

論文

Z-단면 복합재 스트링거의 크리플링 해석

권진희*

Crippling Analysis of Z-Section Composite Stringers

J. H. Kwon*

ABSTRACT

Crippling stress and failure behavior of Z-section graphite/epoxy composite laminated stringers are investigated by the nonlinear finite element method. Stringers are idealized using 9-node laminated shell element. The complete unloading model is introduced into the finite element method for the progressive failure analysis. A modified Riks method is used to trace the post-failure equilibrium path after local buckling. Finite element results are validated with previous experimental results. The results show that the most important parameter affecting the crippling stress of Z-section stringers is the flange width. In terms of stacking sequence, the highest crippling stress is found at the stringer with $[\pm 45/0/90]_s$ lamination.

초 록

본 연구에서는 Z-단면 복합재 스트링거의 크리플링 응력 및 파손 거동을 비선형 유한요소법을 사용하여 해석하였다. 스트링거는 9절점 쉘요소를 사용하여 이상화하였다. 취성이 강한 재료에 적합한 완전제하 모델을 사용하여 초기 파손 이후 크리플링이 발생할 때까지의 점진적 파손해석을 수행하였다. 완전제하모델을 사용한 수치적 해석을 위해 수정된 Riks 방법을 도입하였다. 해석의 타당성 검증을 위해 좌굴응력 크리플링 응력을 기존 시험결과와 비교하였다. 해석결과 Z-단면 스트링거의 크리플링 응력은 플랜지의 폭이 가장 큰 영향을 미치는 것으로 나타났고, 적층순서에 따라서는 $[\pm 45/0/90]_s$ 에서 크리플링 응력 및 부분좌굴 응력이 가장 높게 나타났다.

1. 서 론

항공기의 날개에 작용하는 대부분의 굽힘하중은 날개의 상하부 외피와 보강재들에 의해 인장 및 압축의 형태로 동체에 전달되므로 날개 상부의 외피와 스트링거(Stringer)는 주로 압축하중을 받게 된다. 따라서 이 경우 가장 중요한 설계변수는 압축하중에 대한 강도

즉 크리플링 응력이 된다. 스트링거와 같은 채널 형태의 복합재 구조물이 압축하중을 받게 될 경우 채널을 구성하는 얇은 웹의 부분좌굴(Local Buckling)과 좌굴이 발생하지 않은 모서리 영역에서의 면내 압축파손이 연계되는 크리플링 현상이 나타나기 때문에 이로 인한 파손양상은 매우 복잡하다. 따라서 지금까지는 대부분 실험적인 방법에 의해 스트링거의 크리플링 응력

* 경상대학교 항공기계공학부

을 결정하여 왔다[1, 2]. 만약 복합재 스트링거의 부분 좌굴 후 압축파손 즉 크리플링 현상을 유한요소법과 같은 전산구조해석 기법을 통해 규명할 수 있다면 실제 항공기 구조의 설계에 매우 큰 도움이 될 수 있을 것이다.

복합재 스트링거의 크리플링 현상을 유한요소법으로 규명하기 위해서는 첫스트링거 웹에서의 부분좌굴 이후의 대변형을 고려할 수 있는 비선형 유한요소 해석 기법의 개발, 초기 파손 이후 치명적 파손이 발생할 때까지의 강성 변화를 묘사할 수 있는 적절한 손상해석 기법의 확립, 강성저하를 모델을 수용할 수 있는 비선형 수치기법 개발 등의 삼단계 연구가 이루어져야 한다. 복합재 구조물이 좌굴 등의 이유로 대변형을 받게 될 경우에 대한 비선형 유한요소 정식화 과정은 참고 문헌 [3]에 제시되어 있으며 복합재 스트링거의 크리플링 해석에서도 동일하게 적용될 수 있다.

복합재 구조물의 점진적 파손해석을 위한 연구는 1970년대부터 본격적으로 시작되어 다양한 파손이론 및 강성저하모델(Stiffness Degradation Model)들이 제시되어 왔다[4-8]. 그러나 참고문헌 [9, 10]의 연구에서 밝혀진 바와 같이 복합재 구조물의 강도해석을 위해 필수적인 초기파손 후 강성저하모델의 선정은 비선형 수치기법에 대한 검토와 함께 이루어져야 하며, 기존의 수치기법들[11, 12]만으로는 강성저하 모델을 선정하는데 제약이 따르게 된다. 아무리 정교한 파손모델이 제시된다 하더라도 이를 구조해석모델에 반영할 수 있는 수치기법이 없다면 무용지물이 될 수밖에 없기 때문이다. 복합재 스트링거의 크리플링 응력에 대한 수치적 접근이 이루어지지 못한 것은 바로 이러한 이유 때문이다. 부분적으로 유한요소법 등을 사용한 해석을 시도하였지만 파손으로 인한 강성저하를 고려하지 않은 해석이었으므로 크리플링 응력의 계산은 불가능하였다[1, 2].

본 논문에서는 비선형 유한요소법을 사용하여 복합재 스트링거의 크리플링 현상을 규명하고자 한다. 유한 요소는 9절점 쉘요소를 사용하였고 웹에서의 부분좌굴 후의 대변형을 고려하기 위해 Updated Lagrangian 증분이론을 사용하였다. 부분좌굴과 초기파손 후의 강성저하를 고려하기 위해 점진적 강성저하 기법을 사용하였고 수정된 호길이법에 의해 반복계산을 수행하였다. 해석은 실제 항공기에서 많이 사용되는 Z-단면 복합재 스트링거에 대해 수행하였고, $\pm\theta/0/90$ 스 적층에 대하여 적층각 θ 와 플랜지 폭을 변화시키면서 부분좌

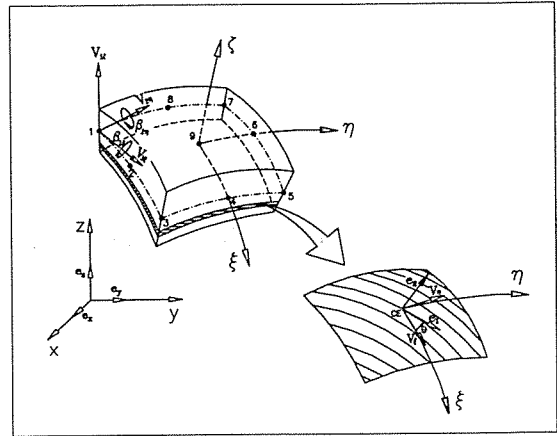


Fig. 1. Nine-node laminated shell element

굴 및 크리플링 해석 결과를 제시하였다.

2. 유한요소 해석

2.1 비선형 유한요소 방정식

본 연구에서 유한요소 이상화를 위해 사용한 요소는 9절점 적층 쉘요소이다. 요소의 형상함수는 국부좌표계의 2차함수로 구성하였다. 사용된 9절점 쉘요소는 Fig. 1에 제시한 바와 같다. 비선형 정식화기법으로는 부분좌굴 후의 대변형을 묘사하기 위해 2nd Piola-Kirchhoff 응력과 Green의 변형률을 기본으로 한 Updated Lagrangian 증분이론을 사용하였다. 직교이방성 복합재 단층(Laminae)을 적층한 쉘요소에 대한 비선형 유한요소방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다[3].

$$([K_L] + [K_{NL}])\{\Delta U\} = -\{\Delta P\} \quad (1)$$

여기서

$$[K_L] = \iiint_{V_n} [B_L^n]^T [D^n] [B_L^n] dV \quad (2)$$

$$[K_{NL}] = \iiint_{V_n} [B_{NL}^n]^T [\bar{\sigma}^n] [B_{NL}^n] dV \quad (3)$$

$$\{\Delta P\} = \iiint_{V_n} [B_L^n]^T \{\sigma^n\} dV - \{F_{n+1}\} \quad (4)$$

식 (1)에서 $[K_L]$ 과 $[K_{NL}]$ 은 식 (2)와 (3)에 제시된 바와 같이 점선강성행렬 $[K_T]$ 의 선형 성분과 비선형 성분이다. 식 (2)~(4)에서 $[B_L^n]$, $[B_{NL}^n]$, $[D^n]$ 은 각각

임의의 n 번째 평형단계를 기준으로 한 변형률-변위 관계 행렬과 변위-미분변위 관계행렬 및 응력-변형률 관계 행렬이다[3]. 또한 $\{F_{n+1}\}$ 은 $n+1$ 번째 평형상태에서의 외부하중 벡터이고, $\{\sigma\}$ 와 $[\bar{\sigma}]$ 는 각각 식 (5)~(7)에 보인 바와 같다. 상첨자 n 은 n 번째 평형상태에서의 값임을 의미한다.

$$\{\sigma\} = [\sigma_x \ \sigma_y \ \sigma_z \ \tau_{xy} \ \tau_{yz} \ \tau_{xz}]^T \quad (5)$$

$$[\bar{\sigma}] = \begin{bmatrix} [\sigma] & 0 & 0 \\ 0 & [\sigma] & 0 \\ 0 & 0 & [\sigma] \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$[\sigma] = \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{xy} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \sigma_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

2.2 파손모델

복합재료 구조물의 파손판정 방법에는 최대응력 판정법, 최대변형률 판정법, Tsai-Hill 판정법, Tsai-Wu 판정법 등과 Tsai-Wu 판정법을 용도에 따라 적당히 수정한 방법 등 매우 다양하다. Tsai-Hill 판정법이나 Tsai-Wu 판정법 또는 수정된 Tsai-Wu 판정법은 파손모우드 상호간의 연계효과를 고려할 수 있다는 장점이 있지만, 파손모우드를 식별할 수 없다는 단점이 있다. 반면에 최대응력 판정법이나 최대변형률 판정법은 파손모우드 상호간의 연계효과는 고려할 수 없지만 파손모우드의 식별이 가능하다. 따라서 파손으로 인한 강성저하와 지지하중의 감소를 고려한 점진적 파손해석을 위해서는 파손모우드의 구분이 분명한 최대응력 판정법 혹은 최대변형률 판정법이 가장 많이 사용된다. 본 연구에서는 최대응력 파손판정법에 의거하여, 요소별로 각 단층의 각 방향 평균응력을 최대응력 판정식에 대입하여 요소의 각 단층에 대한 파손여부를 판정하였다.

파손이 발생한 층의 강성저하와 하중제거를 위한 여러 가지 방법이 제안되어 있으나 Hahn과 Tsai[4]의 방법이나 Chou 등[5]의 방법이 가장 많이 사용되고 있다. 참고문헌 [4]의 방법은 파손이 발생한 층의 파손 발생 방향의 강성은 완전히 사라지지만 파손이 발생할 때의 응력 즉 강도만큼의 응력은 파손 후에도 계속해서 유지된다고 가정한다. 이 모델은 파손모델들 중 파손 후의 하중지지도도를 가장 높게 평가하는 완전탄소성 모델이다. 또한 파손 모우드에 따라 각각 서로 다른 강

성저하모델을 사용하여, 기지균열에 의한 파손의 경우에는 전단지연 방법을, 섬유파손의 경우에는 섬유다발(Fiber Bundle) 개념을 도입하여 강성의 저하를 변형률과 연계시키는 정교한 파손모델이 제시되어 인장하중을 받는 복합재 적층판의 파손해석에 적용되었다[8]. 그러나 이 방법은 변형률과 강성이 연계되어 있기 때문에 그 자체로도 비선형문제가 되어 부분좌굴과 크리플링 등으로 인해 복잡한 수치적 문제점이 발생하는 압축문제에 바로 적용하기는 현실적인 어려움이 있다. Chou 등[5]의 방법에서는 파손이 발생한 층의 파손모우드에 해당하는 강성뿐만 아니라 응력까지도 완전히 제거된다고 가정한다. 완전제하모델(Complete Unloading Model)로도 불리는 이 방법은 구조물의 파손 후 하중지지도도를 가장 보수적으로 평가하는 하한 모델(Lower Bound Model)이다. 이것을 섬유방향 파손과, 기지파손 및 전단파손으로 분류하여 식으로 적어 보면 각각 다음과 같다.

$$\sigma_1 = 0, \quad E_1 = 0, \quad \nu_{12} = \nu_{13} = 0 \quad (8)$$

$$\sigma_2 = 0, \quad E_2 = 0, \quad \nu_{21} = \nu_{23} = 0 \quad (9)$$

$$\tau_{12} = 0, \quad \tau_{21} = 0, \quad G_{12} = 0 \quad (10)$$

여기서 E_1, E_2 는 섬유방향 및 횡방향 강성이고, G_{12} 는 면내전단강성, $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{21}, \nu_{23}$ 는 Poisson의 비이다. 완전제하모델은 파손 후 하중지지도도를 가장 보수적으로 평가할 뿐만 아니라 Graphite/Epoxy 복합재료와 같이 취성이 강한 재료에 적절한 모델이다. 다만 갑작스럽게 지지하중을 제거할 때 발생하는 힘의 불균형으로 인해 평형경로의 단절현상이 발생하여 해석과정에서 수치적인 문제를 야기하는 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 스트링거의 점진적 파손해석을 위한 파손 모델로서 완전제하모델을 사용하고 이를 위한 수치적 기법을 개발하여 유한요소 해석을 수행한다.

2.3 수치해석 기법

본 연구에서 고려하고 있는 복합재 스트링거의 부분좌굴 후의 대변형을 고려한 유한요소방정식은 식 (11)과 같은 형태로 표현된다.

$$[K_T]\{\Delta u^{n+1}\} = -\{\Delta P(\lambda^n)\} + \Delta \lambda^{n+1}\{F_0\} \quad (11)$$

여기서

$$\{\Delta P(\lambda^n)\} = \iiint_{V_n} [B_L^n]^T \{\sigma^n\} dV - \lambda^n \{F_0\} \quad (12)$$

$$\lambda^{n+1} = \lambda^n + \Delta \lambda^{n+1} \quad (13)$$

식 (11)에서 $[K_T]$ 는 식 (1)에서 $[K_L]$ 과 $[K_{NL}]$ 의 합을 나타내는 접선강성 행렬이고, $\{\Delta u^{n+1}\}$ 은 증분변위 벡터이다. $\{F_0\}$ 와 λ 는 각각 외부하중의 분포를 나타내는 벡터 및 외력의 크기를 나타내는 하중인자(Load Parameter)이다.

식 (11)을 증분변위에 대하여 풀면 식 (14)와 같고 증분변위 관계는 식 (17)과 같다.

$$\{\Delta u^{n+1}\} = \{\Delta u^{n+1}(\lambda^n)\} + \Delta \lambda^{n+1} \{u_T\} \quad (14)$$

여기서

$$\{\Delta u^{n+1}(\lambda^n)\} = -[K_T]^{-1} \{\Delta P(\lambda^n)\} \quad (15)$$

$$\{u_T\} = [K_T]^{-1} \{F_0\} \quad (16)$$

$$\{\Delta_i u^{n+1}\} = \{\Delta_i u^n\} + \{\Delta u^{n+1}\} \quad (17)$$

반복계산을 수행할 때 부여되는 변위에 대한 구속조건은 다음과 같다.

$$\{\Delta_i u\}^T \{\Delta_i u\} = (\Delta l)^2 \quad (18)$$

식 (18)의 물리적 의미는 한번의 하중단계에서 발생하는 전체 변위의 크기를 호길이(arc-length) Δl 에 의해 일정하게 제어하는 것이다.

식 (14), (17), (18)을 조합하여 정리하면 임의의 $n+1$ 번째 반복계산에서의 하중증분 $\Delta \lambda^{n+1}$ 은 다음과 같이 표현된다.

$$(\Delta \lambda^{n+1}) = (-Y \pm \sqrt{Y^2 - 4XZ}) / (2X) \quad (19)$$

여기서

$$X = \{u_T\}^T \{u_i\} \quad (20)$$

$$Y = 2[\{\Delta_i u^n\} + \{\Delta u^{n+1}(\lambda^n)\}]^T \{u_T\} \quad (21)$$

$$Z = [\{\Delta_i u^n\} + \{\Delta u^{n+1}(\lambda^n)\}]^T [\{\Delta_i u^n\} + \{\Delta u^{n+1}(\lambda^n)\}] - (\Delta l)^2 \quad (22)$$

본 연구에서는 식 (11)~(22)에 제시된 기존의 호길이법을 수정하여 스트링거에서 국부적인 파손이 발생하고 이로 인해 하중경로의 불연속이 발생하더라도 지속적인 반복계산이 가능하도록 하였다. 특히 국부적 파손에 의한 평형경로의 불연속량을 정량화하여 이로부터 수렴을 위해 필요한 호길이를 자동으로 계산할 수 있게 하였다. 먼저 국부적인 파손으로 인한 불평형력 $\{\Delta P_F\}$ 과 이로 인한 변위벡터 $\{\Delta u_F\}$ 을 식 (23)과 같이 계산한다.

$$\{\Delta u_F\} = [K_T]^{-1} \{\Delta P_F\} \quad (23)$$

따라서 구조물에 국부적인 파손이 존재할 경우의 호길이는 최소한 식 (23)에 의해 계산되는 불평형력에 의한 변위를 수용할 수 있어야 하며 최소한의 호길이 Δl_F 는 다음과 같이 계산된다.

$$\Delta l_F = [(\Delta u_F)^T (\Delta u_F)]^{1/2} \quad (24)$$

식 (23)과 (24)에 의해 계산되는 Δl_F 를 호길이의 최소값으로 설정하여 반복계산을 수행할 경우 평형경로의 단절로 인한 수치적 문제점을 극복할 수 있게 된다.

3. 문제설명

본 연구에서 고려한 구조물은 Fig. 2에 보인 바와 같이 Z-단면의 복합재 스트링거이다. 적층순서는 $[\pm \theta/0/90]_s$ 를 기준으로 적층각 θ 및 플렌지 폭 b_f 가 스

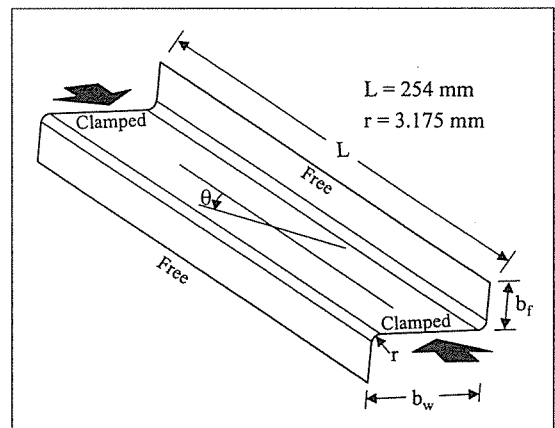


Fig. 2. Stringer geometry and boundary conditions

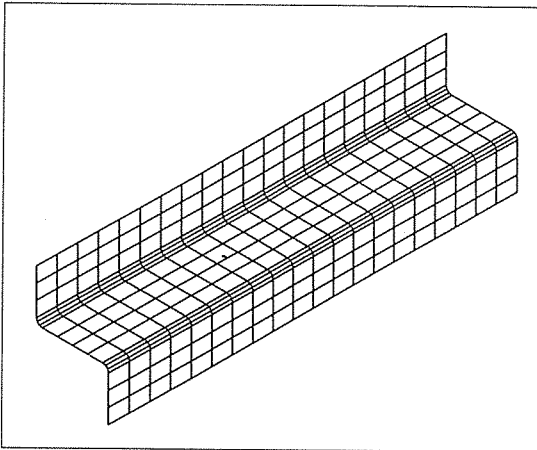


Fig. 3. Typical finite element model of the stringer

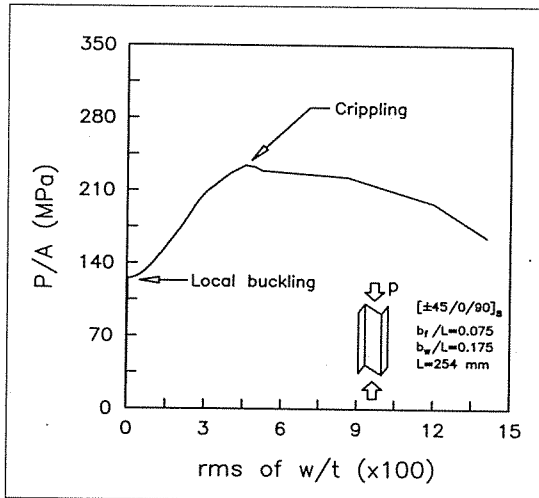


Fig. 4. Crippling and local buckling stress determination

트링거의 부분좌굴 및 크리플링 거동에 미치는 영향을 살펴보았다. 경계조건은 하중이 가해지는 양단에서는 고정지지이고 직선경계에서는 자유조건이다. 재료상수는 기존 실험결과[2]와의 비교를 위해 AS4/3502의 자료를 사용하였다.

$$\begin{aligned}
 E_1 &= 127.5 \text{ GPa}, E_2 = 11.31 \text{ GPa}, \\
 G_{12} &= 6 \text{ GPa}, \nu_{12} = 0.3 \\
 X_T &= 1.45 \text{ GPa}, X_C = 1.45 \text{ GPa}, \\
 Y_T &= 51.7 \text{ MPa}, Y_C = 206.2 \text{ MPa}, S = 13.5
 \end{aligned}$$

Table 1. Crippling and local buckling stresses of $[\pm 45/0/90]_s$ stringers by finite element analysis and test[2]

Web Height (mm)	Flange Width (mm)	Buckling Stress (MPa)		Crippling Stress (MPa)	
		FEM	Test	FEM	Test
44.45	31.75	47.85	42.20	153.07	138.59
			45.51		166.17
	25.40	69.64	61.64	177.89	192.37
			61.78		157.21
31.75	31.75	49.99	45.71	174.44	183.41
			45.71		186.85
	25.40	75.16	67.36	200.64	205.47
			68.67		209.61
			66.54		202.71

적절한 요소분할을 위해 크리플링 응력에 대한 요소 수렴성 조사를 수행하여 플렌지 폭과 웹의 높이 및 스트링거의 길이가 각각 31.75, 44.45, 254 mm인 경우 Fig. 3에서 보인 바와 같이 길이방향 20개, 플렌지 폭을 따라 각각 4개 웹을 따라 4개, 모서리에서 각각 3개의 9절점 쉘요소를 사용하면 충분한 것을 확인하였다. 형상이 다른 스트링거에 대하여는 위의 결과를 기준으로 적절한 요소분할을 선택하였다. 본 문제는 평판의 경우와는 달리 면내 압축하중만 가하여도 면외 처짐이 발생하기 때문에 좌굴을 일으키기 위해 초기변형을 가정할 필요가 없다. 따라서 Fig. 4에 보인 바와 같이 비선형 계산에 의한 하중-처짐 곡선으로부터 스트링거의 부분좌굴 응력과 크리플링 응력을 쉽게 구할 수 있다.

4. 해석 결과 및 분석

4.1 해석의 타당성 검토

복합재 스트링거의 크리플링 응력에 대한 유한요소 해석 결과의 검증을 위해 Table 1에 기존 실험결과[2]와의 비교 자료를 제시하였다. 유한요소해석의 결과는 시편의 초기결함을 고려하지 않았음에도 불구하고 부분좌굴 응력의 경우 실험값으로부터 최고 13.5% 이내의 오차를 보이고, 크리플링 응력의 경우 최고 13%의 오차를 갖는다. 시편 자체의 재료적, 기하학적 초기결함 및 수직정렬오차(Miss-alignment) 등 압축시험에 포함되어 있는 불확실성을 고려할 때 유한요소해석과 실험 결과는 매우 잘 일치하는 것으로 볼 수 있다. Fig-

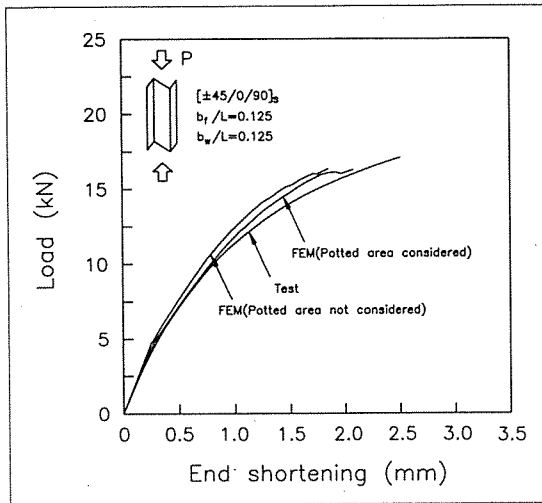


Fig. 5. Load - end shortening curves by finite element analysis and experiment

ure 5는 표에 제시된 결과 중 웹 높이와 플렌지 폭이 모두 31.75 mm인 스트링거에 대한 하중-변위선도이다. 참고문헌 [2]의 실험에서는 상하 각각 12.7 mm씩의 고정지지된 부분이 있으므로 이를 고려할 경우와 무시한 경우에 대한 해석결과를 모두 제시하고 실험결과와 비교하였다. 쉽게 예상할 수 있는 것처럼 두 경우 모두 지지하중의 차이는 없지만 고정지지된 영역을 고려할 경우에는 그렇지 않은 경우에 비해 축방향 발생 변위가 12 % 가량 증가한다. 일반적으로 스트링거의 설계에서 중요한 것은 크리플링 응력이므로 실험과 해석에 의한 결과를 비교할 때 고정지지된 영역(Potted Area)을 고려할 필요는 없겠으나 변위의 관점에서는 고정지지된 영역을 포함한 해석을 수행해야 함을 알 수 있다.

본 연구에서는 스트링거의 압축에서 발생하기 쉬운 층간분리 현상을 직접 고려되지 않았음에도 불구하고 비교적 정확한 크리플링 응력이 계산되고 있음을 알 수 있다. 이것은 두 가지 원인으로 볼 수 있는데 첫째는 실험을 한 시편이 층간분리가 잘 발생하지 않은 경우일 가능성이 있다. 둘째는 스트링거와 같이 폭에 비해 길이가 충분히 긴 구조물의 경우 층간분리 영역에서 부분좌굴이 발생하기 전에 기지균열, 전단파손, 섬유파단 등에 의한 시편의 최종파손이 발생하기 때문에 실제로 층간분리가 크리플링 응력에 큰 영향을 미치지 못할 가능성이 있다. 현재로서는 정확한 원인의 규명이 어려우며 향후 추가적인 실험을 수행하여 스트링거의 크

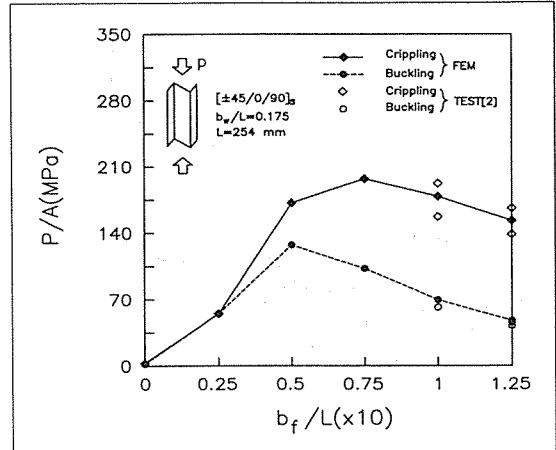


Fig. 6. Crippling and local buckling stresses of stringers with various flange widths ($b_w/L = 0.175$)

리플링 응력과 층간분리의 관계를 연구할 계획이다. 그러나 본 해석의 결과만으로도, 유한요소해석의 결과가 복합재 스트링거의 크리플링 응력을 결정하는데 있어서 중요한 가이드라인이 될 수 있음을 알 수 있다. 이것은 비록 실험을 완전히 배제한 채 스트링거를 설계할 수는 없다 할지라도 최소한의 실험을 통해 해석결과를 적절히 보완하여 사용할 경우 막대한 실험비용과 시간을 줄일 수 있음을 의미한다.

4.2 플렌지 폭의 효과

Figure 6은 웹 높이 44.45 mm, 적층순서 $[\pm 45/0/90]_s$ 인 스트링거의 초기좌굴 응력과 크리플링 응력을 보여준다. 그림에서 좌굴응력은 플렌지폭/길이비 $b_f/L = 0.05$ 일 때 최대가 되고 플렌지 폭이 커지거나 작아질수록 줄어드는 것을 볼 수 있다. 이것은 스트링거의 좌굴 모우드를 검토함으로써 쉽게 설명될 수 있다.

첫째로 플렌지 폭이 충분히 클 경우에는 플렌지와 웹에서의 부분좌굴이 먼저 나타나고 부분좌굴로 인한 변형이 점점 커지면서 크리플링에 도달하게 된다. 이는 Fig. 7(c)와 7(d)에 제시된 A125($b_f/L = 0.125$, $b_w/L = 0.175$), A075($b_f/L = 0.075$, $b_w/L = 0.175$) 스트링거의 좌굴모우드에서 증명된다. 플렌지 폭이 큰 스트링거의 부분좌굴은 주로 플렌지에서 평판좌굴의 형태로 발생하게 되는데 Z-단면 스트링거의 플렌지는 길이방향으로 볼 때 한쪽은 웹에 의해 단순지지되고 다른 한쪽은 자유경계가 되기 때문에 좌굴응력이 매우 낮다.

따라서 플랜지의 부분좌굴이 먼저 발생하는(플랜지 폭이 큰) 스트링거의 경우 부분좌굴 응력이 낮아지게 되는 것이다. A075 스트링거의 플랜지와 웹 및 모서리에서의 좌굴 후 면의 처짐양상은 Fig. 8(a)에 제시하였다.

반면에 플랜지 폭이 작아질 경우 스트링거 전체의 굽힘관성모멘트 I의 값이 작아지면서 스트링거의 초기좌굴모우드는 부분좌굴과 전체 좌굴이 연계되는 양상을 보이게 된다. Figure 7(b)에 초기좌굴 후의 변형형상을 제시한 A050($b_f/L = 0.050$, $b_w/L = 0.175$) 스트링거의 경우가 여기에 해당된다. 따라서 초기좌굴 응력은 플랜지의 부분좌굴만 발생하는 경우보다 높아지

게 된다. 또한 플랜지의 관점에서 보더라도 플랜지의 폭이 작아질수록 웹에 의한 구속조건의 영향이 상대적으로 커지기 때문에 부분좌굴 응력이 커지게 된다. A050 스트링거의 좌굴 후 면의 처짐에 대한 정량적 결과는 Fig. 8(b)에 제시하였다.

그러다가 플랜지 폭이 6.35 mm 이하가 되면 초기좌

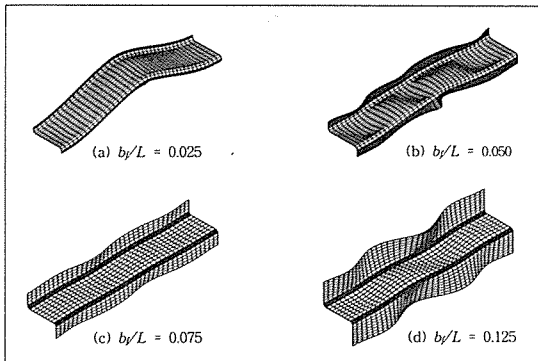


Fig. 7. Deformed shape after local buckling of stringers with various flange widths ($b_w/L = 0.175$)

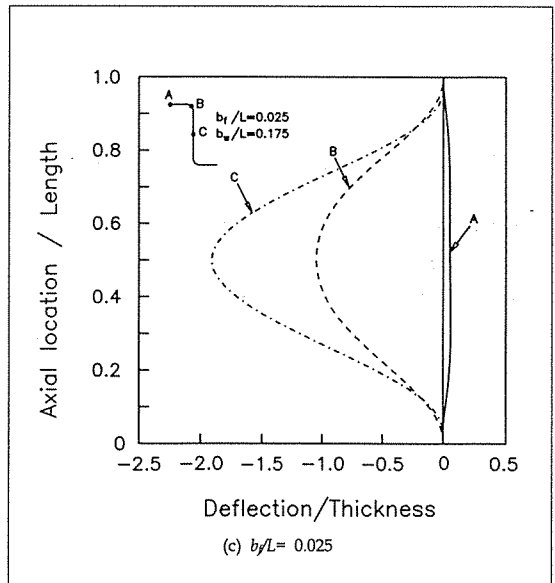
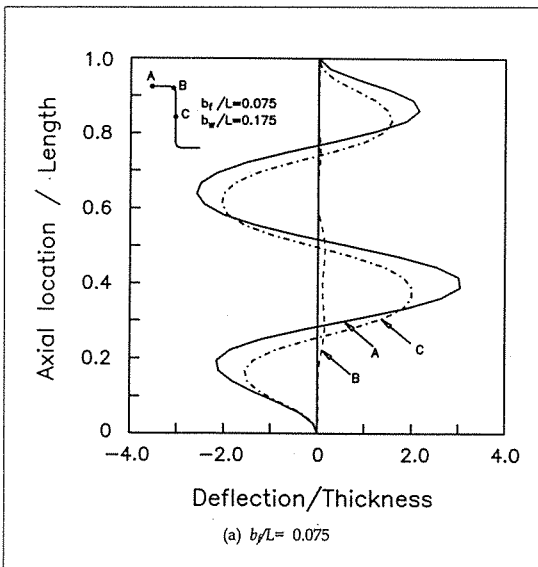
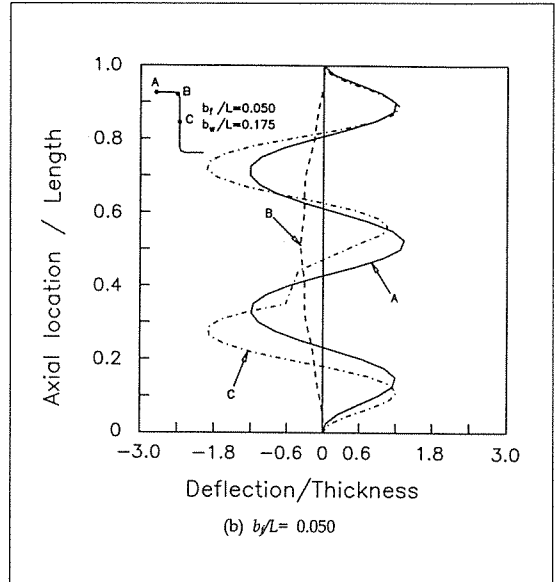


Fig. 8. Deflection curves along longitudinal axes of stringer ($b_w/L = 0.175$)

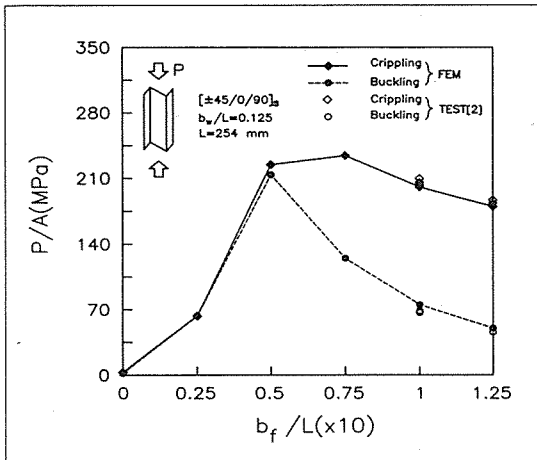


Fig. 9. Crippling and local buckling stresses of stringers with various flange widths ($b_w/L = 0.175$)

굴은 더 이상 국부적 좌굴이 아닌 전체좌굴의 형태로 발생한다. 따라서 플렌지에서 부분좌굴이 먼저 발생하는 경우보다 초기좌굴 응력이 높아진다. 플렌지 폭이 6.35 mm 이하인 경우는 Fig. 7(a)에 제시된 바와 같이 전체 좌굴이 바로 초기좌굴 모우드가 된다. 다만 플렌지 폭이 아주 작아지면 스트링거는 점점 플렌지가 없는 평판의 형태가 되기 때문에 좌굴응력이 다시 낮아지게 된다. A025 스트링거의 좌굴 후 면의 처짐에 대한 정량적 결과는 Fig. 8(c)에 제시된다.

스트링거의 설계기준이 되는 크리플링 응력은 초기 좌굴 응력과는 달리 플렌지 폭이 19.05 mm 이상에서 더 큰 값을 나타내고 있다. 이것은 스트링거의 초기좌굴 모우드가 전체좌굴이 되면 좌굴응력은 어느 정도 증가하지만 초기좌굴 후 쉽게 최종파손에 도달함을 의미한다. 반대로 초기좌굴이 플렌지의 부분좌굴 형태로 발생하면 초기좌굴 응력은 낮지만 웹과 플렌지가 만나는 모서리에서 여전히 매우 큰 압축하중을 지지하게 됨에 따라 부분좌굴 후에도 추가적인 하중을 지지할 수 있는 것이다. 따라서 스트링거의 설계기준이 크리플링 응력임을 고려할 때 플렌지의 폭은 길이 대비 일정한 비율(본 예제에서는 0.075)의 값을 가지면서 플렌지의 부분좌굴이 먼저 발생하는 것이 더 바람직함을 알 수 있다. 또한 복합재 스트링거의 크리플링 과정에 대한 본 연구의 결과를 참고로 하면 스트링거를 설계할 때에는 웹이나 모서리 영역보다 플렌지의 두께를 좀 더 크게 할 경우 스트링거의 부분좌굴 응력을 높일 수 있고 이는 결국 스트링거의 압축강도를 향상시키는

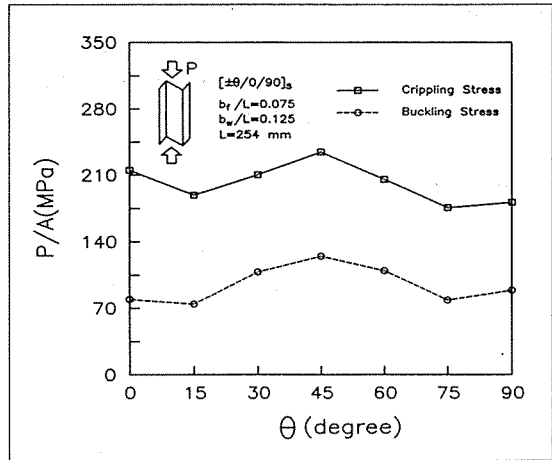


Fig. 10. Crippling and local buckling stresses of $[\pm\theta/0/90]_s$ laminated stringers

방법이 될 것으로 판단된다. 그러나 플렌지 두께를 정량적으로 얼마나 더 크게 해야 하는가하는 것은 경우에 따라 다를 수 있으므로 스트링거의 형상이나 적층 순서, 경계조건 등에 따라 적절한 수정이 필요하게 될 것이다.

Figure 9는 웹의 높이를 31.75 mm로 줄인 후 앞서와 동일하게 플렌지 폭을 변화시키면서 해석을 수행한 결과이다. 웹의 높이를 변화시켜도 크리플링 응력의 분포는 Fig. 6에 제시한 결과와 거의 동일한 경향을 보여준다. 이로부터 복합재 스트링거의 설계에서 플렌지의 폭은 스트링거 길이의 7.5 % 내외로 하는 것이 가장 높은 크리플링 응력값을 얻을 수 있음을 알 수 있다. 또한 전체적으로는 웹의 높이 b_w 가 작아질수록 좌굴응력이나 크리플링 응력이 높아지는 것을 볼 수 있는데 이것은 웹의 높이가 작아질수록 모서리의 효과가 커지기 때문으로 판단된다.

4.3 적층순서의 효과

Figure 10은 웹 높이 및 플렌지 폭이 각각 31.75, 19.05 mm이고, 적층순서가 $[\pm\theta/0/90]_s$ 인 스트링거에 대해 적층각 θ 를 15° 간격으로 변화시키면서 부분좌굴 응력과 크리플링 응력을 구한 결과이다. 플렌지 폭과 웹 높이를 각각 19.05 mm와 31.75 mm로 정한 것은 Fig. 6과 9의 결과로부터 좌굴응력과 크리플링 응력 모두 이 형상에서 최고치를 나타냈기 때문이다. 해석결과 크리플링 응력과 초기좌굴 응력 모두 $\theta = 45^\circ$ 에서 최대가 되고 전체적인 경향은 크리플링 응력과 초기좌

굴 응력 모두 비슷하게 나타남을 확인하였다. 일반적으로 복합재 적층 구조물의 경우 동일한 기하학적 형상을 갖는다 하더라도 적층순서를 달리 할 경우 구조적 특성이 크게 달라지게 된다. 그러나 Z-단면 스트링거의 크리플링 해석에서는 그림에서 나타난 바와 같이 초기 좌굴 응력이나 크리플링 응력 모두 섬유방향 θ 에 대한 민감도가 플렌지 폭의 효과에 비해 비교적 크지 않음을 알 수 있다. 따라서 복합재 스트링거의 설계에서는 섬유방향이나 적층순서보다는 플렌지 폭이 더 중요한 인자임을 알 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 지금까지 거의 전적으로 실험에 의존해오던 Z-단면 복합재 스트링거의 크리플링 특성을 비선형 유한요소법에 의해 규명하였다. 기존 실험결과와의 비교를 통해 본 연구에서 개발한 유한요소 알고리즘이 복합재 스트링거의 크리플링 응력을 계산하는데 매우 뛰어난 성능을 보이는 것을 입증하였다. Z-단면 스트링거에서의 크리플링 현상은 주로 플렌지의 부분좌굴에서 시작되기 때문에, 플렌지의 폭이 크리플링 응력에 가장 큰 영향을 미치는 것으로 나타났다. 반면에 웹의 높이나 보강섬유의 방향은 Z-단면 스트링거의 크리플링 응력에 큰 영향을 미치지 못하는 것으로 밝혀졌다. 또한 플렌지의 폭이 클 경우, 스트링거는 부분좌굴과 이로 인한 크리플링에 의해 강도가 결정되었고 플렌지의 폭이 아주 작아질 경우 전체좌굴에 의한 파손이 스트링거의 압축강도를 지배하는 것으로 밝혀졌다.

후 기

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

참고문헌

1. Bonanni, D.L., Johnson, E.R., and Starnes, J.H. Jr., "Local Crippling of Thin-Walled Graphite-Epoxy Stiffeners", AIAA Journal, Vol. 29, No. 11, 1991, pp. 1951-1959.

2. Wieland, T.M., Morton, J., and Starnes, J.H. Jr., Scale Effects in Buckling, Postbuckling and Crippling of Graphite-Epoxy Z-Section Stiffeners, Report CCMS-92-25, VPI, 1992.

3. Jun, S.M. and Hong, C.S., "Buckling Behavior of Laminated Composite Cylindrical Panels under Compression", Computers and Structures, Vol. 29, 1988, pp. 479-490.

4. Hahn, H.T. and Tsai, S.W., "On the Behavior of Composite Laminates After Initial Failures", Journal of Composite Materials, Vol. 8, 1974, pp. 834-855.

5. Chou, S.C., Orringer, O., and Rainey, J.H., "Post-Failure Behavior of Laminates. I - No Stress Concentration", Journal of Composite Materials, Vol. 1976, pp. 371-381.

6. Tsai, S. W. Composite Design, Think Composite, Dayton, 1988.

7. Chang, F.K. and Chang, K.Y., "A Progressive Damage Model for Laminated Composite Containing Stress Concentrations", Journal of Composite Materials, Vol. 21, 1987, pp. 834-855.

8. Kim, Y.W. and Hong, C.S., "Progressive Failure Model for the Analysis of Laminated Composites Based on the Finite Element Analysis", Journal of Reinforced Plastics and Composites, Vol. 2, 1992, pp. 1078-1092.

9. Kweon, J.H., Hong, C.S., and Lee, I.C., "Postbuckling Compressive Strength of Graphite/Epoxy Laminated Cylindrical Panels Loaded in Compression", AIAA Journal, Vol. 33, 1995, pp. 217-222.

10. 권진희, 홍창선, "복합적층 원통판넬의 좌굴후 압축강도", 대한기계학회 논문집, 제18권 제4호, 1994, pp. 958-966.

11. Riks, E., "An Incremental Approach to the Solution of Snapping and Buckling Problems", International Journal of Solids and Structures, Vol. 15, 1979, pp. 529-551.

12. Crisfield, M.A., "A Fast Incremental/Iterative Solution Procedure that Handles Snap-Through", Computers and Structures, Vol. 13, 1981, pp. 55-62.