

## 論文

## 응력 집중을 받는 복합재 구조물의 압축강도에 관한 설계 기준

정태은\* · 황인희\*\* · 박경하\*\* · 이재화\*\*\* · 한영명\*\*\*

## Design Criteria of Compressive Strength for Stress Concentrated Composite Structures

T.E. Chung\*, I.H. Hwang\*\*, K.H. Park\*\*,  
J.H. Lee\*\*\* and Y.M. Han\*\*\*

## ABSTRACT

Designers usually reduce strengths of composite materials to take into account stress concentrations due to porous defects, manufacturing flaws, fastening, lighting cutouts, and access holes in aircraft composite structures. In general, the applicable design and analysis criteria depend on a hole or cutout size. For a hole diameter less than 6.35mm, the notched allowables can be used without an additional consideration for stress concentration. For a hole diameter greater than 50.8mm, maximum strains can be obtained using the linear elastic theory, and failure can be defined when the maximum strains equal the notched allowables. No design criteria have been successfully applied to the medium hole size. In this study, the compressive strength tests were conducted to investigate failure modes of the notched laminates and to propose a design guide for the composite laminates with a hole. An empirical equation was developed to predict notched laminate allowables based on compressive tests.

## 초 록

복합재 항공기 구조물에 있는 다공성 결함, 가공상의 결함, 연결부, 경량화 구멍, 접근 구멍 등에 의한 응력 집중을 고려하기 위해 설계자는 복합재료의 강도를 낮추어 설계한다. 일반적으로 구멍이나 컷아웃의 크기에 따라 각기 다른 설계 및 해석 기준을 적용한다. 구멍의 지름이 6.4mm(0.25in) 이하의 경우는 노치 설계 허용치를 적용함으로써 별도의 응력 집중을 고려하지 않는다. 구멍의 지름이 50.8mm(2in)를 넘는 경우는 선형 탄성 이론에 근거한 최대 변형율을 산출하고, 최대 변형율이 노치 변형율과 같을 때 파손을 정의할 수 있다. 6.4mm와 50.8mm 사이의 구멍 크기에 대해서는 명확히 제시된 설계 기준이 없다. 본 연구에서는 다양한 구멍 크기를 갖는 복합재 적층판에 대한 압축 시험을 수행하여 응력 집중 파손현상을 규명하고, 구멍의 크기에 따른 설계 기준을 제시하고자 하였다. 시험결과에 근거하여, 6.4mm와 50.8mm 사이의 구멍 크기에 대해서는 설계 허용치를 예측할 수 있는 경험식을 제안하였다.

\* 정희원, 고등기술연구원 자동차기술연구실

\*\* 한국항공우주연구소

\*\*\* 국방과학연구소

## 1. 서 론

구멍이나 컷아웃 등 불연속을 갖는 항공기 구조물에 정, 동하중 혹은 반복 하중이 작용할 때 응력이 집중된다. 이로부터 균열 혹은 국지 파손(local failure)이 일어나고 전파된다. 복합재의 응력 집중은 재래 금속과 달리 소성 변형에 의한 응력 감소가 크지 않다. 또, 탄성 이론을 적용하면 지나치게 보수적인 설계에 이르게 된다. 따라서 복합재에 야기되는 응력 집중을 정확히 이해하고 적절한 설계 기준을 적용하여 구조물을 경량화하는 것이 매우 중요하다.

복합재료의 notch 인장 강도에 대해서는 Whitney 등[1~2]이 국지 응력 조건(point stress criterion)이나 평균 응력 조건(average stress criterion)을 제안하였다. Whitney는 물질 상수인 특성 길이(characteristic length)를 제시하여 notch의 영향을 설명하였다. 그러나 그후 Karlak[3], Pipe[4]등은, 이러한 특성 길이가 물질 상수가 아니고 구멍의 반경과 관련한 함수라는 주장과 함께 수정된 국지 응력 조건식들을 발표하였다. 특히 Pipe는 notch 민감도계수(notch sensitivity factor)와 지수 계수(exponential parameter)를 포함하는 notch 강성 모델을 제시하였다[5]. Kulkarni 등[6]은 notch가 있는 복합재료의 피로에 대한 해석적, 실험적 평가에 대한 논문을 발표하였다. Mallick[7]은 SMC(sheet moulding compound) 복합재료에 대한 구멍 응력 집중의 영향에 대한 논문을 발표하면서, 특정한 특성 길이에 대하여 시험과 Whitney의 이론식이 일치함을 보이면서 이 식이 SMC-R25 복합재료의 notch 민감도(notch sensitivity)를 예측할 수 있다고 주장하였다. 최근에 Kim[8]은 특성 길이가 구멍 크기와 시편 폭의 영향을 받으며, 두개의 실험 상수를 포함한 수정된 국지 응력 조건을 제시하여 그 결과가 직물(fabric) 복합재 판에 대한 시험과 일치한다고 발표한 바 있다. 이러한 일련의 연구들은 Whitney의 국지 응력 조건식에 근거하여 해당 연구에 적용할 수 있는 특성 길이 또는 수정식을 제시하였다고 볼 수 있으며, 복합재로 만들어지는 구조물을 설계하기 위한 지침으로 활용하기에는

미흡한 점이 있다. 한편 Shahid[9] 등은 프리프레그의 notch 강성에 대한 비례 효과(scaling effect) 및 손상에 대한 논문을 발표하면서, notch가 있는 복합재료 판을 해석하기 위한 유한요소 프로그램을 개발하여 시험 결과와 비교하였다.

본 연구에서는 항공기 등의 구조물 설계를 위한 notch 설계 허용치를 실제로 어떻게 적용하여야 할 것인가에 대한 관점에서 다양한 구멍 크기를 갖는 복합재 적층판에 대한 압축 강도 시험을 수행하여 구멍의 크기에 따른 설계 기준을 제시하였다.

## 2. 시 험

### 2-1. 시험 시편

복합재 시편은 한국 화이바㈜에서 제작하였으며 재료는 더글러스(Douglas)사의 재료 사양 중 DMS 2224 재료의 조건을 만족하는 경화온도 177°C (350°F)인 카본/에폭시이다. DMS 2224 복합재료는 내충격성(impact resistance)을 지닌 카본/에폭시 프리프레그로 만들며 점차 항공기의 구조물에 많이 사용하고 있다[10]. 재료의 물성치는 Table 1에 나와 있다.

Table 1. Material properties of carbon/epoxy

Longitudinal Young's modulus, $E_1$	130.2 GPa
Transverse Young's modulus, $E_2$	10.0 GPa
Shear modulus, $G_{12}$	3.2 GPa
Poisson's ratio, $\nu_{12}$	0.32

복합재 시편의 외형 치수는 폭 101.6mm(4 in)이고, 길이가 152.4mm(6 in)이다. 시편 중앙에 지름이 각각 3.175mm(0.125 in), 6.35mm(0.25 in), 12.7mm(0.5 in), 19.05mm(0.75 in), 25.4mm(1 in)인 구멍을 Fig.1에서 보는 바와 같이 가공하였다.

시편 구멍은 한국기계연구원 창원분원에서 가공하였으며, A 적층판의 적층 형태는  $[0/\pm 45/90_2/\mp 45/0_2/\pm 45/90]_s$ , B 적층판은  $[\pm 45/0/90_2/0/\mp 45/\pm 45/0/90]_s$ 이다. 적층판 A와 B의 기본 적층은  $[0/\pm 45/90]_s$ 으로 항공기 구조물에서 일반적으로

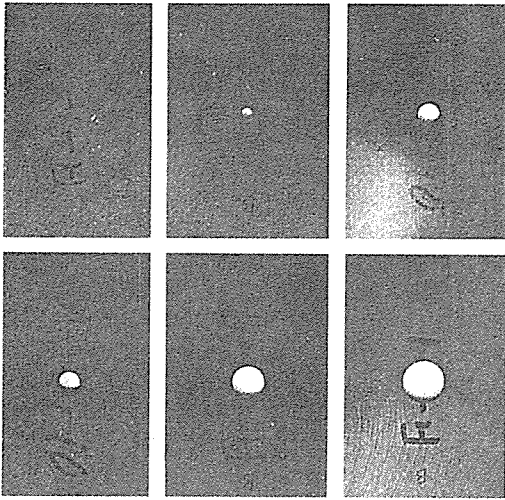


Fig. 1. Configuration of the open hole test specimen

많이 사용하는 유사 등방성(quasi-isotropic)배열이다. 좌굴을 방지하기 위한 두께를 고려하여 24개의 층(ply)으로 적층하였다. 구멍을 갖는 적층판의 압축 시험 구성표는 Table 2에 보는 바와 같다.

Table 2. The matrix for the notched strength compressive test

Layup	Hole diameter (mm)	No. of specimens
A:[0/±45/90 <sub>2</sub> /∓45/0 <sub>2</sub> /±45/90] <sub>s</sub>	3.175	3
	6.35	2
	12.7	2
	19.05	2
	25.4	2
B:[±45/0/90 <sub>2</sub> /0/∓45/±45/0/90] <sub>s</sub>	3.175	2
	6.35	2
	12.7	2
	19.05	2
	25.4	2

## 2-2. 압축 강도 시험

구멍을 갖는 적층판 시편에 대해 압축 강도와 파손 형태를 측정하고자 하였다. 만능 시험기(MTS 810)를 사용하여 1.27mm/minute의 속도로 압축 하중을 가하였다. 시편 고정틀(fixture)은 시편의 좌굴을 방지하기 위하여 보잉 규격 BSS 7260[12]에

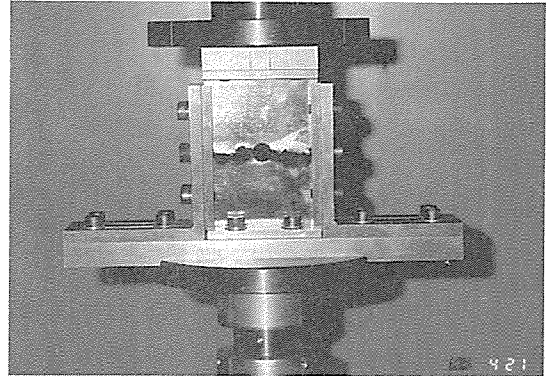


Fig. 2. Fixture for the notched strength compressive test

따라 설계/제작하였다. 제작된 시편 고정틀에 적층판 시편이 설치된 모습은 Fig.2에 나와 있다.

## 3. 시험 결과 및 분석

응력 집중 압축 시험의 결과는 Table 3에 나와

Table 3. Results of the notched strength compressive test

Layup	Hole diameter(mm)	Width (mm)	Thickness (mm)	Failure load (kN)	Failure strength (MPa)
A	3.175	101.54	3.53	-107.9	-301.1
		101.60	3.75	-130.7	-343.0
		101.62	3.58	-109.0	-299.6
	6.35	101.66	3.70	-119.2	-317.0
		101.60	3.70	-117.5	-312.7
		101.65	3.55	-98.6	-273.2
	12.7	101.62	3.44	-109.1	-312.0
		101.46	3.37	-87.4	-255.5
		101.65	3.68	-101.7	-271.8
	19.05	101.57	3.70	-88.2	-234.8
		101.64	3.70	-90.5	-240.6
		101.57	3.34	-107.6	-317.1
	25.4	101.55	3.76	-117.5	-307.8
		101.60	3.5	-110.4	-306.0
		101.50	3.74	-104.1	-274.3
B	3.175	101.63	3.71	-96.2	-255.2
		101.65	3.72	-106.8	-282.4
		101.60	3.35	-88.0	-258.5
	6.35	101.54	3.24	-81.0	-246.3
		101.30	3.75	-75.4	-198.4
		101.61	3.72	-87.4	-231.2
	12.7	101.63	3.71	-96.2	-255.2
		101.65	3.72	-106.8	-282.4
		101.60	3.35	-88.0	-258.5
	19.05	101.54	3.24	-81.0	-246.3
		101.30	3.75	-75.4	-198.4
		101.61	3.72	-87.4	-231.2

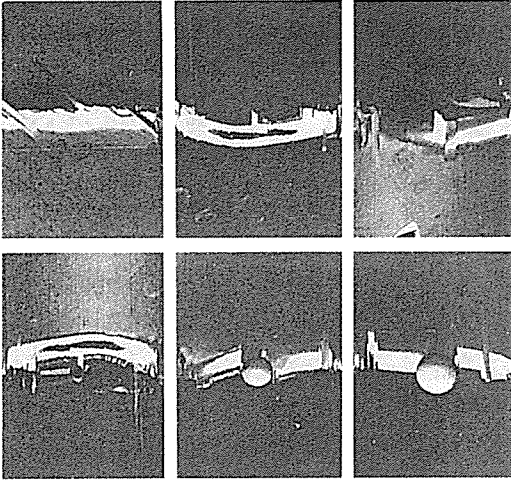


Fig. 3. Failure modes of the open hole test specimens

있다. 시편의 폭과 두께는 각각 3군데에서 측정하여 평균값을 취하였다. Fig. 3은 순압축(net compression)으로 파손된 형태를 보여 준다. 하중을 작용한 초기에는 적층판의 구멍 주위 바깥층(sublamine)에 좌굴이 발생하였다. 하중을 증가시키면서 좌굴이 시편 폭 방향으로 확대되었다. 하중을 계속 가하자 최종적으로 폭방향으로 전반적인 파손이 발생하였다. 구멍이 6.35mm 이상인 시편에서는 좌굴이 발생하지 않았고 구멍 주위에 층간 분리도 육안으로 발견할 수 없었다. 구멍의 지름이 3.175 mm인 시편에서는 좌굴, 그림 파손(grip failure), 균열 전파 등이 관찰되었다.

Fig. 4는 압축 시험 결과가 notch( notch)에 민감한(sensitive) 파손 곡선 그리고 notch에 불감한(insensitive) 파손 곡선과 함께 보여준다. notch에 민감한 파손 곡선은 선형 탄성 이론에 의해 산출한 응력 집중 계수와 유한 폭 수정(finite width correction)을 고려하여 다음과 같이 결정한다.

$$\frac{\sigma_f^u}{\sigma_o^u} = \frac{1}{K_T} \quad \dots\dots\dots (1)$$

여기서  $\sigma_f^u$ 는 구멍이 있는 시편의 압축 강도이고,  $\sigma_o^u$ 는 구멍이 없는 적층판의 압축 강도이다.  $K_T$ 는 아래의 유한 폭 수정을 통해 구할 수 있다[13].

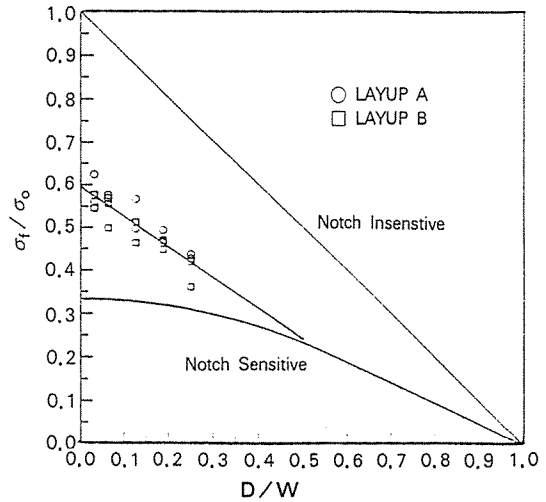


Fig. 4. Comparison of test results and failure theory for stress concentration

$$\frac{K_T}{K_T^\infty} = \frac{2+(1-D/W)^3}{3(1-D/W)} \quad \dots\dots\dots (2)$$

여기서  $K_T$ 는 유한 폭을 갖는 적층판의 응력 집중 계수,  $K_T^\infty$ 는 무한 평판의 응력 집중 계수이다. 적층판이 유사등방성일 때,  $K_T^\infty = 3.0$ 이다. 또한  $D$ 는 구멍의 지름이고  $W$ 는 시편의 폭이다.

notch에 불감한 파손 곡선은 시편 폭에 대한 구멍 지름의 비( $D/W$ )에 비례하는 다음 식으로 구할 수 있다.

$$\frac{\sigma_f^u}{\sigma_o^u} = 1 - D/W \quad \dots\dots\dots (3)$$

본 연구의 시험 결과는 전반적으로 notch에 민감한 파손 곡선에 가깝지만 notch에 민감한(notch sensitive) 경향을 나타낸다고 보기는 어렵다. 오히려 시험 결과값들의 분포는 직선으로 표현할 수 있다. 구멍 지름이 25.4mm 이하인 경우의 시험 결과값들을 무차원화시킨 다음의 선형 관계식으로 표현하였다.

$$\frac{\sigma_f^u}{\sigma_o^u} = K_o - \alpha(D/W) \quad \dots\dots\dots (4)$$

여기서 구멍이 없는 시편에 대한 압축 강도,  $\sigma_o^u$ 는 주어진 적층 상태에 대해 압축 강도를 계산하여 구했으며, 그값은  $\sigma_o^u = 550$  MPa이다.  $K_o$ ,  $\alpha$ 는 구멍

크기에 따른 파손 강도 감소를 나타내는 계수이다. 응력 집중 압축 시험에 사용한 적층 형태 A와 B에 대해  $K_o=0.6$ ,  $\alpha=0.71$ 을 얻었다. 다른 적층각을 갖는 시편의 경우에는  $K_o$ ,  $\alpha$ 의 값이 달라질 수 있으므로 다양한 적층 형태에 대한 응력 집중 시험을 수행하여  $K_o$ 와  $\alpha$ 의 값을 구해야 할 것이다. 또한 본 시험에서는 보잉사의 시험 규정에서 시편 폭 101.6mm에 대한 시험 자료만을 제시하였으나, 식 (4)가 설계자를 위해 보다 일반적인 지침으로 활용되기 위해서는 여러가지 시험 폭에 대한 시험 자료가 추가되어야 할 것이다. Fig.4는 무차원화한 그래프로부터 구멍 지름에 따른 설계 허용치의 결정 방법을 제시하기 위해 제안된 것이다. Fig.4에서 보듯이, 선형 관계식(4)이 notch에 민감한 파손 곡선과 만나는 부분은  $D/W=0.5$ 일때로, 이때의 구멍 지름은 50.8mm이다. 따라서 식 (4)는 구멍의 지름이 50.8mm 이하에서 적용하는 것이 적절하다. 구멍 지름이 50.8mm 이상의 경우에는 notch에 민감한 파손 곡선을 따르는 것이 적절하다.

#### 4. 설계기준

본 연구에서는 응력 집중 압축 시험의 결과를 토대로 하여 구멍 크기에 따라 다음의 3가지 설계 해석 기준을 제시한다.

(1) 구멍의 지름이 6.35mm(0.25 inch)를 넘지 않을 때는 notch 적층판의 설계 허용치를 적용함으로써 별도의 응력 집중을 고려하지 않는다. 라미나(lamina)의 강도 시험값(B-basis value)을 근거로 하여 초기 파손 강도를 산출하면 통상 최대 강도의 30%에 미치지 못한다. 따라서 초기 파손 강도를 설계 허용치로 하면 지나치게 보수적인(conservative) 결과를 가져오게 된다. 보잉사 및 맥도넬 더글러스사 등은 라미나의 강도 시험값 보다는 실제로 많이 사용하고 있는 형태의 적층판의 강도값을 활용한다[14]. 이때 강도값은 중심에 지름 6.35mm의 원공 형태의 notch를 갖는 적층판을 시험하여 얻은 것이다. notch된 적층판의 설계 허용치를 사용하는 것은 다공성 결함(porous defect)과 연결부 원공의 흠집 등 제작상의 결함 뿐만 아니라 6.35mm 이하의

체결부(fastener)가 야기하는 구조물의 강도 감소를 감안하기 때문이다.

(2) 구멍 또는 컷아웃(cutout)의 지름이 50.8mm (2 inch)를 넘는 경우는 구조 강도의 감소가 응력 집중 계수와 근사적으로 일치하기 때문에 선형 탄성 이론을 써서 최대 변형율을 산출한다. 이때, 응력 분포를 계산하기 위해 유한요소법 또는 2차원 탄성론을 쓸 수 있다. 컷아웃이 큰 경우는 컷아웃 면 주위에 추가적으로 생길 수 있는 손상을 고려하면 다음과 같이 notch 설계 허용치(notched allowables)를 적용한다.

$$\frac{\epsilon_{max}}{\epsilon_{notched}} = 1 \quad \dots\dots\dots (5)$$

또는

$$\frac{\gamma_{max}}{\gamma_{notched}} = 1 \quad \dots\dots\dots (6)$$

여기서  $\epsilon_{notched}$ 와  $\gamma_{notched}$ 는 각각 수직 변형을 허용치와 전단 변형을 허용치이다. 한편  $\epsilon_{max}$ 와  $\gamma_{max}$ 는 응력 집중에 의한 최대 변형율이다.

(3) 구멍 지름이 6.35mm 보다 크고, 50.8mm 미만인 경우에는 구멍 주위의 강도가 notch 설계 허용치 보다 낮다. 또 구멍의 크기가 50.8mm 보다 큰 경우와 같은 방식으로 응력 집중 계수를 산출하게 되면 실제보다 지나치게 낮은 강도를 예측하게 된다. 이는 Fig.4에 있는 notch에 민감한 곡선과 비교해 볼 때 알 수 있다. 따라서, 이론에 근거한 해석 방법을 그대로 적용하는 것은 무게를 절감하기 위한 효율적인 설계가 되지 못한다. 본 연구에서는 중간 크기( $6.35\text{mm} < D < 50.8\text{mm}$ )의 구멍을 갖는 구조물의 설계 허용 변형율( $\epsilon_f$ )을 다음과 같이 구하는 것을 제안한다.

$$\epsilon_f = \epsilon_{notched} \left[ 1 - \frac{\alpha}{R_N} \left( \frac{D}{W} \right) \right] \quad \dots\dots\dots (7)$$

여기서  $\epsilon_{notched}$ 는 6.35mm 구멍에 대한 설계 허용 변형율이다.  $R_N$ 는 notch있는 적층판의 설계 변형율( $\epsilon_{notched}$ )과 notch없는 적층판의 설계 변형율( $\epsilon_{unnotched}$ )이 비로 정의된다.

$$R_N = \frac{\epsilon_{notched}}{\epsilon_{unnotched}} \quad \dots\dots\dots (8)$$

이상의 설계 허용치 구축 방법을 Fig.5에 나타내

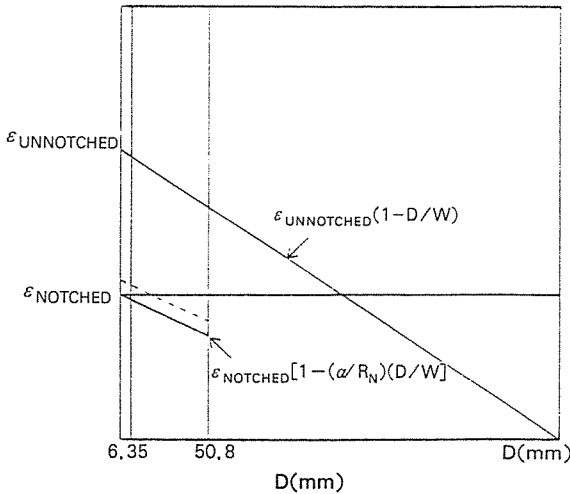


Fig. 5. Establishment of design allowables for stress concentration

었다. Fig.5에서 점선은 시험 결과를 나타내고, 실선은 식(7)이 제시하는 설계 허용치를 나타낸다. 설계에 적용하는 notch 허용 변형율( $\epsilon_{notched}$ )은 다양한 적층 형태 중 가장 낮은 값이고, 통제값(B-basis value)이기 때문에, 식(7)은 보수적인 설계 개념에 사용하기 적합할 수 있다.

## 5. 결 론

중량에 구멍이 있는 복합재료 적층판에 대한 압축 시험을 수행하여 notch 설계 허용치에 대한 설계 기준을 제시하였다. 구멍의 크기에 따라 설계 기준을 달리 적용함으로써 지나치게 보수적으로 파손 강도를 정하게 되는 것을 방지할 수 있으며, 이를 바탕으로 효율적인 경량화 설계를 수행할 수 있다.

구멍 지름이 6.35mm(0.25inch) 이하인 경우에는 6.35mm의 구멍지름에 대해 구해진 notch 적층판의 설계 허용치를 적용한다.

구멍 지름이 6.35mm와 50.8mm 사이인 경우는 제안된 설계 허용 변형율( $\epsilon_f$ )을 이용하여 강도를 예측한다.

구멍 지름이 50.8(2inch) 이상인 경우에는 유한 요소법 또는 탄성이론으로부터 구한 최대 변형률( $\epsilon_{max}$  또는  $\gamma_{max}$ )을 notch 설계 허용치와 비교하여

파손을 정한다.

## 참 고 문 헌

1. Whitney, J.M. and Nuismer, R.J., "Stress Fracture Criteria for Laminated Composites containing Stress Concentrations", *Journal of Composite Materials*, Vol.8, 1974, p.253.
2. Nuismer, R.J. and Whitney, J.M., "Uniaxial Failure of Composite Laminates Containing Stress Concentrations", *Fracture Mechanics of Composites*, ASTM STP 593, 1975, pp.117-142.
3. Karlak, R.F., "Hole Effects in a Related Series of Symmetrical Laminates", *Proc. 4th Joint ASM, Metallurgical Society of the American Institute of Mining, Metallurgical and Petroleum Engineers*, Warrendale, PA, 1979, pp.105-117.
4. Pipes, R.B., Wetherhold, R.C. and Gillespie, J.W., "Superposition of the Notched Strength of Composite Laminates", *Polymer Engineering and Science*, 1979, Vol.19, pp.1151-1155.
5. Pipes, R.B. and Wetherhold, R.C., "Notched Strength of Composite Materials", *Journal of Composite Materials*, Vol.13, 1979, pp.148-160.
6. Kulkarni, S.V., McLaughlin, P.V., Pipes, R.B., and Rosen, B.W., "Fatigue of Notched Fiber Composite Laminates: Analytical and Experimental Evaluation", *Composite Materials: Testing and Design(4th Conference)*, ASTM STP 617, 1977, pp.70-92.
7. Mallick, P.K., "Effects of Hole Stress Concentration and Its Mitigation on the Tensile Strength of Sheet Moulding Compound(SMC-R50) Composites", *Composites*, Vol.19, No.4, 1988, pp.283-287.
8. Kim, J.K. and Kim, D.S., "Notched Strength and Fracture Criterion in Fabric Composite Plates Containing a Circular Hole", *Journal of*

*Composite Materials*, Vol.29, No.7, 1995, pp. 982-998.

9. Shahid, I., Sun, H.T. and Chang, F.K., "Predicting Scaling Effect on the Notched Strength of Prepreg and Fiber Tow-Placed Laminated Composites", *Journal of Composite Materials*, Vol.29, No.8, 1995, pp.1063-1095.

10. 류정주 외, 복합재 구조물 인증 및 시험 평가 기술 연구, 한국항공우주연구소, UAI0190, 1993.

11. 정태은, 박경하, 황인희, 류정주, "충격후 잔류압축강도 시험에 의한 복합재료 적층판의 설

계", 대한기계학회, 제 19 권 제 9 호, 1995.

12. Boeing Company, "Advanced Composite Compression Tests", Boeing Specification Support Standard BSS 7260, 1988.

13. Peterson, R.E., Stress Concentration Factors, John Wiley & Sons, Inc., 1974, pp. 108-112.

14. 한국항공우주연구소, 감항성 인증을 고려한 복합재 응용 항공 구조의 설계 해석기법 연구, 국방과학연구소, 1993.