

재료비선형을 고려한 일방향-평직 혼합 적층 복합재 체결부의 점진적 파손해석

최정석* · 신소영* · 안현수* · 권진회**

Progressive Failure Analysis of UD-Fabric Hybrid Laminated Composite Joints Considering Material Nonlinearity

Jung-Sok Choi, So-Young Shin, Hyon-Su Ahn and Jin-Hwe Kweon

Key Words: Composite Joint, Progressive Failure Analysis, Material Nonlinearity

Abstract

A finite element method based on the two-dimensional progressive failure analysis considering material nonlinearity is presented for characterizing the strength and failure of the unidirectional-fabric hybrid laminated composite joints under pin loading. The 8-node laminated shell element is incorporated in the updated Lagrangian formulation. Failure criteria including the Maximum Stress and Tsai-Wu are used in conjunction with the complete unloading stiffness degradation method. For the verification, joint tests are conducted for the specimens with two different ply-number ratios of UD composite to fabric composite. Although there are some differences depending on ply-number ratios, the finite element model using the maximum stress criterion considering nonlinear material behavior predicts the failure strength best.

1. 서 론

복합재료 적층판의 체결부 강도평가는 체결부 위의 기하학적 형상, 섬유와 기지의 특성, 원공의 가공방법, 적층순서 등의 여러 설계인자들에 의해 영향을 받으므로 정확한 강도평가는 매우 어려운 문제로 알려져 있다. 체결부의 파손 양상을 미세 관점에서 살펴보면 기지파손, 층간분리, 국부 좌굴 등 복합재에 나타날 수 있는 거의 모든 형태의 파손이 발생하는 것을 알 수 있다. 또한 체결부에서의 파손은 점진적으로 발생하고, 파손이 발생함에 따라 체결재와 복합재의 접촉영역이 변하게 된다.

지금까지의 체결부 연구는 연구방법에 따라 크게 세 가지로 구분할 수 있다. 첫 번째는 전적으로 실험에 의존하는 방법이다. 실험은 실제 설계에서 나타날 수 있는 불확실성을 모두 고려하는 방법이므로 어떤 해석보다도 정확하다. 따라서 복합재 항공기 부품의 설계에서는 여전히 실험이 가장 확실한 방법으로 사용되고 있다. 다만 실험의 경우 시간과 예산이 많이 소요되는 단점이 있다. 두 번째는 실험과 해석적인 기법을 결합하는 방법이다. 흔히 말하는 특성길이(Characteristic Length) 방법[1]이 그것인데, 해석적 방법으로 파손하중을 결정할 때, 실험에 의해 결정되는 인자 즉 특성길이를 도입하는 방법이다. 세 번째는 국부적 손상으로 인한 구조물의 강성저하를 고려하는 해석적인 방법인데 보통 점진적 파손해석(Progressive Failure Analysis)이라고 한다. 이 방법은 수식화 방법이 복잡하고 계산시간이 오래 걸리지만, 실험에 의존하지 않고 해석만으로 구조물의 강도를 예측할 수 있다는 강점이 있다. 점

* 경상대학교 대학원 항공공학과

** 경상대학교 기계항공공학부, 항공기부품기술연구센터

진적 파손해석 방법을 이용한 연구[2-4]는 제한적으로 이루어져 왔으며, Hung 등[2]이 볼트로 체결된 체결부의 베어링 파손에 대해 2차원 점진적 파손 해석으로 실험치와 잘 일치함을 보였고, Camanho 등[3]은 3차원 점진적 파손해석을 수행하였다. 또한 Pierron 등[5]은 $\pm 45^\circ$ 층으로만 적층된 적층판의 체결부의 강도 평가시 재료 비선형성을 고려한 해석이 실험값에 가까운 결과를 나타내는 것을 시험과 해석을 통하여 검증하였다.

본 연구에서는 점진적 파손해석 기법을 사용한 유한요소해석에 의한 복합재 체결부 해석의 가능성과 평직(Fabric)층에 대한 재료 비선형성 해석의 정당성을 검토하고자 한다. 이를 위해 평직층의 플라이 수를 변화시키면서 일방향-평직 혼합 적층 복합재 적층판의 체결부에 대한 유한요소해석과 시험을 수행하였다. 유한요소해석은 국부적 손상에 의한 점진적 강성저하를 고려하여 수행하였고, 파손된 층의 강성 및 응력은 완전히 사라진다고 가정하는 완전제하법을 사용하였다. 파손 여부를 판정하는 기준식은 최대응력 파손식[6], Tsai-Wu 파손식[6]를 사용하여 시험 결과와 비교하였다.

2. 시 험

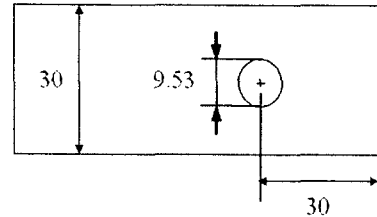
2.1 시편제작

시편은 SK사의 USN 125 Carbon/Epoxy 일방향 프리프레그와 HFG사의 평직(Fabric)을 사용하여 제작하였다. 일방향 프리프레그의 재료상수는 $E_1 = 131 \text{ GPa}$, $E_2 = 8.2 \text{ GPa}$, $G_{12} = 4.5 \text{ GPa}$, $\nu_{12} = 0.281$, $X_T = 2000 \text{ MPa}$, $X_C = 1400 \text{ MPa}$, $Y_T = 61 \text{ MPa}$, $Y_C = 130 \text{ MPa}$, $S = 70 \text{ MPa}$ 이고, 평직 프리프레그의 재료상수는 $E_1 = E_2 = 65.4 \text{ GPa}$, $G_{12} = 3.59 \text{ GPa}$, $\nu_{12} = 0.058$, $X_T = Y_T = 959.1 \text{ MPa}$, $X_C = Y_C = 692.9 \text{ MPa}$, $S = 64.9 \text{ MPa}$ 이다.

적층순서는 $[0_2/(\pm 45)_n/90_2]_s$ 이고, $(\pm 45)^\circ$ 층은 평직층이다. 시편은 항공기용 부품 제작에 일반적으로 사용되는 오토클레이브에서 진공백(Vacuum Bag)을 사용하여 제작하였다. 각 시편은 제작된 큰 적층판에서 각각의 치수에 맞게 다이아몬드 휠 커터를 사용하여 절단하였다. 시편의 원공은 텅스텐 카바이드 드릴을 사용하여 가공하였으며, 가공과정에서 체결부 아랫면의 층간

분리를 방지하기 위하여 체결부 아래에 복합재 적층판을 받쳐서 가공하였다.

체결부 시편의 형상은 Fig. 1과 같다. $(\pm 45)^\circ$ 층의 함유율에 따른 재료 비선형 효과를 고찰하기 위하여 Table 1에 보인 바와 같이 평직층의 수가 다른 7가지 모델의 시편을 제작하였다.



- $W/D = E/D = 3.15$
- D : Diameter of hole, W : Width of the specimen, e : Edge distance from the hole center

Fig.1 Geometry of specimens

Table 1. Stacking sequence of joint specimens

Model	No. of fabric(n)	No. of plies	Total thickness (mm)	$\pm 45^\circ$ volume ratio(%)
A	n=0	8	0.912	0
B	n=1	10	1.308	30
C	n=2	12	1.704	47
D	n=3	14	2.100	57
E	n=4	16	2.496	64
F	n=6	20	3.288	72
G	n=9	26	4.476	80

2.2 실험장치 및 방법

체결부 실험을 위하여 Fig. 2과 같이 더블랩(double lap) 형상의 치구를 별도로 제작하였으며, 실험기는 INSTRON 8516을 사용하였다. 하중은 변위제어를 통하여 1mm/min의 속도로 가하였다.

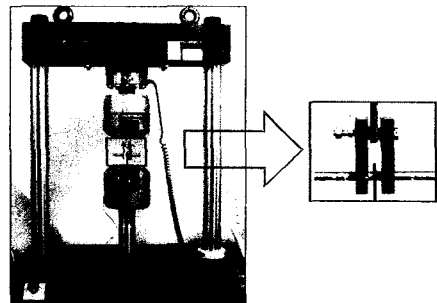


Fig. 2 Experimental set-up

2.3 시험결과

각 모델에 대한 실험결과, 파손양상은 모두 베어링 파손으로 나타났다. Table 2에 각 모델별 파손하중을 나타내었으며, Fig. 3은 시편의 파손 후 사진이다. 각 모델별 하중-변위 곡선을 살펴본 결과 Fig. 4에 보인 바와 같이 체결부의 하중-변위 곡선은 거의 선형으로 보이다가 파손 직전에 일부 비선형성을 나타내는 것을 알 수 있었다.

Table 2 Failure loads by experiment

Model	P Ave. (kN)	Failure mode	Model	P Ave. (kN)	Failure mode
A	1.08	B	E	5.78	B
B	2.02	B	F	9.63	B
C	3.18	B	G	15.27	B
D	4.54	B			

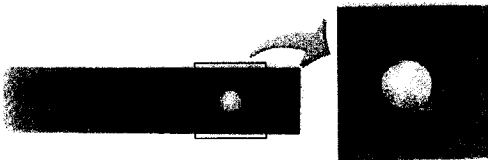


Fig. 3 Bearing failure of specimen (Model A)

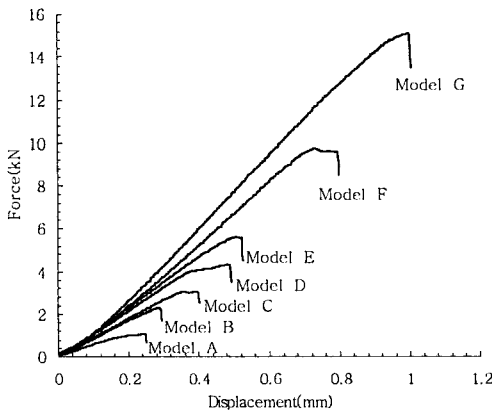


Fig. 4 Load-displacement curves

3. 유한요소해석

3.1 유한요소이론

본 연구에서는 점진적 강성저하와 대변형을 고

려한 비선형 유한요소해석을 위한 정식화를 위해 Updated Lagrangian 수식화 기법을 사용하였다. 사용된 유한요소는 8절점 적층 쉘요소이며, 복합재 각 단층의 섬유방향은 요소에 부착되어 있는 요소좌표계에 대하여 정의된다.

구조물의 최종파손하중 혹은 강도를 예측하기 위해서는 초기의 국부적 손상이 발생한 후의 강성저하를 모사할 수 있는 점진적 파손해석을 수행해야 한다. 점진적으로 강성을 저하시키는 방법은 Fig. 5에 제시된 방법 외에도 여러 가지가 있지만 본 연구에서는 파손 후의 강성과 응력을 완전히 무시하는 완전제하법(Complete Unloading Method)[7]을 사용하였다.

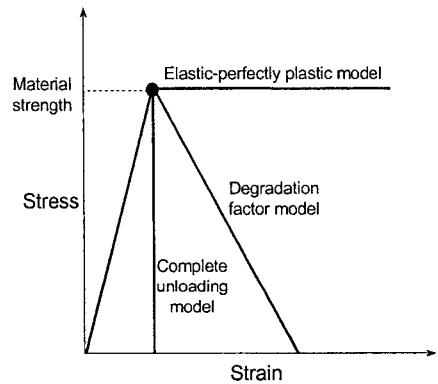


Fig. 5 Various stiffness degradation models.

또한, ± 45 도층의 재료 비선형성을 모사하기 위하여 평직층의 면내 전단시험을 수행하였으며, 그 결과를 유한요소 해석에 적용하였다.

초기파손이 발생하는 시점은 파손판정식에 따라 달라지게 되며 점진적 파손해석에서는 최종강도에도 큰 영향을 미친다. 따라서 본 연구에서는 최대응력 판정식, Tsai-Wu 판정식을 사용하여 파손판정방법이 체결부의 강도에 미치는 영향을 살펴보았다.

3.2 모델링

핀에 의해 복합재 피팅에 가해지는 하중을 모사하기 위해 Fig. 6에서와 같이 핀에 의해 하중이 가해지는 부분에 대하여 반경방향 변위를 구속하고 원주방향 변위는 구속하지 않았다. 이러한 방법은 변형이 진행됨에 따라 원공 상하에서 접촉영역이 미세하게 달라지는 현상을 반영할 수 없다는 문제점이 있다. 그러나 베어링에 의해 파손이 발생할 경우 문제가 되는 부분은 압축하중을 받는 원공의 전방부분이므로 원공 상하에서의 부

본적인 접촉영역의 변화는 큰 영향을 미치지 않게 된다. 따라서 베어링에 의한 파손이 지배적인 문제의 경우 타당한 방법이라고 할 수 있다. 체결부의 형상 및 하중이 상하대칭임을 고려하여 유한요소 해석은 절반만을 대상으로 하였다.

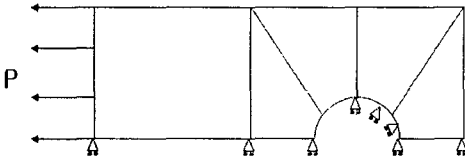


Fig. 6 Joint geometry and boundary Conditions.

3.3 결과 및 토론

유한요소 해석은 $\pm 45^\circ$ 층이 함유되지 않은 모델 A와 $\pm 45^\circ$ 층이 80% 함유된 모델 G에 대하여 수행하였다. Table 3에 보인 바와 같이 해석에 적용된 두가지의 파손 판정식에 따라 -37 %에서 28%정도의 오차까지 보이는 것을 알 수 있다.

평직층이 80% 함유된 모델 G의 경우 재료 비선형성을 고려한 해석이 그렇지 않은 해석보다 비교적 실험값에 가까운 결과를 예측함을 알 수 있었다. 이는 $\pm 45^\circ$ 층의 재료비선형성에 의하여 $\pm 45^\circ$ 층이 지지하던 많은 하중이 0도층이 지지하게 되며 $\pm 45^\circ$ 층의 파손이 지연되는 효과를 가져오게 된다. 재료 비선형성을 고려하고 최대응력 판정식을 적용한 해석의 경우, 체결부의 강도를 10% 내외의 오차로 예측하였으며, 이는 공학적 관점에서 재료상수 이외에는 시험에 의해 결정되는 인자를 전혀 고려하지 않은 점진적 파손해석이 매우 의미 있는 결과로 볼 수 있다.

Table 3 Comparison of finite element and test results

Model	$P_{Exp}(kN)$	Failure Criteria	Linear $P_{FEM}(kN)$	Error (%)	Nonlinear $P_{FEM}(kN)$	Error (%)
A	1.08	MS	1.28	18.5	1.28	18.5
		TW	1.30	20.4	1.30	20.4
G	15.27	MS	13.59	-11.0	16.87	10.5
		TW	9.59	-37.2	10.93	28.4

MS : Maximum Stress

TW : Tsai-Wu

4. 결론

본 연구에서는 재료 비선형성을 고려한 점진적 파손해석 기법을 이용하여 핀하중을 받는 혼합 복합재 체결부에 대한 강도해석을 수행하고 시험결과와 비교하였다. 점진적 파손해석에 의한 체결부 강도는 파손 판정법에 따라 크게 달라지며, 평직층이 있는 경우 재료비선형성을 고려한 경우 최대응력 판정식과 Tsai-Wu 방법 모두 강도를 과대평가하고, 그렇지 않은 경우 과소 평가하는 것으로 나타났다. 이는 재료 비선형성을 고려한 해석이 $\pm 45^\circ$ 층의 파손을 지연시키는 효과를 가져오기 때문에 발생하는 것으로 판단된다. 전반적으로 최대응력 판정식을 적용할 때 11 % 이내의 오차로 실험값과 잘 일치함을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 경상대학교 항공기부품기술연구소와 두뇌한국 21사업의 지원에 의해 수행된 것임을 밝히며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) F. K. Chang and R. A. Scott, "Strength of Mechanically Fastened Composite Joints", J. of Composite Materials, Vol. 16, 1982, p. 470-494.
- (2) C. H. Hung and F. K. Chang, "Bearing Failure of Bolted Composite Joints. Part II: Model and Verification", J. of Composite Materials, Vol. 30, 1996, p. 1359-1400.
- (3) P. P. Camanho and F. L. Matthews, "A Progressive Damage Model for Mechanically Fastened Joints in Composites", J. of Composite Materials, Vol. 33, 1999, p. 2248-2280
- (4) F. K. Chang, K. Y. Chang, "A Progressive Damage Model for Laminated Composite Containing Stress Concentrations", J. of Composite Materials, Vol. 21, 1987, p. 834-855
- (5) F. Pierron and F. Cerisier, "A Numerical and Experimental Study of Woven Composite Pin-Joints", Journal of Composite Materials, Vol. 34, 2000, pp. 1028-1054.
- (6) R. M. Jones, *Mechanics of Composite Materials*, McGraw-Hill, 1975, New York, USA.
- (7) J. H. Kweon, C. S. Hong and I. C. Lee, "Postbuckling Compressive Strength of Graphite/Epoxy Laminated Cylindrical Panels Loaded in Compression," AIAA Journal, Vol. 33, No. 2, 1995, pp. 217-222.