

# 핀하중을 받는 복합재 조종봉 체결부의 강도

박노희\*·안현수\*·권진회\*\*·최진호\*\*·양승운\*\*\*·김광수\*\*\*

## The Strength of Composite Control Rod Joint under the Pin Loading

R. H. Park, H. S. Ahn, J. H. Kweon, J. H. Choi, S. Y. Yang, G. S. Kim

**Key Words:** Joint, Composite, Pin Load, Characteristic Length

### Abstract

A combined finite element and experimental study based on the characteristic length method is performed to investigate the strength and behavior of the pin joint in composite control rod. The failure is estimated by the Yamada-Sun and Tsai-Wu criteria on the characteristic curve. The gap elements are used to simulate the contact between the pin and the composite fitting with hole. The accuracy and applicability of the method are validated by the joint tests. All the specimens were failed in the bearing mode in the test and finite element analysis, and good agreement was found between the predicted and test results on the joint strength of composite control rod.

### 1. 서 론

항공기의 성능향상을 위해서는 필연적으로 중량절감이 요구되고 최근에는 기체구조뿐만 아니라 각종 세부계통에 대해서도 이러한 요구가 나타나고 있다. 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 항공기 내의 다른 구조물과 달리 여분의 하중경로가 없는 단일하중경로를 가지는 구조물로서 파손이 발생할 경우, 항공기 전체의 비행안전성에 치명적인 영향을 주는 비행안전구조물이므로, 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. 본 연구에서는 복합재 체결부의 강도에 대한 실험과 유한요소해석을 수행하고자 한다.

복합재 체결부의 강도를 결정하는 문제는 학계의 가장 오래된 연구주제이면서도 여전히 가장 어려운 분야로 남아 있다. 따라서 수없이 많은 연구들이 진행되어 왔으며 크게 세 가지로 구분할 수 있다. 첫 번째는 전적으로 실험에 의존하는 방법이다. 시간과 비용이 많이 드는 단점이 있지만 실제 항공기의 설계에서는 대부분 실험적 방법이 주를 이루고 있다. 두 번째는 실험과 해석적인 기법을 결합하는 방법이다. 흔히 말하는 특성길이(Characteristic Length) 방법이 그것인데, 해석적 방법으로 파손하중을 결정할 때, 실험에 의해 결정되는 인자 즉 특성길이를 도입하는 방법이다. 주로 Whitney[1], Chang[2], Hamada[3] 등에 의해 많은 연구가 이루어져 왔다. 과거의 연구에서는 특성길이가 재료에 의해서만 결정되는 재료상수와 같은 개념으로 인식되었으나, 이후 Hamada 등[3]의 연구에서 특성길이는 재료상수

\* 경상대학교 대학원 항공공학과

\*\* 경상대학교 항공기부품기술연구센터

\*\*\* 한국항공우주산업(주)

와 같이 취급될 수는 없으며 적층판의 형상에 따라 크게 변하는 것으로 밝혀졌다.

본 연구에서는 복합재 조종봉 체결부의 강도해석을 위해 인장과 압축에 대한 특성길이 결정을 위한 시험을 수행하였다. 시험결과를 바탕으로 유한요소해석을 수행하여 특성길이와 특성곡선을 결정하였다. 파손기준식은 Tsai-Wu와 Yamada-Sun식을 사용하였다. 핀에 하중이 가해짐에 따라 핀과 모재가 접촉하는 접촉면적과 하중의 분포가 달라지므로 갭요소를 사용하여 접촉문제(Contact Problem)로 이상화하고, 비선형 해석을 수행하였다.

## 2. 시험

### 2.1 시편 제작

시편은 Carbon/Epoxy 일방향 프리프레그와 평직(Fabric)을 사용하여 제작하였고, 적층순서는  $[\pm 45_2/90/\pm 45_2/0_4/90/0_4/\pm 45_2/90/\pm 45_3]$ 이고  $\pm 45$ 도층은 평직이다. 시편은 항공기용 부품에 일반적으로 사용되는 오토클레이브(Autoclave)에서 제작하였으며, 인장 시험, 베어링파손 시험 및 체결부 시험을 위하여 4종류의 시편을 각각 10개씩, 총 40개를 제작하였다. 시편의 원공은 텅스텐 카바이드 드릴(Tungsten Carbide Drill)을 사용하여 가공하였으며, 베어링 시험과 체결부 실험을 위해 별도의 치구를 제작하였다.

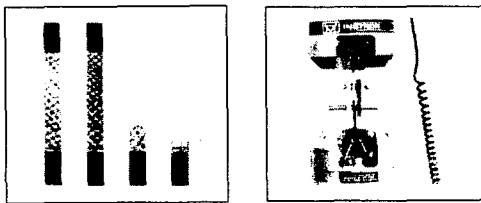


Fig. 1 Specimens and experimental set-up

### 2.2 시험 방법

특성길이를 결정하기 위해서 인장 시험과 베어링파손(Bearing Failure) 시험을 수행하였다. 체결부 파손강도 시험을 위한 치구는 별도로 제작하였다. 정적실험은 INSTRON 8516을 사용하였으며 하중은 변위제어를 통하여 가하였다. 인장 시험의 경우 2 mm/min로 하였고, 체결부 시험의 경우 1 mm/min의 속도로 하중을 가하였다. 베어

링파손 시험의 경우 원공과 끝단(Edge)사이의 거리가 짧으므로 0.1 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.

### 2.3 시험 결과

시험은 원공이 없는 평판의 인장강도 결정을 위한 인장시험, 인장 특성길이 결정을 위한 원공이 있는 평판의 인장시험, 압축 특성길이 결정을 위한 베어링 시험, 체결부 강도평가를 위한 체결부 시험 등 총 4가지가 이루어진다. 각각의 경우에 대한 시험결과는 Table 1에 요약하였다.

Table 1 Failure loads of each various specimen

ID	Failure Load Ave. (kN)	ID	Failure Load Ave. (kN)
TTS	75.77	BTS	12.00
TTSH	39.80	JTS	10.29

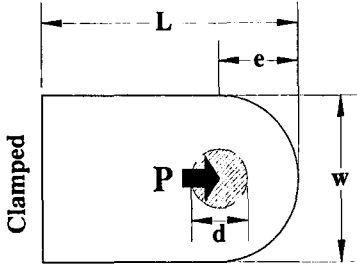
• TTS: Tensile Test Specimen, TTSH: Tensile Test Specimen with a Hole  
• BTS: Bearing Test Specimen, JTS: Joint Test Specimen

## 3. 유한요소해석

유한요소해석은 MSC/NASTRAN을 사용하였고, 전·후처리 프로그램은 MSC/PATRAN을 사용하였다. 조종봉으로부터 복합재 체결부만을 분리하여 상세 구조해석을 수행하였다. 핀과 원공 사이에는 미세한 틈(Gap)이 있음을 가정하여 압축하중만을 전달하는 접촉요소를 정의하여 접촉응력상태와 핀 자체의 탄성거동을 묘사하였다. 체결부의 파손강도와 파손양상을 파악하기 위해 특성길이와 특성곡선 개념을 적용하였으며, 파손을 판정하기 위해 Yamada-Sun과 Tsai-Wu 파손식을 사용하였다. 특성곡선 상에서 파손지수가 1이 될 경우 파손이 발생하며 최초로 한 층의 파손이 발생할 경우 전체 구조물의 파손을 가정하는 First-ply Failure 이론을 사용하였다.

해석에 사용한 조종봉 체결부의 형상과 경계조건은 Fig. 2와 같다. 실제 해석에는 체결부의 상하대칭을 이용하여 절반만 모델링하였다. 경계조

건은 조종봉의 몸체와 연결된 부분에서는 회전을 구속하는 고정지지이고, 하중은 편익의 절반에 대해 분포하중을 가정하여 적용하였다.



L=43.4 w=26.8 e=8.635 d=9.53 (Unit: mm)

Fig. 2 Geometry and boundary conditions

### 3.1 특성길이와 특성곡선의 정의

특성길이는 인장과 압축에 대해서 각각 정의된다. Fig. 3에 보인 바와 같이 인장에 대한 특성길이를 결정하기 위해서는 원공이 있는 시편의 인장 파손하중을 적용하중으로 하여 응력해석을 수행해야 한다. 해석 결과 하중방향 인장응력과 원공이 없는 시편의 인장강도가 일치하는 위치와 원공의 가장자리(Edge) 사이의 거리를 인장에 대한 특성길이로 정의한다. 압축에 대한 특성길이를 결정하기 위해서는 베어링 파손하중을 적용하중으로 하여 응력해석을 수행한다. 해석 결과 하중방향 압축응력과 시편의 베어링강도가 일치하는 위치와 원공의 가장자리 사이의 거리를 압축에 대한 특성길이로 정의한다.

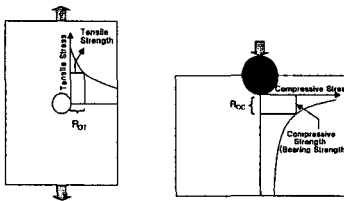


Fig. 3 Definition of characteristic lengths

Chang 등[2]이 제시한 특성곡선은 특정 지점에서의 응력값으로 파손을 판정하기 위해서 파손강도 예측 시 파손식을 적용하는 가상의 곡선이며 다음과 같이 정의된다.

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

여기서  $R_{ot}$ 와  $R_{oc}$ 는 각각 인장에 대한 특성길이와 압축에 대한 특성길이이며 특성곡선의 형태는

Fig. 4에 보인 바와 같다.

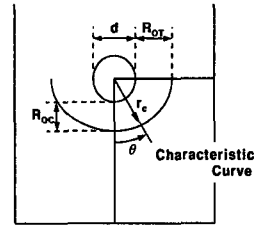


Fig. 4 Definition of characteristic curve

인장에 대한 특성길이는 Fig. 5와 6dp 제시된 바와 같이 시험결과와 유한요소해석의 결과를 조합하여 결정하였으며 인장과 압축에 대한 특성길이는 각각 1.763 mm, 1.87 mm이다.

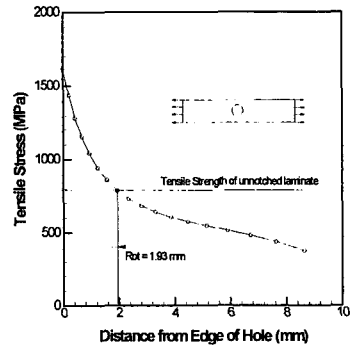


Fig. 5 Characteristic length for tension

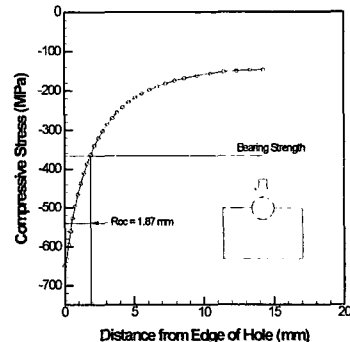


Fig. 6 Characteristic length for compression

### 3.2 조종봉 체결부 해석

체결부 해석은 체결부와 체결재 사이에 접촉요

소를 정의하여 비선형 해석을 수행하였다. 체결부의 파손판정은 특성곡선 상에서 평가하였으며, 파손판정을 위해 Tsai-Wu와 Yamada-Sun 파손식을 사용하였다.

파손해석의 결과는 Table 2에 제시한 바와 같다. 표에 제시된 결과를 살펴보면 Tsai-Wu 파손식을 사용한 경우 실험에 의한 파손하중과 잘 일치함을 알 수 있다. 이 때, 최초의 파손은 0° 층에서 발생하였으며, 핀과 원공이 접촉하고 있는 부분에서는 압축에 의한 모재파손이 40 % 정도였다. 파손하중은 9,239 N으로 실험값보다 낮은 수준의 강도를 예측하였으며 원공주위의 파손양상은 전형적인 베어링 파손으로 실험에 의한 결과와 잘 일치하였다.

Table 2 Finite element and experimental failure load

Failure Criterion	$P_{Exp.}$ (kN)	$P_{FEM}$ (kN)	Error (%)
Tsai-Wu	10.286	9.239	-10.2
Yamada-Sun	10.286	14.023	36.3

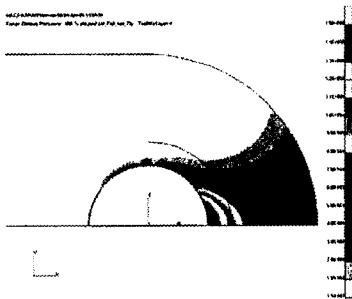


Fig. 6 Failure index of 0° layer using the Tsai-Wu failure criterion

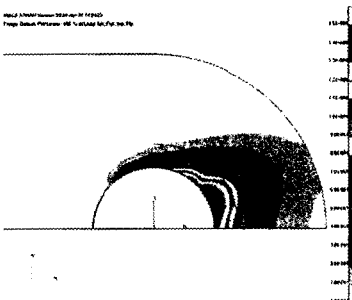


Fig. 7 Failure index of 0° layer using the Yamada-Sun failure criterion

#### 4. 결론

본 연구에서는 특성길이 방법을 이용하여 핀 중을 받는 복합재 조종봉의 체결부 강도해석을 수행하였다. 핀과 복합재의 접촉부는 깎임요소를 사용하여 비선형 접촉문제로 해석하였다. 해석결과 일반적인 예상과 달리 Yamada-Sun 파손식을 적용한 경우 실험값과 30 % 이상의 오차를 보이는 반면, Tsai-Wu 파손식을 적용한 경우 비교적 실험값에 가까운 결과를 얻을 수 있었다. 기존의 연구들이 일반항 프리프레그만을 사용한 적층판을 대상으로 한 반면 본 연구에서는 많은 수의 평직층이 사용되고 있기 때문에, Yamada-Sun 방법은 파손강도를 과대평가하는 것으로 판단된다. 따라서 평직층이 주로 사용되는 체결부의 경우 파손식의 선정에 신중한 검토가 있어야 함을 알 수 있다.

#### 후기

본 연구는 한국과학재단 지정 경상대학교 항공기부품기술연구센터의 지원에 의한 것입니다.

#### 참고문헌

- 1) J. M. Whitney and R. J. Nuismer, "Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentration", J. of Composite Materials, Vol. 10, 1974, p. 253-265.
- 2) F. K. Chang and R. A. Scott, "Strength of Mechanically Fastened Composite Joints", J. of Composite Materials, Vol. 16, 1982, p. 470-494.
- 3) H. Hamada and Z. I. Maekawa, "Strength Prediction of Mechanically Fastened Quasi-isotropic Carbon/Epoxy Joints", J. of Composite Materials, Vol. 30, 1996, p. 1596-1612.
- 4) S. E. Yamada and C. T. Sun, "Analysis of Laminate Strength and Its Distribution", J. of Composite Materials, Vol. 12, 1978, p. 275-284.