

# Graphite/Expoxy 스트링거의 크리플링 실험

최상민\*·권진회\*\*

## Crippling Test of Graphite/Epoxy Stringers

S.M. Choi and J.H. Kweon

**Key Words:** Crippling, Buckling, Composite Material, Stringer

### Abstract

In author's previous paper, a finite element algorithm was presented to calculate the buckling and crippling stresses of composite laminated stringers. In this study, for the validation of the finite element analysis, Z-section composite stringers of different lengths and flange-widths were tested in axial compression. The stacking sequence of graphite/epoxy is  $[\pm 45/0/90]_s$ . Strain gages were attached to each specimen to get the strain response. Deflection and end-shortening were obtained by a displacement transducer. The buckling and crippling loads are determined from the strain response, load vs. end-shortening curves, and load vs. out-of-plane deflection curves. Comparison between finite element and experimental results shows good agreement in the buckling, local buckling, and crippling stresses.

### 1. 서 론

스트링거는 항공기의 동체와 날개의 외피에 작용하는 면내 수직하중을 지지하는 보강재이다. 스트링거의 단면형상은 C, Blade, Hat, I, J, L, Z 등 매우 다양하지만 모두 플렌지(Flange)와 웹(Web)으로 구성되어 있다는 점이 공통적이다. 스트링거의 웹과 플렌지는 두께가 얇은 평판의 형태로 구성되어 있기 때문에 압축하중을 받게 되면 플렌지와 웹에서 부분좌굴(Local Buckling)이 발생하게 된다. 이는 좌굴이 발생하지 않은 모서리 부분에 과도한 압축하중이 걸리게 하여 모서리에서의 국부적 손상을 촉진시키게 된다. 이로 인해 구조물의 전체적인 하중지지능력이 현저히 감소되며 재료의 압축강도보다 훨씬 낮은 응력수준에서 치명적 파손이 발생하게 된다. 이러한 손상의 형태를 크리플링(Crippling)이라고 한다.

섬유강화 복합재료 중 항공기에 많이 적용되는 탄소섬유강화 복합재료로 스트링거를 설계하여 외피를 보강할 때 필수적으로 요구되는 것이 크리플링 해석이다. 그러나, 크리플링 해석은 만족할 만한 이론적 방법이 없어서 통상 실험이나 실험결과에 근거한 경험적인 방법을 사용하여 왔다. 기존 금속재료인 경우에는 긴 시간동안의 실험을 통하여 설계 데이터가 비교적 잘 준비되어 있으나, 복합재료의 경우에는 그렇지 않다. 그러므로, 복합재 스트링거의 부분좌굴 후 압축파손 즉 크리플링 현상을 유한요소법과 같은 전산구조 해석 기법을 통하여 규명한다면 실제 항공기 구조 설계에 큰 도움이 될 것이다.

이에, 저자는 지난 연구에서[1] Z-단면 복합재 스트링거의 크리플링 응력 및 파손거동을 해석하기 위한 비선형 유한요소 알고리즘을 제시하고 기존의 실험결과들과의 비교검토 작업을 수행하였다. 본 논문에서는 Z-단면 복합재 스트링거를 직접 제작하여 크리플링 실험을 수행하고 실험결과와 해석결과를 비교하여 기 제시된 유한요소 알고리즘의 타당성을 검토하였다.

\* 경상대학교 대학원 기계공학과  
(현, 한국항공우주산업주식회사)  
\*\* 경상대학교 수송기계공학부

## 2. 유한요소 해석

본 연구에서는 비선형 유한요소 프로그램인 GSCL/ACOS 코드를 사용하여 부분좌굴 및 크리플링 해석을 수행하였다. 정식화 과정은 참고문헌 [1]에 제시되어 있다. GSCL/ACOS 코드는 9절점 쉘요소를 바탕으로 Updated Lagrangian 수식화 기법을 사용한 것으로, 요소의 형상함수는 국부좌표계의 2차 함수로 구성되었고, 1차 횡전단 변형 이론이 사용되었다.

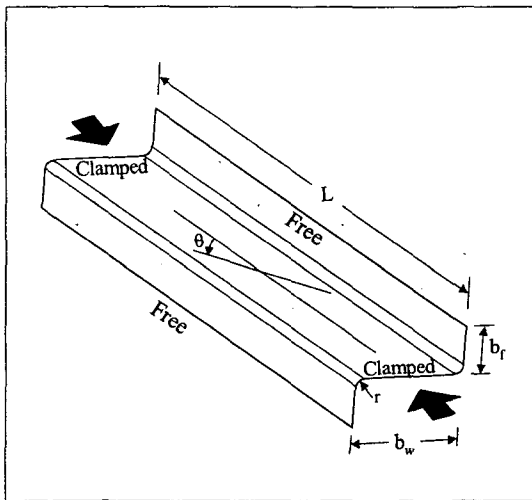


Fig. 1 Stringer geometry and boundary conditions

해석에 사용한 스트링거의 형상과 경계조건은 Fig. 1과 같다. 시편은 플렌지 폭 ( $b_f$ ), 웹 높이 ( $b_w$ ), 코너반지름 ( $r$ ), 두께 ( $t$ )와 시편의 길이 ( $L$ )로 구분하였다. 여기서 시편의 길이는 공칭치수를 의미하며, 제작시에는 시편이 포팅될 부분을 고려하였다. 스트링거의 웹과 플렌지가 교차되는 모서리는 실험 시편과 동일하게 곡률을 갖도록 설계하였으며, 스트링거의 상하 경계는 회전을 구속하는 고정지지이고 길이방향으로는 자유경계이다. 하중은 스트링거의 양단에서 균일변위조건으로 가한다. 본 연구에서 수행한 복합재 스트링거의 부분좌굴 및 크리플링 응력의 비선형 유한요소해석에서는, Graphite/Epoxy 복합재료와 같이 취성이 강한 재료에 적절한 완전제하방법을 강성저하모델로 선택하여 해석을 수행하였다.

## 3. 실험

본 실험에서 사용한 복합재료는 한국화이버에서 생산하는 Carbon UD 150NS이며 물성치는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} E_1 &= 128.0 \text{ GPa}, E_2 = 11.3 \text{ GPa}, \\ G_{12} &= 6.0 \text{ GPa}, \nu_{12} = 0.3, \\ X_T &= 1447 \text{ MPa}, X_C = 1447 \text{ MPa}, \\ Y_T &= 51.7 \text{ MPa}, Y_C = 206 \text{ MPa}, S = 93.1 \text{ MPa} \end{aligned}$$

실험 시편은 한국화이버 연구소의 시설을 이용하여 제작하였으며, 항공기용 부품에 일반적으로 사용되는 오토클레이브(Autoclave) 성형공정을 따랐다. 시편은 Z형 단면을 가진 스트링거로, 플렌지 폭과 스트링거의 길이를 다르게 한 4종류로 각각 5개씩, 총 20개를 제작하였다.

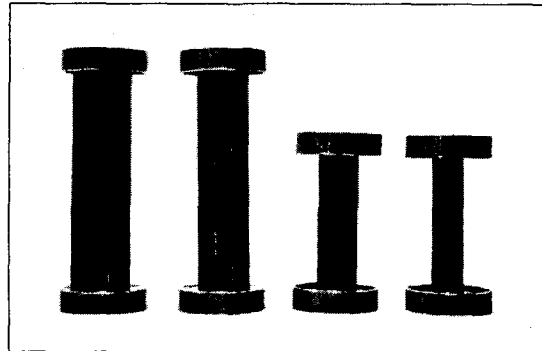


Fig. 2 Photograph of specimen

시편의 ID와 치수는 Table 1과 같으며, 적층순서는  $[\pm 45/0/90]_s$ 을 사용하였다. Fig. 2는 실험에 사용된 시편의 형상이며, 왼쪽으로부터 211S1, 221S1, 231S1, 241S1의 대표적인 형상이다. 좌굴 하중과 크리플링 하중을 측정하기 위하여 각각의 시편에 6개의 스트레인 게이지를 부착하였다. 스트레인 게이지는 유한요소해석에 의해 면외방향으로의 최대 변위가 발생하는 위치를 미리 예측한 후, 웹의 중앙, 플렌지의 끝단 및 코너부위에 부착하였다. 시편의 축방향 변위(End-Shortening)과 면외방향 처짐(Out-of-plane Deflection)을 측정하기 위하여는 LVDT를 사용하였다.

#### 4. 결과 및 검토

Table 1은 본 연구를 위해 제작한 시편에 대한 실험결과와 유한요소해석의 결과를 나타낸다. 총 20개의 시편을 제작하였으나 제작과정에서 심각한 손상이 발견된 시편 및 핸들링 에러로 파손된 시편 5개를 제외하고 총 15개의 시편에 대한 실험결과를 제시하였다.

실험에서 크리플링 응력을 결정하는데는 아무런 어려움이 없으나 좌굴응력의 경우에는 하중-축방향 변위 곡선과 하중-처짐 곡선 및 하중-변형을 곡선으로부터 나타나는 값이 항상 정확히 일치하는 것은 아니다.[2] 완전한 분기좌굴을 일으키지 않는 모든 구조물들에서 동일하게 이러한 현상은 나타나며 본 연구에서는 세가지 방법 모두를 사용하여 좌굴응력을 계산한 후 세 값을 평균하여 사용하였다.

Fig. 3, 4, 5, 6은 각각 하중을 부가함에 따라 시편의 플렌지에서 부분좌굴이 발생하고 이것이 심화되어 최종적인 파손에 도달하는 과정을 시편의 종류별로 나타낸 것이다. Fig. 3은 길이가 길고, 플렌지 폭이 가장 넓은 211S1 시편으로, 좌굴에서 좌굴후 거동 및 최종파손 양상을 보여주고 있다. 모서리에서는 처짐을 일으키지 않은 상태에서 플렌지에서 부분좌굴이 발생하고 이것이 심화되는 과정을 잘 보여준다. 또한 마지막 사진은

시편이 완전히 파괴된 후의 모습이며 시편의 아랫쪽에서 단면 전체에 걸쳐 파손이 발생한 것을 보여주고 있다. 또한 오른쪽 플렌지에서의 층간 분리에 의한 부분좌굴이 최종파손 후에 발생하였음을 알 수 있다.

길이가 짧은 시편의 경우 전체적으로 면외처짐이 작은 상태에서 최종파손이 발생하였다. 플렌지의 부분좌굴과 웹 면의 변형이 관찰되며 최종 파손은 중앙상부에서 단면전체에 걸쳐 파손이 발생하였다. Fig. 6은 길이가 짧고, 플렌지 폭이 가장 작은 241S1 시편의 좌굴에서 좌굴후 파손까지의 거동을 보여준다. 플렌지에서의 부분좌굴 이전에 웹면에서의 변형이 관찰되며 플렌지의 부분좌굴보다 웹면의 좌굴이 더 뚜렷하다. 시편의 파손은 중앙하부에서 발생하였다.

Fig. 7은 시편 221S1-003의 플렌지에서의 점진적 처짐을 무아래 프린지로 나타낸 것이다. 시편의 상단에서 치명적 파손이 일어났음을 알 수 있다.

Table 1에 제시된 바와 같이 해석과 실험에 의한 좌굴응력과 크리플링 응력은 모두 최대 약 15%의 차이를 보이고 있다. 참고문헌 [2]에서와 마찬가지로 각 시편의 좌굴응력 및 크리플링 응력의 편차가 비교적 큰 편이지만 전체적으로 볼 때 유한요소해석이 Z형 단면 복합재 스트링거의 좌굴응력과 크리플링 응력을 비교적 정확히 예측하고 있다.

Table 1 Specimens and test results

ID	$b_f$ (mm)	$b_w$ (mm)	$r$ (mm)	Area (mm <sup>2</sup> )	L (mm)	Local Buckling Stress				Crippling Stress			
						FEM (MPa)	Exp. (MPa)	Aver. (MPa)	Error (%)	FEM (MPa)	Exp. (MPa)	Aver. (MPa)	Error (%)
211S1	31.8	31.8	3.18	100.6	254	57.8	42.2	55.0	5.1	178.6	149.2	171.1	4.4
							67.4				168.4		
							57.5				197.4		
							52.8				169.5		
221S1	25.4	31.8	3.18	86.5	254	79.5	94.0	93.7	-15.2	184.8	180.1	167.8	10.1
							89.0				157.7		
							98.1				165.5		
231S1	19.1	31.8	3.18	72.9	152	135.2	134.2	153.7	-12.0	206.9	185.9	196.8	5.1
							179.9				211.3		
							130.0				177.8		
							170.6				212.0		
241S1	12.7	31.8	3.18	58.7	152	172.1	113.6	192.0	-10.4	246.8	167.5	215.4	14.6
							154.3				170.2		
							292.3				298.3		
							207.8				225.5		

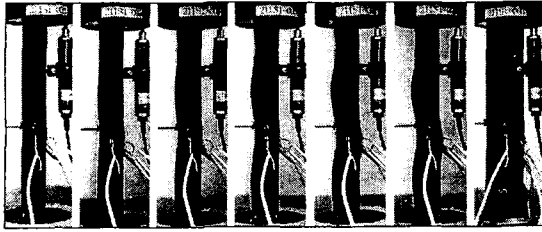


Fig. 3 Bucking and crippling (211S1-003)

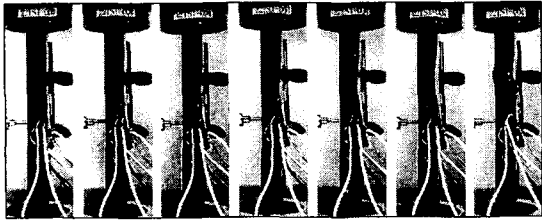


Fig. 4 Bucking and crippling (221S1-004)

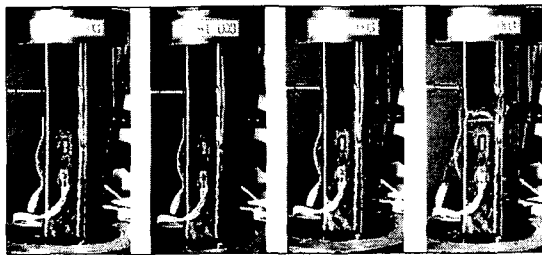


Fig. 5 Bucking and crippling (231S1-003)

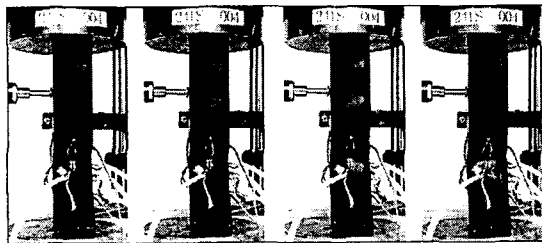


Fig. 6 Bucking and crippling (241S1-004)

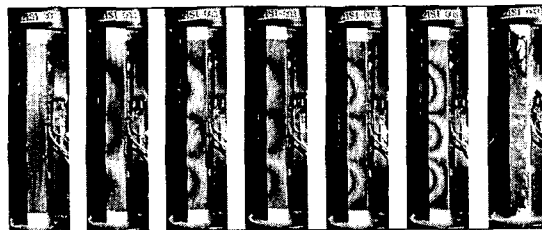


Fig. 7 Shadow moiré fringe (221S1-003)

앞에서도 언급한 바와 같이 복합재 시편의 압축실험에서 유한요소해석이 모사하기 가장 어려운 부분은 층간분리이다. 따라서 만약 시편의 치명적 파손이 발생하기 전에 넓은 영역에서 층간분리와 층간분리 좌굴이 발생한다면 유한요소해석에 의한 결과는 실험과 큰 차이를 보이게 될 것이다. 본 연구에서는 이를 보다 정확히 관찰하기 위해 캠코더를 사용하여 실험장면을 녹화한 후 자세히 분석하였다. 그 결과 본 실험에 사용된 시편의 경우 대부분이 시편이 치명적 파손을 일으키며 붕괴된 직후 층간분리 영역에서의 부분좌굴이 발생함을 분명하게 확인할 수 있었다. 본 연구에서 유한요소해석의 결과가 실험과 비교적 잘 일치하는 것은 이러한 파손 기구에 기인한 것으로 판단된다.

## 5. 결론

본 연구를 통하여 기 제시된 파손 메카니즘 및 유한요소 알고리즘이 복합재 스트링거의 부분좌굴 및 크리플링 거동을 최대 15% 이내의 오차로 비교적 정확하게 예측하고 있는 것을 확인하였다. 따라서 항공기 스트링거의 설계에서 실험을 완전히 배제할 수는 없다 하더라도 최소한의 실험을 통해 해석결과를 적절히 보완하여 사용할 경우 막대한 실험비용과 시간을 줄일 수 있을 것으로 판단된다.

## 후 기

본 연구는 한국과학재단에서 지원하는 핵심전문연구과제(과제번호 981-1003-020-2)의 일부로 수행된 것임을 밝히며, 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) 권진희, "Z-단면 복합재 스트링거의 크리플링 해석" 한국복합재료학회, 제12권, 제6호, 2000, pp.65-73.
- (2) T. M. Wieland, J. Morton and J. H. Starnes Jr. 1992. Scale Effects in Buckling and Crippling of Graphite-Epoxy Z-Section Stiffeners, Report CCMS-92-25, VPI.