

점진적 파손해석 기법을 이용한 일방향-평직 혼합 적층 복합재 체결부의 강도

신소영*·안현수*·권진희**

Strength of UD-Fabric Hybrid Laminated Composite Joints Based on Progressive Failure Analysis

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

Key Words: Composite Joint, Progressive Failure Analysis, Finite Element Method

Abstract

A finite element method based on the two-dimensional progressive failure analysis 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. Various failure criteria including the maximum stress, Tsai-Wu, Yamada-Sun, and combinations of them are used in conjunction with the complete unloading stiffness degradation method. For the verification, joint tests are conducted for the specimens with various geometries. Although there are some differences depending on the geometry, the finite element model using the Yamada-Sun or the combined Yamada-Sun and Tsai-Wu criterion predicts the failure strength best.

1. 서 론

복합재 체결부의 강도를 결정하는 문제는 오래 된 연구주제이면서도 여전히 어려운 문제 중 하나로 남아 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. 따라서 볼트나 리벳 혹은 핀을 사용한 기계적 체결방식에 의한 복합재 체결부의 완전한 해석은 3차원 미세 유한요소 해석에 의해서만 가

능하다고 할 수 있다. 물론 현실적으로 계산시간과 컴퓨터의 능력이 문제가 되며 현 시점에서는 실용적인 방법은 아닌 것으로 볼 수 있다.

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 방법

* 경상대학교 대학원 항공공학과

** 경상대학교 수송기계공학과, 항공기부품기술연구센터

은 수식화 방법이 복잡하고 계산시간이 오래 걸리지만, 실험에 의존하지 않고 해석만으로 구조물의 강도를 예측할 수 있다는 강점이 있다. 점진적 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.

본 연구에서는 점진적 파손해석 기법을 사용한 유한요소해석에 의한 복합재 체결부 해석의 가능성과 타당성을 검토하고자 한다. 이를 위해 다양한 형상을 가진 일방향-평직 혼합 적층 복합재 적층판의 체결부에 대한 유한요소해석과 시험을 수행하였다. 유한요소해석은 국부적 손상에 의한 점진적 강성저하를 고려하여 수행하고, 파손된 층의 강성 및 응력은 완전히 사라진다고 가정하는 완전제하법을 사용하였다. 파손여부를 판정하는 기준식은 최대응력 파손식[5], Tsai-Wu 파손식[5], Yamada-Sun 파손식[6] 등과 층에 따라 이들을 선택적으로 사용하는 조합판정식을 사용하여 시험 결과와 비교한다.

2. 문제 설명

본 연구의 대상이 되는 구조물은 일방향 프리프레그와 평직을 함께 적층한 혼합 복합재 체결부이다. 하중은 편에 의해 가해진다. 체결부의 형상은 Fig. 1에 보인 바와 같다. 해석 및 시험에 사용된 체결부의 제원은 Table 1에 보인 바와 같다. 적층순서는 $[\pm 45_3/90/\pm 45_2/0_4/90/0_4/\pm 45_2/90/\pm 45_3]$ 이고 ± 45 도층은 평직(Fabric)층이다. 재료상수는 프리프레그의 제작사에서 제공한 값을 사용하였고 Table 2에 제시하였다.

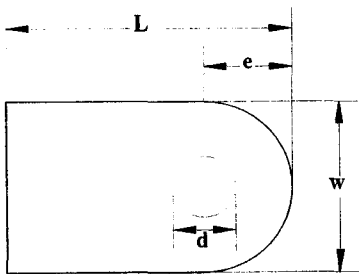


Fig.1 Geometry of specimens.

Table 1. Specimen dimension.

Model	d(mm)	w(mm)	e(mm)	w/d	e/d
1	9.53	19.0	13.4	2.0	1.4
2	9.53	23.8	13.4	2.5	1.4
3	9.53	26.8	13.4	2.8	1.4
4	9.53	33.4	13.4	3.5	1.4
5	9.53	38.0	13.4	4.0	1.4
6	9.53	26.8	9.6	2.8	1.0
7	9.53	26.8	19.0	2.8	2.0
8	9.53	26.8	23.8	2.8	2.5
9	9.53	26.8	28.6	2.8	3.0

Table 2. Material properties.

Properties	UD	Fabric
E_1	131 GPa	65.4 GPa
E_2	8.2 GPa	65.4 GPa
G_{12}	8.2 GPa	3.59 GPa
ν_{12}	0.281	0.058
X_T	2000 MPa	959.1 MPa
X_C	1400 MPa	692.9 MPa
Y_T	61 MPa	959.1 MPa
Y_C	130 MPa	692.9 MPa
S	70 MPa	64.9 MPa
t	0.114 mm	0.198 mm

3. 유한요소해석

3.1 유한요소이론

본 연구에서는 점진적 강성저하와 대변형을 고려한 비선형 유한요소해석을 위한 정식화를 위해 Updated Lagrangian 수식화 기법을 사용하였다.[7] 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. 2에 제시된 방법 외에도 여러 가지가 있지만 본 연구에서는 파손 후의 강성과 응력을 완전히 무시하는 완전제하법(Complete Unloading Method)[8]을 사용하였다.

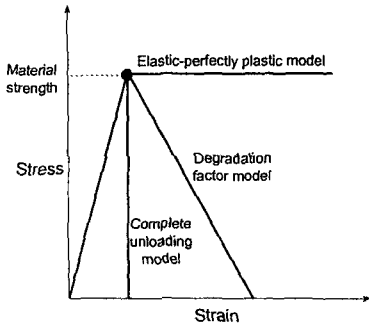


Fig. 2 Various stiffness degradation models.

파손이 발생하는 시점은 파손판정식에 따라 달라지게 된다. 본 연구에서는 최대응력 판정식, Tsai-Wu 판정식, Yamada-Sun 판정식의 세 가지 방법과 층별로 다른 파손 판정식을 사용하는 조합판정법을 사용하였다. 조합판정법은 일방향 단층은 Yamada-Sun 판정식을, 평직층은 최대응력 판정식과 Tsai-Wu 판정식을 사용하는 두 가지 방법을 적용하였다.

3.2 모델링

편에 의해 복합재 피팅에 가해지는 하중을 모사하기 위해 Fig. 5에서와 같이 편에 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 부분적인 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.

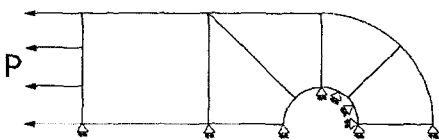


Fig. 3 Joint geometry and boundary Conditions.

4. 시험

4.1 시편

시편은 Carbon/Epoxy 일방향 프리프레그와 평직(Fabric)을 사용하여 제작하였고 오토클레이브에서 성형하였다. 시편의 제단은 다이아몬드 휠 톱을 사용하였으며, 원공은 텅스텐 카바이드 드릴(Tungsten Carbide Drill)으로 가공하였다. 가공된 시편의 형상은 Fig. 4에 보인 바와 같다.

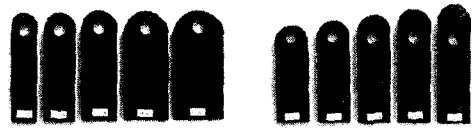


Fig. 4 Specimens after fabrication.

4.2 시험 방법

체결부 파손강도 시험을 위한 치구는 별도로 제작하였다. 시험기는 INSTRON 8516을 사용하였으며 하중은 변위제어를 통하여 1 mm/min의 속도로 가하였다. 체결부 시험 장치는 Fig. 5에 보인 바와 같다.

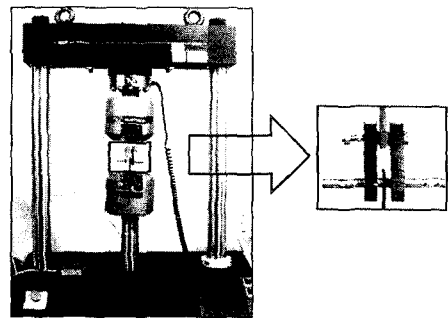


Fig. 5 Test set-up.

5. 결과 및 토론

형상이 각기 다른 9 종류의 체결부에 대한 강도해석 결과는 Table 3에 보인 바와 같다. 해석에 적용된 5 가지의 파손 판정식에 따라 -30 %에서 44%정도의 오차까지 보이는 것을 알 수 있다. 그러나 일방향 단층에는 Yamada-Sun 판정식을, 평직층에는 Tsai-Wu 판정식을 적용한 조합판정법의

경우 모든 시편에 대해 -10%에서 5%의 오차를 보이며 파손 강도를 예측함을 알 수 있다. Yamada-Sun 판정식만을 사용한 경우도 모든 시편에 대해 15 % 이내의 오차로 비교적 정확한 결과를 얻을 수 있다. 재료상수 이외에는 시험에 의해 결정되는 인자를 전혀 고려하지 않은 점진적 파손해석에 의해 체결부의 강도를 10% 내외의

Table 3 Comparison of finite element and test results.

Model	P _{Exp} (kN)	Failure Criteria	P _{FEM} (kN)	Error(%)
1	9.06	MS	10.88	20.09
		MS/YS	10.74	18.54
		YS	9.76	7.73
		TW/YS	8.52	-5.96
		TW	6.82	-24.72
2	9.97	MS	12.43	24.67
		MS/YS	10.79	8.22
		YS	9.72	-2.51
		TW/YS	8.96	-10.13
		TW	6.98	-29.99
3	10.39	MS	13.07	25.79
		MS/YS	10.70	2.98
		YS	9.68	-6.83
		TW/YS	9.23	-11.16
		TW	7.40	-28.78
4	10.66	MS	13.37	25.42
		MS/YS	11.08	3.94
		YS	10.29	-3.47
		TW/YS	9.52	-10.69
		TW	8.45	-21.58
5	10.82	MS	13.26	22.55
		MS/YS	11.15	3.05
		YS	11.04	2.03
		TW/YS	9.54	-11.83
		TW	8.45	-21.90
6	7.40	MS	10.66	44.05
		MS/YS	9.10	22.97
		YS	8.42	13.78
		TW/YS	7.84	5.95
		TW	6.20	-16.22
7	10.48	MS	13.78	31.49
		MS/YS	12.72	21.37
		YS	11.63	10.97
		TW/YS	10.44	-0.38
		TW	7.68	-26.72
8	10.46	MS	13.66	30.59
		MS/YS	12.63	20.75
		YS	11.91	13.86
		TW/YS	10.96	4.78
		TW	8.63	-17.50
9	11.01	MS	13.32	20.98
		MS/YS	12.86	16.80
		YS	12.50	13.53
		TW/YS	11.11	0.91
		TW	8.55	-22.34

오차로 예측한 것은 공학적 관점에서 의미있는 결과로 볼 수 있다.

Fig. 6과 7은 각각 w/d와 e/d의 변화에 따른 강도 해석결과와 시험결과의 영향을 보여준다. 여기서 해석결과는 모든 형상에 대해 가장 뛰어난 강도 해석 결과를 보이는 일방향 단층에 Yamada-Sun 판정식을, 평직층에 Tsai-Wu 판정식을 적용한 조합판정법에 의한 것이다. w/d와 e/d가 커짐에 따라 파손강도가 증가하지만, w/d가 3.5이상이고 e/d가 2.5이상이면 거의 일정한 파손강도를 유지함을 알 수 있다. 최적의 파손강도를 보이는 w/d와 e/d를 결정하기 위해서는 보다 폭넓은 연구가 필요하지만, 점진적 파손 해석의 가능성과 타당성에 대한 평가로는 충분한 것으로 판단된다.

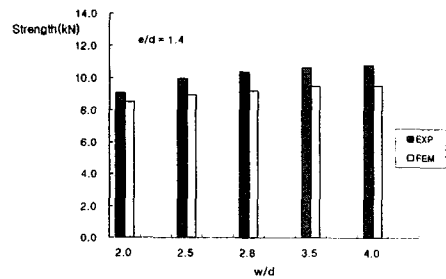


Fig. 6 Effects of w/d on the joint strength.

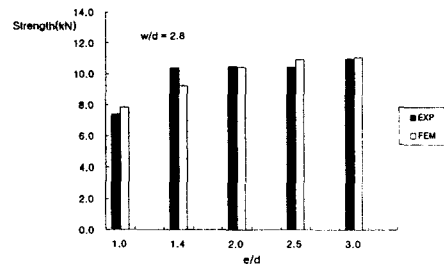


Fig. 7 Effects of e/d on the joint strength.

6. 결론

본 연구에서는 점진적 파손해석 기법을 이용하여 편하중을 받는 혼합 복합재 체결부에 대한 강도해석을 수행하고 시험 결과와 비교하였다. 또한 체결부의 폭과 끝단길이를 변수로 한 9 가지의 체결부 형상으로부터 w/d와 e/d의 변화에 따

른 체결부 강도에의 영향을 파악하였다. 점진적 파손해석에 의한 체결부 강도는 파손판정법에 따라 크게 달라지며, 최대응력 판정식을 사용할 경우에는 강도를 과대평가하고, Tsai-Wu 방법을 사용할 경우 과소평가하는 것으로 나타났다. 전반적으로는 Yamada-Sun 판정식만을 사용하거나, 일방향 단층에는 Yamada-Sun 판정식, 평직층에는 Tsai-Wu 판정식을 사용한 조합판정법을 적용할 때 15 % 이내의 오차로 시험치와 잘 일치함을 알 수 있었다.

후 기

이 논문은 2001년도 두뇌한국 21 사업에 의하여 지원되었음.

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) R. M. Jones, *Mechanics of Composite Materials*, McGraw-Hill, 1975, New York, USA.

(6) S. E. Yamada and C. T. Sun, "Analysis of Laminate Strength and Its Distribution", *J. of Composite Materials*, Vol. 12, 1978, p. 275-284

(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.

(8) S. C. Chou, O. Orringer and J. H. Rainey, "Post-Failure Behavior of Laminates. I-No Stress Concentration," *J. of Composite Materials*, Vol. 10, 1976, pp. 371-381