한국공작기계학회논문집 Vol.11 No.2 2002. 4.
Transactions of the Korean Society of Machine Tool Engineers

자유단 층간분리를 갖는 복합재 적층판의 최종 파괴강도

양광영*, 윤성운*, 김재열*, 김인권**

Ultimate Strength of Composite Laminates with Free-Edge Delamination

Gwang-Young Yang*, Seong-Un Yoon*, Jae-Yeol Kim*, In-Gwon Kim**

Abstract

This paper presents experimental and analytical studies of ultimate strength of $[30_2/-30_2/90]_s$ carbon/epoxy laminates with free-edge delamination under uniaxial tension. We performed tensile test for laminates with Telflon inserted on interfaces to simulate initial free-edge delamination. The experiment reveals that extensional stiffness of the laminate decreases by the initiation of the delamination, and that strength of the laminate without delamination is smaller than that of the laminates with delamination. Generalized quasi-three dimentional finite element analysis, which employs energy release rate and maximum stress criteria, predicts the ultimate strength of the laminates with sufficient accuracy.

Key Words : Composite Materials(복합재료), Delamination(층간분리), Ultimate Strength(최종강도), Quasi-Three Dimensional Finite Element Method(준 3차원 유한요소법), Strain-Energy Release Rate(변형률-에너지 해방률)

1. 서 론

최근 항공기와 우주기기 등 경량화를 요구하는 구조물의 구조재료로서 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics) 복합재료가 주목을 받고 있다. 항공우주기기용 CFRP 복합재의 기본적인 이용형태는 복합재 적층판이다. 그러나 복합재 적층판은 파괴인성이 낮고 충격 등에 의해 층간분리가 발생하기 쉬운 것으로 알려져 있다. 층간분리의 거동에는 아직 알려지지 않는 부분이 많고 그 메커니즘도 완전하게 해명되었다고 할 수 없다. 이 때문에 복합재 적층판의 층간분리에 관한 연구가 지금까지 활발하게 연구되어지고 있다.

Pipes와 Pagano[1]는 준 3차원 해석법(generalized quasi-hree dimensional analysis)을 제안하였고, 대칭사교적층판의 준 3차원 해석에 의해 적층판의 자유단에서의 층간응력이 집중한 것을 밝혀내었다. 그들의 연구 성과는 층간응력에 의해 층간분리의 발생을 정성적으로 설명하였을 뿐, 정

* 조선대학교 기계공학부
** 조선대학교 항공우주공학과
(김인권 inkkim@mail.chosun.ac.kr)

량적으로 평가하지는 못하였다. 이것에 대하여 층간분리 균열선단에서의 에너지 해방률에 의해 박리진전을 정량적으로 평가하는 시도가 O'Brien[2]과 Aoki[3]등에 의해 행해졌다.

이들의 연구는 준 3차원 해석에 의한 것이였으므로 Whitcomb과 Raju[4]는 층간분리가 중립면에 관하여 비대칭인 층간에 발생한 경우에 준 3차원 해석을 행하는 것은 문제가 있다고 지적하였다.

그러나 그들은 해석방법을 제시하지는 못하였다. 김[5,6]은 준 3차원 해석법 대신 일반화 준 3차원 해석법을 제안하였으며, 이 방법에서는 적층판의 굽힘과 비틀림의 구속조건의 차이에 의해 적층판의 신장강성과 층간분리 균열선단에서의 에너지 해방률이 다르다는 것을 찾아내었다. 그러나 종래의 연구는 층간분리의 발생에 대하여 논한 것이 대부분이며 층간분리가 발생한 후의 복합재 적층판의 거동에 대하여는 논한 것이 거의 없다.

따라서 본 연구에서는 층간분리가 발생한 후의 복합재 적층판의 역학거동을 해명하기 위하여 저자들이 행한 실험과 해석에 대하여 논하기로 한다. CFRP 복합재 적층판의 자유단에 일정폭의 층간분리가 존재하는 경우에 대하여 실험과 일반화 준 3차원 유한요소법을 이용한 해석을 행하여 층간분리의 위치의 차이에 따라 적층판의 신장강성과 최종파괴에 미치는 영향에 대하여 논하였다.

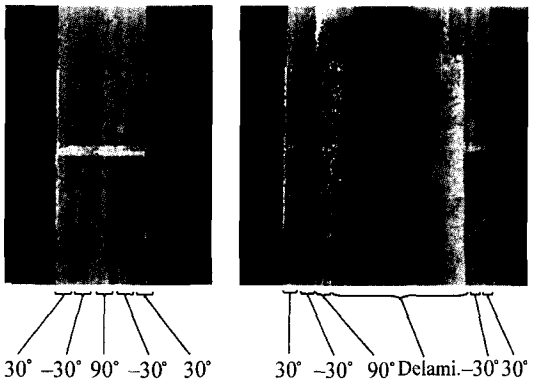
2. 실 험

시험편은 Fig. 1에 나타낸 바와 같이 적층구성이 $[30_2/-30_2/90]_s$ CFRP 적층판을 제작하였다. 적층판을 성형할 때 자유단에서 폭 5 mm 부분에 테프론 필름을 삽입하여 층간분리의 효과를 모의하였고 테프론 필름의 위치를 바꾼 6 종류의 시험편을 사용하였다. 인장시험기는 Instron 1125형 10 ton 만능시험기를 이용하였고 시험편 D1에 대해서 4개, 다른 시험편에 대하여는 3 개씩 인장시험을 행하였다. 하중을 증가시키면 D4와 D6이외의 시험편에서는 층간분리 발생 및 진전을 확인할 수 있었다. Photo. 1은 시험편 D1에 발생한 층간분리를 나타내고 있다. 층간분리는 -30/90 층간과 90/-30 층간 사이를 지그제그로 진전하였다. 시

Table 1 Test results

Specimen	Initial Stiffness (GPa)	Delamination Onset		Ultimate Strength (MPa)
		Stress (MPa)	Strain (μstrain)	
D1	38.8	223	5910	242
D2	35.3	152	4380	274
D3	34.8	210	6300	256
D4	34.1	--- *	--- *	264
D5	33.7	205	6360	262
D6	29.8	--- *	--- *	218

*** No delamination growth**



(a) Free-edge of no delami (b) Free-edge after delami.

Photo. 1 Interlaminar delamination in D1

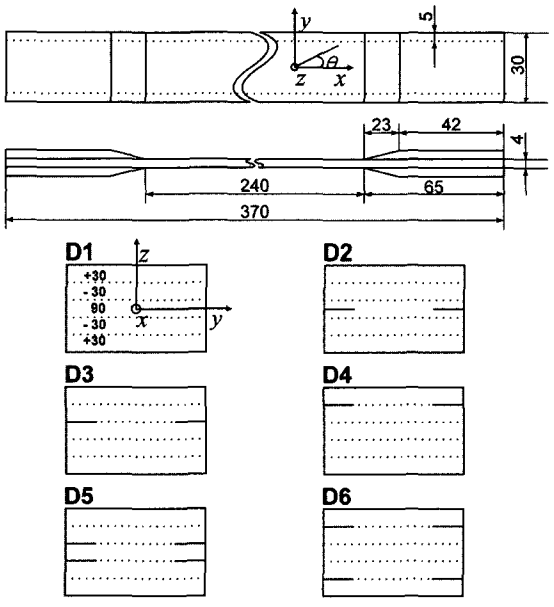


Fig. 1 Test specimen

협편 D2, D3, D5에서는 층간분리가 테프론 필름이 삽입된 층간과 동일한 층간에서 진전하였고 하중을 증가시키면 최종파괴에 이르렀다. 각 시험편의 초기 신장강성, 층간분리 진전개시변형률, 최종파괴강도 등을 Table 1에 나타냈다.

3. 해 석

3.1 강도해석 방법

해석에는 시험편의 단면을 모델화 하는 것만으로 3차원 변위장을 구할 수 있는 일반화 준 3차원 유한요소법을 이용하였다. 에너지 해방률과 최대응력설을 조합하여 파손의 진전을 평가하였다. Fig. 2에는 강도해석의 순서를 나타내었다.

우선 초기 층간분리 길이 a_0 가 5 mm인 경우와 층간분리가 Δa 만큼 진전한 경우에 대하여 일반화 준 3차원 해석을 행하였다. 층간분리 진전 전후의 해석결과를 기초로 가상균열닫힘법(virtual crack closure technique)을 이용하여 층간분리 균열선단의 에너지해방률을 계산하였다. 다음에는 앞에서 구한 에너지해방률을 기초로 층간분리하중 P_{DEL}를 다음 식이 성립하는 하중으로서 계산한다.

$$\frac{G_{\mathrm{I}}}{G_{\mathrm{I}cr}}+\frac{G_{\mathrm{II}}}{G_{\mathrm{II}cr}}+\frac{G_{\mathrm{III}}}{G_{\mathrm{III}cr}}=1 \qquad (1)$$

여기서, G_{I}, G_{II}, G_{III}는 각각 에너지해방률의 모드 I, II, III 성분이다. 파괴인성 값은 $G_{\mathrm{I}cr}=100$, $G_{\mathrm{II}cr}=G_{\mathrm{III}cr}=433$ [N/m]를 이용하였다[7].

다음에는 하중을 "0"에서 P_{DEL}까지 증가시킨다. 그리고

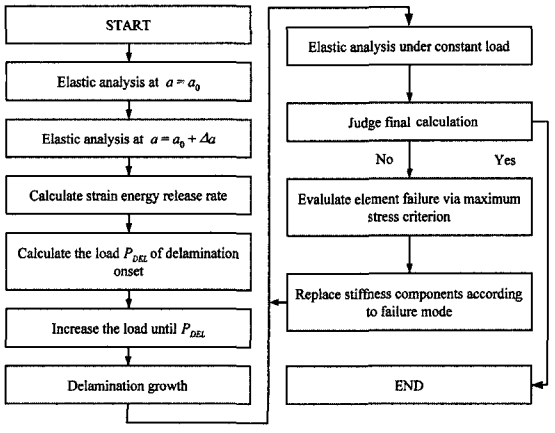


Fig. 2 Strength analysis procedures

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}	$Q_{12}=Q_{21}=Q_{22}=Q_{23}=Q_{32}=Q_{44}=Q_{55}=0$
F_{3t}, F_{3c}, F_{31}	$Q_{13}=Q_{23}=Q_{31}=Q_{32}=Q_{33}=Q_{44}=Q_{55}=0$
F_{23}	$Q_{12}=Q_{21}=Q_{13}=Q_{23}=Q_{31}=Q_{32}$ $=Q_{22}=Q_{33}=Q_{44}=Q_{55}=Q_{66}=0$

하중이 P_{DEL}에 달한 시점에서 층간분리가 진전한다고 가정하여 층간분리를 $a=5$ mm에서 $a=15$ mm까지 동일하중으로 진전시킨다. 이것은 대응하는 유한요소의 절점을 이중화하는 것으로 실행한다. 층간분리 진전 후 요소의 중심위치에서 응력을 섬유와 직교하는 123 좌표계, 즉 섬유방향을 1, 판 두께 방향을 3, 1과 3에 직교하는 방향을 2로 하는 좌표계에서의 응력으로 변환하여 최대응력설에 의해 요소파손을 평가한다. 혹시 파손하는 요소가 있으면 다음 식으로 나타낸 123 좌표계에서의 응력-변형률 관계식의

$$\begin{Bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \sigma_3\\ \tau_{23}\\ \tau_{31}\\ \tau_{12}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0\\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0\\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66}\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\varepsilon_1\\ \varepsilon_2\\ \varepsilon_3\\ \gamma_{23}\\ \gamma_{31}\\ \gamma_{12}\end{Bmatrix} \qquad (2)$$

강성 성분을 각각의 파손모드에 따라서, Table 2에 나타낸 순서대로 치환한다.

단, 표 중의 F_{1t} 파손은 1방향의 인장에 의한 파손, F_{12}는 12 면내 전단에 의한 파손을 나타내고 있다. 즉, 실제 수치해석에서는 강성메트릭스가 특성을 나타내기 어렵기 때문에 강성을 "0"으로 치환하지 않고 10^{-5}으로 첨화시켰다. 강성성분을 치환한 후 하중일정조건[8]으로 계산을 반복한다. 파손할 요소가 없어지면 다음 파손이 시작될 때까지 하중을 증가시킨다. 파손이 진전하여 최종파괴에 이르면 하중일정조건을 이용하기 때문에 변형률이 증가한다. 여기서 변형률이 5%를 넘는 경우, 또는 강성메트릭스가 특이하게 된 경우에 계산을 종료하였다. 즉, 시험편 D1의 경우에는 초기 층간분리가 존재하지 않으므로 최대응력설만을 이용하여 강도해석을 행하였다.

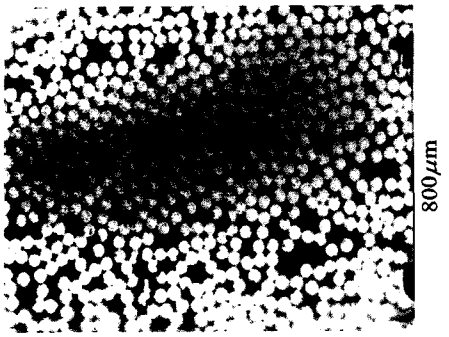


Photo. 2 90-degree section

3.2 유한요소 모델링

시험편 D1, D2, D5, D6의 경우는 xy면에 관한 면대칭성과 z면에 관한 회전대칭성이 성립하므로 $y \geq 0$, $z \geq 0$의 1/4 영역을 모델화한다. 한편 시험편 D3와 D4의 경우는 z축 주위의 회전대칭성만 성립하므로 $y \geq 0$의 1/2 영역을 모델화한다. 8절점 Isoparametric 요소를 이용하였고, 층간분리는 절점을 이중화하여 모델화 하였다. 일반화 준 3차원 유한요소해석에서는 적층판의 굽힘과 비틀림의 구속조건이 해석결과에 영향을 주었다. 본 연구에서는 인장시험기에 의한 시험편의 지지가 충분하다고 생각하여 굽힘과 비틀림을 구속하는 경계조건을 채용하여 해석하였다. 또한 해석에 이용한 프로그래밍 언어는 Fortran77으로 코딩하여 사용하였다.

3.3 해석에 이용한 재료정수

복합재료 적층판의 재료정수는 섬유체적함유율(fiber volume fraction, 이하 V_f 라 약함.)에 의존하여 변하므로 화상처리에 의하여 V_f를 측정하여 재료정수를 추정하였다. Photo. 2는 자유단을 연마재로 연마하여 촬영한 시험편 D1 의 90° 층의 단면이다. 원형의 탄소섬유와 그 틈을 매우고 있는 에폭시 수지가 확실하게 구분된다. 이 화상에 화상처리를 실시하여 섬유와 수지의 면적 비에 의해 V_f를 구하면 약 56% 이다. 섬유체적함유율을 이용한 재료정수의 추정식과 문헌의 재료정수를 참고하여 Table 3에 나타낸 재료정수와 파손강도를 채용하였다.

4. 해석결과와 고찰

일반화 준 3차원 유한요소해석에 의한 시험편 D1에서 D6의 초기 신장강성, 층간분리진전개시변형률, 최종파괴강도를 Table 4에 나타내었다. 시험편의 초기 신장강성에 대하여 실험과 해석결과를 비교하면 해석결과 쪽이 낮은 경향을 나타냈다. 이 원인으로서는 해석에 이용한 탄성정수가 낮았기 때문이라고 생각된다. 그러나 양자의 오차는 약 10% 이내이고 실용적으로는 충분한 정밀도가 있다. 층간분리가 존재하지 않는 시험편 D1의 초기 신장강성은 다른 시험편과 비교하여 아주 높고 층간분리에 의해 적층판의 신장강성이 낮아지는 것을 알 수 있다. 층간분리 위치에 따라 강성저하의 정도가 다르다. 층간분리개시변형률에 대하여 실험과 해석결과를 비교하면 해석에서는 층간분리가 진전한다고 가정하였지만 시험편 D4와 D6의 실험에서는 층간분리는 확인할 수 없었다. 이 원인으로서는 다른 시험편은 시험편 중앙부에서 파손한 것에 대하여 시험편 D4와 D6는 탭부근에서 파손하는 것을 들 수 있다. 시험편 D4와 D6에서 정도가 높은 해석을 행하기 위해서는 탭부분을 포함하여

Table 3 Material constants in the analysis

Elastic Constants	Failure Strength(MPa)
E_1 94.1 GPa	F_{1t} 1230
E_2 5.69 GPa	F_{1c} -1010
E_3 5.69 GPa	F_{2t} 68.0
G_{23} 2.19 GPa	F_{2c} -241.0
G_{31} 2.11 GPa	F_{3t} 68.0
G_{12} 2.11 GPa	F_{3c} -241.0
ν_{23} 0.30	F_{23} 62.1
ν_{31} 0.01995	F_{31} 62.1
ν_{12} 0.33	F_{12} 62.1

Table 4 Computed results

Specimen	Initial Stiffness (GPa)	Delamination Onset		Ultimate Strength (MPa)
		Stress (MPa)	Strain (μstrain)	
D1	36.3	--- *	---- *	479**
D2	32.3	102	3170	269
D3	32.1	116	3600	275
D4	32.1	185	5760	286
D5	31.3	153	4870	268
D6	27.5	161	5830	161

* No delamination growth

** Strength analysis via the maximum stress criterion

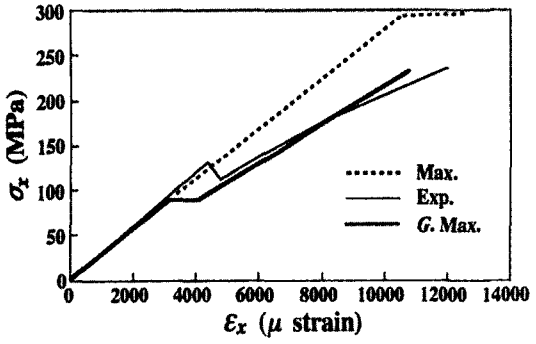


Fig. 3 Stress-strain curve for D2

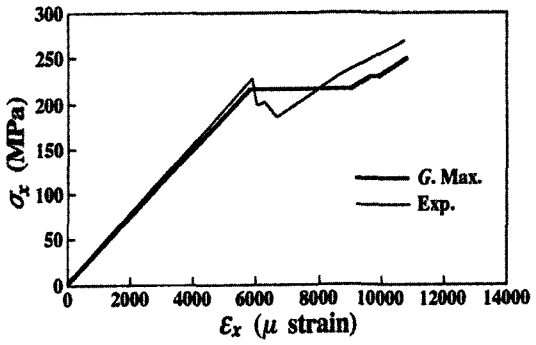


Fig. 4 Stress-strain curve for D1

모델화 한 완전한 3차원 해석을 행할 필요가 있다. 한편, 시험편 D2, D3, D5에서는 층간분리가 진전하였지만 해석결과 쪽이 실험결과 보다 낮은 경향을 보였다. 이 원인으로서는 해석에 이용한 파괴인성 값이 적당하지 않은 것으로 생각된다. 섬유체적함유율이 낮으면 파괴인성 값이 높다는 보고들이 있다. 적당한 탄성정수와 파괴인성 값을 이용하면 해석결과는 실험결과와 잘 일치할 것으로 생각된다. Table 1 에 나타낸 각 시험편의 층간분리진전개시변형률을 비교하면 적층판의 중립면에 층간분리를 갖는 시험편 D2가 특히 작고 시험편 D3와 D5는 거의 같다. 테프론 필름을 삽입하지 않은 시험편 D1에서는 시험편 D3, D5보다 낮은 변형률에서 층간분리가 발생하였다. Fig. 3는 시험편 D2의 응력-변형률 선도이다. 실험결과를 Exp. 으로 나타낸 가는 실선으로, 에너지해방률과 최대응력설을 조합한 해석결과를 그림 중의 G-Max.으로 나타낸 실선으로 표시하였다. 비교하기 위하여 최대응력설만을 이용한 강도해석을 행하고 그 결과를 그림 중의 Max.으로 나타낸 파선으로 표시하였다. 층간분리가 진전하는 응력에 낮은 경향이 있는 것과 에너지해방률과 최대응력설을 이용한 강도해석은 실험결과와 잘 일치하였다. 이것에 대하여 최대응력설만을 이용한 강도해석에서는 최종파괴강도를 과대평가 하거나 층간분리 진전에 따른 신장강성의 저하를 설명할 수 없는 등 실험결과와 차이가 있었다. 최대응력설만을 이용한 해석결과와 실험결과가 일치하지 않는 것은 층간분리 선단에서의 요소분할이 그다지 세밀하지 않기 때문이라고 생각한다. 에너지 해방률과 최대응력설을 조합한 쪽이 적은 요소 분할로 정도가 높은 강도해석을 할 수 있었다. Table 1에 나타낸 각 시험편의 최종파괴강도를 비교하면 시험편 D6가 특히 낮고 시험편 D2가 가장 높다. 시험편 D3, D4, D5에서는 거의 260 MPa 이고 큰 차는 없었다. 층간분리가 존재하지 않는 시험편 D1의 최종파괴 강도는 시험편 D2 보다 낮은 경향을 보였다. 시험편 D1의 최종강도가 다른 시험편과 비교하여 큰 것은 Photo. 1에서 나타낸 것처럼 층간분리가 -30/90 층간과 90/-30 층간 사이를 지그재그로 진행한 것이 원인이라고 생각된다. 시험편 D2, D3, D5에서는 적층판 성형시에 삽입한 테프론 필름과 동일면에서 층간분리가 진전한 것에 대하여 시험편 D1의 경우는 초기 층간분리가 존재하지 않으므로 불규칙하게 층간분리가 진전한다. 따라서 최종파괴강성값이 적당하지 않은 것으로 생각된다.

Fig. 4는 시험편 D1의 응력-변형률 선도이며, 최종파괴강도는 247MPa이고, 실험결과의 평균치 242MPa과 잘 일치하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 적층구성이 $[30_2/-30_2/90]_s$ 인 CFRP 복합재 적층판의 자유단에 일정 폭의 층간분리가 존재하는 경우에 최종파괴 강도에 대하여 연구하였다. 테프론필름을 삽입하여 층간분리의 효과를 모의한 시험편을 이용한 실험과 일반화 준 3차원 유한요소법에 의한 최종파괴강도 해석을 행하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 층간분리에 의해 적층판의 신장강성이 저하하였고, 층간분리가 발생하는 층간의 차이에 의해 강성저하의 정도가 달랐다

(2) 층간분리가 발생하는 층간의 차이에 따라 층간분리 진전개시변형률이 변화하였으며, 적층판 중립면에 층간분리가 존재하는 경우의 층간분리 진전개시변형률이

가장 낮았다.

(3) 층간분리가 발생하는 층간의 차이에 따라 적층판의 최종 파괴강도가 변화하였으며, 에너지 해방률과 최대응력설을 조합한 강도해석에 의해 층간분리를 갖는 적층판의 최종파괴강도를 예측할 수 있었다.

(4) 초기 층간분리를 갖는 시험편에서는 층간분리가 테프론필름과 동일면에서 진전한 것에 대하여 초기 박리가 존재하지 않는 시험편에서는 층간분리가 90°층 내를 불규칙하게 진전하였다.

후 기

본 논문은 2001년도 조선대학교 교내 학술 연구비지원을 받아 연구되었음.

참 고 문 헌

(1) Pipes, R. B. and Pagano, N. J., "Interlaminar Stresses in Composite Laminates Under Uniform Axial Extension," *J. Compos. Mater.*, 4, p. 538, 1970.

(2) O'Brien, T. K., "Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminate," *ASTM STP 775*, p. 140, 1982.

(3) Aoki, R. and Kondo, K., "Free-Edge Delamination of Anisotropic Composite Laminates,"*J. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, 37(420), p. 29(in Japanese), 1989.

(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*, p. 69, 1985.

(5) 김인권, 복합재료 적층판의 해석을 위한 일반화 준 3차원 변위식의 도출, 한국공작기계학회, 제7권, 제4호, p. 21, 1998.

(6) Kim, I. K., etc., "Free-Edge Effects of Composite Laminates," *Proc. of the Asian Pacific Conf. on Aero. Tech. and Sci.*, 1, p. 206, 1994.

(7) Ramkumar, R. L. and Whitcomb, K. D., "Characterization of Mode-I and Mixed-Mode Delamination Growth in T300/5208 Graphite/Epoxhy" ASTM STP 876, p. 315, 1985.

(8) 김인권, 복합재료 적층판의 정강도 해석에 관한 연구, 한국추진공학회, 제5권, 제5호, p. 59, 2001.