

적층각 변화에 따른 복합재료 기계적 체결부의 파손강도

조대현* · 김철환* · 최진호*[†]

Failure Strength of the Composite Mechanical Joint according to the Stacking Angle

Dae-Hyeon Jo*, Cheol-Hwan Kim*, Jin-Ho Choi*[†]

ABSTRACT: Generally, joints are the weakest part in the composite structures. Composite joints can be classified into adhesive joints and mechanical joints, and mechanical joints are mainly used in areas less sensitive to environmental conditions. In this paper, the failure loads of composite mechanical joints with five different stacking angles are tested and predicted. Finite element analysis of mechanical joints were performed and failure loads were predicted by the FAI(Failure Area Index) method using Tsai-Wu and Yamada-Sun failure criteria, and the predicted failure loads were compared with experimental results. From the experiment and analysis, the failure loads of the mechanical joints were decreased as the ratio of 0 degree layer was low and they could be predicted within 13.03% using the FAI method and Yamada-Sun failure criteria.

초 록: 일반적인 복합재료 구조물에서 체결부는 가장 취약한 부분이다. 복합재 체결법은 접착 조인트와 기계적 조인트로 크게 나눌 수 있으나, 환경조건에 덜 민감한 부분에는 주로 기계적 조인트가 많이 사용되고 있다. 본 논문에서는 5가지의 적층각 변화를 가지는 복합재료 기계적 조인트의 파손하중을 실험하고 예측하였다. 기계적 조인트에 대한 유한요소 해석을 수행하고 Tsai-Wu와 Yamada-Sun 파손이론을 이용하여 파괴면적지수법(FAI)으로 파손강도를 예측하였으며, 이를 실험 결과와 상호 비교하였다. 실험과 해석결과, 복합재 기계적 체결부는 0도 층의 비율이 낮을수록 파손하중이 저하되었으며, 파괴면적지수법과 Yamada-Sun 파손식으로 13.03% 오차범위 내에서 파손하중을 예측할 수 있었다.

Key Words: 복합재 조인트(Composite joint), 파손지수(Failure index), 적층각(Stacking angle)

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 기존 금속재료에 비해 높은 비강성, 비강도 등의 뛰어난 특성으로 인해 항공기와 자동차 구조물 및 기계 부품 등 다양한 산업분야에서 사용되고 있다. 복합재 구조물에서 일반적으로 체결부는 가장 취약한 부분이고, 구조물의 건전성은 주로 체결부에서 결정되기 때

문에 체결부의 건전성은 매우 중요한 의미를 지닌다. 체결 방법으로는 크게 기계적 체결법과 접착에 의한 접착 체결법으로 나눌 수 있다. 기계적 체결법은 피접합물에 원공을 가공하고 볼트나 핀으로 체결하는 방법으로, 가공된 원공으로 인해 응력집중현상이 발생할 수 있다. 그러나 보수를 위한 분해 및 조립이 용이하고, 접합 상태를 쉽게 확인할 수 있는 장점이 있어 실제 구조물에 많이 적용되고 있다. 접착

Received 2 April 2017, received in revised form 3 August 2017, accepted 31 August 2017

*School of Mechanical and Aerospace Engineering, Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang National University

*School of Mechanical and Aerospace Engineering, Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang National University
Corresponding author (E-mail: choi@gnu.ac.kr)

체결법은 접착에 의한 체결 방법으로, 체결을 위해 원공이 필요하지 않아 기계적 체결법에 비해 넓은 면적에 하중을 분포시킬 수 있으며 응력집중현상이 발생되지 않는다. 그러나 보수가 곤란하고 작업환경 및 작업자의 숙련도에 따라 강도변화가 큰 단점을 가지고 있다.

본 논문에서는 복합재료 기계적 체결부의 강도평가 및 예측에 관한 연구를 수행하였으며, 체결부의 파손강도를 예측하기 위해 많은 연구들이 진행되어 왔다. Chamis[1]는 기하학적 형상과 적층판 강도에 대한 체결부 강도변화에 대한 연구를 수행하였으며, Sun 등[2,3]은 기계적 체결부에 대한 3차원 모델을 이용하여 점진적 파손 해석방법으로 체결부의 파손강도를 예측하였다.

Hart-Smith[4]는 체결부의 강도를 예측하기 위하여 응력 집중계수를 사용하였고, Whitney 등[5,6]은 평균응력과 파손기준에 근거한 특성길이(Characteristic Length)를 제안하였다.

Choi 등[7]은 특정면적의 파손지수를 근거로 한 파괴면적지수법(Failure Area Index Method)을 제안하였으며, 동일한 적층 구조를 가진 복합재료 체결부의 강도 예측에 매우 유용한 방법임을 증명하였다. 복합재 구조물은 적층각의 변화에 따라 기계적 강도 및 강성이 크게 변화되고 이에 따라 체결부의 파손하중도 크게 변화되므로 체결부의 파손하중을 정확하게 예측할 수 있는 기법에 대한 연구가 필요하다.

본 논문에서는 서로 다른 5가지의 적층각을 가지는 복합재 이중접침 핀 조인트 시편을 제작하여 파손강도를 평가하고 예측하였다. 복합재 체결부의 파손강도 예측을 위하여 파괴면적지수법을 사용하였으며, 적층각의 변화에 따른 파괴면적지수값의 변화를 고찰하여 복합재 조인트의 파손강도를 예측하고 실험값과 상호 비교하였다.

2. 시편 제작 및 체결부 강도평가

2.1 시편제작

기계적 체결부의 형상 및 적층각의 변화에 따른 파손강도를 평가하기 위하여 복합재료 시편을 제작하여 시험을 수행하였다. 복합재료 체결부의 원공 직경에 대한 체결부 폭의 거리비(w/d) 및 끝단까지의 거리비(e/d)는 적층패턴에 따라 설계기준이 변화될 수 있지만 $w/d = 4$, $e/d = 2-3$ 근처에서 설계하는 것이 일반적이므로[8], 이와 유사한 값을 선정하였다. 시편 형상은 Fig. 1과 같이 사각형 형상으로 제작하였으며, 실험에 사용된 시편의 치수는 Table 1에 나타내었고, Table 2는 시편의 적층 순서 및 각도를 나타내었다.

시편 제작에 사용된 재료는 탄소섬유강화 에폭시 복합재료로서 SK케미컬사의 USN 125B Carbon/Epoxy 일방향 프리프레그를 사용하였으며, 소재의 물성치는 Table 3에 나타나 있다.

시편은 진공백성형방법(Vacuum Bag Process)으로 오토클

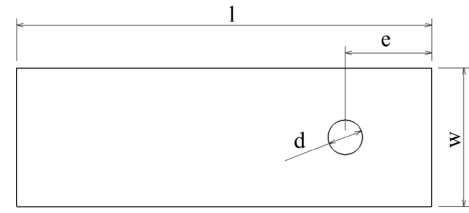


Fig. 1. Geometry of the mechanical composite joint

Table 1. Dimensions of the test specimens

	l [mm]	d [mm]	e [mm]	w [mm]	e/d	w/d
W2	120	9.53	23.83	19.06	2.5	2
W4	120	9.53	23.83	38.12	2.5	4

Table 2. Stacking sequence and degree of the test specimens

	Stacking Sequence	Ratio of Stacking degree [%]		
		0°	±45°	90°
P1	$[0_2 / 45 / -45 / 0_4]_s$	75	25	0
P2	$[0_2 / 45 / -45 / 90 / 0_3]_s$	62.5	25	12.5
P3	$[0_2 / 45 / -45 / 90_2 / 0_2]_s$	50	25	25
P4	$[0_2 / 45 / -45 / 90_3 / 0]_s$	37.5	25	37.5
P5	$[0 / 45 / -45 / 90_4 / 0]_s$	25	25	50

Table 3. Material properties of SK carbon/epoxy composite material

Property	Symbol	Value
Elastic modulus in fiber-direction	E_1	131 GPa
Elastic modulus in transverse directions	E_2, E_3	8.2 GPa
Shear modulus in 1-2 and 1-3 plane	G_{12}, G_{13}	4.5 GPa
Shear modulus in 2-3 plane	G_{23}	3.5 GPa
Poisson's ratio	ν_{12}, ν_{13}	0.281
	ν_{23}	0.47
Tensile strength in the fiber direction	X_T	2000 MPa
Tensile strength in transverse direction	Y_T	61 MPa
Shear strengths in 1-2 and 1-3 planes	S_{12}, S_{13}	70 MPa
Shear strength in 2-3 plane	S_{23}	40 MPa

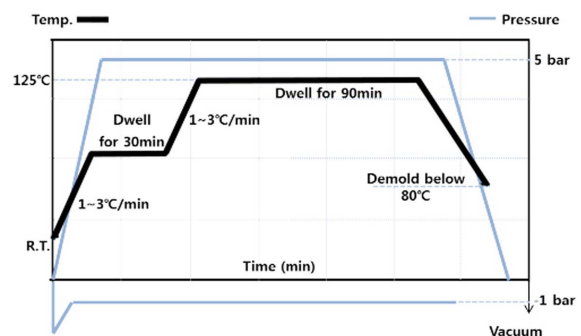


Fig. 2. Cure cycle of the composite materials

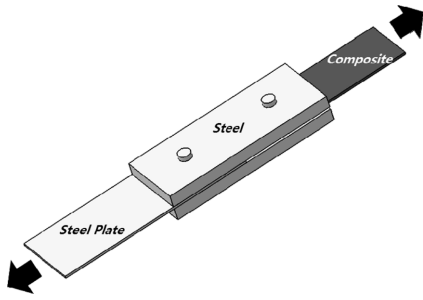


Fig. 3. Jig for a joint test

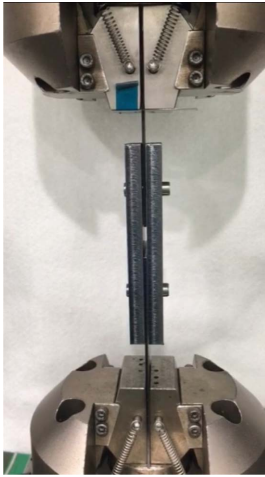


Fig. 4. Tensile test of the composite joint specimen

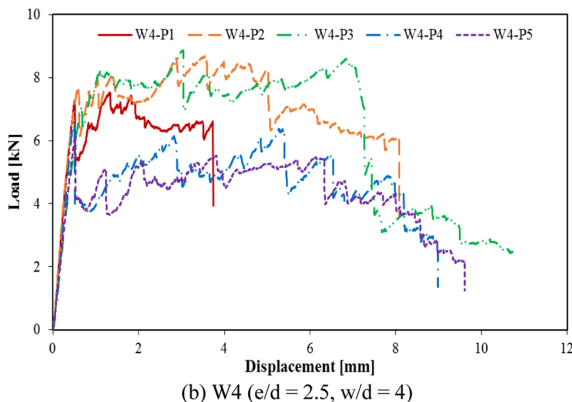
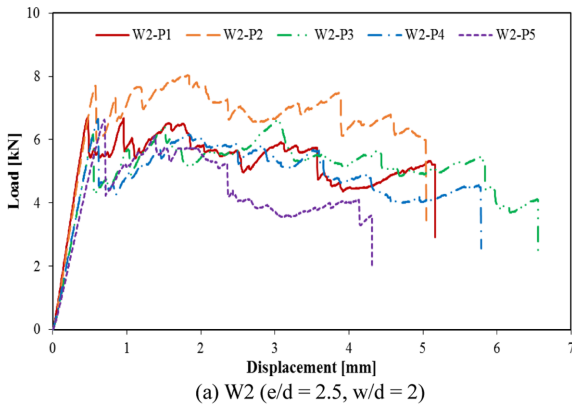


Fig. 5. Force-displacement curves of the joint specimens

레이브(Autoclave)내에서 제작하였으며, 경화 사이클은 Fig. 2와 같다. 드릴링 가공에 쓰인 공구는 초경 드릴이며, 사용 횟수를 1회로 제한하여 가공조건에 대한 영향을 최소화 하였다. 시편은 Fig. 3과 같이 이중 겹치기 이음(Double Lap Joint)의 형상이며, 복합재료 시편을 금속편으로 체결하여 볼트체결과 같은 고정력(Clamping Force)은 고려하지 않았다. 실험 치구 강판의 두께는 10 mm로 충분히 크게 하여 복합재료 체결부의 파손강도를 견딜 수 있도록 설계하였다.

2.2 시험방법 및 결과

Fig. 4는 실험을 위해 사용된 INSTRON사의 Universal Machine 5582이며, 2 mm/min의 속도로 장비를 제어하여 시험을 수행하였다. Fig. 5는 인장시험으로부터 구한 하중-변위 곡선이다. 그림에서 보는 바와 같이 각 시편의 초기 파손이 일어나기 전까지의 곡선 기울기는 유사하게 나타남을 볼 수 있다. 각 모델에 대한 복합재료 체결부의 파손하중은 Fig. 5에서 최초 하중저하가 발생하는 지점의 하중으로 선정하였다. 각 모델 당 5개의 시편을 제작하여 시험하였으며, 파손하중을 산술 평균하였다.

Fig. 6은 시험을 통해 구한 복합재 기계적 체결부의 파손

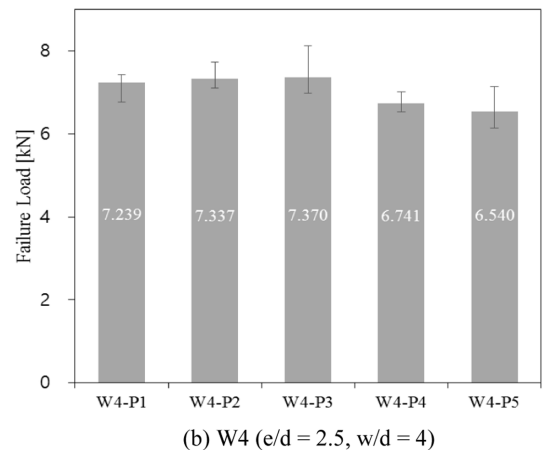
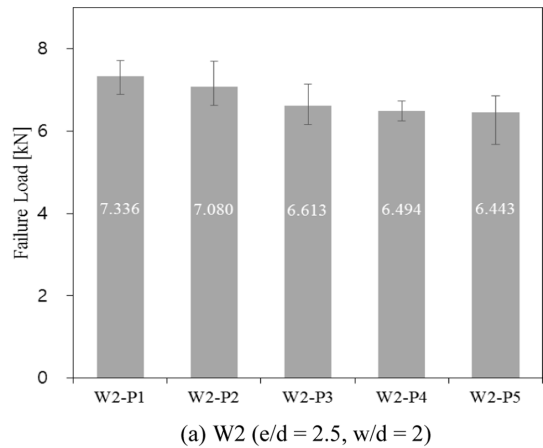





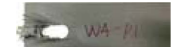






Fig. 6. Failure load of the joint specimens

Table 4. Failure loads and fracture modes of the joint specimens

Case	Failure Load [kN]	Failure Mode	
W2-P1	7.336		B, S
W2-P2	7.080		B
W2-P3	6.613		B, N
W2-P4	6.494		B, N
W2-P5	6.443		N
W4-P1	7.239		B, S
W4-P2	7.337		B, S
W4-P3	7.370		B, S
W4-P4	6.741		B, S
W4-P5	6.540		B, S

*B : Bearing failure, N : Net tension, S : Shear out.

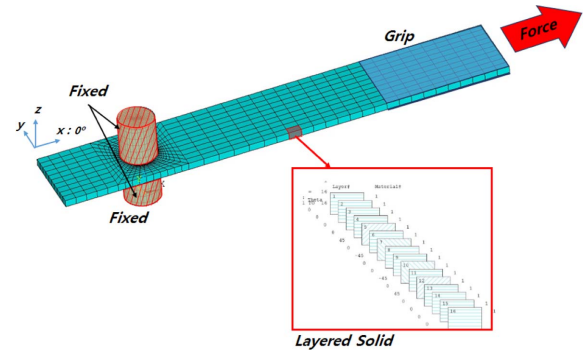
하중이다. 그림에서 보는 바와 같이, 0도 층의 비율이 많을수록 파손하중이 높으며, 0도 층의 비율이 적을수록 파손하중이 저하됨을 확인할 수 있었다. Table 4는 각 모델의 파손하중과 파손모드를 정리한 것으로, 시편의 폭이 좁은 W2 모델에서 0도 층의 비율이 적을수록 인장파손(Net Tension) 모드가 크게 나타남을 볼 수 있다.

3. 유한요소해석

3.1 유한요소모델 및 파손 예측법

본 논문에서는 시편의 설계변수인 복합재료의 적층각이 서로 다른 각각의 시편에 대해서 유한요소해석을 수행하여 복합재료 체결부의 파손강도를 예측하였다. 복합재 기계적 조인트의 응력 분포와 파손 지수를 계산하기 위하여 상용프로그램인 ANSYS 16.1을 사용하였으며, 적층(Layered Solid) 요소를 사용하였다. 체결부의 파손해석을 위해 Fig. 7과 같은 유한요소 모델을 생성하였으며, 이중 겹치기 이음의 금속판 부분은 해석대상에서 제외하였다. 접촉 요소(Contact Element)를 이용하여 핀과 복합재료의 접촉을 표현하였으며, 체결부의 핀 양 끝단을 고정시켰다.

복합재 체결부의 파손강도 예측을 위하여 파괴면적지수법을 사용하였으며, 적층각의 변화에 따른 파괴면적지수값의 변화를 고찰하여 복합재 조인트의 파손강도를 예측하

**Fig. 7.** Finite element model of the pin joint

고 실험값과 상호 비교하였다. 파괴면적 지수법은 복합재료의 파손이 일어날 수 있는 특정면적에 대하여 파손지수의 평균적인 크기를 평가하는 방법으로, 복합재료의 파손이 일어날 수 있는 특정면적은 사용된 파손평가식의 파손지수가 1 이상인 부분으로 한정되며, 파괴면적지수는 다음과 같이 정의된다[7].

$$FAI_j = \frac{\int F dA}{H_A} \doteq \frac{\sum_{i=1} F_i \cdot A_i}{H_A} \quad (1)$$

FAI : 파괴면적지수(Failure Area Index)

F_i : 파괴지수(Failure Index)

H_A : 원공의 내부면적

전체 적층판에 대한 파손면적지수는 다음과 같다.

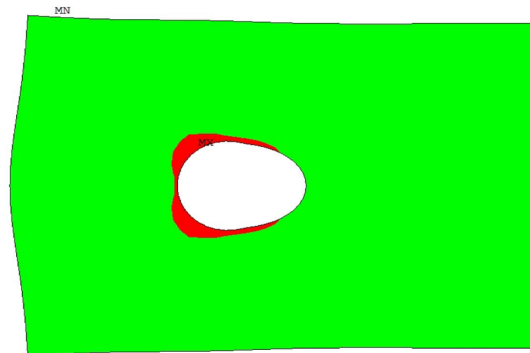
$$FAI = \sum_{j=1}^m FAI_j \quad (2)$$

m : 전체 적층수

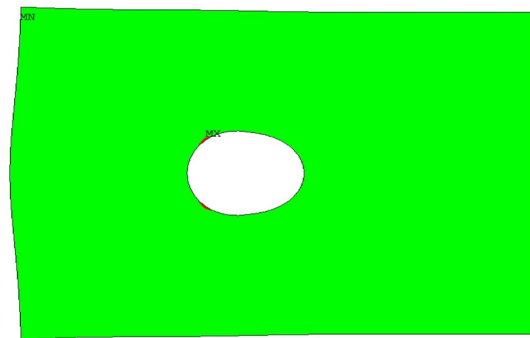
파괴면적 지수법은 동일한 적층순서를 가지는 복합재료 체결부 구조물에 대하여 FAI 값이 일정한 값에 도달하면 파괴가 일어난다고 가정하는 방법이다.

3.2 해석 결과

파괴면적 지수법은 동일한 적층 순서를 가지는 복합재료 체결부 구조물의 파손강도를 예측하는 방법으로, 파손의 기준이 되는 FAI 값을 구하여야 한다. 본 논문에서는 W2 시편을 기준 모델로 선정하였으며, 유한요소모델에 실험하중을 적용하여 Tsai-Wu 파손 방정식과 Yamada-Sun 파손 방정식을 이용하여 기준 FAI 값을 계산하였다[7]. Fig. 8은 실험으로 구한 파손하중을 유한요소모델에 적용하여 계산한 W4-P1 시편의 파손지수를 나타낸 그림으로, 원공주변의 파손지수가 1이상인 영역을 표시하였다. Fig. 8의 파손지수를 이용하여 FAI 값을 계산하였으며, 적층각에 따른 FAI 값은 Fig. 9에 나타나 있다. 그림에서 보는 바와 같이 Yamada-Sun 파손식을 이용한 FAI 값이 Tsai-Wu 파손식보다 더 낮은 값을



(a) Tsai-Wu



(b) Yamada-Sun

Fig. 8. Maximum failure index

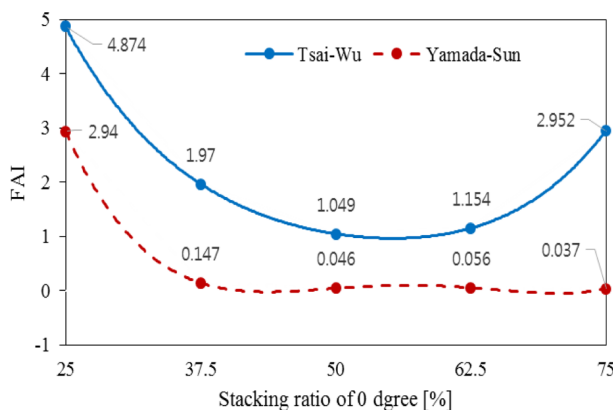
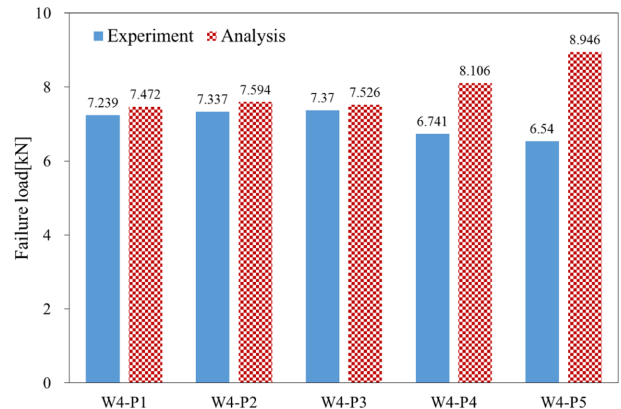


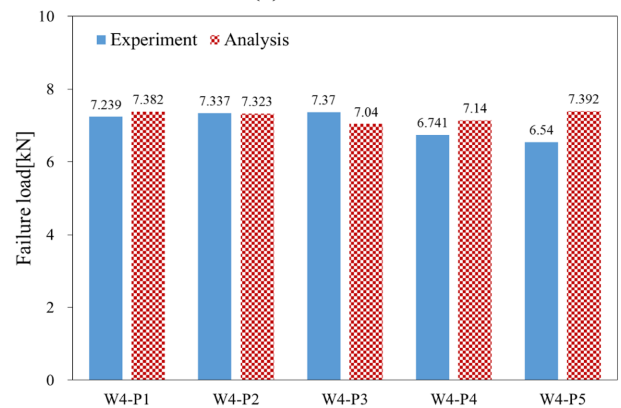
Fig. 9. Failure area index

가짐을 볼 수 있다. 또한, Yamada-Sun 파손식을 이용한 FAI 값은 0도 적층 비율이 증가하면 급격히 감소하고, 37% 이상에서는 비교적 일정한 값을 가짐을 볼 수 있다.

Fig. 10은 각 파손이론에 따른 FAI값을 기준으로 계산한 예측하중이다. Tsai-Wu 이론을 적용하였을 경우 실험 하중과 36.79%의 오차를 보였으나 Yamada-Sun 이론을 적용했을 경우엔 13.03%내에서 예측할 수 있었다. 이는 Yamada-Sun 이론이 섬유방향파손과 전단파손만을 고려한 파손판정식이므로 0도 비율이 높은 복합재 체결부 강도예측에서 보다 우수한 결과를 나타내었다고 볼 수 있다.



(a) Tsai-Wu



(b) Yamada-Sun

Fig. 10. Failure load of the pin joint predicted by the failure area index method

4. 결 론

본 논문에서는 적층각의 변화에 따른 복합재 기계적 체결부의 파손강도 시험을 수행하였고, 2가지 파손이론을 적용하여 파괴면적지수(FAI)법으로 파손하중을 예측하여 다음과 같은 결론을 내릴 수 있었다.

1. 복합재 기계적 체결부는 0도 층의 비율이 낮을수록 파손하중이 저하되었다.

2. Yamada-Sun 파손식을 이용하여 계산한 FAI 값은 Tsai-Wu 파손식으로 계산한 FAI값보다 낮은 값을 가지며, 0도 적층 비율이 증가하면 급격히 감소하고 37%이상에서는 비교적 일정한 값을 가짐을 볼 수 있었다.

3. 파괴면적 지수법으로 복합재 조인트의 파손하중을 예측한 결과, Tsai-Wu 파손식은 36.79%, Yamada-Sun 파손식은 13.03% 오차범위 내에서 파손하중을 예측할 수 있었다.

후 기

본 논문은 민·군기술협력사업(Civil-Military Technology Cooperation Program)의 지원으로 수행되었습니다.

REFERENCES

1. Chamis, C.C., "Simplified Procedure for Designing Composite Bolted Joints", *Journal of Composite Materials*, Vol. 9, 1990, pp. 615-626.
2. Sun, H.T., Chang, F.K., and Qing, X., "The Response of Composite Joint with Bolt-Clamping Loads, Part I : Model Development", *Journal of Composite Materials*, Vol. 36, 2002, pp. 47-67.
3. Sun, H.T., Chang, F.K., and Qing, X., "The Response of Composite Joint with Bolt-Clamping Loads, Part II : Model Development", *Journal of Composite Materials*, Vol. 36, 2002, pp. 69-92.
4. Hart-Smith, L.J., "Mechanically Fastened Joints For advanced Composites. Phenomenological Considerations and Simple Analysis", *Fibrous Composite in Structural Design*. Plenum Press, 1980, pp. 543-574.
5. Whitney, J.M., and Nuismer, R.J., "Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentraions", *Journal of Composite Materials*, Vol. 8, 1974, pp. 253-265.
6. Whitney, J.M., and Nuismer, R.J., "Uniaxial Failure of Composite Laminated Containing Stress Concentraions. Fracture mechanics of Composites", *ASTM STP 593*, 1975, pp. 117-142.
7. Choi, J.H., Chun, Y.J., and Kweon, J.H., "A Study on the Strength of Mechanically Fastened Composite Joint", *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 15, No. 4, 2002, pp. 9-16.
8. Michael C. Y. Niu. *Composite Airframe Structures*. Hong Kong Conmilit Press Ltd. Chap. 5, 2005.