

복합재료 적층판의 정 강도 해석에 관한 연구

김 인 권* · 공 창 덕* · 장 병 섭**

A Study on the Static Strength Analysis in Composite Laminate

I. G. Kim* · C. D. Kong* · B. S. Jang**

ABSTRACT

The purpose of this work is to investigate the static strength, the stress distribution, and the failure process of quasi-isotropic composite laminates made of two different matrices when loading directions are changed. We carried out static tests of $[0/-60/+60]_s$ and $[+30/-30/90]_s$ laminates. Two types of matrices used are AS4/epoxy and AS4/PEEK. The damage mechanisms of the quasi-isotropic laminate, $[0/-60/+60]_s$, strongly depend on the load direction applied to the laminate.

초 록

본 연구의 목적은 같은 강화재에 서로 다른 모재를 사용한 의사 등방성 복합재료 적층판의 하중 방향이 변화 할 때의 정적 강도와 파손 과정에 대하여 연구하였다. 정적시험은 $[0/-60/+60]_s$, $[+30/-30/90]_s$ 적층판을 사용하였다. 사용된 두 종류의 모재는 AS4/epoxy 와 AS4/PEEK 이다. $[0/-60/+60]_s$ 의사 등방성 복합재료 적층판의 손상기구는 적층판에 가해지는 하중방향 변화에 강하게 의존하였다.

1. 서 론

근년, 항공기와 우주기기 등 경량화를 요구하는 구조물의 구조재료로서 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics)복합재료가 주목을 모으고 있다. 항공우주기용 CFRP 복합재료의 기본적인 이용형태는 복합재료 적층판으로서 이용되고 있는 것이 대부분이다. 특히 적층판으로서 많이

이용되고 있는 것이 평면내에서 면내강성이 등방성인 의사등방성 복합재료 적층판은 사용하기 쉬운 성질 때문에 일반적으로 잘 사용되고 있다. 즉, 의사등방성 복합재료 적층판에 걸리는 면내 하중방향이 변화하여도 적층판의 강성은 같다고 하는 것이다. 그러나 의사등방성 복합재료 적층판에 대하여 항공우주분야에서 실제로 생기는 문제점으로써 구조재료에 작용하는 하중

* 조선대학교 항공우주공학과 (Chosun University, Dept. of Aerospace Eng.)

** 조선대학교 대학원 항공우주공학과 (Chosun University, Graduate School Dept. of Aerospace Eng.)

방향이 최적설계의 방향이 아닌 방향으로 하중이 변화하여 작용할 때 정적 강도나 피로손상과 같은 역학적 특성이 어떻게 달라지는가는 밝혀지지 않았다. 이와 같은 배경으로 항공우주분야의 구조물에 일반적으로 많이 사용되는 복합재료 적층판의 적층구성인 $[0/-60/60]_s$ 적층판과 이 적층구성이 어떤 이유에 의해 Fig. 1과 같이 하중 축방향이 변화하여 하중이 작용한다면 정적 강도의 역학적 특성이 어떻게 달라지는가를 알아보았다.

또한 CFRP 복합재료 적층판 중에서도 파괴인성이 높은 PEEK(Poly-Ether-Ether-Ketone)를 모재로 하는 적층판은 오늘날 주목을 받고 있다. 따라서 종래에 폭 넓게 이용되고 있는 epoxy 복합재료와 최근 주목을 받는 PEEK복합재료의 정적 인장 거동의 차이를 조사하기 위하여 탄소섬유 AS4를 강화섬유로 하는 AS4/epoxy, AS4/PEEK 의사 등방성 복합재료 적층판에 대하여 준 정적 인장시험을 행하여 CFRP 복합재료 적층판의 최종파괴강도에 미치는 영향에 대하여 연구하였다.

종래의 복합재료 적층판의 해석법으로서는 다음1)~6)과 같은 연구들이 행하여졌다. Pipes와 Pagano1)는 준3차원 해석법을 제안하여 대칭 사교적층판을 준3차원 해석에 의해 적층판의 자유단에서의 층간응력이 집중하는 것을 나타내었다. 이들의 연구성과는 오늘날의 복합재료 적층판의 연구에 기초가 되는 중요한 것이 되었으나 층간응력에 의해 층간분리 발생을 정성적으로 설명하였을 뿐 정량적으로는 평가하는데는 이르지 못하였다. 이것에 대하여 층간분리 선단에서의 에너지 해방률에 의해 층간분리 진전을 정량적으로 평가하는 시도가 O'Brien2)과 Aoki 등3)에 의해 행하여졌다. 이들의 연구는 준3차원 해석에 의한 것이었고, Whitcomb과 Raju4)는 층간분리가 중립면에 관하여 비대칭인 층간에 발생한 경우에 준3차원 해석을 행하는 것은 문제가 있다고 지적하였다.

그러나 이들은 준3차원 해석법을 대신할 해석법을 연구하는데에는 이르지 못하였다. 김5)은

준3차원 해석법에 대신하는 해석수법으로서 일반화된 준3차원 해석법(generalized quasi-three dimensional analysis)을 제안6)하였고, 이 일반화된 준3차원 해석법에서는 적층판의 굽힘과 비틀림의 구속조건의 차이에 의해 적층판의 굽힘강성과 층간분리 선단에서의 에너지 해방률이 다르다는 것을 나타냈다. 따라서 본 연구의 정적 강도해석을 위한 유한요소해석에서는 일반화된 준3차원 유한요소해석법을 이용하여 정적 강도 해석을 행하여 실험결과와 비교 검토하였다.

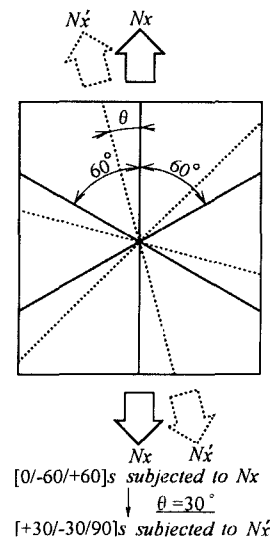


Fig. 1 Variation of tensile loading directions

2. 정적 인장시험

2.1 시험편

본 시험에서 사용한 의사 등방성 복합재료 적층판의 인장 시험편의 탭은 탭 부근의 응력집중에 의한 파손을 방지하기 위하여 비교적 강성이 낮은 재료로 도포하고, 5°의 테이퍼 각을 주면 탭 부근에서의 응력집중을 완화할 수 있다고 하는 해석 결과5)에 따라 탭 선단부에 실리콘 코우크 본드를 도포하였다. (Fig. 2 참조)

스트레인 게이지는 시험편 중앙에 2축 게이지

와 중앙에서 15mm 떨어진 위쪽으로 인장방향(x방향)과 동일한 방향에 단축 게이지, 그리고 중앙에서 15mm 떨어진 아래쪽으로 인장방향과 직각방향(y방향)에 단축 게이지를 각각 양면에 부착하였다.

2.2 준 정적 인장 시험

정적 인장시험은 INSTRON 8501형(100kN)을 이용하여 ASTM-D3039의 규격에 준하여 행하였다.

본 시험에서는 최종 강도만 구하는 것이 아니고 파손진행 상황도 관찰하기 위하여 크로스 헤드속도를 통상의 1/10 정도로 늦추었으며, 시험 중에 파손진행을 관찰하기 위하여 임의로 크로스 헤드를 멈추기도 하였다. 따라서 준 정적 인장시험으로 정의하기로 한다.

3. 해석

본 연구에서의 해석방법은 서론에서 밝힌바와 같이 일반화된 준3차원 유한요소 해석법을 이용하여 복합재료 적층판의 최종강도 해석을 행하였다. 해석에 이용한 좌표계는 Fig. 3에 나타낸 바와 같이 일정 인장변형률 상태를 생각하였고, 적층판의 인장 축방향을 x로 하는 좌표는 x, y, z로 나타내었으며, 섬유방향을 1로 하는 좌표는 1, 2, 3으로 나타내었다. 요소는 8절점 아이소

파라메트릭스(isoparametrics) 요소를 사용하였고, 또한 해석에 이용한 재료정수의 값은 실험실에서 실험으로 구한 Table 1의 값을 이용하였다.

3.1 정적 최종강도의 해석

일반화된 준3차원 유한요소 해석법을 이용하여 정적 최종강도 해석을 행하였다. 해석에는 재료의 비선형성은 고려하지 않았으며, 층간분리의 발생 및 진전도 고려하지 않았다.

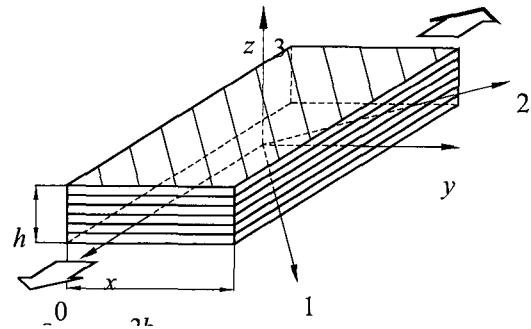


Fig. 3 Coordinate systems

해석에 있어서 자유단 효과와 면외 성분을 고려하지 않았고, 최약층 파손의 가정을 이용하였으며, 즉 적층판의 각 층에 대하여 응력, 변형률의 계산을 행하고, 강성성분의 치환은 Table 2에 의해 치환하고, 여기서, F1t는 1방향섬유의 인장에 의한 파손이고 F1c는 1방향섬유의 압축에 의한 파손이며, F12는 12면내의 전단에 의한 파손을 나타낸다. 또한 응력은 요소의 중심위치

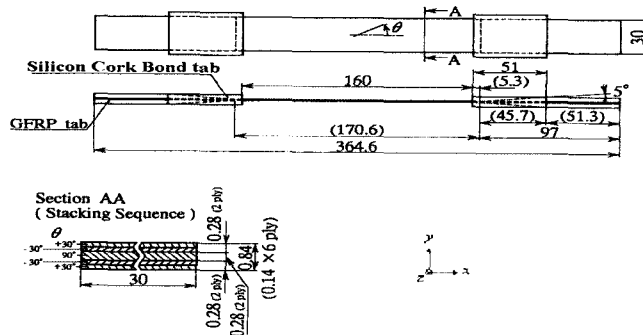


Fig. 2 Configuration of specimen

에서의 1, 2, 3 좌표계에서 다음의 응력-변형률 관계식으로부터 구한다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}$$

다음은 Fig. 4의 해석 순서에 의하여 최대응력 설을 적용하여 제일 약한 층에 대하여 대응하는 강성성분을 치환하여 그 층의 강성성분을 비교시킨 후, 최종파괴까지 반복계산을 행하였다.

3.2 일정변형률 또는 일정하중 조건에 의한 해석

일정변형률 또는 일정하중이 증가하여 요소의 파손이 어느 정도 되면 적층판 전체로서 하중과 변형률이 전 단계보다 작게 되어 버린다. 이것을 무시하고 해석을 계속해 가면 응력-변형률 선도는 엉망이 되어버린다. 즉, 전 단계의 점보다 응력-변형률이 극단적으로 작아졌다고 하면, 다음 점에서는 극단적으로 커져버리는 수가 있다. 따라서 올바른 응력-변형률 선도를 얻기 위해서 어떤 조건을 생각하지 않으면 안 된다. 이것이 하중일정조건과 변형률일정조건이다.

Fig. 5에서와 같이 반복계산에서 k 스텝의 하중과 변형률은 A0라고 하자. k 스텝의 결과, 파손했을 때 그 강성 성분을 치환하기 위해 k+1 스텝에서 계산되는 점은 k 스텝보다 조금 강성이 저하한 k+1상에 있다. 이 때 k+1 스텝의 점이 점 A0보다 하중과 변형률이 큰 점 A1 이라면 어떤 조건도 필요 없다. 그러나 하중이나 변형률의 어느쪽이 전 스텝보다 낮아지면 2가지의 조건을 고려하지 않으면 안 된다. 하중 일정조건을 채용한다면, k+1 스텝의 점이 A3, A4, A5처럼 A0보다 하중이 낮은 점이 되면 그 점이 아닌 k+1상에 있는 A0와 하중이 같은 점 즉 점 A2를 응력-변형률 선도의 점으로서 이용한다. 같은 방법으로 변형률일정조건인 경우는, k+1 스텝의 점이 A5처럼 A0보다 변형률이 작

은 점이 되면 그 점이 아닌 k+1상에 있는 A0와 변형률이 같은 A4를 응력-변형률 선도의 점으로 이용한다.

3.3 정적 최종강도의 해석결과 및 고찰

해석결과와 시험결과와의 값을 응력-변형률 선도로서 Fig. 6 ~ Fig. 9까지 나타내었다. Fig. 6과 Fig. 7는 모재의 차이로서 비교를 하였고, Fig. 8과 Fig. 9는 적층구성의 차이로서 비교를 하였으며, 여기에서 EXP는 실험결과와의 값으로서 최종파괴점을 나타내었다.

Fig. 6과 Fig. 7은 모재의 차이에 의한 최종강도로서 AS4/epoxy, AS4/PEEK [0/-60/60]s 적층판에 비하여 [30/-30/90]s 적층판의 경우가 현저하게 다를 수 있다. 또한 최종강도에 있어서 응력은 구하여지지만, 변형률은 명확한 값을 구할 수 없으며, 그 이유는 변형률 일정조건으로 해석을 하면 요소의 파손에 의해 강성이 저하하기 때문에 적층판을 받치는 하중이 감소한 것을 잘 시뮬레이트 되었다는 것을 보여 주기도 하는 것이다.

Fig. 8과 Fig. 9에서의 [0/-60/60]s 적층판은 최종파괴에 이르러 하중이 갑자기 내려가는 것을 알 수 있다. 이것에 비하여 [30/-30/90]s 적층판의 경우는 최종파괴에 이룸에 따라 하중은 도중에 증가하기도 하면서 전체적으로는 감소하여 가는 것을 알 수 있다.

Table 1 Mechanical properties

AS4/epoxy	AS4/PEEK
$E_1=135\text{GPa},$	$E_1=135\text{GPa},$
$E_2=E_3=9.7\text{GPa}$	$E_2=E_3=10.5\text{GPa}$
$G_{12}=G_{23}=G_{31}=5.3\text{GPa}$	$G_{12}=G_{23}=G_{31}=5.7\text{GPa}$
$\nu_{12}=\nu_{23}=0.32,$	$\nu_{12}=\nu_{23}=0.33,$
$\nu_{31}=0.022$	$\nu_{31}=0.023$
$F_{1t}=1770\text{MPa},$	$F_{1t}=1920\text{MPa},$
$F_{2t}=F_{3t}=56\text{MPa}$	$F_{2t}=F_{3t}=90\text{MPa}$
$F_{12}=F_{23}=F_{31}=99\text{MPa}$	$F_{12}=F_{23}=F_{31}=167\text{MPa}$

Table 2 Replacement of stiffness components

Failure mode	Stiffness components
F_{1t}, F_{1c}	$Q_{11}=Q_{12}=Q_{13}=Q_{21}=Q_{31}=Q_{55}=Q_{66}=0$
F_{2t}, F_{2c}, F_{12}	$Q_{12}=Q_{21}=Q_{22}=Q_{32}=Q_{33}=Q_{44}=Q_{55}=0$
F_{3t}, F_{3c}, F_{31}	$Q_{13}=Q_{23}=Q_{31}=Q_{32}=Q_{33}=Q_{44}=Q_{55}=0$
F_{23}	$Q_{12}=Q_{21}=Q_{13}=Q_{23}=Q_{31}=Q_{32}$ $=Q_{22}=Q_{33}=Q_{44}=Q_{55}=Q_{66}=0$

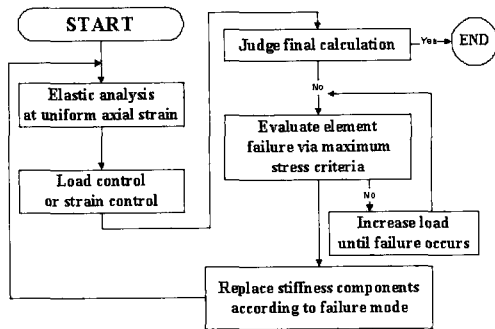


Fig. 4 Strength analysis procedures

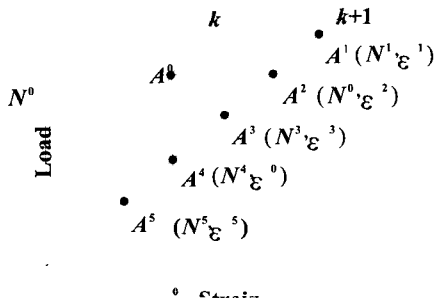


Fig. 5 Load control and strain control

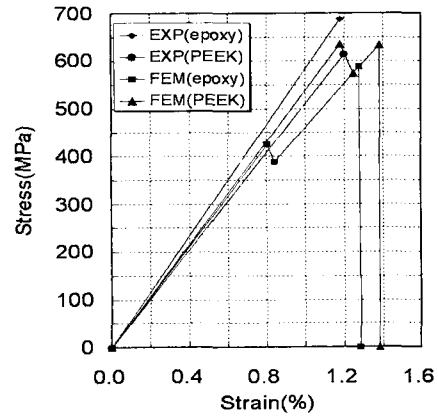


Fig. 6 Stress-strain curve of [0/-60/60]s laminate

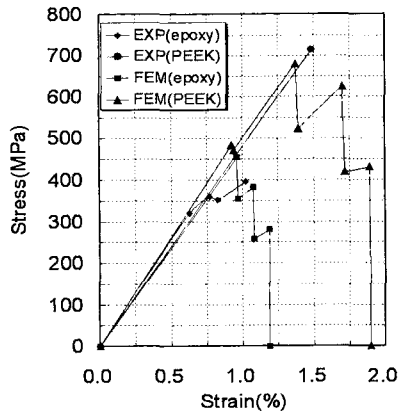


Fig. 7 Stress-strain curve of [30/-30/90]s laminate

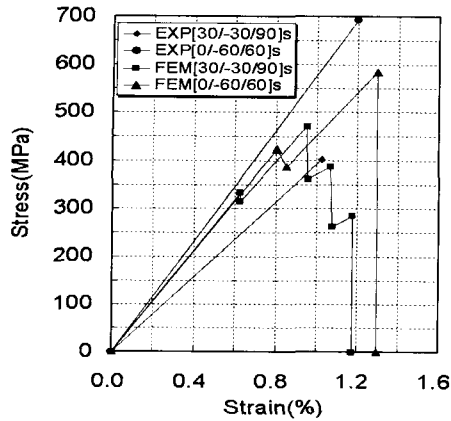


Fig. 8 Stress-strain curve of AS4/epoxy laminate

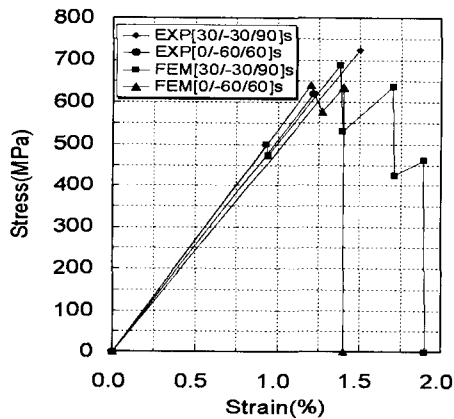


Fig. 9 Stress-strain curve of AS4/PEEK laminate

4. 결 론

하중방향이 변화할 때 의사등방성 복합재료 적층판의 역학적 특성을 알아보기 위하여 일반화된 준3차원 유한요소해석과 정적 인장시험을 비교검토했던 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

유한요소해석 결과에 의한 복합재 적층판의

응력-변형률선도는 정적 인장 시험에 의한 결과와 비교적 잘 일치하였다.

이상의 결과로 보아서 의사 등방성 복합재적층판일지라도 하중의 축방향이 변화하게 되면 역학적 특성이 크게 변화한다는 것을 알 수 있었다.

후 기

이 논문은 2001년도 두뇌한국21 사업에 의하여 지원되었음.

참고 문헌

1. Pipes, R. B. and Pagano, N. J., "Interlaminar Stresses in Composite Laminates Under Uniform Axial Extension," J. Compos. Mater., 4, 1970, pp.538-548.
2. O'Brien, T. K., "Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminate," Damage in Composite Materials, ASTM STP 775, 1982, pp.140-167.
3. Aoki, R. and Kondo, K., 1989, "Free-Edge Delamination of Anisotropic Composite Laminates," J. Japan Soc. Aero. Space Sci., 37(420), p.29.(in Japanese)
4. Whitcomb, J. D. and Raju, I. S., "Analysis of Interlaminar Stresses in Thick Composite Laminates With and Without Edge Delamination," Delamination and Debonding of Materials, ASTM STP 876, 1985, pp.69-94.
5. 金仁權, 擬似等方性複合材料積層板の疲勞損傷に及ぼす荷重方向變化の影響に関する研究, 九州大 博士學位論文, 1997.
6. 김인권, 김택현, 박상기, "복합재료 적층판의 해석을 위한 일반화 준3차원 변위식의 도출", 한국공작기계학회, 제7권 4호, 1998. 8, pp.21-27.