\* (주)대우중공업 우주항공연구소 첨단복합재센터

미치는 영향이 반드시 고려되어야 한다.[3][4] 카본/에폭시 복합재료는 정적부하에 대해서는 우수한 역학적 특성을 보이나 고온·고습 환경 및 충격부하에 대해서는 기지(matrix)의 분자배열 및 화학적 성질의 변화와 복합재료의 계면 특성, 재료의 기계적 성질의 저하로 인해 강도저하가 현저히 나타나기 때문이다.[5] 실물구조 시험에 있어 극한 사용환경조건을 유지하는 것은 현실적으로 어려움이 따른다. 이러한 난점을 해결하기 위하여 실물 구조시험시 하중을 증가시켜 환경조건의 영향을 반영시키는 방법이 있는데, 시편시험 단계에서 도출할 수 있는 환경하중배가계수를 실물 구조시험 하중에 적용하는 것이다. 본 연구에서는 ASTM에 제시된 기본적인 시험법과 기타 문헌에 제시된 다양한 시험법을 사용하여 복합재료 적층판에 대한 설계허용치와 환경하중배가계수(environmental load enhancement factor)를 도출하였다. 시험에서 얻어지는 물성치는 비행조종장치의 파손해석에 사용되므로 강도 및 변형률에 중점을 두어 시행하였다.

## 2. 설계개발 시험

본 시험은 Fig. 1(a)에 나타난 한국형 초등훈련기 KTX-1에 사용되는 브레이크 페달(Fig. 1(b)) 및 조종

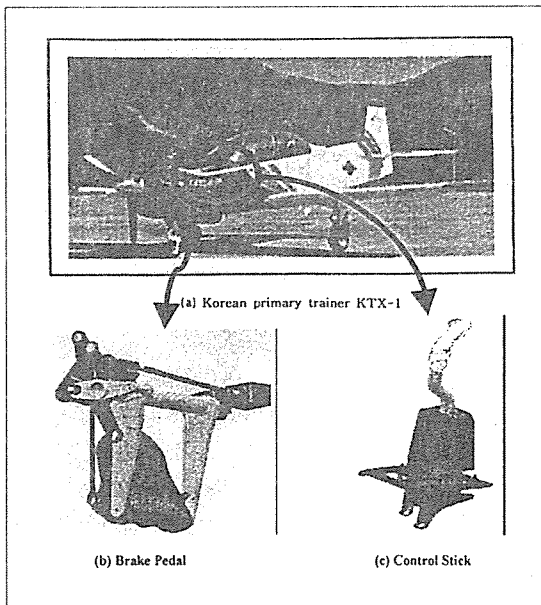


Fig. 1. Development of residual thermal stress in a laminate after curing

Table 1. Specimen types and tests

Type	Fiber stacking	Thickness	Tests
1	$[(+/- 45) (0/90)]_4$	2.88mm	tension compressing bearing
2	$[(\pm 45) (0)_3 (\pm 45) (0)_3 (\pm 45)]$	1.38mm	tension compressing lap shear
3	$[(\pm 45) (0)_3 (\pm 45) (0)_3 (\pm 45)] + [(\pm 45)_4 (0) (\pm 45)_4]$	2.96mm	bearing

간(Fig. 1(c))을 복합재료를 사용하여 개발함에 있어 필요한 물성치를 획득하기 위해서 행해졌다. 재료는 McDonnell Douglas Aircraft사의 재료인증을 획득한 카본/에폭시 평직 프리프레그(DMS 2288, Type2, Class 3, Grade B)를 사용하였다.[6] 시험 시편은 적층방향과 적층수에 따라 3가지 형태로 제작되었으며, 각각의 시편에 대해 행한 시험은 Table 1과 같다.

### 2.1 수분흡수시험

수분흡수시험은 섬유강화 복합재료 시편의 수분이 흡수된 상태에서 물리적, 기계적 특성을 알아보기 위한 시험이다.[7][8] 복합재료의 수분흡수는 수지체적비가 높을수록 수분흡수 속도의 증가와 수분 영역이 확대되어 수분을 더욱 쉽게 흡수하게 된다. 하지만 복합재료 적층판의 두께 및 적층방향은 수분흡수 거동에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 보고되었다.[9]

본 연구에서는 Daeil사에서 제작한 항온항습조(DVC-112)를 사용하여 수분흡수 시험을 행하였다. 상대습도 100%에서 흡수시키기 위하여 물이 가득찬 수조에 시편을 담구어 항온항습조내에 보관하였으며 온도는 70℃로 유지하였다. 70℃는 항공기의 수평미익 등에 재료가 사용될 경우에 적용하는 온도인데, 향후 본 실험결과와 확대적용을 염두에 두고 이 조건을 설정하였다. 시편에 수분흡수가 충분히 일어났을 때 기계적특성 시험을 해야 하는데, 이 시기를 알기 위하여 Traveller 시편을 사용하였다. Traveller 시편은 기계적특성 시험용 실제 시편과 같은 적층순서 및 두께를 갖은 시편으로서 물성시편과 함께 보관하여 흡습시키면서 흡습량을 조사하기 위한 시편이다.

항온항습조에 보관된 Traveller 시편을 24시간마다 꺼내어 시편의 무게를 측정함으로써 수분흡수량을 구했는데 그 결과는 Fig. 2와 같다. 시편의 무게는 항온

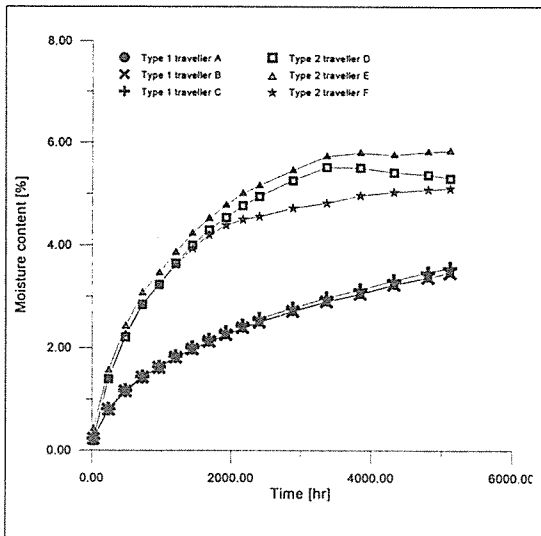


Fig. 2. Moisture content as a function of time

항습조에서 꺼내어 물기를 제거한 후 15분 정도를 상온에 노출시킨 뒤 1/10000 g 까지 측정이 가능한 전자저울(CAS사, AD-0.5)을 사용하여 측정하였다. 15분간 상온에 노출시키는 이유는 기계적특성 시험시 시편의 열변형을 제거하기 위하여 상온에서 15분간 노출시킨 뒤에 시험을 행하도록 되어 있는데, 이와 같은 조건에서의 흡습상태를 알아보기 위함이다.

흡습시험 5100시간(약 7개월)경에 Type2 시편이 평형상태에 도달한 것으로 판단되어 흡습시험을 종료하였다. Type1 시편의 경우에는 평형상태에 도달한 것이 확실히 관찰되지는 않았으나 충분히 흡습되었다는 가정하에 Type2와 함께 종료하였다.

Type1 시편의 A,B,C 및 Type2 시편의 D,E,F는 무게상에 미소한 차이는 있었으나 대체로 동일한 시편 형태로 볼 수 있다. 평균 최종 수분흡수량에 있어 Type1은 3.50 %이지만 Type2는 5.42 %로서 상대적으로 높게 나타났다. Type1의 수지체적비는 42%였으며 Type2의 수지체적비는 48%였다.

## 2.2 인장시험

인장시험은 비행조종장치의 인장강도(tensile strength) 및 인장강성(tensile modulus)을 구하기 위한 시험이다.[10] 인장시험에는 총 66개의 시편이 이용되었으며, Fig. 3에 Type1과 Type2에 관한 시편형상이 나타나 있다. 미감지손상의 영향을 고려하기 위하

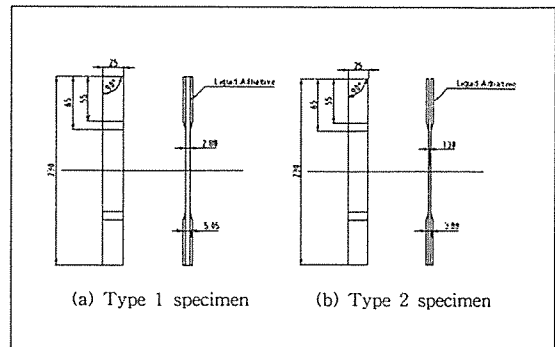


Fig. 3. Tension specimens

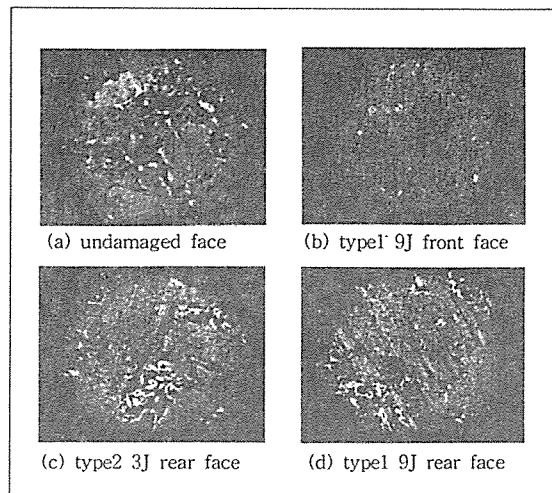


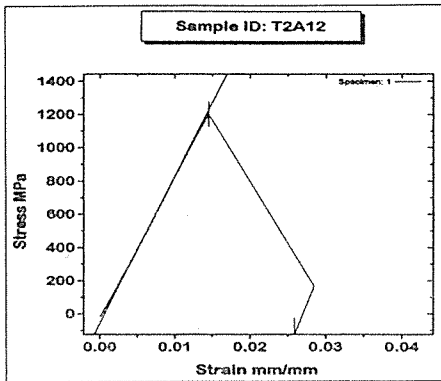
Fig. 4. Microscopic photographs( $\times 33$ ) of tension impact specimen

여 인장시편에 구멍(hole, 직경 3mm)과 표면 긁힘(scratch,  $W2 \times L2(mm)$ )을 인위적으로 가한 시편도 준비하였다.

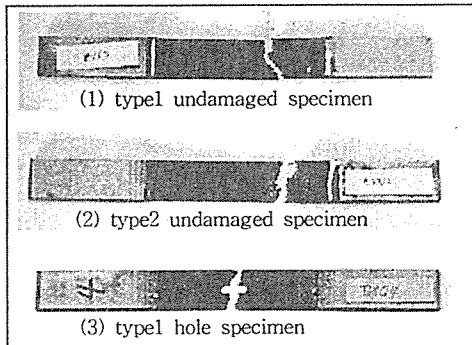
충격 손상을 가하기 위하여 플라스틱 충격시험기(92T, Impact Display)를 이용하였는데, 타격 팁(impact tip)을 직접 제작하여 기존의 장치에 부착하여 사용하였다. 충격흡수 에너지는 Type1의 경우 9 Joule, Type2의 경우 3 Joule로 설정하여 충격 부위를 육안으로 직접 확인할 수 있을 정도로 충격을 가하였다. 충격시편의 표면 형상을 광학현미경으로 촬영( $\times 33$ )하여 Fig.4에 나타내었다. 본 시험에서 측정된 인장강도와 인장강성은 아래의 식에 의해서 계산하였다.

$$\begin{aligned} \text{최대인장강도 } S_T &= P_{\max} / A \\ \text{인장강성 } E_T &= \Delta \sigma / \Delta \varepsilon \end{aligned}$$

여기서,  $P_{\max}$  = 최대하중,  $A$  = 단면적  
 $\Delta \sigma$ ,  $\Delta \varepsilon$  = 응력-변형률 곡선의 미소구간



(a) Stress-strain curve for tension test



(b) Tension specimen after fracture

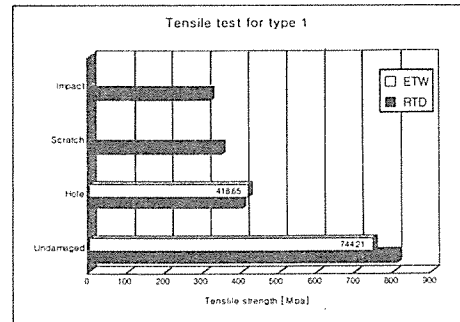
Fig. 5. Result of tension test

시험에서 구해진 무손상 시편에 대한 응력-변형률 곡선은 Fig. 5(a)에, 각 시편의 평면상의 파단 형상은 Fig. 5(b)에 있다. 두께방향으로의 파손형태는 손상을 가하지 않은 시편의 경우 층간분리와 섬유파단이 발생했으며 하중방향에 대해 45° 기울어져 파손이 전파하였고, 홀과 표면 긁힘이 주어진 시편은 하중방향에 수직하게 파손이 일어났다. 본 시험에서 구해진 시편의 인장강도 및 인장강성은 Table 3(RTD : room temper-

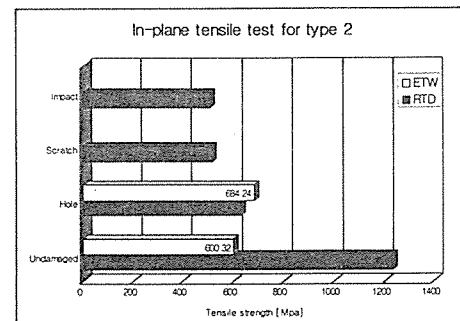
ature, dry, ETW : elevated temperature, wet)과 같다. 인장강도를 시각적으로 비교할 수 있도록 Fig. 6에 나타내었다.

Table 3. Tension strength and Modulus

Type	Env.	Damage	No.	Strength ( $S_T$ , MPa)	Modulus ( $E_T$ , GPa)
Type 1	RTD	undamaged	4	782.35	74.13
		hole	10	401.24	68.68
		scratch	5	347.99	68.04
		impact	5	319.09	30.68
	ETW	undamaged	5	676.25	49.39
		hole	4	414.03	68.69
Type 2	RTD	undamaged	5	1230.9	89.79
		hole	10	630.52	99.75
		scratch	5	514.78	113.81
		impact	4	508.56	101.12
	ETW	undamaged	4	600.32	104.94
		hole	5	684.24	118.42



(a) Tension strength for type1



(b) Tension strength for type2

Fig. 6. Result of tension strength for tension test

Fig. 6(a)에서 Type1의 경우 hole, scratch, impact 시편의 강도는 무손상 시편의 강도에 비하여 각각 50%, 43%, 40%를 나타내고 있다. Hole 시편 및 무손상 시편에 대해서는 흡습된 시편시험 결과가 나타나 있다. 흡습시편의 경우 무손상은 8%의 강도 저하를 보이고 hole 시편은 강도가 오히려 증가한 것을 보여준다. 이는 흡수된 수분이 수지의 특성을 변화시켜 hole 주위의 응력집중을 완화시켰기 때문으로 사료된다.

Fig. 6(b)에서 Type2의 경우에도 hole, scratch, impact 시편의 강도저하는 Type1의 경우와 유사한 양상을 보이고 있다. 단 흡수 무손상 시편은 건조 무손상 시편에 비해 현저히 강도가 떨어지는 현상을 보이고 있다. 이는 Type2 시편이 수분함유량이 높으며, 적층각도가  $\pm 45^\circ$  만으로 이루어져 있어서 약화된 기지재의 영향이 크게 작용했기 때문으로 사료된다.

### 2.3 압축시험

압축시험은 비행조종장치의 압축강도 및 압축강성을

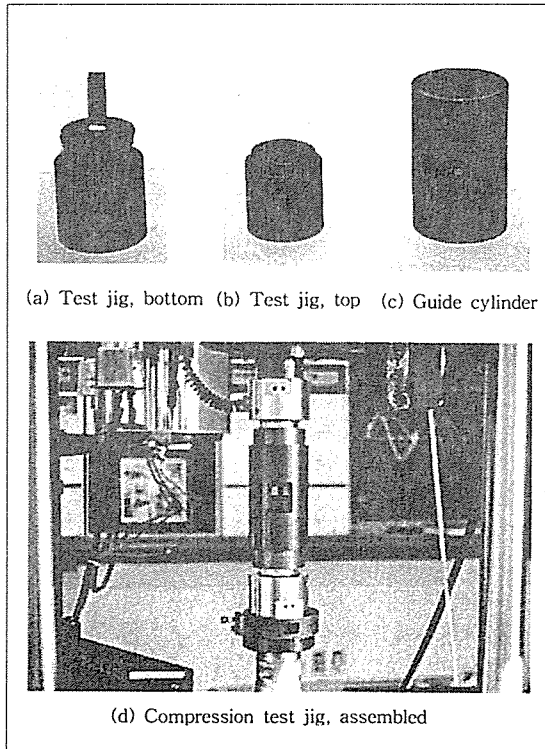


Fig. 7. Compression test jig and system

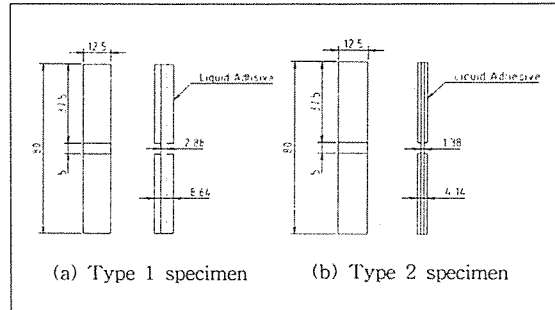


Fig. 8. Compression specimens

구하기 위한 시험이다.[11] 본 시험에 이용된 시편과 시험장치 구성은 Fig. 7과 같다. 원추형 마찰그립인 Test jig, bottom(a)에 시편의 아래쪽을 물린 뒤 Test jig, top(b)을 시편의 윗쪽에 물리고 이를 Guide cylinder(c)로 덮어서 Fig. 7(d)와 같이 장착하여 시험을 행한다. 이때 하중축과 시편축의 불일치가 생길 경우 좌굴(buckling)에 의하여 파괴될 가능성이 있기 때문에 주의를 해야 한다.

Fig. 8에 압축시편의 Type1과 Type2에 관한 형상을 나타내었는데, 시편의 탭은 카본/에폭시 판재를 시편보다 약간 크게 절단한 후 접착필름을 이용하여 시편에 접착하고 경화시킨 후 시편의 원형이 손상되지 않는 범위에서 탭의 여분을 가공하여 제작하였다.

시험에서 구해진 시편의 압축강도 및 압축강성은

Table 4. Compression strength and modulus

lamin -ate	Env.	No. [EA]	Strength [ $S_c$ , MPa]	Modulus [ $E_c$ , GPa]
Type	RTD	5	505.55	0.43
1	ETW	5	308.89	0.37
Type	RTD	5	600.32	2.02
2	ETW	5	236.07	1.52

Table 4와 같다. 압축강도를 시각적으로 비교할 수 있도록 Fig. 9에 나타내었다. 흡습시편(ETW)의 강도는 건조시편(RTD)의 강도에 비하여 Type1은 60%, Type2는 40%를 나타내고 있다.

Fig. 10은 주사현미경을 이용해서 찍은 건조 시편의 파단면 사진인데 두께방향으로의 전단하중에 의한 파손 양상을 보이고 있다. 흡습 시편의 경우에는 섬유 미세좌굴 (fiber microbuckling)에 의한 파손 형태로 나타났다.

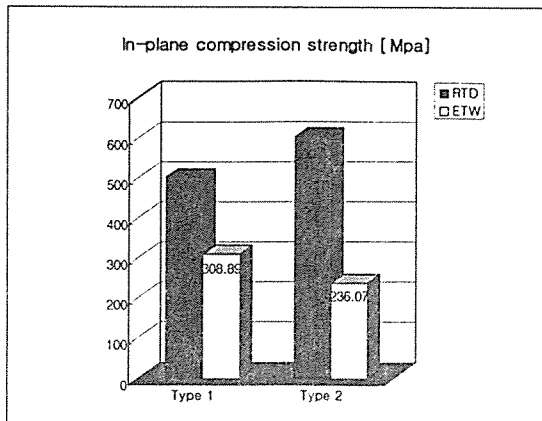


Fig. 9. Compression test results

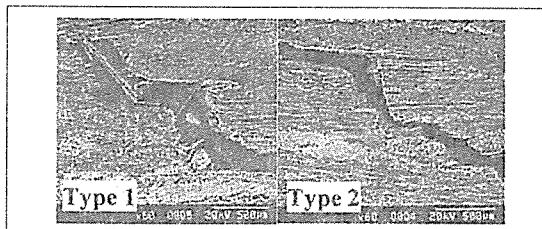


Fig. 10. Compressive specimen after fracture

## 2.4 베어링 시험

베어링 시험은 볼트(fastener)로 연결된 복합재료 판재가 얼마만한 힘에 견디는지 알아보는 시험

이다.[12] 베어링 시험은 볼트결합의 방법에 따라 단일결합(single)과 이중결합(double)으로 나누어지고, 볼트종류에 따라 돌출머리(protruded)와 접시머리(countersunk)로 분류된다. 본 시험에서는 항공기 구조물 체결용 볼트를 사용하였으며 이에 대한 치수와 강도는 Table 5와 같다.

Fig. 11은 베어링 시험에 있어서 extensometer가 장착된 모습이다. Extensometer는 시편의 hole이 변형되면서 생기는 변위를 측정하기 위한 것이다. Extensometer 설치를 위해 시편과 시험치구에 플라스틱 고정장치를 제작하여 부착하였다. Fig.12는 Type1과 Type3 시편형상을 나타내고 있다.

본 시험에서 측정한 베어링강도는 아래의 식에 의해서 계산하였다.[12]

$$\text{베어링강도 } S_B = P / (d \cdot t) \quad (3)$$

Table 5. Fastener properties for bearing test

Fasteners	Part Number	Length (mm)	Strength (kN/mm <sup>2</sup> )
Protruded	single	MS24694-S99	22.3
	double	MS24694-S98	18.2
Countersunk	single	NAS1304-8H	26.6
	double	NAS1304-5H	22.3

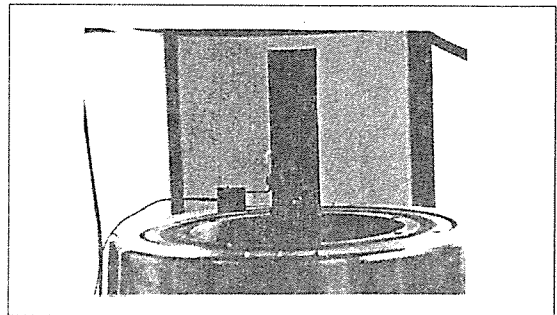


Fig. 11. Bearing test extensometer setup

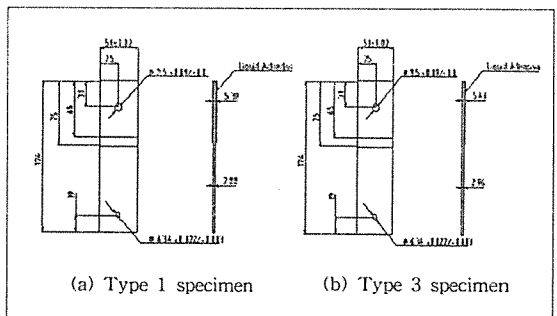


Fig. 12. Bearing specimens

여기서,  $P$  = 베어링하중(변위가 hole 직경의 4%일 때의 하중)

$d$  = hole 직경,  $t$  = 시편두께

한 예로, 무손상 접시머리 이중결합 시편에 대한 하중-변위 곡선을 Fig. 13(a)에 나타내었다. Fig.

13(a)에서 베어링 하중은 변위가 hole 직경의 4%를 넘지 않는 범위에서 나타나는 최대하중이다.

Fig. 13(b)에 시편의 시험종료후 모습이 있다. 파단 경향은 두께방향으로의 층간분리에 이어지는 홀 주위의 섬유파손 형태로 발생하였다.

본 시험에서 구해진 시편의 베어링 강도는 Table 6과 같다. Fig. 14에 Type1과 Type3 시편에 대한 베

어링 강도값을 비교하였다.

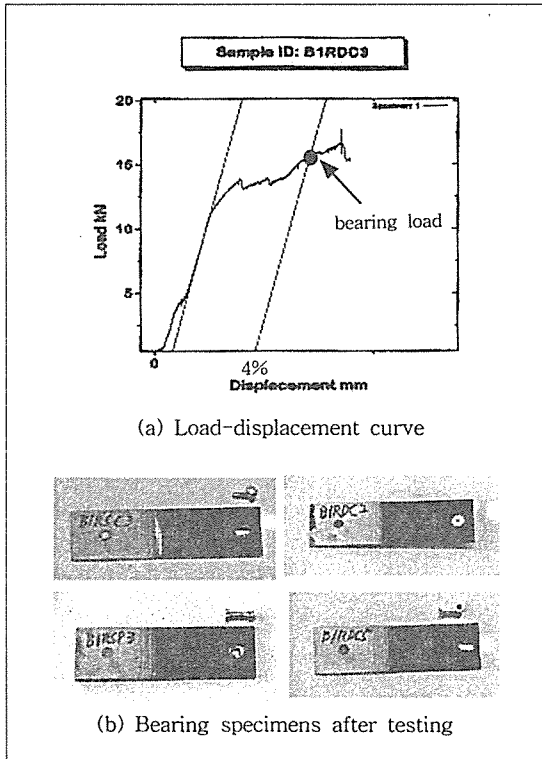


Fig. 13. Bearing test results

Table 6. Bearing strength for various fastener types

Spec.	Env.	Fastening (damage)		No. [EA]	Strength [ $S_b$ , MPa]
Type 1	RTD	Single	Protruded	5	756.08
			Protruded (scratch)	5	746.94
			Countersunk	4	764.46
	ETW	Double	Countersunk	5	699.60
			Protruded	5	354.93
			Countersunk	5	448.86
Type 3	RTD	Single	Protruded	5	655.67
			Protruded (scratch)	5	647.26
			Double	Protruded	5
	ETW	Single	Protruded	5	454.62
			Double	Protruded	4

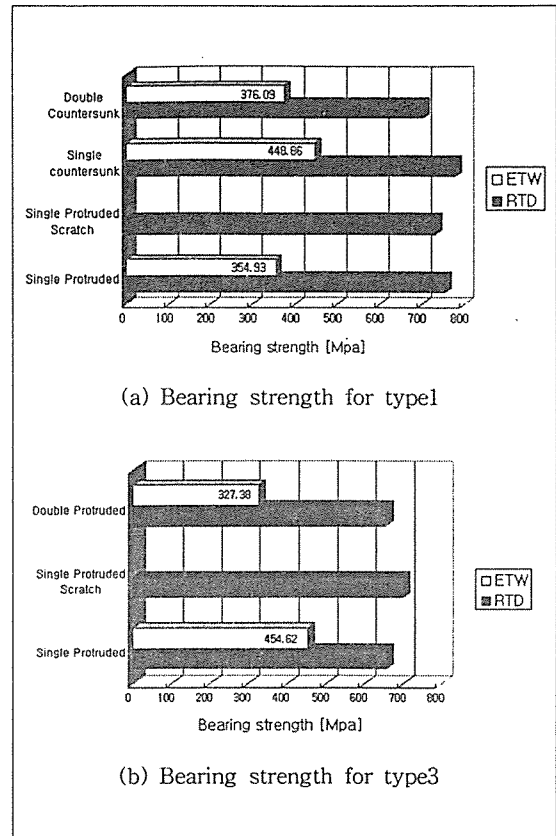


Fig. 14. Result of bearing strength for bearing test

Fig. 14(a)에서 흡습시편(ETW)의 강도는 건조 시편(RTD)의 강도에 비하여 돌출머리 단일결합

(single-protruded)은 47%, 접시머리 단일결합 (single-countersunk)은 58%, 접시머리 이중결합 (double-countersunk)은 53%를 나타내고 있다. 베어링 하중이 가해지는 방향에 수직으로 굽힘 손상 (scratch)을 가한 시편의 강도는 무손상 시편의 강도와 거의 같은 양상을 나타내었고, 단일결합에 의한 베어링 강도가 이중결합에 의한 강도보다 약간높게 나타났다.

Fig. 14(b)에서 흡습시편의 강도는 건조 시편의 강도에 비하여 돌출머리 단일결합은 69%, 돌출머리 이중결합은 50%를 나타내고 있다. 볼트의 종류와 결합 방법에 따른 시편의 강도는 Type1의 경우와 유사한 양상을 보이고 있다.

## 2.5 접합 전단 시험

접합전단시험은 섬유강화 복합재료의 접합부의 접합 전단강도를 구하기 위한 시험이다.[13] Adhesive 결합에 의한 파단 강도는 재료의 기계적 특성, 상호 접촉된 면적, 잔류 응력 그리고 기

하학적 형상 등에 영향을 받는다. 본 시험에 이용된 시편의 치수와 형상은 Fig. 15에 나타나 있다.

복합재 시편(Type 2)과 금속간의 접합강도 시험을 위해 알루미늄 시트(sheet)인 Al7075-17451을 사용하였다. 접합은 접착 필름 EA-9696 NW를 이용하였다. 본 시험에서 측정된 접합전단강도는 아래의 식으로 계산하였다.[13]

$$\text{단일접합전단강도 } S_L = P_{\max} / (a \times b) \quad (4)$$

여기서,  $P_{\max}$  = 최대접합전단하중,  
 $a, b$  = 접합부위의 폭과 길이

건조 시편에 대한 하중-변위 곡선은 Fig. 16(a)에, 파단후의 시편 모습은 Fig. 16(b)에 있다.

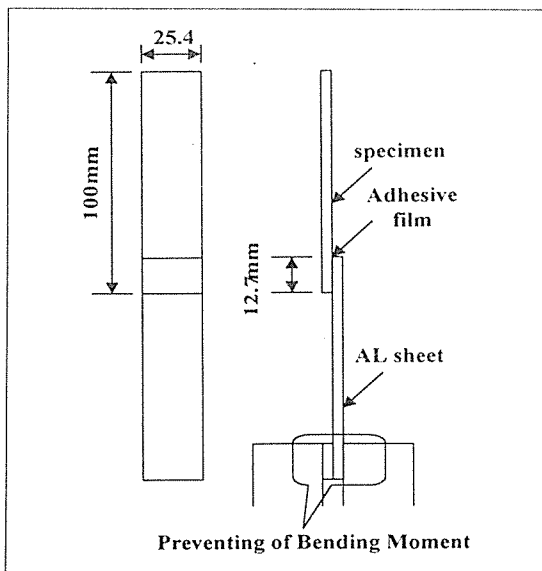


Fig. 15. Single lap shear test specimen and setup

시험편의 강도가 접착부의 강도보다 크기 때문에 접착부 부분에서 파단이 일어났다. 파단은 주로 가장자리에서 시작되었다. 본 시험에서 구해진 시편의 접합전단

강도는 Table 7에 있다. 흡습시편 (ETW)은 건조시편 (RTD)에 비해 36%로서 현저히 강도가 떨어지는 현상을 보이고 있다.

Table 7. Single lap shear strength

Laminate	Environment	No.[EA]	Strength [ $S_L$ , MPa]
Type 2	RTD	5	24.31
	ETW	5	8.86

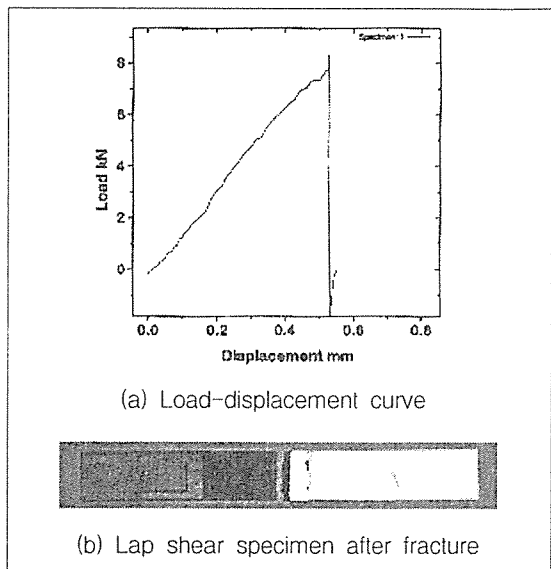


Fig. 16. Result of single lap shear test

## 3. 환경하중배가계수

실물 구조시험시 극한 사용환경조건을 유지해주는 것은 현실적으로 어려움이 따른다. 이러한 난점을 해결하기 위하여 구조시험시 하중을 증가시켜 환경조건에 영향을 반영시키는 방법이 있는데, 시편시험 단계에서 도출 할 수 있는 환경하중배가계수를 실물 구조시험 하중에 적용시키는 것이다. 환경하중배가계수는 식(5)와 같이 정의된다.

$$\text{환경하중배가계수} = (\sigma_{RTD} / \sigma_{ETW}) \quad (5)$$

여기서  $\sigma_{RTD}$  는 상온 및 건조조건(25℃, 50% RH)에서의 설계허용치이고,  $\sigma_{ETW}$  는 고온 및 흡습조건(70



℃, 85% RH)에서의 설계허용치이다. 앞의 설계개발 시험에서 얻어진 결과를 토대로 각 적층 형태에 대하여 인장, 압축의 경우에 대한 각각의 환경하중배가계수를 도출하여 설계 및 실험구조시험에 적용하였다. 얻어진 환경하중배가계수를 정리하면 Table 8과 같다.

Table 8. Environment load enhancement factor

Fiber stacking	Environment load enhancement factor	
	tension	compression
Type 1	1.16	1.64
Type 2	2.05	2.54

#### 4. 결론

항공기 비행조종장치의 설계와 구조해석을 위한 설계허용치와 실험 인증시험에 필요한 환경하중배가계수(environment load enhancement factor)를 도출하기 위하여 설계개발시험을 행하였다. 설계개발시험으로서 수분흡수, 인장, 압축, 베어링, 접합전단시험을 수행하였다. 수분흡수시험을 수행하여 섬유배향에 따른 흡습거동을 관찰하였고, 흡습상태의 시편으로 기계적 강도 시험을 행하였다. 복합재의 파손에 영향을 미치는 충격 등의 손상을 시편에 주어 손상상태하에서의 기계적특성을 평가하였다. 흡습상태의 시편 강도를 정상상태의 시편 강도와 비교하여 환경하중배가계수를 도출하여 개발품 인증시험에 적용하였다.

#### 참 고 문 헌

1. 李 相 稷 編譯, "次世代 航空機用 新素材 實用化의 技術課題, 日本航空宇宙工業會 調査報告書 1991.3, 仁荷大學校 附設 航空經營管理研究所 1992, pp.63
2. Department of Defense. U.S.A., "Aircraft Structural Integrity program, Airplane Requirement", MIL-STD-1530A. 1994
3. 한국과학기술원, "Development on Design and Processing Techniques of Aircraft Wing Structure Using Advanced Composite (I)", 과학기술처, 1996, pp.18-24
4. R.M.Jones, "Mechanics of Composite materials", McGraw-Hill, 1975

5. Greszczuk L. B and Chao H., "Impact Damage in Graphite Fiber Reinforced Composite", McGraw-Hill, 1977, pp.389-408
6. "DOUGLAS Material Specification", DMS 2288G, issue of 06-12-90, 1989, pp.1-33
7. "Humidity and Temperature Conditioning of Composite Material specimens ", C.A.S.A., ESPEC.I+D-E-240, 1992
8. "Standard Test Method for Water Absorption of Plastics", ASTM, Standards D 570-81
9. 최홍섭, 안규중, 남제도, "단일방향 탄소섬유/에폭시 복합재료 적층판의 수분흡수거동", 대한기계학회논문집, 제22권 제8호, 1998, pp.1486-1500
10. "Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix composite Materials", ASTM, Standard D3039/ D3039M -93, 1987
11. "Standard Test Method for Compressive Properties of Unidirectional or Crossply Fiber-Resin Composites", ASTM, Standards D3410-87, 1987
12. "Carbon Fiber Laminates Bearing Test on Fastener Joints", C.A.S.A. , ESPEC. I+D-E-325, 1992
13. "Standard Test Method for Determination of the strength of Adhesively Bonded Rigid Plastic Lap-Shear Joints in Shear by Tension Loading", ASTM, Standards D3163 -73, 1987