

# 항공기용 복합재 외부연료탱크 체결부의 3 차원 구조해석

엄원섭\* · 정재우\*\* · 권진희\*\*\* · 최진호\*\*\* · 양승운\*\*\*\* · 이상관\*\*\*\*\*

## Three-Dimensional Analysis of Composite External Fuel Tank Joint

Won-Seop Uhm\* · Jae Woo Jung\*\* · Jin-Hwe Kweon\*\*\* · Jin-Ho Choi\*\*\*\*  
Seung-Un Yang\*\*\*\*\* · Sang-Kwan Lee\*\*\*\*\*

Key Words: Composite, Joint, External Fuel Tank, Finite Element Analysis

### ABSTRACT

A composite-aluminum hybrid joint of composite external fuel tank of an aircraft has been analyzed by a 3-dimensional finite element method. Curvature and contact of the joint structure were considered in the analysis. Yamada-Sun failure criteria was utilized for the failure evaluation. A finite element program ABAQUS was used for the nonlinear contact analysis. The joint structure was predicted to be safe in both the test and analysis.

### 1. 서 론

초음속 전투기에 장착되는 복합재 외부연료탱크는 항공기의 보조 연료를 저장하는 구조물로서 파일런(Pylon)에 의해 날개나 동체 하부에 장착되는 유선형 원통 구조물이다. 항공기에 장착되는 외부연료탱크는 무게를 줄이기 위해 가능하면 가벼우면서 상대적으로 강도가 크고 강성이 높은 복합재 재질을 많이 사용한다.

또한 복합재 연료탱크는 구조적, 기능적 특성상 전체를 일체형으로 만드는 것은 곤란하다. 따라서 연료탱크를 적절히 2~3 개 부분으로 제작한 후 조립하게 된다. 조립에는 주로 리벳과 같은 체결재가 사용되게 되는데 이 경우 복합재 체결부의 파손해석이 요구된다. 특히 연료탱크이 경우 내부에 알루미늄 등의 금속이 보강되는 경우가 많은데 본 연구의 대상인 연료탱크의 경우에도 부분적으로 알루미늄 원통이 보강되어 있다. 따라서 이러한

연료탱크의 체결부는 복합재와 금속이 공존하는 하이브리드 형태가 된다.

복합재 체결부에 대한 연구는 국내외에서 이미 많이 진행되어 왔다. 그러나 주로 2 차원 구조해석이 많고, 특히 하이브리드 복합재 체결부에 대한 2 차원 구조해석은 찾아보기 어려웠다.

따라서 본 논문에서는 항공기용 복합재 외부연료탱크의 후방부 알루미늄과 복합재의 연결 부위에 대한 구조 강도 해석을 수행하였다. 해석은 상업용 유한요소 프로그램인 ABAQUS 를 사용하였고, 3 차원 고체요소를 사용하여 체결부를 모델링하였다. 적용하중은 내력해석 결과를 사용하였고, 내력해석에 의한 하중을 가하여 체결부가 구조적으로 안전한지 여부를 평가하였다.

### 2. 복합재 체결부 설계

#### 2.1 설계 내용

해석대상 연료탱크의 체결부위는 중앙부의 알루미늄 원통 구조물과 후방부의 복합재 콘(Cone)을 서로 연결하는 부분이다. 따라서 복합재 프레임 링(Frame Ring)으로 연결 부재를 만들고 원통 둘레 전체를 10 도 간격으로 36 개의 리벳을 사용하여 체결하도록 하였다. 그 후 최종적으로 외부연료탱크 외부를 유리섬유 필라멘트 와인딩으로 보강하

\* 한국항공우주산업(주), 경상대학교 대학원 항공공학과

\*\* 경상대학교 대학원 항공공학과

\*\*\* 경상대학교 기계항공공학부

\*\*\*\* (주) DACC

\*\*\*\*\* 한국기계연구원 복합재료그룹

였다. 전체 외부연료탱크의 형태와 해당 체결부의 위치는 Fig. 1 에서 제시하였다. Joint 부위의 단면 형태는 Fig. 2 에서 제시하였다.

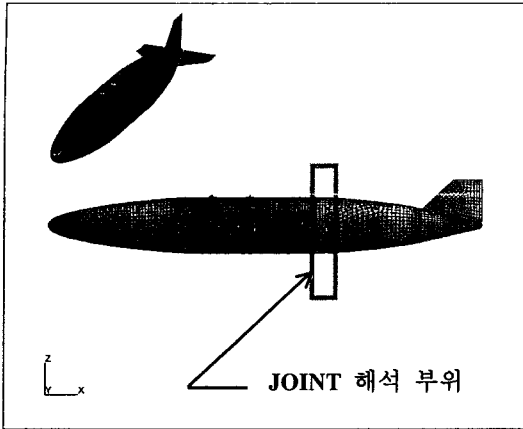


Fig. 1 External fuel tank configuration

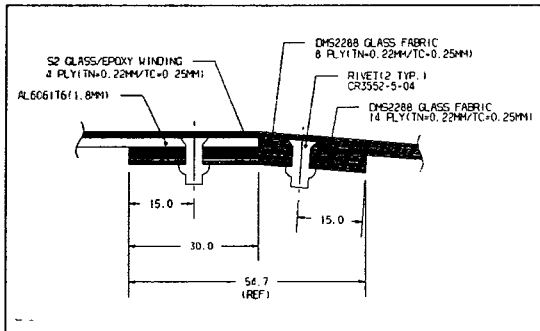


Fig. 2 Joint section details

## 2.2 재질 및 물성치

중앙부의 알루미늄 AL6061-T6 의 두께는 1.8 mm 이고, 이와 연결하는 복합재는 DMS2288 Glass/Epoxy 이다. 총 8 층의 프리프레그를 적층하였고 적층순서는  $[45/0/45/0]_s$  이다. 성형 후의 전체 두께는 2.0 mm, 각 층의 두께는 성형 전 0.22 mm, 성형 후 0.25 mm 이다.

프레임 링 복합재의 재질은 여덟층 복합재와 동일하고 적층순서는  $[\pm 45/\pm 45/0/45/0/45_0/45/0/45_2]$  로서 총 14 층을 적층하였다. 성형후의 두께 3.5 mm 이다.

필라멘트 와인딩 복합재 재질은 S2 Glass/Epoxy 이고, 총 4 층을 사용하였다. 성형 후의 두께는 1.0 mm, 각 층의 두께는 성형 전 0.22 mm, 성형 후 두께는 0.25 mm 이다.

Table 1. Material property

	DMS2288 G/E	S2 Epoxy Winding	AL6061 -T6	Adhesive
$E_1$ (MPa)	22200	52568	68300	1078
$E_2$ (MPa)	22200	40000		
$G_{12}$ (MPa)	4350	5596		
$\nu_{12}$	0.125	0.248	0.33	0.28
$X_T$ (MPa)	250	1481	290	
$X_C$ (MPa)	299	675		
S(MPa)	117	72	186	27

## 3. 유한요소해석

### 3.1 유한요소모델 설명

체결부의 3 차원 유한요소모델은 Fig. 3 에 보인다. 바와 같다. 해석 Code 는 비선형 상용 유한요소해석 프로그램 ABAQUS 6.2 를 사용하였고, 전/후처리는 MSC/PATRAN2001R2 를 사용하였다. 구조 부재에는 8 절점 요소인 3D HEXA 요소를 사용하였다. 카운트 싱크 리벳(Counter-Sunk Rivet)과 부재의 접촉부위와, 부재와 부재의 사이의 경계는 접촉요소를 사용하였다. 하중 조건은 부재의 끝단에 체결부에 부과되는 하중 760 N 을 절점하중으로 적용하였다. 이 하중은 외부연료탱크의 설계 하중조건에서 체결부에 가장 영향이 크다고 판단한 하중조건에서 선정하였다.

경계 조건은 하중 부과위치의 반대편에 자유도 3 을 구속하여 전체적으로 인장하중을 받는 구조물로 모델링하였다. 알루미늄과 4 층 최외부 복합재 사이는 실제로 접착체결이 되므로 이에 대해서 두께 0.2 mm, 3D HEXA 요소로 모델링하였다.

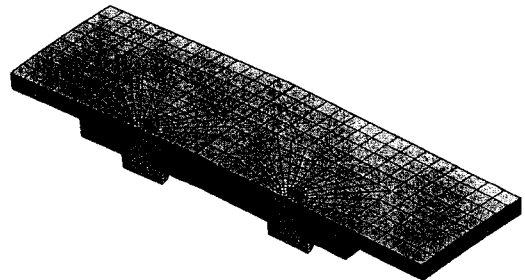
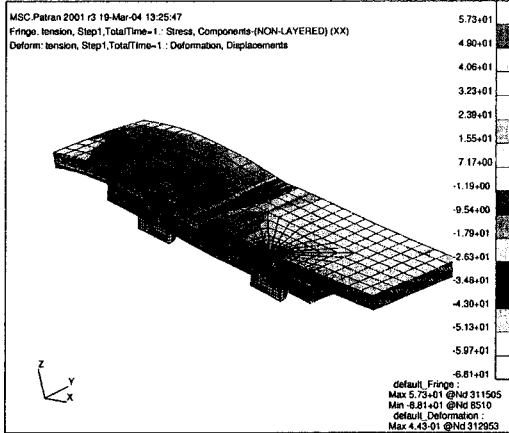


Fig. 3 3D Finite Element Model For Joint Analysis

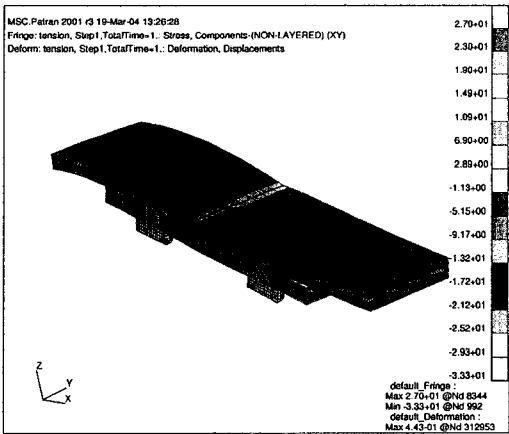
### 3.2 알루미늄 및 복합재 해석 결과

해석 모델은 곡률을 가지는 Single-Shear-Splice Joint 로서 형상의 비대칭으로 인한 추가적인 모멘트가 발생하였다. 유한요소해석을 위해 초기 모델은 최외부 4 층 복합재를 반영하지 않고 해석한

결과, 부재의 곡면 형상에 의해, 평면일 때와는 달리 굽힘 모멘트가 발생하였고 부재와의 접촉면 끝단에서 변위가 상대적으로 크게 나타났다. 응력 수준도 재료강도 허용치를 넘어가는 결과를 보여주었다. 따라서 최외부 4 층 복합재를 해석모델에 반영하여 Fig. 4에 보인 해석 결과를 얻었다.



(a)  $\sigma_1$



(b)  $\tau_{12}$

Fig. 4 Finite element analysis results

전체적으로 알루미늄과 8 층 복합재의 경계지점의 4 층 복합재에서 응력집중이 나타났다. 굽힘에 의한 Kink 현상도 이 지점에서 발생하였다. 8 층 복합재의 첫번째 층에서는 노치부위보다는 부재의 끝단에서 높은 응력이 나타났고, 두번째 층에서부터는 노치부에서 응력집중이 발생하였다. 알루미늄의 노치부 응력은 허용응력을 밀어 넘어서 나타났다. 접착부에서는 끝단 부에서 상대적으로 큰 응력이 나타났다.

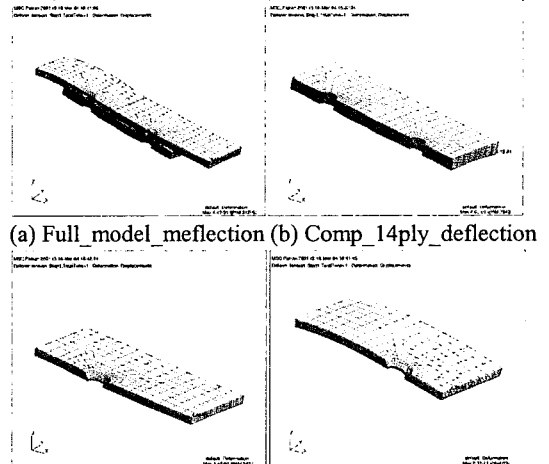
부재의 끝단에서는 일부 접촉면의 분리가 발생하였다. 관심부인 리벳 체결부에서 가장 큰 응력

이 나타났으며, 체결부 중에서도 Counter-Sunk Rivet의 Kink 부위에서 최대 응력이 발생하였다.

복합재 체결부의 가장 취약한 부분으로 가정하여 8 층 복합재에 대해서 Yamada-Sun 파손식을 적용하여 각 층에 대해서 Notch 주위의 파손여부를 검토하였다. 각 층의 파손 여부는 Table 2에 주어진 바와 같다. Table 2에서  $R_f$  값이 1 이상인 것은 파손이 되었음을 의미한다.

Table 2. 8Ply composite failure results(Yamada-Sun)

Ply Number	$X_{t,c}$	S	$\sigma_1$	$\tau_{12}$	$R_f$
P1	25	117	-6.63	14.2	0.29
P2	250	117	20.1	3.78	0.09
P3	25	117	22.8	3.85	0.91
P4	250	117	33.2	4.74	0.14
P5	250	117	33.2	5.87	0.14
P6	25	117	35.8	12.8	1.44
P7	250	117	36.2	18.1	0.21
P8	25	117	42.8	18.1	1.72



(a) Full\_model\_deflection (b) Comp\_14ply\_deflection  
(c) Comp\_8ply\_deflection (d) Aluminum\_deflection  
Fig. 5 Deformed shapes

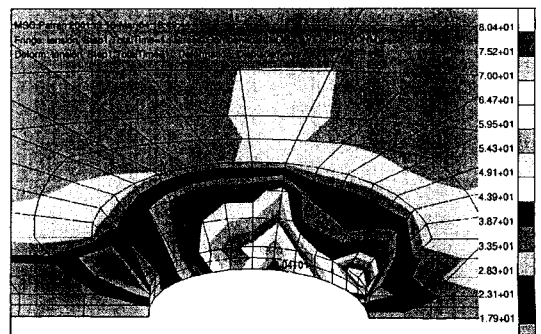


Fig.5 Aluminum\_Von-Mises stress

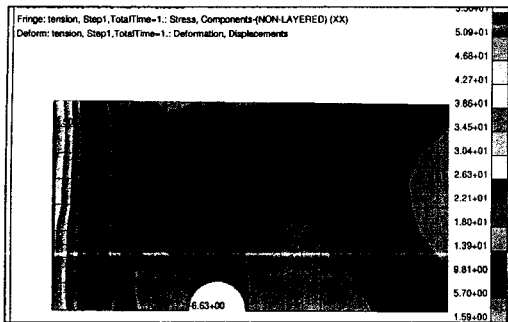
복합재 층의 층별 응력은 Fig. 6 에 보인 바와 같다.

#### 4. 결론

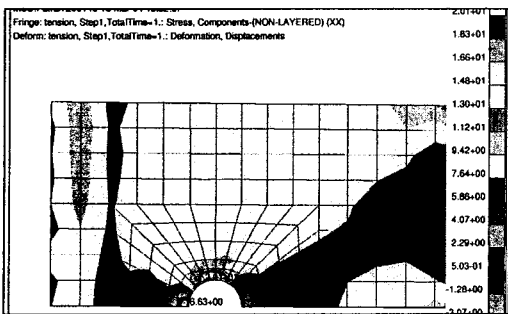
본 논문에서는 항공기에 장착되는 외부연료탱크의 체결부에 대한 구조해석을 수행하였다. 실제 형상과 경계조건을 반영하여 3 차원 유한요소해석을 수행하였다. 일부 복합재 체결부의 노치부에서 극히 국부적인 파손이 나타났으나 이는 접촉으로 인한 응력집중이 매우 큰 영역에서의 국부 응력을 사용하여 파손식에 적용했기 때문이다. 노치 주위에서 일정거리가 떨어진 위치에서 파손여부를 판정하는 특성길이 개념이나 평균응력개념을 도입하여 해석하면 파손은 일어나지 않는다.

#### 참고문헌

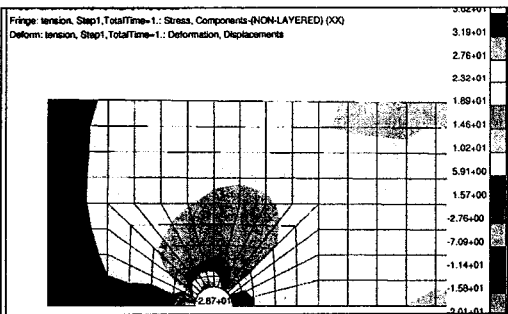
- 1) H. Hamada, K. Haruna and Z. I. Maekawa, "Effect of Stacking Sequences on Mechanically Fastened Joint Strength in Quasi-Isotropic Carbon-Epoxy Laminates", *Journal of Composites Technology and Research*, Vol. 17, No. 3, 1995, pp. 249-259.
- 2) F. K. Chang and K. Y. Chang, "Post-Failure Analysis of Bolted Composite Joints in Tension or Shear-out Mode Failure", *Journal of Composite Materials*, Vol. 21, 1987, 809-833.
- 3) S. C. Tan, "A Progressive Failure Model for Composite Laminates Containing Openings", *Journal of Composite Materials*, Vol. 25, 1991, pp. 556.
- 4) C. H. Hung and F. K. Chang, "Bearing Failure of Bolted Composite Joints.: Model and Verification", *Journal of Composite Materials*, Vol. 30, 1996, pp. 1359-1400.
- 5) J. M. Whitney and R. J. Nuismer. "Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentration", *Journal of Composite Materials*, Vol. 10, 1974, pp. 253-265.
- 6) F. K. Chang and R. A. Scott, "Strength of Mechanically Fastened Composite Joints", *Journal of Composite Materials*, Vol. 16, 1982, pp. 470-494.
- 7) H. Hamada and Z. I. Maekawa, "Strength Prediction of Mechanically Fastened Quasi-isotropic Carbon/Epoxy Joints", *Journal of Composite Materials*, Vol. 30, 1996, pp. 1596-1612.
- 8) Yi Xiao, Wen-Xue Wang and Yoshihiro Takao, "The Effective Friction Coefficient of a Laminated Composite, and Analysis of Pin-loaded Plates", *Journal of Composite Materials*, Vol. 34, 2000, pp. 69-87.
- 9) 안현수, 권진희, 최진호 "복합재 체결부의 파손해석을 위한 새로운 특성길이 결정 방법", *한국 복합재료학회지*, 제 16 권 제 4 호, 2003.8, pp. 10-21.



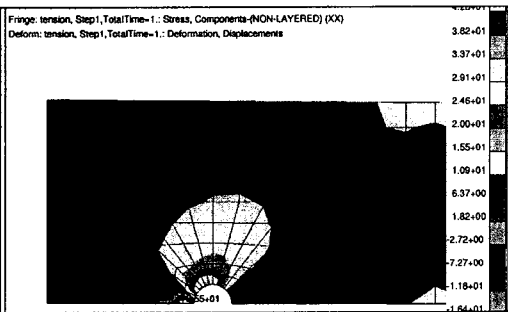
(a) Ply1



(b) Ply2



(b) Ply7



(b) Ply8

Fig. 6  $\sigma_1$  of 8ply composite part