

## 論文

## Z-단면 Graphite/Epoxy 스트링거의 크리플링 실험

최상민\*, 권진화\*\*

## Crippling Test of Z-Section Graphite/Epoxy Stringers

S. M. Choi\* and J. H. Kweon\*\*

## ABSTRACT

Z-section composite stringers with various lengths and flange-widths are tested in axial compression for the validation of a finite element algorithm to calculate the buckling and crippling stresses of composite laminated stringers. The stacking sequence considered is  $[\pm 45/0/90]_s$ . Strain gages are attached to each specimen, and deflection and end-shortening are obtained by two LVDTs. The buckling load is determined from the load vs. strain response, load vs. end-shortening curves, and load vs. out-of-plane deflection curves. The ultimate stress after local buckling is used as the crippling stress. Comparison between finite element and experimental results shows good agreement in the local buckling and crippling stresses.

## 초 록

본 연구에서는 Z-단면 복합재 스트링거에 대한 크리플링 실험을 수행하여, 선행 연구에서 제시한 복합재 스트링거의 크리플링 해석을 위한 유한요소 알고리즘의 타당성을 검증하였다. 시편은 길이와 플랜지 폭이 다른 Z-단면 탄소/에폭시 복합재 스트링거로서 적층순서는  $[\pm 45/0/90]_s$ 이다. 시편의 부분좌굴 응력과 좌굴후 크리플링까지의 거동을 연구하기 위해 모든 시편에 스트레인 게이지를 부착하였고, 처짐과 변위는 LVDT로 측정하였다. 좌굴하중은 하중-변형률 곡선, 하중-처짐 곡선 및 하중-축변위 곡선 등으로부터 구하였고, 크리플링 응력은 시편의 최대하중에서 단면적을 나눈 값으로 정의하였다. 제시된 유한요소 방법에 의한 부분좌굴 및 크리플링 응력은 실험에 의한 결과와 최대 15 % 이내의 오차로 매우 잘 일치하였다.

## 1. 서 론

스트링거(stringer)는 항공기의 동체와 날개의 외피에 작용하는 면내 수직하중을 지지하는 보강재이다. 스트링거의 단면형상은 C, I, J, L, Z,  $\Pi$  등 매우 다양하지만 모두 플랜지(flange)와 웹(web)으로 구성되어 있다는 것이 공통점이다. 스트링거가 압축하중을 받게 되면 전체적인 좌굴이 발생하지 않더라도, 두께가 얇은 평판 형태의 플랜지와 웹에

서 부분좌굴(local buckling)이 쉽게 발생하게 된다. 일단 플랜지나 웹에서 부분좌굴이 발생하면 좌굴이 발생하지 않은 모서리 영역에 과도한 압축하중이 걸리게 되어 국부적 손상을 촉진시키게 된다. 이로 인해 구조물의 전체적인 하중 지지능력이 현저히 감소되며 전체좌굴(global buckling)이 발생하지 않더라도, 재료의 압축강도보다 훨씬 낮은 응력 수준에서 치명적 파손이 발생하게 된다. 이러한 형태의 손상을 크리플링(crippling)이라고 한다.

\* 경상대학교 대학원 항공공학과 박사과정

\*\* 경상대학교 수송기계공학부, 항공기부품기술연구센터, 교신저자(E-mail:jhwon@nongae.gnsu.ac.kr)

스트링거의 부분좌굴과 크리플링 특성에 관한 이전의 연구들은 주로 실험에 의해 이루어져 왔다. Reddy 등[1]은 얇은 두께의 C3000/5225 graphite/epoxy 평직(fabric) I-단면 보에 대한 압축실험을 수행하였다. 다섯 종류의 적층 -  $[0]_s$ ,  $[45/0_2/45]_s$ ,  $[0/45_2/0]_s$ ,  $[0]_s$ ,  $[45/0/45]_s$ 을 가진 시편을 대상으로 하였으며, NASTRAN를 사용하여 좌굴 거동을 예측하였다. Bonanni 등[2]은 AS4/3502 graphite/epoxy 일방향 테이프를 사용한 C, Z, I, J형 단면의 보강재에 대한 압축 실험 및 해석을 수행하였다. 19개의 I형 단면 시편과 14개의 J형 단면 시편, 2개의 C형 단면 시편 및 1개의 Z형 단면 시편 등 총 36개의 시편을 사용하였고, 적층순서는  $[\pm 45/0/90]_s$ ,  $[\pm 45/0/90]_{2s}$ ,  $[\pm 45/\mp 45/90/0_3]_s$ 의 세 종류가 사용되었다. 해석은 STAGS 코드를 사용하였다. 좌굴하중과 손상이 발생하기 전까지의 좌굴후 거동은 실험과 해석에 의한 결과가 잘 일치하였지만, 손상으로 인한 강성저하를 고려하지 않았기 때문에 부분좌굴 후의 강도 즉 크리플링 능력은 실험에 의해서만 얻을 수 있었다. Wieland 등[3]은 AS4/3502 graphite/epoxy 일방향 테이프를 사용한 Z-단면 시편의 좌굴, 좌굴후 거동 및 크리플링에 관한 실험 및 유한요소해석을 수행하였다. Z형 시편의 웹 높이, 플랜지 폭, 플랜지와 웹의 모서리 반지름, 적층순서 및 두께와 길이를 변화시키면서 실험을 수행하였으며,  $[\pm 45/0/90]_s$ ,  $[\pm 45/0/90]_{2s}$ ,  $[+30/0_2/-30]_s$  등 세 종류의 적층순서가 사용되었다. 종류별로 2~3개의 시편이 사용되었으며, 수치해석에는 ABAQUS가 사용되었다. 크리플링 능력은 실험으로만 구하였고, 파손으로 인한 강성저하를 고려하여 크리플링 능력을 결정하는 유한요소해석은 수행하지 않았다.

지금까지 수행된 연구의 공통점은 크리플링 능력을 실험에 의해서만 결정하였고 해석은 손상이 발생하기 전까지의 비교자료로서만 사용되고 있다는 것이다. 따라서 저자는 선행연구[4]에서 복합재 스트링거의 크리플링 능력 즉 부분좌굴 후 압축강도를 유한요소법으로 해석하기 위한 알고리즘을 제시하였다. 스트링거의 국부적 손상으로 인한 강성저하의 효과를 고려하기 위하여 점진적 파손해석 기법을 사용하였다. 해석의 결과는 기존의 연구들에서 제시된 실험 결과와의 비교를 통해 검증하였다. 그러나 실험 결과가 충분하지 못하여 추가적인 실험을 직접 수행해야 할 필요성이 제기되었다.

따라서 본 연구에서는 15개의 Z-단면 복합재 스트링거 시편을 제작하여 이에 대한 압축실험을 수행하였다. 실험의 일차적 목표는 웹이나 플랜지에서의 부분좌굴 능력과 크리플링 능력을 측정하고 유한요소해석의 결과와 비교하여, 선행연구에서 제시된 유한요소 알고리즘의 타당성을 검토하는 것이다. 부분좌굴 하중 및 최종파손 하중을 결정

하기 위해 시편당 6개의 스트레인 게이지와 2개의 LVDT를 사용하였고, 변형의 형태를 파악하기 위해 샤도우 프아레(shadow moire) 방법을 사용하였다.

## 2. 실험

### 2.1 시편 제작

실험 대상 시편의 형상과 경계조건은 Fig. 1에 보인 바와 같다. 시편의 제원은 플랜지 폭( $b_f$ ), 웹 높이( $b_w$ ), 모서리 반지름( $r$ ), 두께( $t$ ) 및 시편의 길이( $L$ )로 구분하였다. 여기서 시편의 길이는 실제로 실험에 사용된 시편 길이를 의미하며, 시편을 제작할 때 시편이 포팅될 부분을 고려하였다. 스트링거의 웹과 플랜지가 교차되는 모서리는 곡률을 갖도록 설계하였으며, 하중이 가해지는 스트링거의 양단은 회전을 구속하는 고정지지이고 길이방향으로는 자유경계이다. 하중은 스트링거의 양단에서 균일변위조건으로 가한다.

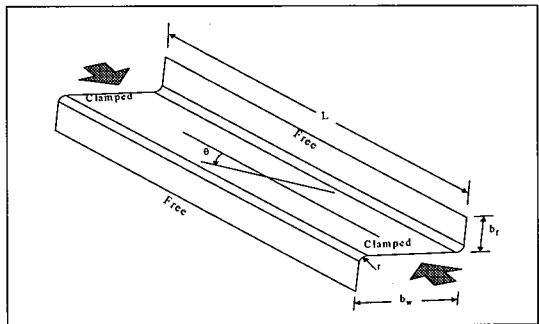


Fig. 1 Specimen geometry and boundary conditions.

시편은 한국화이바의 일방향 프리프레그(UD150NS)를 사용하여, 한국화이바에서 제작하였다. 성형된 시편은 다이아몬드 회전톱을 이용하여 가공하였다. Z-단면 시편의 제작을 위한 몰드는 별도로 제작하였다. 가공된 시편의 평균 두께는 1.1 mm이고 재료상수는 다음과 같다.

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

하중선과 시편의 정렬(alignment)을 위하여 별도의 치구를 제작하여 포팅(potting)하였다. 시편을 포팅할 경우 시편의 끝단에서 고정지지조건을 만들 수 있고, 균일한 하중이 시편에 가해지도록 하며, 압축하중을 부가할 때 시편 끝에서 파손이 발생하는 것을 막을 수 있다. 포팅에 사용한 재료는 National Starch사의 캐스팅용 에폭시 IPCO 9401A와 경화제인 IPCO 9401B이고, 40 °C에서 24시간 이상 성형하였다. 포팅을 위한 치구는 지름 100 mm의 강환(steel ring)을 사용하였다. 강환의 두께는 5 mm 정도이고 깊이는 25.4 mm로 시편을 제작할 때 윗면과 아랫면에 포팅될 길이를 고려하여 가공하였다. Fig. 2는 실험에 사용된 시편의 형상이며, 왼쪽으로부터 211S1, 221S1, 231S1, 241S1의 대표적인 형상이다

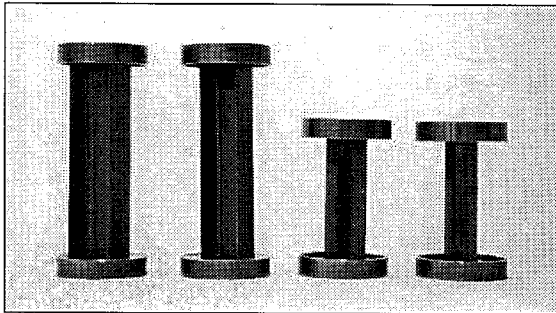


Fig. 2 Specimens after potting.

## 2.2 실험 방법

좌굴하중과 크리플링 하중을 측정하기 위하여 각각의 시편에 6개의 스트레인 게이지를 부착하였다. 스트레인 게이지는 동일한 위치에서 앞뒷면(Back-to-Back)으로 부착하였으며, 유한요소해석에 의해 면외방향으로 최대 변위가 발생하는 위치를 미리 예측한 후, 웹의 중앙, 플랜지의 끝단 및 모서리에 부착하였다. 스트레인 게이지를 부착한 위치는 Fig. 3에 제시하였다. 웹 및 플랜지 부위에는 5 mm 게이지 길이를, 코너 부위에는 2 mm 게이지 길이를 가진 스트레인 게이지를 사용하였다. 사용된 게이지는 KYOWA사의 KFG-5-120-C1-11과 KFG-2-120-C1이고, 게이지계수(gage factor)는 2.09 ~ 2.11이다.

시편의 축방향 변위(end-shortening)와 면외방향 처짐(out-of-plane deflection)을 측정하기 위하여는 LVDT를 사용하였다. 사용된 LVDT는 TOKYO SOKKI KENKYUJO사의 CDP-10과 CDP-25이다.

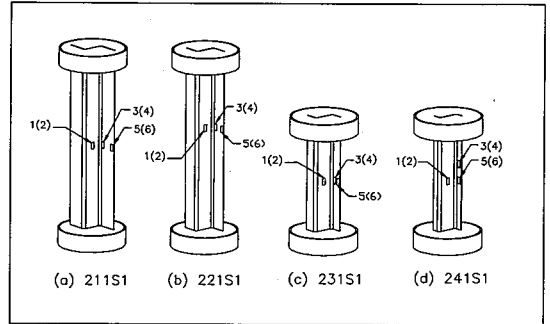


Fig. 3 Strain gage locations.

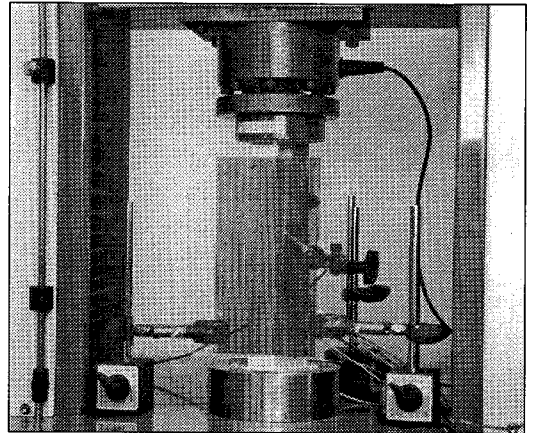


Fig. 4 Experimental set-up.

Fig. 4는 실험장치의 구성을 보여주고 있다. 압축하중은 범용 재료시험기를 사용하여 변위계어로 1mm/min의 속도로 시편에 부가하였다. 압축하중을 가하는 실험에서 가장 중요한 점은 하중선과 시편의 중축을 일치시키는 것과, 시편 전체가 동시에 압축하중을 받도록 시편의 가공을 정확하게 하는 것이다. 이를 위해 포팅을 하기 전에 가공된 시편을 사포를 사용하여 연마하였으며, 포팅 후에도 시편의 끝단을 사포를 사용하여 가공하여 시험기의 하중면과 시편 끝단이 일치하도록 하였다. 또한 시편에 초기하중이 가해질 때 발생할 수 있는 미끄러짐을 방지하기 위하여 시편의 끝단이 압축판 속으로 삽입되도록 제작하였다.

스트레인 게이지 및 LVDT의 신호는 MEASUREMENT GROUP사의 2100 증폭기를 이용하였고, STRAWBERRY TREE사의 A/D 변환기를 사용하여 하중 데이터와 함께 PC에 기록하였다. 또한 압축하중이 부가되어 시편에 발생하

는 면의변형의 정성적인 관찰을 위하여 트아레 방법(shadow moire technique)을 사용하였다. 이를 위해 1~2 line/mm의 그리드를 고정장치를 사용하여 고정시키고, 면의 변형을 보고자하는 시편부위에 무광택 도료를 바른 후 할로겐 램프(quartz-halogen lamp)가 부착된 STRAINOPTIC TECHNOLOGY사의 SML-500 조명장치를 사용하였다. 또한 실험시에 발생하는 손상의 진전 상황을 보다 정확히 기록하기 위해 실험의 과정을 컴퓨터로 녹화하였다.

### 3. 유한요소해석

본 연구에서의 비선형 유한요소해석은 GSCL/ACOS 코드를 사용하였고, 정식화 과정은 참고문헌[5]에 제시되어 있다. GSCL/ACOS 코드는 9절점 쉘요소를 바탕으로 updated lagrangian 수식화 기법을 사용한 것으로, 요소의 형상함수는 국부좌표계의 2차 함수로 구성되고, 1차 횡전단변형이론이 사용되었다. 이 코드는 점진적 파손해석이 가능하며, 강성저하모델로 완전탄소성모델(elastic-perfectly plastic model)[6], 강성감소상수모델(stiffness degradation factor model)[7], 완전제하모델(completely unloading model)[8] 등을 사용할 수 있다. 본 연구에서는 Graphite/Epoxy와 같이 취성이 강한 복합재료에 적합한 완전제하모델(completely unloading model)을 사용하였다. 완전제하모델은 파손이 발생한 층의 파손 모우드에 해당하는 강성과 응력을 완전히 무시하는 방법이다. 또한 강성저하모델을 사용하기 위해서는 파손 판정시에 파손 모우드의 구분이 선행되어야 하므로 최대응력판정법을 사용하여 파손의 발생을 예측한다.

GSCL/ACOS는, 수치해석기법으로 초기파손 후의 비선형 반복계산을 위해서 수정 호길이법(arc-length method)을 사용한다. 수정 호길이법의 특징은 손상영역의 강성 및 지지 응력의 순간적 감소로 말미암아 발생하는 하중경로의 불연속량을 정량화하여 호길이 결정에 반영한다는 점에서 기존의 호길이법과는 구분된다. 또한 반복계산을 수행할 때 구조물의 강성행렬을 수정하는 빈도를 해석자가 임의로 설정할 수 있게 하여 계산의 효율성을 제고하였다. 가령 비선형성이 약한 구간에서는 한번의 하중단계에서 한번만 강성행렬을 생성하는 수정 Newton-Raphson 방법을 사용하고, 비선형성이 큰 좌굴후 해석 등에서는 매 반복계산에서 강성행렬을 수정하도록 한다. 또한 그 중간단계에서는 매 3~4회의 반복계산마다 강성행렬을 새롭게 생성하도록 한다.

적절한 요소분할을 위해 크리플링 응력에 대한 요소수렴성 조사를 수행하여 요소의 수를 결정하였다. 전형적인 유

한요소모델은 Fig. 5에 보인 바와 같다.

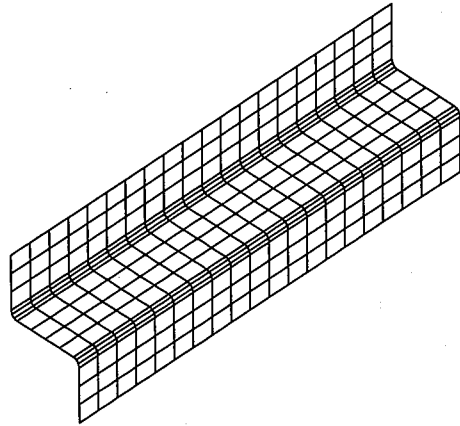


Fig. 5 Typical finite element model for the stringer.

### 4. 결과 및 토론

Table 1은 실험과 유한요소해석의 결과를 비교하여 보인 것이다. 총 20개의 시편을 제작하였으나 제작과정에서 심각한 손상이 발견된 시편 및 취급실수로 파손된 시편 5개를 제외하고 15개의 시편에 대한 실험 결과를 제시하였다. 실험에서 크리플링 응력은 시편이 지지하는 최대하중으로부터 단면적을 나누어 결정하였다. 그러나 부분좌굴 응력의 경우 결정방법이 간단하지 않다. 좌굴응력은 세 가지 방법 즉, 하중-축방향 변위 곡선과 하중-치침 곡선 및 하중-변형률 곡선으로부터 구할 수 있는데, 세 방법에 의한 값이 항상 정확히 일치하는 것은 아니다.[3] 완전한 분기좌굴(bifurcation buckling)을 일으키지 않는 모든 구조물들에서 동일하게 이러한 현상은 나타나며 본 연구에서는 세 가지 방법 모두를 사용하여 좌굴응력을 계산한 후 세 값을 평균하여 사용하였다[9]. 세가지 방법을 사용한 결과는 Table 2에 제시하였다.

Table 1에 제시한 바와 같이 실험에 의한 결과를 기준으로 할 때 유한요소해석에 의한 부분좌굴 응력과 크리플링 응력은 모두 최대 약 15 %의 차이를 보이고 있다. 참고문헌 [4]에서와 마찬가지로 각 시편의 부분좌굴 응력 및 크리플링 응력의 편차가 비교적 큰 편이지만 전체적으로 볼 때 유한요소해석이 Z형 단면 복합재 스트링거의 부분좌굴 응력과 크리플링 응력을 비교적 정확히 예측하고 있음을

알 수 있다. 복합재 시편의 압축실험에서 유한요소해석이 모사하기 가장 어려운 부분은 층간분리(delamination)이다. 만약 시편의 치명적 파손이 발생하기 전에 넓은 영역에서 층간분리와 층간분리 좌굴이 발생한다면 유한요소해석에 의한 결과는 실험과 큰 차이를 보이게 될 것이다. 따라서 본 연구에서는 시편의 최종파손 양상을 보다 정확히 관찰하기 위해 컴퓨터를 사용하여 실험 장면을 녹화한 후 자세히 분석하였다. 그 결과 본 실험에 사용된 시편의 경우, 먼저 섬유층의 파손과 같은 치명적 손상이 발생하여 시편이 붕괴된 직후 층간 분리 영역에서의 부분좌굴이 발생함을 확인할 수 있었다.

본 연구에서 유한요소해석의 결과가 실험과 비교적 잘 일치하는 것은 이러한 파손발생 순서에 기인한 것으로 판단되며 향후 고속 카메라를 사용하여 보다 다양한 시편에 대한 추가적인 실험을 실시할 필요가 있는 것으로 판단된다.

Fig. 6은 시편에 부착한 스트레인 게이지로부터 얻은 변형률을 이용하여 좌굴응력을 계산하는 방법, Fig. 7은 시편의 상단 포팅된 면에 축방향으로 설치한 LVDT에서 얻어지는 축방향 변위로부터 좌굴응력을 계산하는 방법, Fig. 8은 시편의 면외방향으로의 처짐을 구하기 위하여 설치한

LVDT의 처짐 정보를 이용하여 좌굴응력을 결정하는 방법을 제시하고 있다. 위의 세 가지 방법에 의해 결정된 좌굴하중과 좌굴응력을 Table 2에 제시하였다

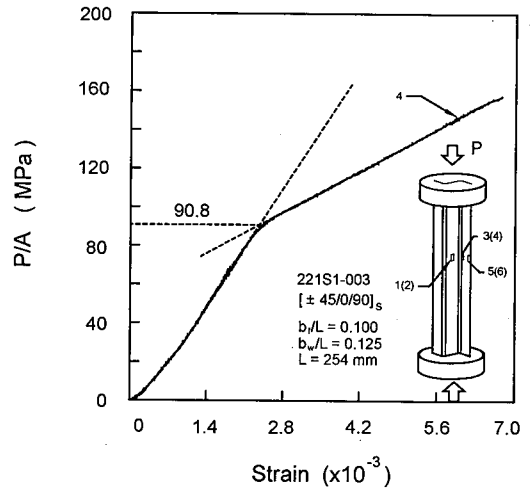


Fig. 6 Buckling load determination using bending strain response.

Table 1 Comparison of finite element and experimental 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		
							129.9				177.8		
							170.6				212.0		
241S1	12.7	31.8	3.18	58.7	152	172.1	113.7	192.1	-10.4	246.8	167.5	215.4	14.6
							154.3				170.2		
							292.3				298.3		
							207.9				225.5		

Table 2 Comparison of finite element and experimental results

ID	No	Buckling Stress (MPa)				Failure location* (mm)
		I	II	III	Average	
211S1	002	40.1	48.2	38.3	42.2	50.8
	003	67.3	66.3	68.7	67.4	235.0
	004	58.5	56.1	57.9	57.5	117.5
	005	55.8	X	49.8	52.8	171.5
221S1	001	90.8	90.8	100.4	94.0	76.2
	003	90.3	91.5	85.1	89.0	108.0
	004	96.5	102.1	95.7	98.1	63.5-76.2
231S1	001	134.2	134.2	134.2	134.2	110.0
	003	175.4	187.1	177.2	179.9	57.2
	004	128.3	130.1	131.3	129.9	79.9
	005	172.4	178.5	160.9	170.6	107.4
241S1	001	118.6	108.7	X	113.7	116.8
	002	154.4	154.0	154.4	154.3	82.8
	003	293.1	293.8	290.1	292.3	81.2
	005	201.3	214.4	X	207.9	25.4

I : Based on the axial stress vs. bending strain response

II : Based on the axial stress vs. end-shortening response

III : Based on the axial stress vs. out-of-plane deflection response

\* Distance from upper edge (mm)

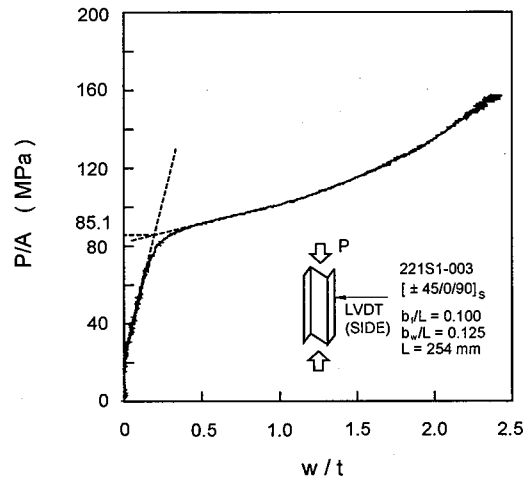


Fig. 8 Buckling load determination using load vs. out-of-plane deflection curve.

Fig. 9와 10은 시편에 부착한 스트레인 게이지의 부착 위치에 따른 하중-변형률 곡선의 양상을 보여주고 있다. Fig. 9는 플렌지 모서리 근처에서의 변형률이고, Fig. 10은 플렌지 자유단 근처에서의 변형률이다.

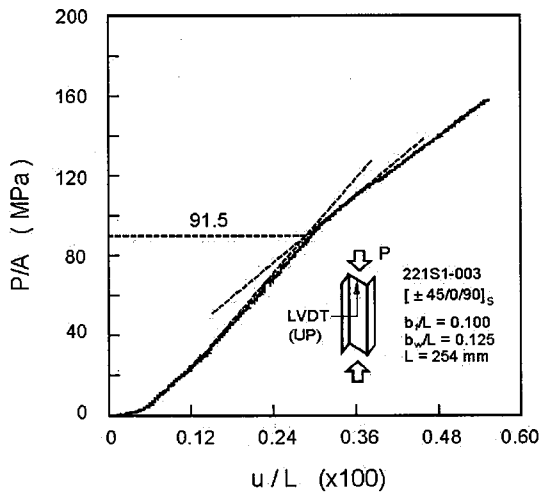


Fig. 7 Buckling load determination using load vs. end-shortening curve.

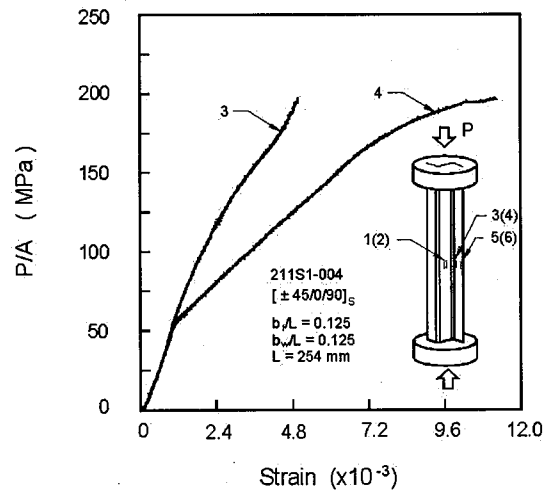


Fig. 9 Strain response at the corner of specimen 211S1-004.

부분좌굴이 발생하기 전에는 시편의 앞뒷면에 부착된 스트레인 게이지에서의 변형률이 동일한 값을 보이지만, 플랜지에서 부분좌굴이 발생하면서 급격한 처짐이 발생하고 이에 따라 앞뒷면의 변형률 값이 크게 달라지는 것을 볼 수 있다.

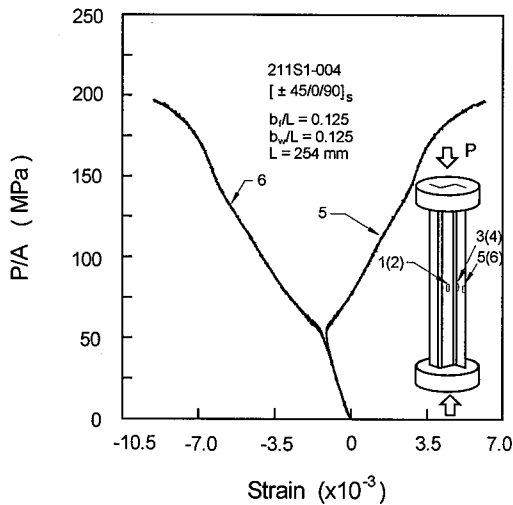


Fig. 10 Strain response at the flange of specimen 211S1-004.

Fig. 11~14는 각각 하중을 부가함에 따라 시편의 플랜지에서 부분좌굴이 발생하고 이것이 심화되어 최종적인 파손에 도달하는 과정을 시편의 종류별로 나타낸 것이다. Fig. 11은 플랜지 폭과 웹 높이가 31.75 mm, 시편의 길이는 254 mm로서 플랜지 폭이 가장 넓은 211S1 시편의 거동을 보인 것이다. 전체 시편은 좌굴을 일으키지 않은 상태에서 플랜지에서 부분좌굴이 발생하고 이것이 심화되는 과정을 잘 보여준다. 또한 마지막 사진은 시편이 완전히 붕괴된 후의 모습으로서 시편의 아랫쪽에서 단면 전체에 걸쳐 파손이 발생한 것을 보여주고 있다. 오른쪽 플랜지에서의 층간분리에 의한 부분좌굴이 최종파손 후에 발생하였음을 알 수 있다.

Fig. 12는 플랜지 폭 25.40 mm, 웹 높이는 31.75 mm, 시편의 길이는 254 mm인 221S1 시편에 대한 결과이다. 211S1 시편과 마찬가지로 플랜지에서의 부분좌굴을 용이하게 관찰할 수 있으며, 최종파손은 시편의 위쪽에서 단면 전체에 걸쳐 발생하였다. Fig. 13은 플랜지 폭이 19.05 mm, 웹 높이는 31.75 mm, 시편의 길이는 152.4 mm로서 길이가

짧은 231S1 시편의 변형과정을 시간에 따라 촬영한 것이다. Fig. 11의 시편에 비해 좌굴에 의한 변형이 매우 작아서 육안으로는 좌굴 형상을 뚜렷이 식별하기 어려운 형태이다. 길이가 짧은 시편의 경우 전체적으로 면의 처짐이 작은 상태에서 최종파손이 발생하였다. 플랜지의 부분좌굴과 웹의 변형이 관찰되며 최종파손은 상부중앙에서 단면 전체에 걸쳐 파손이 발생하였다. Fig. 14는 플랜지 폭이 12.70 mm, 웹 높이가 31.75 mm, 시편의 길이는 152.4 mm인 시편에 대한 결과이다. 플랜지에서의 부분좌굴 이전에 웹에서의 변형이 관찰되며 플랜지의 부분좌굴보다 웹의 좌굴이 더 뚜렷하다. 시편의 파손은 하부중앙에서 발생하였다.

Fig. 11~14를 파손이 발생한 위치의 관점에서 살펴보면, 시편 211S1-003은 시편 하부에서, 시편 221S1-004는 상부에서 파손이 발생하였음을 알 수 있다. 211S1과 221S1에 비하여 길이가 짧은 231S1-005와 241S1-004 시편은 중앙부위의 약간 아래에서 최종파손이 일어났음을 그림에서 나타내고 있다. Table 2에 시편별로 치명적인 파손이 발생한 위치를 제시하였다.

Fig. 15와 16은 각각 시편 211S1-004와 시편 221S1-003의 플랜지에서의 점진적 처짐을 무아래 프린지로 나타낸 것이다. 플랜지에서의 부분좌굴 양상이 다름을 Fig. 14와 Fig. 15를 비교하면 쉽게 확인할 수가 있다.

## 5. 결 론

본 연구에서는 선행연구에서 개발된 유한요소 알고리즘의 타당성 검토를 위해 Z-단면 복합재 스트링거에 대한 크리플링 실험을 수행하였다. 플랜지 폭과 길이가 다른 시편 20개를 제작하여 크리플링 실험을 수행하였으며, 15개의 시편에 대한 실험결과를 제시하였다. 실험에 의한 부분좌굴 응력 및 크리플링 응력과 유한요소해석의 결과는 평균 15%의 오차범위 내에서 잘 일치하였다. 본 연구를 통해, 제시된 유한요소 알고리즘이 좌굴하중 및 크리플링 응력을 잘 예측하고 있음을 확인하였고, 유한요소해석의 결과가 복합재 스트링거의 크리플링 응력을 결정하는데 있어서 중요한 가이드라인이 될 수 있음을 알 수 있다. 비록 항공기 스트링거의 설계에서 실험을 완전히 배제할 수는 없다 할지라도 최소한의 실험을 통해 유한요소해석의 결과를 적절히 보완하여 사용할 경우 막대한 실험비용과 시간을 줄일 수 있음을 확인하였다.

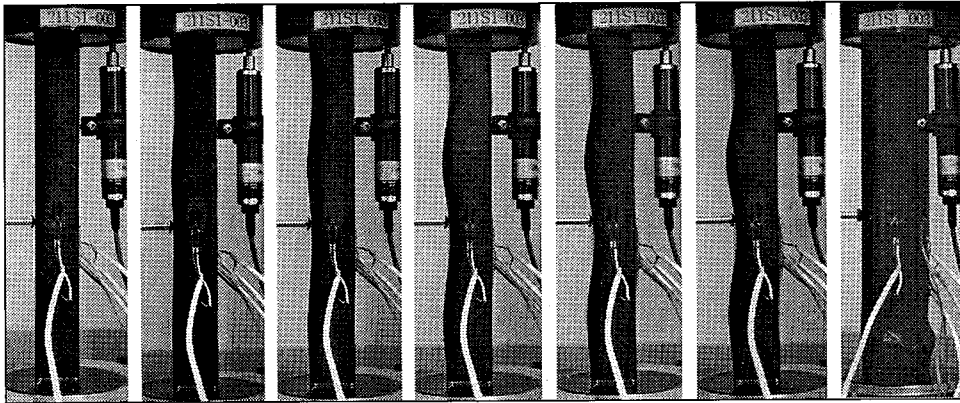


Fig. 11 Local buckling and crippling phenomena (211S1-003).

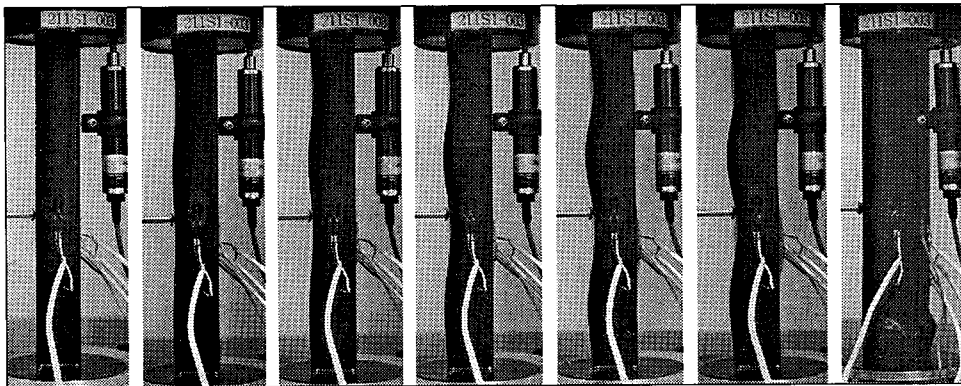


Fig. 12 Local buckling and crippling phenomena (221S1-004).

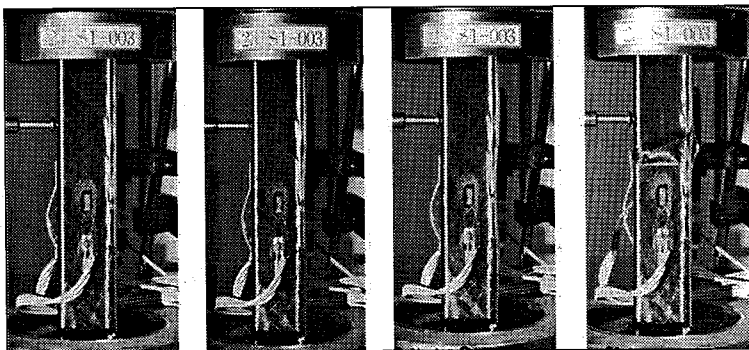


Fig. 13 Local buckling and crippling phenomena (231S1-003).



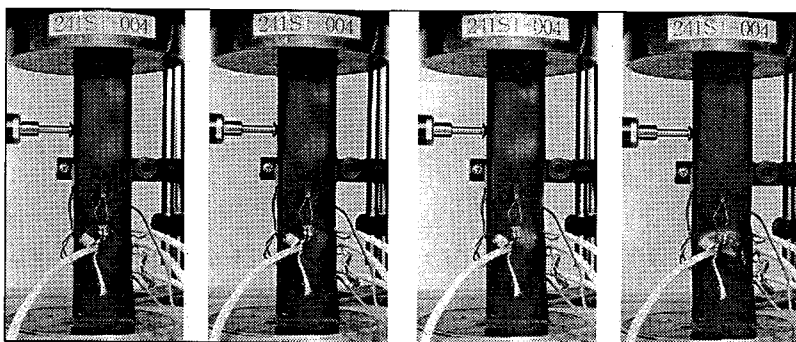


Fig. 14 Local buckling and crippling phenomena (241S1-004).

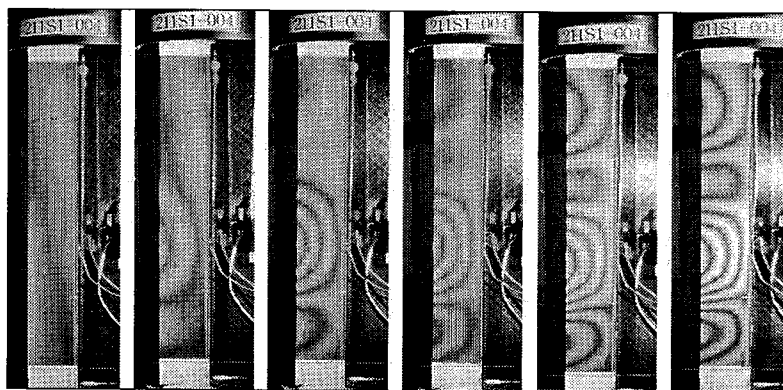


Fig. 15 Shadow moiré fringes (211S1-004).

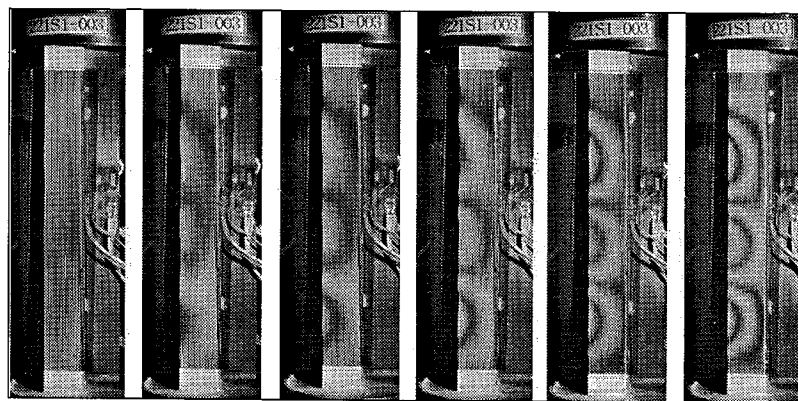


Fig. 16 Shadow moiré fringes (221S1-003).

## 후 기

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

## 참고문헌

- 1) A. D. Reddy, L. W. Rehfield, R. I. Bruttomesso, and N. E. Krebs, "Local Buckling and Crippling of Thin-Walled Composite Structures Under Axial Compression," *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 2, 1989, pp.97-102.
- 2) D. L. Bonanni, E. R. Johnson and J. H. Starnes Jr., "Local Buckling and Crippling of Composites Stiffener Sections," *CCMS Report-88-08*, VPI, 1988.
- 3) T. M. Wieland, J. Morton and J. H. Starnes Jr., Scale "Effects in Buckling, Postbuckling and Crippling of Graphite-Epoxy Z-Section Stiffeners," *CCMS Report-92-25*, VPI, 1992.
- 4) 권진희, "Z-단면 복합재 스트링거의 크리플링 해석," *한국복합재료학회지*, 제12권 제6호, 1999, pp.65-73.
- 5) 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.
- 6) H. T. Hahn and S. W. Tsai, "On the Behavior of Composite Laminates after Initial Failures," *Journal of Composite Materials*, Vol. 8, 1974, pp. 834-855.