

탄소/에폭시 복합재료 구조물의 기계적 결합에 대한 강도 및 파손모드 예측

김기범, 이미나, 공창덕(조선대학교)

Strength and Failure Mode Prediction of Mechanically Fastened Carbon / Epoxy Joints

K. B. Kim, M. N. Lee and C. D. Kong(Chosun Univ.)

ABSTRACT

An investigation was performed to study the predicting the joint strength of mechanical fasteners. Bearing failure is most important failure mode for designing joint. So in this study, the prediction method in consideration with bearing failure was chosen. In the proposed method, the characteristic length is combined with the Yamada-Sun failure criterion, Tsai-Hill failure criterion and characteristic length for Tension and Compression is determined from investigation. Especially the length of compression is determined from the "bearing failure test" that newly conceived to take bearing failure into consideration. The proposed prediction method was applied to quasi-isotropic carbon/epoxy joint showing net-tension and bearing failure experimentally. Good agreement was found between the predicted and experimental result for each joint geometry.

초 록

본 연구에서는 탄소/에폭시 복합재료의 기계적 결합부위의 결합강도 예측을 위한 구조해석과 실험을 수행하였다. 복합재료 구조물의 Joint설계에 있어 베어링 파괴는 대단히 중요한 파괴형태 중하나이다. 그래서 본 연구에서는 베어링 파괴를 해석적으로 예측하고 실험적으로 확인하였다. 순수인장 파괴(Net Tension Failure)와 베어링 파괴(Bearing Failure) 실험을 위해서 각각 두 가지 형상의 시편을 선택하였다. 기계적 결합강도 예측에 사용된 방법은 특성길이(Characteristic Length)법과 연관시킨 Yamada-Sun 파괴기준(Failure Criterion)과 Tsai-Hill 최대일 이론이다. 그리고 인장특성길이와 압축특성길이는 실험을 통하여 얻어지며, 특히 압축특성길이 결정은 최근에 착안된 베어링파괴 실험으로부터 결정하였다. 위와 같은 예측 방법을 준등방성(Quasi-Isotropic) Carbon/Epoxy HT245/RS3232에 적용하였다. 연구결과, 이론적인 복합재료 파괴예측이 실험결과와 잘 일치함을 확인할 수 있었다.

1. 서 론

오래 전부터 복합재료의 이점이 대두되면서 복합 재료를 이용한 구조물들의 숫자가 크게 증가되고 있다. 그러나 복합재료가 가지는 우수한 기계적 특성에도 불구하고 전체구조물을 구성하는 금속재구조, 또는 다른 복합재료 구조와의 효과적인 결합이 뒷받침되지 않는다면 제 성능을 발휘하지 못하게 된다.^[1] 최근에는 복합재료 구조물 성형에 있어 섬유강화 복합재료의 연속성을 유지하는 공작법이 많이 개발되고 있지만, 형상과 기능이 복잡한 구조물을 제작하기 위해서는 서로 다른 두 구조물 부품을 결합하는 공정을 필연적으로 거쳐야 한다.^[2] 이런 측면에서 기계적인 방법으로 결합된 구조물 결합 부위의 강도예측은 복합재료 구조물 설계과정에서 필수적으로 수행되어야 한다. 지금까지 이러한 기계적 결합(Mechanically Fastened Joints)의 강도예측에 대한 여러 가지 방법이 제안되었다.^[3,4,10,11,12,13,14]

그 중 주요한 예측방법으로는 두 개의 실험적 인자(Parameter)를 포함하는 혼합형태의 파손이론(Failure Theories)이 있다. Waszczak와 Cruse^[3]은 최대응력 파손기준(Maximum Stress Failure Criterion)을 사용하여 결합부위 강도를 예측하였다. 그리고 Oplinger와 Gandhi^[4]는 Hoffman Criterion을 사용했다. 그러나 이들의 예측 결과는 실험에 의한 강도보다 작게 나타나는 경향을 보였다. Whitney와 Nuismer^[5]는 점응력법(Point Stress Method)과 평균응력법(Average Stress)을 제안했다. 이 예측법은 종종 2변수모델(Two-Parameter Model)로 불리어진다. 그 이유는 강도가 실험적으로 결정된 두 개의 변수 향으로 표현되기 때문이다. 요컨대 하중방향 응력(σ_y)이 홀 가장자리(Hole Edge)에서 d_0 만큼 떨어진 곳에서 평판(Unnotched Laminate)의 강도(σ_0)와 일치하게 되면 비로소 파괴가 발생된다는 이론이다. 여기서 평판강도(σ_0)와 d_0 가 실험적으로 결정되어질 인자(Parameter)이다. 길이(d_0)를 특성길이(Characteristic Length)라 한다. 이것은 하중과 같은 방향의 인장응력만을 고려하였으므로 다른 종류의 전단 응력항과는 상호관계가 없다고 가정된 것이다. Chang, et al.^[10,11,12]은 기계적 결합(Mechanical

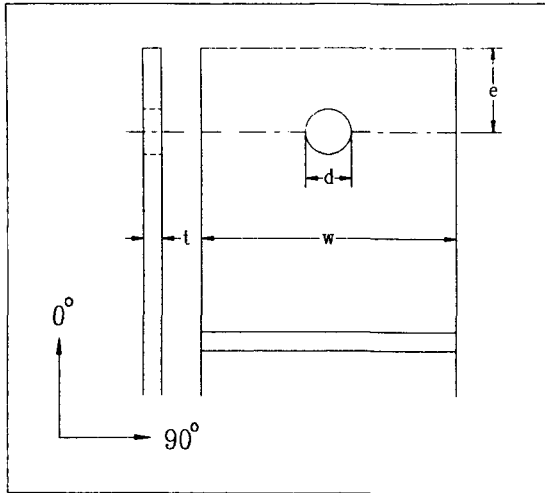
Joint) 해석을 위해 Tsai-Wu와 같은 인장, 전단이 동시에 고려된 파괴기준을 사용하였다. 이 접근 방법은 평균응력기준안나는(Average Stress Criterion Formulation)에 나타 σ_0 의 크기에 기준을 둔 특성 길이(Characteristic Length)가 Yamada-Sun 파손이론^[6, 7]과 연관된 방법이다.

파손기준들은 점진적인 하중증가에 따라 시험된다. 만약, 시편에 파괴가 나타나지 않는다면 연속적으로 다음 단계의 하중을 가하게 된다. 파손이 나타나는 경우에는 파손층의 기계적 물성치들이 파손모드에 적당한 물성치 저하율에 따라 감소하게 된다. 시편에 나타나는 응력들은 같은 하중에서 재분포되어 최종 파괴에 이를 때 까지 이 과정은 계속하게 된다. 파손이 시편 가장자리까지 이르게 되고, 하중이 파손면적에 더 이상 재 분포되지 못하게 되면 비로소 파괴를 의미한다. 이 두 가지 상태는 최종적인 파괴상태를 의미한다.^[2]

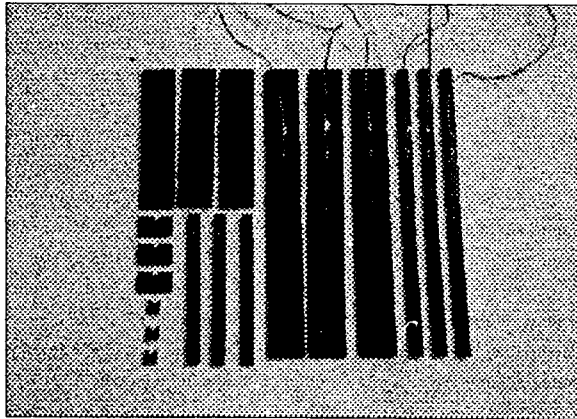
이 외의 다른 몇 가지 강도예측방법이 제안되기도 했다. 하지만 베어링 파손모드는 여러 파괴 모드 중 중요한 위치를 차지하고 있음은 명백하다. 본 연구에서 베어링 파괴강도 예측에 사용된 방법은 인장과 압축에 대한 각각의 특성길이와 Yamada-Sun파손기준과 Tsai-Hill에 의한 복합적인 방법을 따른다. 인장에 있어 특성길이는 Whitney와 Nuismer가 제안한 인장실험에 의해 결정된다. 압축특성길이는 최근에 새롭게 고려되는 베어링 파손 실험을 통하여 결정된다.^[2] 이와 같이 제안된 예측 방법은 준등방성(Quasi-Isotropic) Carbon/Epoxy HT245/RS3232 시편에 적용되며, 순수인장과 베어링 파손 실험이 수행된다.

2. 결합부위 시편과 실험결과

예측에 사용된 시편은((주)한국화이버) HT245 / RS3232 [45/0/-45/90]s로서 Prepreg Layer의 가온 가압 경화(Curing)성형된 것이다. 결합부위의 형상은 그림 1에 도시된 바와 같다. 시편의 두께(t)는 1.3mm와 3.8mm이며 8층과 24층으로 구성됐다. 62% 탄소섬유 체적분율(Carbon fiber Volume Fraction)을 가진다.



(a)



(b)

그림 1. (a)Schematic and (b)Picture of Specimen Configuration

구멍 구경(d)은 6.35mm이며, $w/d=2$, $e/d=2$ 인 (2w2e)시편과 $w/d=6$, $e/d=2$ 인 (6w2e)시편이 사용되었다. 여기서 w는 시편의 폭이며, e는 구멍 중심에서 시편의 길이방향 가장자리까지의 거리를 의미한다. 사용될 이중겹침 결합 시편(Double-lap Joint)은 그림 2와 같다. 시편은 2개의 금속판 사이에 위치한다. 그리고 강철 핀(Steel Pin)에 의해 결합된다. 이때 조임 토크(Tightening Torque)는 무시한다. 인장실험은 Instron Universal Testing Machine (Type 4510)에서 수행하였고 인장 시험은 1.27mm/min, 압축실험은 0.1mm/min의 Head Speed

로 설정하였다. 그림 3에 2w2e와 6w2e시편의 순수 인장과 베어링 실험에 의해 파괴된 형상이 보인다.

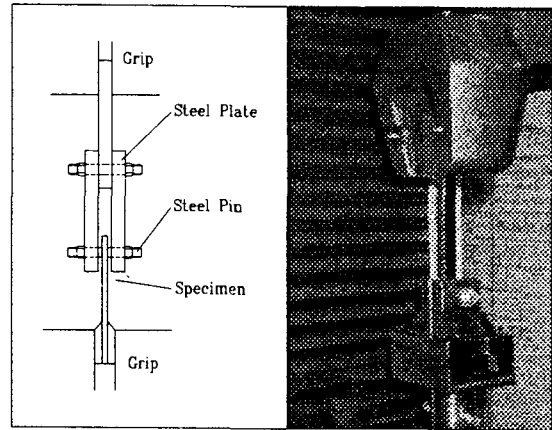


그림 2. The Set-up of Double-lap Joint Test.

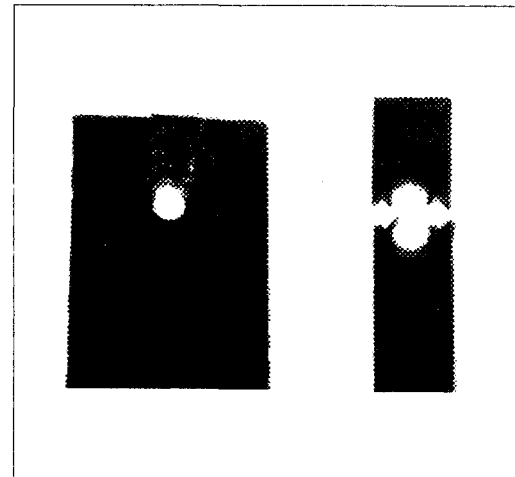


그림 3. Failure Modes for each Specimen.

인장과 베어링 시편 3개씩에 대한 실험에서 얻어진 하중변위선도는 그림 4에 나타나 있다. 파괴 최대하중(Maximum load)은 6w2e 시편에서 2w2e 시편보다 높은 값이 나타남을 알 수 있다. 순수인장 시험에서는 시편이 파괴될과 동시에 작용하중이 최대치에서 '영(Zero)'로 떨어지지만 베어링과 파괴실험에선 초기파괴 이후에도 저항력을 가지고 있음을 볼 수 있다. 그래서 복합재료 결합부위에

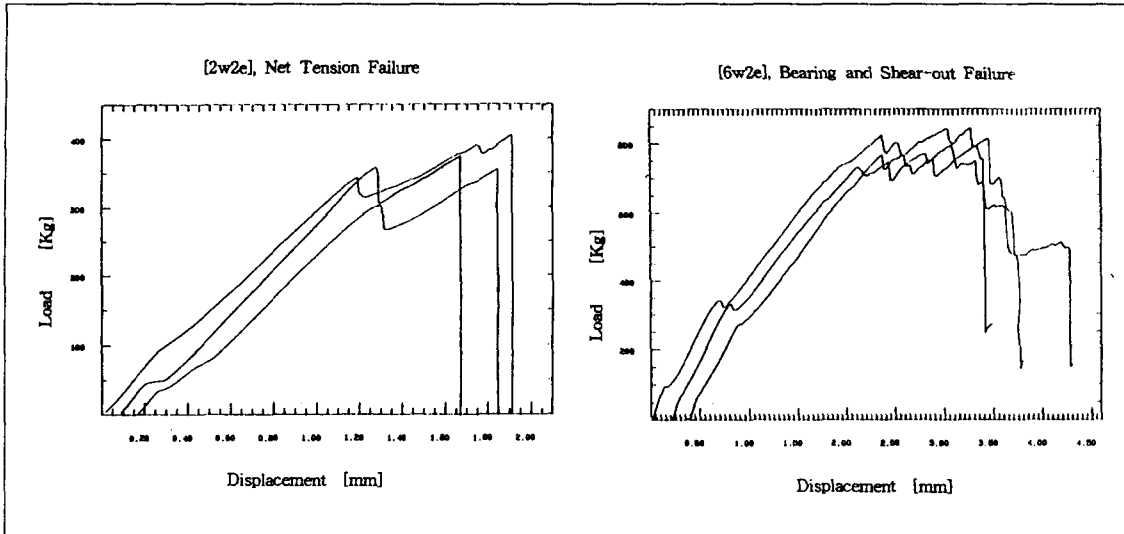


그림 4. Load and Displacement Curve of Pin Jointed Composite Specimen.

는 베어링 파손모드가 강도와 안정성 면에서 보다 양호하다는 것을 알 수 있다. 하지만 베어링파손을 나타내는 결합부위에 대한 강도예측방법은 아직까지 정확히 일반화되지 않은 실정이다.

다. 본 연구에서 사용한 파손기준은 Yamada-Sun 파손기준^[6,7]과 Tsai-Hill 파손기준이다.^[8]

그리고 특성길이는 PSC(Point Stress Criterion) 정의를^[5] 이용하였다. 이것은 베어링강도 예측에 중요한 부분을 차지한다.

3. 강도예측방법

3.1 제안된 강도예측 방법의 개요

그림 5에 제안된 베어링 강도 예측방법의 흐름도가 나타나 있다. 본 연구에서의 주요 사항 중 하나는 압축에 있어서의 특성길이 정의방법에 있

Bearing Failure Test	FEM Stress Analysis	Tensile Test with a Hole
Point Stress Criterion		Point Stress Criterion
Characteristic Length for Compression (Roc)	Stress Distribution in each Ply	Characteristic Length for Tension (Rot)
Application of Failure Criterion Yamada-Sun Criterion or, Tsai-Hill Criterion + Characteristic Curve		

그림 5. Flow Chart of The Mechanically Fastened Joint Strength Prediction Method.

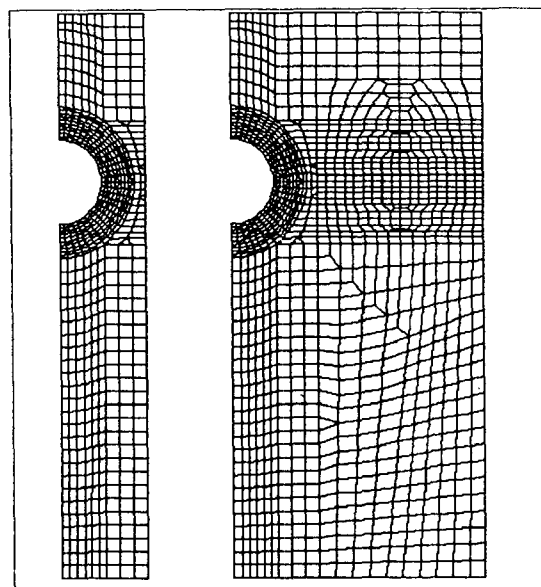


그림 6. Finite Element Division of Mechanical Joints.

표 1. Material Properties of HT245 /RS3232 Quasi-isotropic Joints. [45/0/-45/90]s

Elastic Modulus	E_x	88.3 E+9 (Pa)
Shear Modulus	G_{xy}	17.54 E+9 (Pa)
Poisson's Ratio	ν_{xy}	0.32
Tensile Strength	σ_0	435.5 E+6 (Pa)

표 2. Ply Material Properties of HT245/RS3232.

Longitudinal Modulus	E_l	119.2 E+9 (Pa)
Transverse Modulus	E_t	2.908 E+9 (Pa)
Shear Modulus	G_{lt}	6.86 E+9 (Pa)
Poisson's Ratio	ν_{lt}	0.3
Longitudinal Tensile Strength	FXT	1.93 E+9 (Pa)
Longitudinal Compressible Strength	FXC	1.48 E+9 (Pa)
Transverse Tensile Strength	FYT	50.2 E+6 (Pa)
Transverse Compressible Strength	FYC	286.4 E+6 (Pa)
Shear Strength	F_s	120.6 E+6 (Pa)
Fiber Volume Fraction	V_f	62 %

3.2 기계적 결합부위의 유한요소법을 통한 응력 해석

본 연구에서 각 적층판 응력해석은 유한요소 프로그램(NISAII)을 사용하였다. 그림 6은 사용된 Finite Element Mesh형상이다. 사용된 요소는 3차원 쉘요소이고 각 요소당 4개의 절점을 가진다.^[9] 2w2e시편과 6w2e시편 모델의 총 요소수는 각각 637개, 1280개이고 총 노드수는 719개, 1375개이다. 인장 및 압축특성길이 산출을 위한 준등방성(Quasi-Isotropic) HT245/RS3232[45/0/-45/90]s의 물성치는 표 1과 같다. 그리고 FEM해석은 결합부위의 대칭성을 고려하여 반쪽만을 모델링 하였다. 전단편에 해당되는 부분은 편하중을 홀 면의 접선과 하중 작용 방향과의 사이각을 Cosine함수로 분포시켜 작용시켰다. 복합재료 파손이론 적용을 위한 각 층의 물성치는 표 2와 같다. FEM에 의해 해석된 각층의 응력분포도는 섬유를 기준으로 축방향응력과 전단응력의 분포이다. 파괴기준은 이

응력 분포를 적용하여 뒤에 거론될 것이다.

3.3 인장특성길이

본 연구에서 인장에 대한 특성길이는 홀(Hole)을 지닌 인장 시편에 PSC(Point Stress Criterion)이 적용되어 결정된다. 홀을 지닌 인장시편의 점응력기준은 Whitney와 Nuismer^[5]에 의해 제안됐다. 그림 7은 인장특성길이에 대한 점응력법의 정의를 나타내고 있다. 이와 같은 파괴기준에 의한 파손은 하중방향 인장응력(σ_y)이 평판강도(Unnotched Laminate Strength(σ_0))와 구멍 가장자리로부터 R_{OT} 만큼의 거리에서 갈아질 때 파괴가 나타나며, 이때의 R_{OT} 를 인장특성길이이라 한다. 본 연구에서는 구멍을 지닌 적층판의 파괴하중(P_{NT}) 측정과 파괴하중(P_{NT}) 작용시의 응력분포를 계산하여 R_{OT} 를 결정한다.

실험할 적층판 시편의 적층순서는 [45/0/-45/90]s이다. 파괴강도(P_{NT})는 시편의 인장시험에 의

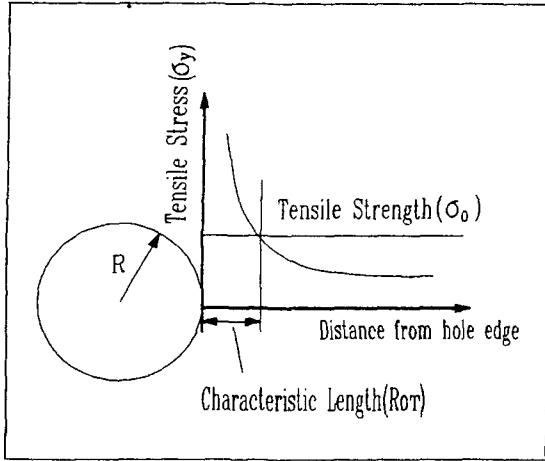


그림 7. Description of Point Stress Criterion for R_{ot}

해 얻어진다. FEM응력해석은 파괴하중 P_{nt} 의 작용 상태에서 인장응력 σ_y 분포를 찾기 위해 수행된다. 경계조건은 윗면에 균일등분포하중(P_m)이 작용하고 홀(Hole)측면은 Roller Hinge Fixing 되고 아랫면은 Hinged Fixing이다.

시편 모델에 P_m 작용시의 인장 응력분포를 구한다. 이때 R_{ot} (인장특성길이)는 인장응력 σ_y 가 평판강도(Unnotched Laminate Strength (σ_0))와 교차하는 곳에서의 구멍 가장자리 까지의 거리에 의해 결정된다.

3.4 압축특성길이

압축특성길이 (R_{oc})는 Chang, et al.^[10]의 구멍을 가지는 시편의 압축실험에 의해서 결정방법과는 다른 방법을 사용한다. Chang, et al.^[10] 실험에서 나타난 구멍 주위의 응력 분포는 기계적 결합의 응력분포와는 다른 특성을 보인다. 그래서 본 연구에서는 그림 8에 보여지는 것처럼 새롭게 고안된 베어링 파손실험을 통하여 R_{oc} 를 도출하였다.^[2] 시편은 6.35mm지름의 반홀(Half 구멍)을 가지는 형상이다. 압축하중은 강철 Jig(6mm Diameter)에 의해 가해진다. 이 테스트는 Cross Head Speed를 0.1mm/min으로 실험하였다. 시편형상은 $2w2h(w/d = 2, h/d = 2)$ 와 $6w2h(w/d = 6, h/d = 2)$ 의 두 가지를 고려하였다.

본 연구에서 베어링 파괴하중 (P_B)은 베어링 파손실험에 의해 측정된다. 그리고 베어링 강도 (σ

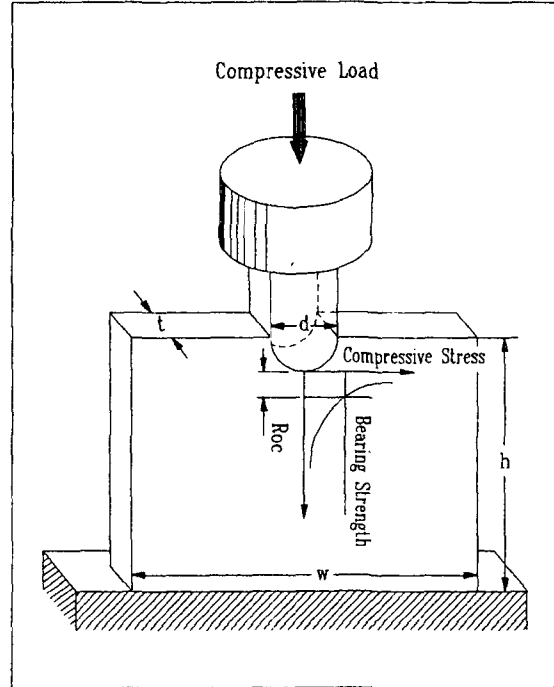


그림 8. Schematic of Bearing Failure Test and Description of R_{oc}

b)는 파괴하중 (P_b)를 $d \cdot t$ 로 나누어서 얻어진다. 점용력법은 베어링 파손실험을 적용시켜 압축특성길이를 얻을 수 있다.^[2, 11] 그림 8에서 볼 수 있듯이 PSC는 베어링 파손에 맞게 변형하여 적용되며 하중방향의 압축응력이 어느 특정거리 R_{oc} 에서 베어링 강도(σ_b)와 같은 점에서 파손이 발생하며, 이때 이 점에서 구멍 가장자리 까지의 거리를 압축특성길이 R_{oc} 라 한다.^[2, 11]

본 연구에서는 베어링 파괴강도 P_B 작용시의 응력분포를 FEM해석에 의해 얻었으며 그 결과를 토대로 R_{oc} 도 결정했다. 기계적 물성치는 표 1의 내용을 사용했다. P_B 가 $5w2h$ 시편에 작용되었을 때의 압축응력분포를 보이고 있고 압축특성길이 (R_{oc})는 압축응력 σ_c 가 베어링 파괴응력(σ_b)과 같아지는 점에서 구멍 가장자리 까지의 거리로 결정된다.

인장, 압축 상황에서의 각각의 특성길이가 Table 3, 4에 정리되어 있다. 위 결과에 따르면 $5w2e$ 시편인 경우 압축특성길이 (R_{oc})는 인장특성길이 (R_{ot})보다 짧은 경향을 나타낸다. Chang, et al.의

표 3. Comparison of Obtained Strength and Characteristic Length for Verification. [0₂/45₂/ 90₂-45₂]s

Geometry	Average P _{NT} [KN]	Average P _B [KN]	Rot[mm]		Roc[mm]	
			Ref. Results ^[2]	Present	Ref. Results ^[2]	Present
w/d = 2, e/d = 2	7.16	5.96	0.558	0.54	0.938	0.74
w/d = 5, e/d = 2	36.54	7.01	2.500	2.46	0.725	0.53

표 4. . Summary of Obtained Strength and Characteristic Length for Present Specimen. [45/0/-45/90]s

Geometry	Average P _{NT} [KN]	Average P _B [KN]	Rot[mm]	Roc[mm]
w/d = 2, e/d = 2	3.434	8.64	0.45	1.05
w/d = 6, e/d = 2	16.480	9.50	3.00	1.30

(T300 /sp286)[10]을 사용한 보고서에서는 Roc가 Rot 보다 길다고 보고되고 있으며, 본 연구와 같은 방법을 채택한 Hiroyuki Hamada et al.^[2]의 보고의 내용과는 유사한 경향을 나타낸다. 표 3에서 참고문헌의 결과와 본 연구 결과와 비교시 압축특성길이 (Roc)는 인장특성길이 (Rot)에서 보다 상대적으로 큰 오차를 보이는 이유는 실험에 의한 압축파괴하중이 적게 측정 됨으로 평가된다.

3.5 파괴기준

본 연구에서는 Yamada-Sun 파손기준과 Tsai-ill 파손기준이 적용되었다. 이 파손기준은 전단응력 (τ_{tt})과 섬유방향응력 (σ_t)등이 고려된 적층파손(Laminate Failure)에 제안된 기준인 Quadratic 이론이다.

$$\left(\frac{\sigma_t}{X}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{tt}}{S}\right)^2 = e^2 \quad e \geq 1 : \text{failure} \quad (1)$$

σ_t = Longitudinal Stress Along the Fibers

X = Longitudinal Tensile Strength of Ply

τ_{tt} = Shear Stress Along the Fibers

S = The Rail Shear Strength

$$\left(\frac{\sigma_t}{X}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_t \sigma_t}{X^2}\right) + \left(\frac{\sigma_t}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{tt}}{S}\right)^2 = e^2 \quad (2)$$

σ_t = Transverse Stress Along the Fibers

Y = Transverse Strength Along the Fibers

먼저, 첫 번째 관계식은 Yamada-Sun 파손기준으로서 시편을 구성하고 있는 모든 적층(Lamina)이 섬유방향을 따라 파괴(Crack)되어 파괴된다는 가정하에 세워진 식이다. 적층판 파괴의 마지막 단계이다. 그래서 횡응력(Transverse Stress, σ_y)는 무시 될 수 있다. 레일전단강도(Rail Shear Strength)는 단층의 전단강도보다 보통 큰 값을 가진다. 그리고 그것은 바로 옆적층판에 의해 지지되는 지지물에 대해 계산해야 한다. 식(1)에서 알 수 있듯이 e이 1과 같거나 크면 파괴가 나타남을 의미한다. 그리고 두 번째 관계식은 Tsai-Hill 파손이론으로 횡응력(σ_y)도 고려된다. 각 층(Ply) 물성치는 (HT245 /RS3232) Table 2.와 같다. 파괴는 e가 1보다 크거나 같게 되면 나타나게 된다. 해석적인 파괴예측은 각 층에서 특성 곡선 위의 어느 점에서나 e가 1보다 크거나 같게 되면 나타나게 된다. 이 특성곡선은 식(3)과 같이 특정 지어진다.^[10]

$$r_c(\theta) = \frac{d}{2} + R_{ot} + (R_{oc} - R_{ot}) \cos \theta \quad (3)$$

그림 9는 특성길이가 각각 Rot와 Roc일 때 특

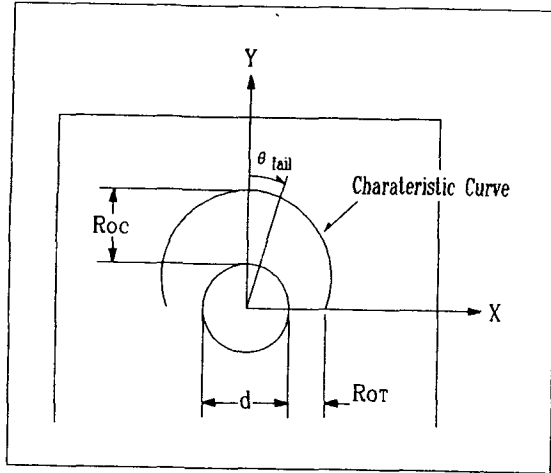


그림 9. Description of Characteristic Curve.

- $0^\circ < \theta_{fail} < 15^\circ$: Bearing failure
 $30^\circ < \theta_{fail} < 60^\circ$: Shear-out failure (4)
 $75^\circ < \theta_{fail} < 90^\circ$: Net - Tension failure

성곡선의 형태를 보이고 있다. 그래서 특성곡선을 따라 e 값이 1과 크거나 같은가를 평가할 필요가 있다. 그래서 $1 \geq e$ 인 점들이 나타나면 그 점의 θ_{fail} 을 확인하여 그곳에서의 파괴모드를 평가할 수 있게 된다. 위 방법은 Chang, et al.^[10]에 의해 제안 되었다.

θ_{fail} 의 정의되지 않는 중간 위치에서는 주위에 있는 두 모드가 중첩되게 나타난다.

4. 파손강도 예측결과

위와 같은 이론과 계산에 따른 결합부위 강도 예측결과는 그림 10, 그림 11과 같다. 이 그림에서 각파손이론에 따라 e 가 1보다 큰 구간을 확인할 수 있으며, 그 구간이 특성곡선(Characteristic Curve)위에 도달한 지점들이 파괴가 예상되는 지점이다. 실험을 통한 파손결과와 이론 예측결과는 표 5에 나타나 있다. 비교적 정확한 예측을 할 수 있음을 알 수 있다. 먼저 2w2d 시편인 경우에는 45° , -45° 층에서 파손영역이 특성곡선 위에 나타남을 알 수 있다. 그리고 θ_{fail} 는 90° 전후이다. 그 결과

2w2e 시편의 경우 하중(Pnt)에서 순수인장(Net-Tension)파손이 나타남을 예측할 수 있다. 실제 실험을 통한 결과에서도 하중(Pnt)에서 그림 3과 같이 순수 인장파손이 나타났다.

6w2e 시편은 하중(P_B)에서 45° , -45° , 0° , 90° 의 모든 층에서 파손이 예측되는 결과가 도출되었다. θ_{fail} 은 90° 층을 제외한 모든 층에서 $0^\circ \sim 15^\circ$ 내에 존재하므로 베어링 파손이 예상되며, 동시에 0° , 90° 층에서는 Shear-Out 파손도 예상된다. 6w2e 시편의 실험결과 하중(P_B)에서 베어링 파손과 Shear-Out 파손이 중첩되어 나타남을 알 수 있다. 마지막으로 Tsai-Hill 파손기준에 의한 강도예측은 Yamada-Sun 파손기준 예측치와 유사한 결과를 얻을 수 있으나, 상대적으로 강도를 크게 예측하는 경향이 있다.

5. 결 론

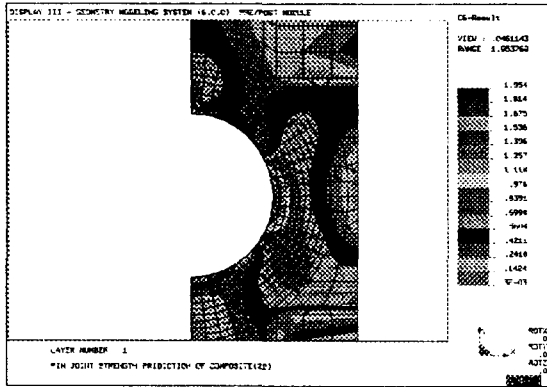
본 연구에서는 복합재료의 기계적 결합 부위에 대한 강도 및 파손모드 예측과 실험을 수행하였다. 그 결과 해석에 의한 파괴강도 및 파손모드 예측이 실험결과와 잘 일치함을 확인하였다. 먼저 실험과 준등방성으로 가정한 해석에서 각각의 특성길이(Characteristic Length)를 결정하였으며, Yamada-Sun 파손기준 또는 Tsai-Hill 파손기준과 연계한 복합재료 핀 결합부위(Pin Joint)에 대한 강도예측을 수행하였다. 그리고 파손모드를 결정하는 방법으로는 Chang et. al.^[10]이 제시한 방법을 사용하였다. 이론적인 강도 예측치와 파손모드는 실험결과와 잘 일치함을 확인하였다.

REFERENCES

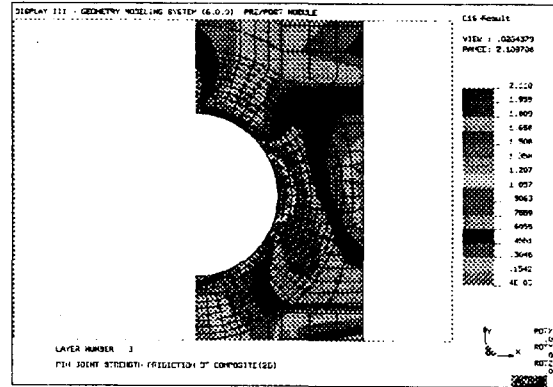
- 김주덕 역 "첨단재료기술편람", 지능계발, 1993
- Hiroyuki Hamada, Zen-Ichiro Maekawa. "Strength Prediction of Mechanically Fastened Quasi-Isotropic Carbon/Epoxy Joints." J. of Composite Materials, 30/14: 1597., 1996.
- Waszczak, J. P. and T. A. Cruse 1971. "Failure Mode and Strength Prediction of

표 5. Comparison Between Experimental and Predicted Results.

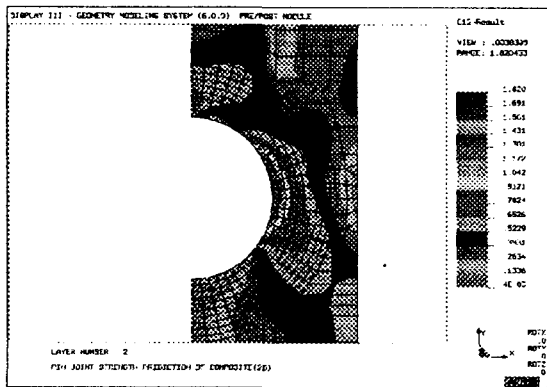
Geometry	P_{fail} [kN]	Failure Mode		
		Experimental	Predicted	
			Yamada-Sun	Tsai-Hill
2w2e	3.68	Net-Tension Failure	Net-Tension Failure	-
6w2e	8.00	Bearing+Shear-out Failure	Bearing+Shear-out Failure	Shear-out Failure



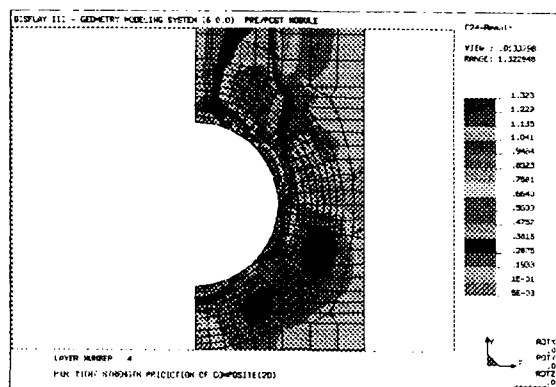
(a) 45° Layer



(c) -45° Layer

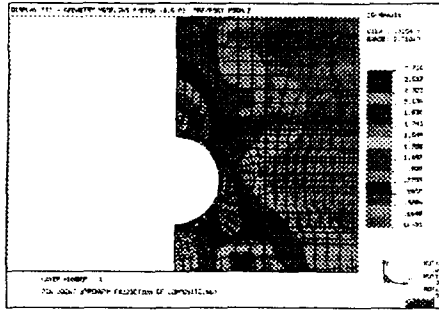


(b) 0° Layer

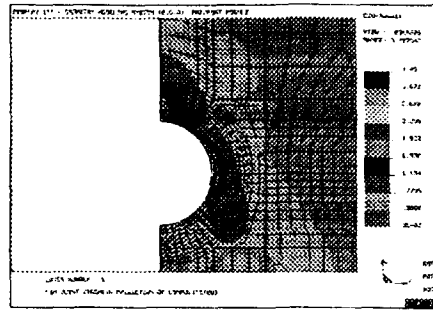


(d) 90° Layer

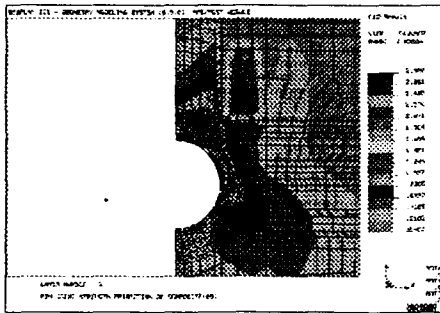
그림 10. Analytically Failure Map at Load(P_c) for 2w2e. (Yamada-Sun Failure Criterion)



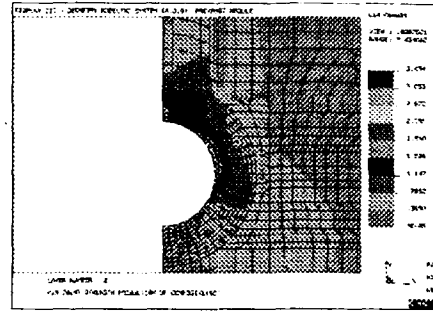
(1-a) 45° Layer



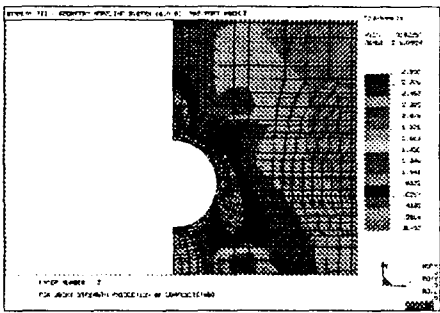
(2-a) 45° Layer



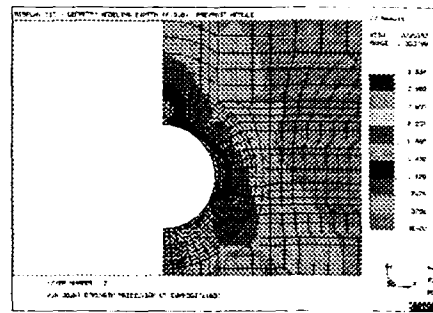
(1-b) 0° Layer



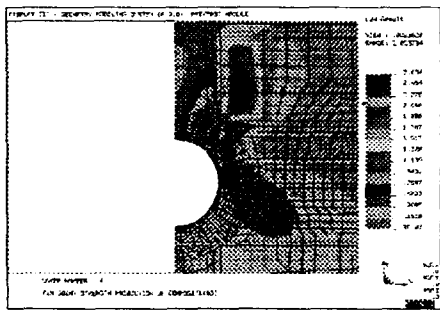
(2-b) 0° Layer



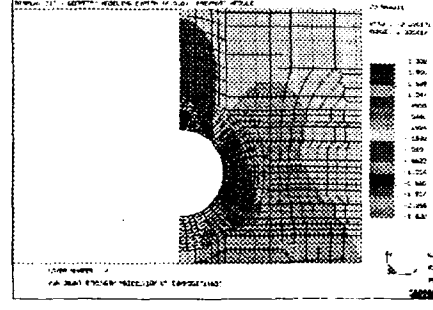
(1-c) -45° Layer



(2-c) -45° Layer



(1-d) 90° Layer



(2-d) 90° Layer

그림 11. Analytically Failure Map at Load(P_c) for 6w2e.
 (1) Yamada-Sun Failure Criterion, (2) Tsai-Hill Failure Criterion.

- Anisotropic Bolt Bearing Specimens." *J. of Composite Materials*, 5: 242
4. Oplinger, D. W. and D. R. Gandhi. 1974. "Analytical Studies of Structural Performance in Mechanically Fastened Fiber-Reinforced Plastics." in *Proceeding of the Army Symposium on Solid Mechanics, 1974: The Role of Mechanics in Design Structural Joints*, Army Materials and Mechanics Research Center, AMMRC MS 74-8, p. 211.
 5. Whitney, J. M. and R. J. Nuismer. 1974 ". " Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentration." *J. of Composite Materials*, 8"253.
 6. Yamada, S. E. and C. T. Sun. 1978. "Analysis of Laminate Strength and Its Distribution." *J. of Composite Materials*, 12: 275.
 7. Sun, C. T. and S. E. Yamada. 1978. "Strength Distribution of a Unidirectional Fiber Composite." *J. of Composite Materials*, 12: 169.
 8. 이대길 저, "복합재료 역학 및 가공론", 성안당, 1993
 9. EMRC, "NISA II. User's Manual", Version 5.2, 1992
 10. Chang, F. K., R. A. Scott and G. S. Springer. 1982. "Strength of Mechanically Fastened Composite Joints." *J. of Composite Materials*, 16: 470.
 11. Chang, F. K., R. A. Scott and G. S. Springer. 1984. "The Effect of Laminate Configuration on Characteristic Lengths and Rail Shear Strength." *J. of Composite Materials*, 18: 290.
 12. Chang, F. K., R. A. Scott and G. S. Springer. 1984. "Failure Strength of Nonliterary Elastic Composite Laminates Containg a Pin Loaded Hole." *J. of Composite Materials*, 18: 464.
 13. Agarwal, B. L. 1980. "Static Strength Prediction of Bolted Joint in Composite Material." *AIAA Journal*, 18(11): 1371.
 14. Lessard, L. B. and M. M. Shokrieh. 1995. "Two-Dimensional Modeling of Composite Pinned Joint Failure." *J. of Composite Materials*, 29(5).
 15. Tan, S. C. 1991. "A Progressive Failure Model for Composite Laminates Containing Openings." *J. of Composite Materials*, 25: 556.
 16. Chang, F. K. and L. B. Lessard. 1991. "Damage Tolerance of Laminated Composite Containing an Open Hole and Subjected to Compressive Loadings: Part I-Analysis." *J. of Composite Materials*, 2:2.
 17. Hamada, H. Z. Maekawa and T. Tamura. 1990. "Strength Prediction of the Failure Strength of Mechanically Fastened FRP Joints." *Transaction of the Japan Society of Mechanical Engineers A*, 56(523): 74.
 18. Hamada, H., Z. Maekawa, A. Yokoyama, T. Tamura, H. Yonehara, M. Shinobu and T. Hirano. 1988. *Progress in Acoustic Emission IV, The Japanese Society for Non-Destructive Inspection*, p. 702.