

점진적 파손해석 기법을 이용한 복합재 체결부의 강도해석

신소영*·박노희*·강경국*·권진희**·이상관***·변준형***

Strength Estimation of Composite Joints Based on Progressive Failure Analysis

S. Y. Shin, R. H. Park, K. G. Kang, J. H. Kweon, S. K. Lee and J. H. Byun

Key Words: Composite Joint, Progressive Failure Analysis, Failure Criterion

Abstract

A two-dimensional progressive failure analysis method is presented for the strength characterization of the composite joints under pin loading. The eight-nodes laminated shell element is utilized based on the updated Lagrangian formulation. The criteria by Yamada-Sun, Tsai-Wu, and the maximum stress are used for the failure estimation. The stiffness of failed layer is degraded by the complete unloading method. No factor depending on test is included in the finite element analysis except for the material strength and stiffness. Total 20 plate specimens with and without hole are tested to validate the finite element prediction. The Tsai-Wu failure criterion most conservatively estimates the strength of laminate, and the maximum stress criterion yields the highest strength because it does not consider the coupling of the failure modes. The strength by Yamada-Sun method neglecting the matrix failure effect are located between other two methods and shows best agreement with test result for laminate with hole.

1. 서 론

항공기 기체구조의 중량을 줄이기 위한 복합재료의 적용은 더 이상 새로운 이야기가 아니다. 대부분의 고성능 항공기들은 이미 가능한 대부분의 구조물에 복합재료를 적용하고 있으며 나아가 각종 세부계통에 대해서도 복합재료가 적용되기 시작하였다. 그 중 하나가 기계적 방법으로 조종면의 조작이 이루어지는 항공기의 조종봉(Control Rod)이다.

항공기의 조종봉은 직경에 비해 상대적으로 길이가 긴 봉 형태의 튜브로서 일반적으로 봉과 봉은 편에 의해 체결된다. 또한 조종봉은 단일하중 경로를 가지는 구조물로서 파손이 발생할 경우,

항공기 전체의 안전에 치명적인 영향을 주는 비행안전구조물(Flight Safety Structure)이므로, 보수적인 설계가 요구되는 부품이다. 조종봉은 기하학적 형상으로 인해 압축하중을 받게 될 경우 당연히 좌굴하중이 임계조건이 된다. 반면에 인장하중을 받게 될 경우 체결부의 원공주위에서 응력집중이 발생하여 복합재 체결부의 파손이 임계조건이 된다.

복합재 체결부의 강도를 결정하는 문제는 학계의 가장 오래된 연구주제이면서도 여전히 가장 어려운 분야로 남아 있다. 지금까지 진행된 연구들은 연구방법에 따라 크게 세 가지로 구분할 수 있다. 첫 번째는 전적으로 실험에 의존하는 방법이다. 시간과 비용이 많이 드는 단점이 있지만 실제 항공기의 설계에서는 실험적 방법이 주를 이루고 있다. 두 번째는 실험과 해석적인 기법을 결합하는 방법이다. 흔히 말하는 특성길이(Characteristic Length) 방법[1]이 그것인데, 해석적

* 경상대학교 대학원 항공공학과
** 경상대학교 수송기계공학과
*** 한국기계연구원

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 걸리며 정확성에 대한 의문도 제기되고 있지만, 실험에 의존하지 않고 해석만으로 구조물의 강도를 예측할 수 있다는 장점이 있다. 점진적 파손해석 방법을 이용한 연구는 제한적으로 이루어져 왔으며, Hung 등[2]이 볼트로 체결된 체결부의 베어링 파손에 대해 2차원 점진적 파손해석으로 실험치와 잘 일치함을 보였고, Camanho 등[3]은 3차원 점진적 파손해석을 수행하였다.

본 연구에서는 점진적 파손해석 기법을 이용하여 복합재 조종봉의 체결부 강도를 예측하고 실험에 의한 결과와 비교하였다. 실험은 각각 10개의 원공이 없는 평판과 원공이 있는 체결부에 대해 수행하였다. 최대응력 파손식[4], Tsai-Wu 파손식[4], Yamada-Sun 파손식[5] 등을 사용하여 파손을 판정하고 파손된 층의 강성 및 응력은 완전히 사라진다고 가정하는 완전제하법(Complete Unloading Method)[6]을 적용하였다.

2. 유한요소해석

본 연구에서는 비선형 해석을 위해 Updated Lagrangian 수식화 기법을 사용하였다. 사용된 유한요소는 8절점 적층 쉘요소이며, 복합재 각 단층의 섬유방향은 요소에 부착되어 있는 요소좌표계에 대하여 정의된다.

최종파손하중을 예측하기 위해서는 초기의 국부적 손상이 발생한 후의 강성저하를 모사할 수 있는 강성저하 기법의 도입이 필수적이다. 점진적으로 강성을 저하시키는 방법에는 Fig. 1에 제시된 바와 같이 여러 가지가 있지만 본 연구에서는 파손 후의 강성과 응력을 완전히 무시하는 완전제하법을 사용하였다.

비선형 평형경로에서의 반복계산을 위해서는 호길이법(Arc-Length Method)[7]을 사용하였다. 반복계산의 효율성을 위해 Newton-Raphson 방법과 수정 New-Raphson 방법을 결합한 계산방법과 호길이법을 연계하여 사용하였다. 이 방법의 핵심은 Fig. 2에 보인 바와 같이 강성행렬을 새로 계

산하는 단계를 사용자가 임의로 설정할 수 있도록 하는 것이다.

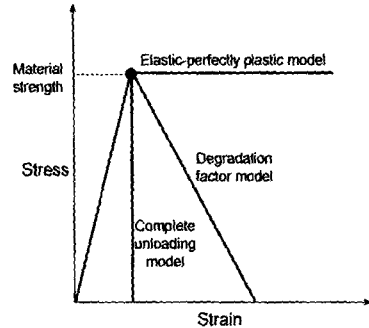


Fig. 1 Various stiffness degradation models

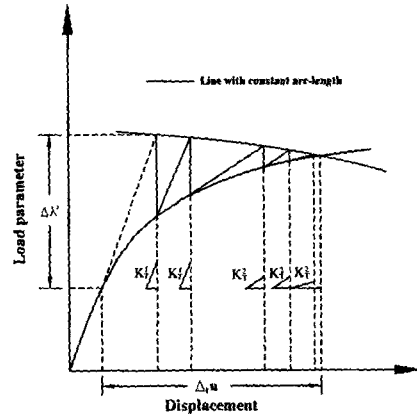


Fig. 2 Arc-length method combined with an improved Newton-Raphson method

초기파손이 발생하는 시점은 파손판정식에 따라 달라지게 되며 점진적 파손해석에서는 최종 강도에도 큰 영향을 미친다. 따라서 본 연구에서는 최대응력 판정식, Tsai-Wu 판정식, Yamada-Sun 판정식 등 세 가지 파손판정식을 사용하여 파손판정방법이 체결부의 강도에 미치는 영향을 살펴보았다.

3. 시험

3.1 시편 제작

시편은 Carbon/Epoxy 일방향 프리프레그와 평직(Fabric)을 사용하여 제작하였다. 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)이다. 시편은 항공기용 부품에 일반적으로 사용되는 오토클레이브(Autoclave)에서 원공이 있는 시편과 없는 시편을 각각 10개씩, 총 20개를 제작하였다. 시편의 원공은 텅스텐 카바이드 드릴(Tungsten Carbide Drill)을 사용하여 가공하였으며, 체결부 시험을 위해 별도의 치구를 제작하였다.

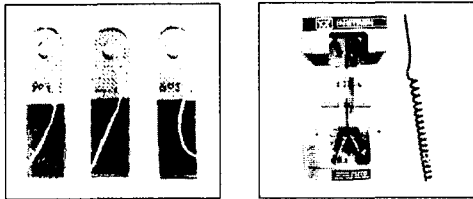


Fig. 3 Specimens and test set-up

3.2 시험 방법

체결부 파손강도 시험을 위한 치구는 별도로 제작하였다. 정적실험은 INSTRON 8516을 사용하였으며 하중은 변위제어를 통하여 가하였다. 단순 인장 시험의 경우 2 mm/min, 체결부 시험의 경우 1 mm/min의 속도로 하중을 가하였다. 각 시편에는 KYOWA의 KFG-5-120-C1 -11 변형률게이지를 부착하였다. 변형률 신호는 NEC사의 변형률미터(Strain Meter)로 측정하였고, STRAWBERRY TREE사의 A/D 변환기를 사용하여 PC를 통해 데이터를 기록하였다.

4. 결과 및 토론

4.1 평판의 인장강도 해석

유한요소해석의 타당성 검토를 위해 먼저 원공이 없는 단순평판에 대한 시험과 해석을 수행하였다. 적층순서는 원공이 있는 체결부 시편과 동일하다. 시편에 사용된 일방향 프리프레그와 평직의 재료상수는 Table 1에 제시된 바와 같다.

해석에 사용한 평판의 형상과 경계조건은 Fig. 4에 보인 바와 같다. 하중은 평판의 끝단에서 분포하중으로 가정하였고, 경계조건은 회전을 구속하는 고정지지이다.

Table 1. Material Properties

Properties	UD	Fabric
E_1	131 GPa	654 GPa
E_2	82.0 GPa	654 GPa
G_{12}	82.0 GPa	35.9 GPa
ν_{12}	0.281	0.058
X_T	2000 MPa	848 MPa
X_C	1400 MPa	593 MPa
Y_T	61.0 MPa	848 MPa
Y_C	130 MPa	593 MPa
S	70.0 MPa	110 MPa

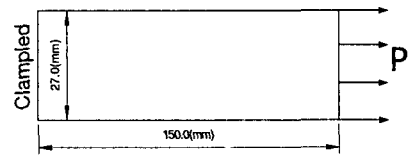


Fig. 4 Plate geometry and boundary conditions

원공이 없는 평판의 하중-변위 선도는 Fig. 5와 같다. 최종파손하중은 실험치와 비교하여 최대응력 파손식과 Yamada-sun 파손식을 적용한 경우에 대해 오차가 각각 -11.14 %와 -13.25 %로 비교적 잘 일치하는 반면 Tsai-Wu 방법은 큰 차이를 보인다. 이것은 Tsai-Wu 방법이 기지의 손상을 단층의 파손으로 판단하기 때문이다. 특히 0도층에서 기지의 파손이 발생할 경우 Tsai-Wu 방법은 구조물의 강도를 매우 낮게 평가하게 된다. 반면에 Yamada-Sun 방법은 기지의 파손을 무시하기 때문에 Tsai-Wu 방법에 비해 상대적으로 강도를 높게 평가한다. 최대응력 판정법은 기지의 파손을 고려하지만 기지의 강성저하와 강도에는 큰 영향을 미치지 않는 것이다.

Table 2. Failure loads by finite element analysis and tests

Failure Criterion	$P_{Exp}(kN)$	$P_{FEM}(kN)$	Error(%)
Yamada-Sun	75.77	65.73	-13.25
Max. Stress		67.33	-11.14
Tsai-Wu		51.36	-32.21

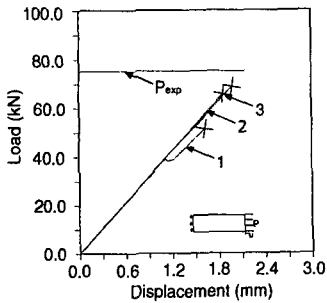


Fig. 5 Load-displacement curve for un-notched specimen (1:Tsai-Wu 2:Yamada-Sun, 3:Maximum stress)

4.2 체결부 강도 해석

핀에 의해 복합재 피팅에 가해지는 하중을 모사하기 위해 Fig. 6에서와 같이 핀에 의해 하중이 가해지는 부분에 대하여 반경방향 변위를 구속하고 원주방향 변위는 구속하지 않았다. 하중은 복합재 피팅의 끝단에서 균일분포로 가하였다. 이러한 방법은 변형이 진행됨에 따라 원공 상하에서 접촉영역이 달라지는 현상을 반영할 수 없다는 문제점이 있다. 그러나 베어링에 의해 파손이 발생할 경우 문제가 되는 부분은 원공의 전방부분이므로 원공 상하에서의 부분적인 접촉영역 변화는 큰 영향을 미치지 않게 된다. 따라서 베어링에 의한 파손이 지배적인 문제의 경우 타당한 방법이라고 할 수 있다. 체결부의 형상 및 하중이 상하대칭임을 고려하여 유한요소해석은 절반만을 대상으로 하였다.

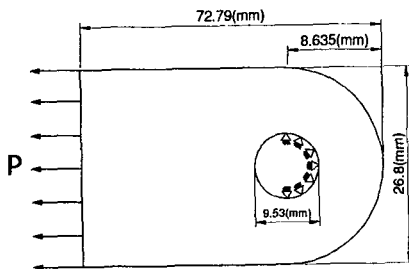


Fig. 6 Joint geometry and boundary condition

체결부의 강도해석 결과는 Table 3에 보인 바와 같다. 원공이 없는 평판의 경우에서와 마찬가지로 Tsai-Wu 방법이 가장 낮은 결과를 주고 최대응력 방법이 가장 높은 파손하중을 예측함을 알 수 있다. 시험결과에 가장 가까운 것은

Yamada-Sun 파손식을 적용한 경우로서 시험치와 불과 7.39 %의 오차만을 보인다. 재료상수 이외에는 시험에 의해 결정되는 인자를 전혀 고려하지 않은 점진적 파손해석에 의해 원공이 있는 복합재 체결부의 강도를 10 % 이내의 오차로 예측할 수 있다는 것은 매우 획기적인 것으로 판단된다. 보통 시험에 의한 하중으로부터 특성길이를 결정하여 이를 바탕으로 유한요소해석을 수행한 경우에도 10 % 내외의 오차를 보이는 것과 비교하면 본 연구에서 사용된 점진적 파손해석 방법은 복합재 체결부의 강도해석을 위한 매우 유용한 방법이 될 수 있을 것으로 판단된다.

Table 3. Failure loads by finite element analysis and tests

Failure Criterion	$P_{Exp}(N)$	$P_{FEM}(N)$	Error(%)
Yamada-Sun	10286	11046	+7.39
Max. Stress		11964	+16.31
Tsai_wu		9228	-10.29

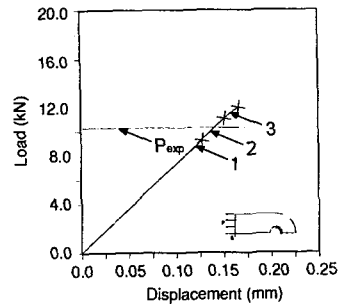


Fig. 7 Load-displacement curve for joint (1:Tsai-Wu 2:Yamada-Sun, 3:Maximum stress)

Table 4. Ultimate loads by progressive failure analysis and characteristic length method

Failure Criterion	$P_{Exp}(N)$	M1(N)	M2(N)
Yamada-Sun	10286	11046	14023
Tsai-Wu		9228	9239

M1: Progressive Failure Analysis

M2: Characteristic Length Method

본 해석방법의 상대적 정확성을 검토하기 위해 Table 4에 체결부 파손해석의 다른 한 방법인 특

성길이 방법에 의한 해석결과와 점진적 파손해석에 의한 결과를 비교하였다. Yamada-Sun 파손식을 사용한 경우에는 특성길이 방법을 사용하는 것보다 시험치와 더 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 점진적 파손해석 기법을 이용하여 원공이 없는 단순 평판과 핀하중을 받는 복합재 체결부에 대한 강도해석과 시험을 수행하였다. 체결부 강도해석의 결과 본 연구에서 제시한 방법이 실제의 파손강도를 매우 정확하게 예측하고 있음을 알 수 있었다. 특히 Yamada-Sun 판정법을 사용한 경우가 원공이 없는 경우와 핀하중을 받는 체결부 모두에 대한 해석에서 시험결과와 매우 잘 일치하였다. 특히 시험에 의한 인자를 고려하는 특성길이 방법보다도 더 정확한 파손강도를 얻을 수 있었던 것은 점진적 파손해석 기법의 적용 가능성을 한층 높여주는 것으로 판단된다.

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, "Bering 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) R. M Jones, *Mechanics of Composite Materials*, McGraw-Hill, 1975, New York, USA.
- (5) S. E. Yamada and C. T. Sun, "Analysis of Laminate Strength and Its Distribution", J. of Composite Materials, Vol. 12, 1978, p. 275-284
- (6) 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. 371-281
- (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.