

# 파괴면적지수법에 의한 복합재료 체결부의 강도평가

전영준\*·최진호\*\*·권진희\*\*

## Evaluation of the composite joint strength by the failure area index method

Young-Jun Chun\*, Jin-Ho Choi\*\*, Jin-Hwe Kweon\*\*

**Key Words:** Failure area index method (파괴면적지수법), Failure index (파괴지수)

### Abstract

With the wide application of fiber-reinforced composite material in aero-structures and mechanical parts, the design of composite joint have become a very important research area because they are often the weakest areas in composite structures. In this paper, the failure area index method to predict the strength of the mechanically fastened composite joint which has the same stacking sequence was suggested and evaluated. By the suggested failure area index method, the strength of the mechanically fastened composite joint could be predicted within 6.03%.

### 1. 서 론

복합재료는 기존의 등방성 재료에 비해 비강성 및 비강도가 높고 감쇠특성과 충격특성이 우수하기 때문에 그 사용이 증가하고 있으며 응용분야 또한 다변화되고 있다[1]. 그러나, 대부분의 복합재료 구조물은 체결구조를 포함하고 있으며 이로 인해 전체 구조물의 효율성이 저하되는 경우가 대부분이다. 일반적으로 복합재료 적층 구조물의 체결방법은 크게 기계적 체결방법과 접착에 의한 체결방법으로 나눌 수 있다. 기계적 체결방법은 모재에 원공을 가공한 후, 볼트나 리벳 혹은 핀 등을 이용하여 결합하게 된다. 이로 인하여 복합재료의 강도가 저하되고 체결부 주위에는 높은 응력집중현상이 발생하여 구조물의 파괴를

가져올 수가 있다. 그러나, 분해결합이 쉽고 파손점검 및 수리가 용이하며 표면처리가 거의 필요 없는 장점을 가지고 있다. 접착제에 의한 체결방법은 복합재료 구조물에 원공 가공을 하지 않으므로 기계적 체결방법에 비해 넓은 면적에 하중분포를 가지며 구조물의 무게를 증가시키지 않는 장점을 가지고 있지만 분해가 불가능하고 사용온도, 습도 및 다른 주위환경에 의한 영향을 받을 수 있는 단점을 가지고 있다[2,3]. 위에서 설명한 방법 이외에 기계적 체결방법과 접착에 의한 체결방법의 중간 형태를 취하는 동시경화법(co-cure)이 있으며, 이에 대한 연구도 활발히 진행되고 있다.

본 논문에서는 복합재료 체결부의 파손강도를 예측하기 위하여 파괴면적지수법을 제안하였다. 또한 체결부의 기하학적 형상변화와 복합재료 파손식의 선정에 따른 파손강도의 변화를 계산하여 본 논문에서 제안한 파괴면적지수법의 유용성을 검토하였다.

\* 경상대학교 공과대학 기계설계학과 대학원

\*\* 경상대학교 수송기계공학부, 항공기부품기술연구센터

## 2. 시편 제작 및 체결부 강도평가

체결부의 주요 설계변수인 폭과 원공 직경 비, 끝단까지의 거리와 원공 직경 비를 달리 하여 시편 형상이 서로 다른 6가지의 모델에 대하여 시편을 제작하고 체결부의 파손강도 실험을 수행하였다. 시편 제작에 사용된 재료는 탄소섬유강화 에폭시 복합재료로서 SK사의 USN 125\* Carbon/Epoxy 일방향 프리프레그와 HFG사의 평직 (fabric)을 사용하여 제작하였으며, 소재의 물성치는 Table 1과 Table 2에 나타나 있다. 적층순서는  $[\pm 45_3/90/\pm 45_2/0_4/90/0_4/\pm 45_2/90/\pm 45_3]$ 이고  $\pm 45^\circ$  층은 평직층을 의미한다. 시편제작방법은 진공포장 성형법(vacuum bag process)으로 오토클레이브(autoclave)내에서 제작하였다. 시편의 형상은 Fig. 1에서 보는 바와 같으며 시편의 설계변수인 끝단까지의 거리와 원공 직경 비  $e/d$ 와 폭과 원공 직경 비  $w/d$ 를 각각 다르게 하여 6 종류의 시편을 제작하였고, 시편의 치수는 Table 3과 같다. 실험장비는 INSTRON사의 Universal Machine 8516이며 1mm/min의 속도로 체결부의 강도실험을 수행하였다.

Table 1 Material properties of SK carbon/epoxy composite material

$E_x$ (GPa)	131	$X_T$ (MPa)	2000
$E_y, E_z$ (GPa)	8.2	$X_C$ (MPa)	-1400
$G_{xy}, G_{xz}$ (GPa)	4.5	$Y_T$ (MPa)	61
$G_{yz}$ (GPa)	3.5	$Y_C$ (MPa)	-130
$\nu_{xy}, \nu_{xz}$	0.281	$S_{xy}, S_{xz}$ (MPa)	70
$\nu_{yz}$	0.470	$S_{yz}$ (MPa)	40

Table 2 Material properties of HFG carbon/epoxy fabric composite material

$E_x$ (GPa)	65.4	$X_T, Y_T$ (MPa)	959.1
$E_y$ (GPa)	65.4	$X_C, Y_C$ (MPa)	-692.9
$G_{xy}$ (GPa)	4.5	S	64.9
$\nu_{xy}$	0.281		

Table 3 Dimensions of the test specimens

Model	01	02	03	04	05	06
w(mm)	26.80	38.00	26.80	26.80	26.80	26.80
e(mm)	19.00	13.40	9.60	23.80	28.60	13.40
d(mm)	9.53	9.53	9.53	9.53	9.53	9.53

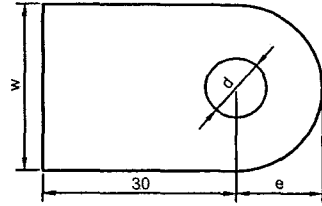


Fig. 1 Dimension of the joint specimen

## 3. 파괴면적지수법

원공이 존재하는 복합재료 체결부에 대한 유한요소해석을 수행하였을 때, 핀과 접촉하는 원공 표면에 작용하는 응력은 상대적으로 매우 높은 값을 가지므로, 원공 표면부에 대하여 복합재료의 파손식을 적용하면 체결부의 강도를 과소 평가하는 결과를 초래하게 된다. 본 논문에서 제안한 파괴면적지수법은 복합재료의 파손이 일어날 수 있는 특정면적에 대하여 파손지수의 평균적인 크기를 평가하는 방법이다. 복합재료의 파손이 일어날 수 있는 특정면적은 사용된 파손평가식의 파손지수가 1 이상인 부분으로 한정하였다. 복합재료의 파손식은 각각의 층(ply)에 대하여 정의되므로 파손이 일어날 수 있는 복합재료의 층의 위치에 따라 다르게 정의 될 수 있으며, 파괴면적지수는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$FAI = \frac{\int F^n dA}{A} = \frac{\sum F_i^n \cdot A_i}{A} \quad (n=1, 2, 3 \dots) \quad (1)$$

FAI : 파괴면적지수 (Failure Area Index)

F : 파괴지수 (Failure Index)

A : 면적 (Area)

파괴면적지수법은 동일한 적층순서를 가지는 복합재료 체결부 구조물에 대하여 이상과 같이 정의된 파괴면적지수값(FAI)이 일정한 값에 도달하면 파괴가 일어난다고 가정하는 방법이다. 식 (1)의 A는 면적을 의미하며 원공의 내부 면적으로 정의하였다.

이상에서 설명한 파괴면적지수법의 타당성을 검증하기 위하여 앞절에서 실험한 6가지 모델에 대하여 체결부의 강도를 예측하였다. 모델 06에 대한 파괴면적지수를 구하여 기준값으로 선정

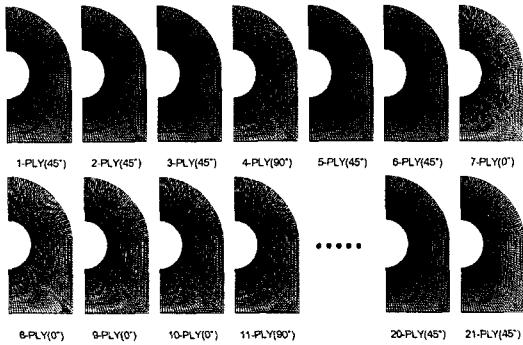


Fig. 2 Tsai-Wu failure index of each ply when the failure load was applied to the composite joint.

하였으며, 실험으로 구한 체결부 파손하중을 유한요소모델에 적용하여 계산하였다. Fig. 2는 모델 06에 체결부 파손하중을 가하였을 때 복합재료 각 층의 Tsai-Wu 파괴지수를 나타낸 그림으로, 파괴지수가 1이상인 부분을 표시하였다. 식 (1)의  $n$ 이 1이고,  $A$ 가 원공의 내부 면적으로 정의하였을 때, 파괴면적지수값은 Tsai-Wu 파손식을 적용하면 1.2859가 되었고, Yamada-Sun 파손식을 적용하면 0.1303이 되었다. Fig. 3은  $n$ 과 파손 판정식에 따라 변화되는 모델 06의 파괴면적지수값을 나타낸 그림으로, 파손판정의 기준값으로 선정하였다. Fig. 4는 위에서 구한 파괴면적지수값을 이용하여 파괴면적지수법으로 예측한 체결부의 파손하중을 실험과 비교하여 나타낸 그림으로,  $n$ 값과 파손판정식을 다르게 하여 각각의 파손하중을 예측하였다. 그림에서 보는 바와 같이 파괴면적지수법에 의한 복합재료 체결부의 강도예측은  $n$ 값과 파손판정식의 적용여부에 따라

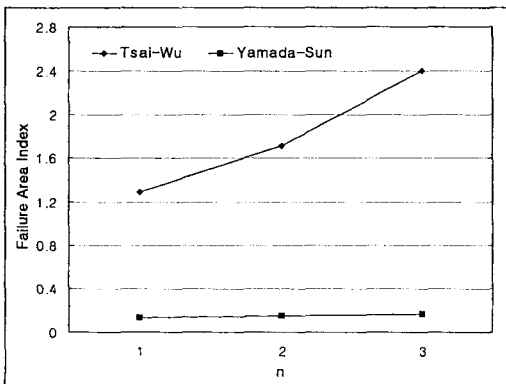
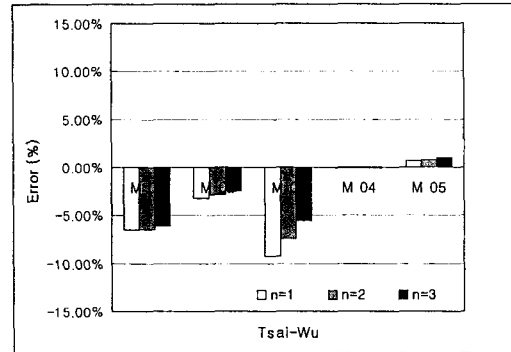
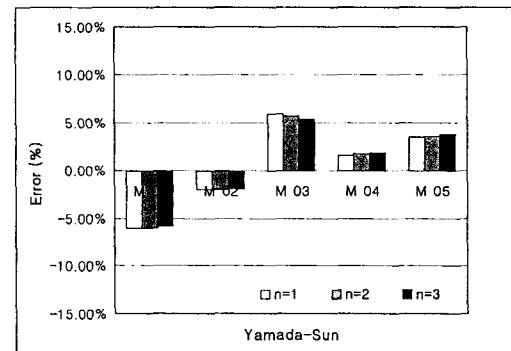


Fig. 3 Failure area index of the Model 06



	M01(N)	M02(N)	M03(N)	M04(N)	M05(N)
Experiment	12272	10814	8008	11790	11634
Tsai-Wu(n=1)	11480	10464	7263	11778	11716
Tsai-Wu(n=2)	11480	10500	7414	11775	11728
Tsai-Wu(n=3)	11520	10543	7565	11778	11748

(a) Tsai-wu



	M01(N)	M02(N)	M03(N)	M04(N)	M05(N)
Experiment	12272	10814	8008	11790	11634
Yamada-Sun(n=1)	11532	10604	8480	11977.4	12036
Yamada-Sun(n=2)	11532	10604	8460	11996	12052
Yamada-Sun(n=3)	11552	10612	8440	12010	12070

(b) Yamada-Sun

Fig. 4 Estimation of the composite joint strength by failure area index method

결과에 다소 차이가 있으나 9.3% 범위내에서 실험값과 일치되고 있음을 볼 수 있었다.

이상과 같은 파괴면적지수법은 복합재료 파손 판정식에 따라 결과가 달라질 수 있으므로 적절한 파손판정식을 선정하여야 한다. 본 논문에서는 단순인장시험에 대하여 실험과 해석을 수행하여 Tsai-Wu 및 Yamada-Sun 파손지수를 구하여 파손판정식의 적정성여부를 검토하였다. Fig. 5는

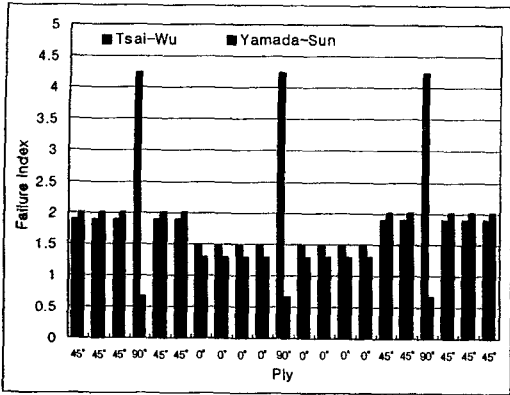


Fig. 5 Failure index of the tensile test specimen under the ultimate tensile load.

단순인장시편에 최대인장하중이 작용할 때 복합재료 각 층별 파손지수를 계산한 그림으로, Yamada-Sun 파손지수값이 Tsai-Wu 파손지수값보다 1에 근접한 값을 가지므로 본 논문과 같은 적층구조에 대하여 파손강도를 보다 효과적으로 예측할 수 있다고 할 수 있다.

이상의 해석결과에서 체결부의 파손강도예측은 Fig. 4 (b)가 최대 오차값이 6.03%로 가장 우수함을 볼 수 있었다. 따라서 파괴면적지수법으로 복합재료 체결부의 강도를 예측하기 위해서는, 식 (1)의 A를 원공의 내부면적으로 정의하여야 하고, 단순인장시편의 인장강도와 가장 잘 일치하는 파손판정식을 적용하여야 한다는 결론을 내릴 수 있었다.

#### 4. 결론

본 논문에서는 복합재료 체결부의 파손강도를 예측하기 위하여 파괴면적지수법을 제안하였으며 다음과 같은 결론을 내릴 수 있었다.

1. 동일한 적층구조를 가진 복합재료 체결부의 강도 예측에서, 기하학적 형상이 변화되는 체결부 구조물에 대하여 유한요소해석만으로 체결부의 강도를 예측할 수 있는 파괴면적지수법을 제안하였다.

2. 파괴면적지수법에 의한 체결부의 강도예측식에서 면적 A는 원공의 내부면적으로 정의하여야 하고, 단순인장시편의 인장강도와 가장 잘 일치하는 파손판정식을 적용하여야 한다.

3. 제안된 파괴면적지수법으로 복합재료 체결

부의 강도를 예측한 결과, 최대 6.03% 범위 내에서 파손강도를 예측할 수 있었다.

#### 후 기

본 논문은 과학기술부·한국과학재단 지정 항공기부품기술연구센터의 지원에 의하여 연구되었으며 이에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- (1) J. J. Reinhart (Eds), *Composite*, ASM International, Vol. 1, 1987, pp. 479-495.
- (2) P. K. Mallick, *Fiber-Reinforced Composite*, 1988, p. 418.
- (3) J. R. Vinson and R. L. Sierakowski, *The Behavior of Structure Composed of Composite Materials*, Martinus Nijhoff Publishers, 1987, Chap. 8.