

## 論文

## 원공을 가지는 복합재 적층판의 인장강도 예측 기법

이훈주\*, 신인수\*, 정문규\*\*, 권진희\*\*\*\*, 최진호\*\*\*\*

## A Method to Predict the Open-Hole Tensile Strength of Composite Laminate

Heun-Ju Lee\*, In-Soo Shin\*, Mun-Gyu Jeong\*\*, Jin-Hwe Kweon\*\*\*\*, Jin-Ho Choi\*\*\*\*

## ABSTRACT

The characteristic length method used to determine a laminate's strength generally requires the test for un-notched and notched laminates and finite element analysis together. In this paper, the methods used to predict the stress distribution and tensile characteristic length of open-hole laminates using the stress concentration factor and equivalent material properties are proposed. These methods do not require data on the failure load of open-hole laminates or finite element analysis. Once the stress and characteristic length have been determined, the failure load of the open-hole laminate can be calculated. The proposed method considers the effect of the material properties as a parameter and therefore can be applied to a variety of materials. The stress distribution is verified by comparing with a finite element analysis and test results. The predicted failure load shows a maximum deviation of 8% from the test results.

## 초 록

전통적인 특성길이 방법을 이용하여 원공이 있는 복합재 적층판의 강도를 예측하기 위해서는 원공이 있는 적층판만 아니라 원공이 없는 적층판에 대한 시험 결과와 유한요소해석이 필요하였다. 본 논문에서는 응력집중계수와 재료상수를 이용하여 유한요소해석 없이 복합재 적층판 원공 주위의 응력분포 및 인장특성길이를 추정하고, 이를 바탕으로 원공이 있는 복합재 적층판의 인장강도를 예측할 수 있는 방법을 제안하였다. 또한 새로운 방법에서는 재료의 효과가 변수로 고려되므로 다양한 재료에 대한 적용이 가능하며 원공이 있는 복합재 적층판에 대한 시험도 생략할 수 있다. 적층판 주위의 응력분포는 유한요소해석과의 비교를 통해 검증하였고, 최종적으로는 USN125 탄소/에폭시 적층판을 제작하여 파손하중 예측 결과와 시험 결과를 비교하였다. 원공이 있는 다양한 형상의 복합재 적층판의 파손강도 예측 결과는 최대 8% 이내의 오차로 시험 결과와 잘 일치함을 확인하였다.

**Key Words** : 복합재료(composite material), 원공(open-hole), 응력구배(stress gradient), 특성길이(characteristic length)

## 1. 서 론

복합재료는 금속재료에 비해 높은 비강도와 비강성을 가지고 있고 피로 및 내부식성 우수하여 항공우주 분야를 포함한

많은 분야로 적용 범위가 확장되고 있다. 특히 복합재료의 제작 및 가공기술이 발달하고 재료에 대한 설계 데이터베이스가 체계적으로 구축됨에 따라 항공기의 경우 이차 구조물뿐만 아니라 주구조물로 그 적용 범위가 확장되는 추세이다[1,2].

접수: 2011년 4월 20일, 수정: 2011년 7월 19일, 게재승인: 2011년 7월 28일

\* 한국항공우주산업주식회사

\*\* 경상대학교 항공우주특성화대학원 항공우주공학전공

\*\*\*\* 경상대학교 항공우주시스템공학과, 항공기부품기술연구소, 교신저자(E-mail:jhkweon@gnu.ac.kr)

\*\*\*\* 경상대학교 기계공학과, 항공기부품기술연구소

선진국에서는 복합재료 설계를 위한 각종 설계허용치 데이터베이스가 체계적으로 구축되어 있지만, 국내의 경우 이제 막 복합재 구조설계 자료 확보를 위한 단계에 진입하고 있다. 복합재 구조의 설계허용치 중 가장 대표적인 것이 구조물의 정적 강도이다. 일반적으로 복합재의 강도는 시험에 의해 결정하게 된다. 당연히 시험으로 데이터를 얻는 경우 데이터의 신뢰성은 높일 수 있으나 시험을 위한 시간과 비용의 부담이 크다. 복합재의 경우 금속재와는 달리 재료 자체의 이방성 및 적층순서의 효과를 고려해야 하기 때문에 시험의 양이 방대할 수밖에 없다. 따라서 시험을 최소화하면서도 구조물의 허용강도를 얻을 수 있는 연구에 대한 필요성이 제기되어 왔다.

특히 원공이 있는 복합재 구조에서의 응력 재분포 메커니즘은 일반적인 등방성 재료와 다르기 때문에 등방성 재료에 대한 설계기준을 적용할 수 없다. 따라서 1980년대부터 특성길이(characteristic length) 방법을 포함하여 복합재료 파손해석을 위한 다양한 방법들이 제시되고 있다[3~9].

원공이 있는 복합재 구조물의 강도해석에서 특성길이는 원공이 있는 적층판과 원공이 없는 적층판에 대한 시험을 수행하여 파손하중과 파손강도를 얻고 이를 유한요소해석에 의한 원공주위에서의 응력분포 결과와 결합하여 결정한다. 특성길이가 결정되면, 유사한 형태의 다른 복합재 구조에서도 특성길이의 경계 영역까지 파손이 전파되면 구조적 파손이 일어났다고 판단하게 된다. 초기 특성길이 개념은 원공주위의 기하학적 형상에 관계없이 일정한 값을 가지는 것으로 알려졌다. 하지만 후속연구[10]를 통하여 특성길이가 기하학인 형상에 따라 변한다는 사실이 밝혀졌고, 지금까지도 복합재료 물성에 따른 특성길이의 차이는 특성길이 방법을 확대하여 적용하는데 장애가 되고 있다. 또한 물성이나 기하학적 차이를 고려하지 않더라도 특성길이 방법을 이용하기 위해서는 반드시 유한요소해석이 필요하다는 제약이 있었다.

본 연구에서는 원공이 있는 복합재 적층판에 대한 근사적인 응력분포식과 특성길이식을 도출하고, 이를 바탕으로 적층판의 인장강도를 결정하는 방법을 제안한다. 유한요소해석을 사용하지 않으므로 기존의 특성길이 방법보다 시간과 비용을 절감할 수 있게 된다. 또한 예측식 속에 재료의 효과를 변수로 고려하기 때문에 파손 메커니즘이 유사할 경우 재료가 달라질 경우에도 별도의 시험 없이 특성길이와 인장강도를 예측할 수 있게 된다. 제안된 응력분포식 및 특성길이식의 타당성은 T300/5205 탄소/에폭시에 대한 기존 결과와 USN125 탄소/에폭시에 대한 시험을 통해 확인하였다.

## 2. 응력분포식 도출 및 타당성 검토

### 2.1 시편

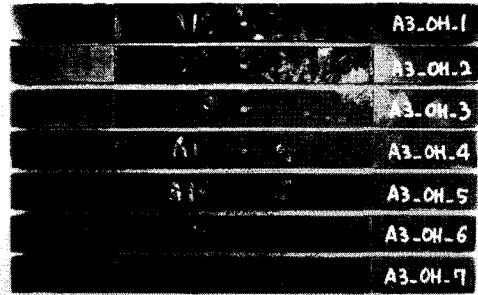


Fig. 1 Specimen configuration.

Table 1 Material properties

Property		T300/5208 [11,12]	USN125
Elastic modulus in fiber-direction	$E_1$	132 GPa	162 GPa
Elastic modulus in transverse direction	$E_2$	10.1 GPa	9.6 GPa
Shear modulus in 1-2 plane	$G_{12}$	4.0 GPa	6.1 GPa
Poisson's ratio	$\nu_{12}$	0.300	0.298
Thickness	$t$	0.140 mm	0.105 mm

원공 주위의 응력분포에 관한 식을 유도하기 위해 사용된 재료는 T300/5208 탄소/에폭시 일방향 프리프레그이다. T300/5208 재료와는 별도로, 재료가 달라질 경우에도 도출한 응력분포식을 사용할 수 있는지에 대한 검토와 복합재 적층판의 인장강도 예측 정확도를 확인하기 위해 SK 케미컬사의 USN125 탄소/에폭시 복합재료를 이용하여 시편을 제작하였다. 시편의 형상은 Fig. 1에 보였고 T300/5208과 USN125에 대한 재료 상수는 Table 1에 나타내었다. Table 2는 각 시편의 적층형태와 형상정보를 정리한 것이다. 응력분포식을 도출하기 위하여 사용한 T300/5208의 경우 적층형태 4가지와 시편 형상 4가지를 조합하여 총 16가지 적층판에 대한 결과를 사용하였다. 제안된 응력분포식 및 인장강도 예측 정확도의 검증을 위한 USN125 시편은 적층형태 3가지, 시편 형상 3가지를 조합하여 총 9 종류를 제작하였다.

### 2.2 복합재 평판의 응력분포식

유한평판에서 원공 주위의 응력분포를 분석하기에 앞서 무한평판에서 원공 주위의 응력분포를 먼저 살펴본다. 무한평판의 경우 기하학적 형상 즉 평판의 폭 대 원공의 비( $W/D$ )가 응력장에 영향을 미치지 않을 정도로 충분히 큰 평판이다. 따라서 인장방향의 응력집중계수( $K_t$ )는 적층형태에 따른 유효강성(effective modulus)에 의해서 결정되며 그 식은 다음과 같다[13].

$$K_T^\infty = \frac{\sigma_{x,max}}{\sigma_x} = 1 + \left\{ 2 \left[ \left( \frac{E_x}{E_y} \right)^{0.5} - \nu_{xy} \right] + \frac{E_x}{G_{xy}} \right\}^{0.5} \quad (1)$$

여기서,

- $\sigma_{max}$  Maximum stress in x direction
- $\sigma_x$  Stress in x direction
- $E_x, E_y, G_{xy}$  Elastic moduli
- $\nu_{xy}$  Poisson's ratio

Table 2 Dimensions of specimens and ply pattern

Material	Type*	D (mm)	W (mm)	t (mm)	% of Plies		
					0°	90°	45°
1	OH	6.4	19.1	5.6	20	20	60
	OH	6.4	25.4	5.6			
	OH	6.4	31.8	5.6			
	OH	6.4	38.1	5.6			
2	OH	6.4	19.1	5.6	35	35	30
	OH	6.4	25.4	5.6			
	OH	6.4	31.8	5.6			
	OH	6.4	38.1	5.6			
T300/5208	OH	6.4	19.1	5.6	25	55	20
	OH	6.4	25.4	5.6			
	OH	6.4	31.8	5.6			
	OH	6.4	38.1	5.6			
3	OH	6.4	19.1	5.6	55	25	20
	OH	6.4	25.4	5.6			
	OH	6.4	31.8	5.6			
	OH	6.4	38.1	5.6			
4	OH	6.4	19.1	5.6	20	20	60
	OH	6.4	25.4	5.6			
	OH	6.4	31.8	5.6			
	OH	6.4	38.1	5.6			
A	UN	-	20.0	2.1	30	30	40
	UN	-	20.0	2.1			
	UN	-	20.0	2.1			
	UN	-	20.0	2.1			
USN 125	OH	4.8	29.0	2.1	40	40	20
	OH	4.8	24.0	2.1			
	OH	4.8	19.0	2.1			
	OH	4.8	29.0	2.1			
B	OH	4.8	24.0	2.1	40	40	20
	OH	4.8	19.0	2.1			
	OH	4.8	29.0	2.1			
	OH	4.8	24.0	2.1			
C	OH	4.8	24.0	2.1	40	40	20
	OH	4.8	19.0	2.1			
	OH	4.8	29.0	2.1			
	OH	4.8	24.0	2.1			

\*OH: Open Hole, UN: Un-notched

본 연구에서 사용한 T300/5208과 USN125 복합재 적층판의 유효강성과 식 (1)에 의한 무한평판의 응력집중계수를 계산하면 Table 3과 같다.

무한평판의 응력집중계수를 구하는 식 (1)을 살펴보면 적층판의 유효강성만 고려됨을 알 수 있다. 하지만 Fig. 2에 보인 실제 유한평판의 경우 적층판의 유효강성뿐만 아니라 기하학적 형상(W/D)도 응력분포에 영향을 미치게 된다[14]. 따라서 본 연구에서는 T300/5208로 제작된 16가지 원공 시편에 대한

유한요소 응력분포 결과를 다중회귀분석(multiple regression analysis) 방법으로 커브 피팅(curve fitting)하여, 재료의 특성과 적층판의 기하학적 형상(W/D)을 반영한 응력분포식을 제안하였다. 여기서 유한요소해석의 결과는 각 적층의 응력에 두께를 고려하여 계산한 평균응력이다. 도출한 응력분포식은 식 (2)와 같고 이를 이용하면, 재료 상수와 적층판의 두께만 알면, 임의의 하중(P)에 대하여 원공 주위 임의의 지점에서의 응력( $\sigma_x$ )을 계산할 수 있다.

그러나 뒤에서 설명하겠지만 본 연구에서는 식 (2)가 다른 순서로 적용된다. 본 연구의 목적은 원공이 있는 적층판의 파손하중 혹은 인장강도를 구하는 것이다. 따라서 인장특성값이 결정되면 이 인장특성값을 식 (2)의 y에 대입하고, 시험으로 구한 무한평판의 강도를  $\sigma_x$ 에 대입하여, 그에 해당하는 하중 P를 구하면 그 하중이 적층판의 파손하중이 되는 것이다.

$$\frac{\sigma_x(y,0)}{\sigma_{ref}} \cong 0.0536 + 1.0357(1-\psi) - 1.7674(1-\psi)^3 \xi^{-3} + 1.3618(1-\psi)^2 \xi^{-5} + 2.1510(1-\psi) \xi^{-3} + 0.7143(K_T^\infty - 3) \xi^{-20} \quad (2)$$

여기서,  $\psi = D/W$ ,  $\xi = \frac{R+y}{R}$ ,  $\sigma_{ref} = \frac{P}{(W-2R)t}$

Table 3 Effective moduli and stress concentration factors for infinite plate

Material	Type	$E_x$ (MPa)	$E_y$ (MPa)	$G_{xy}$ (MPa)	$\nu_{xy}$	$(K_T^\infty)$
T300/5208	Case 1	44900	44900	22100	0.397	2.80
	Case 2	60000	60000	13000	0.194	3.49
	Case 3	46000	82000	10000	0.108	3.43
	Case 4	82000	46000	10000	0.193	4.24
USN125	Case A	55900	55900	27400	0.374	2.81
	Case B	67900	67900	20400	0.238	3.21
	Case C	77900	77900	13200	0.126	3.77

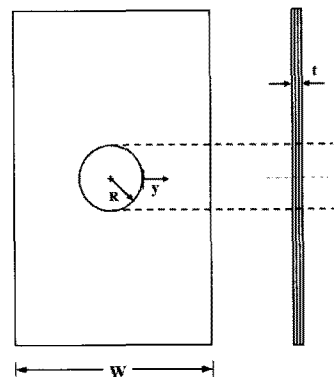


Fig. 2 Schematic of a open-hole specimen.

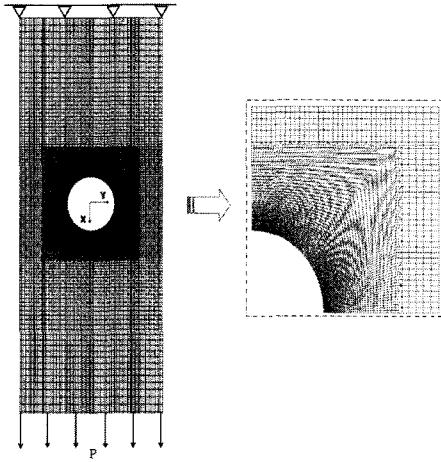


Fig. 3 A typical finite element model.

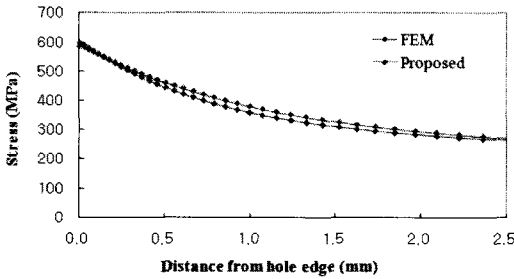


Fig. 4 Stress distributions by proposed equation and finite element analysis for case 1-4 ( $W/D=6$ ).

Table 4 Comparison of stresses by proposed equation and finite element method for T300/5208

Specimen	% of Plies			$(K_T^z)$	$W/D$	Maximum Deviation(%)
	$0^\circ$	$90^\circ$	$45^\circ$			
Case 1	20	20	60	2.80	3	5.3
					4	-3.9
					5	-4.5
					6	-5.7
Case 2	35	35	30	3.49	3	-1.8
					4	2.1
					5	1.7
					6	-1.3
Case 3	25	55	20	3.43	3	-1.8
					4	2.6
					5	2.2
					6	1.4
Case 4	55	55	20	4.24	3	4.0
					4	4.3
					5	3.3
					6	-3.0

유한요소해석을 위한 소프트웨어는 MSC.Nastran을 사용하였고 적용 요소는 4절점 평판요소인 CQUAD4이다[15]. 해석에 사용된 유한요소 모델은 Fig. 3에 보였다. CASE 1의  $W/D=6$  인 시편에 대하여 제안된 식과 유한요소해석에 의한 응력분포 비교 결과를 Fig. 4에 나타내었다. 원공 근처에서는 제안된 식에 의한 응력이 유한요소해석 결과보다 약간 높고, 전반적으로는 유한요소해석 결과보다 약간 낮은 값을 보이지만, 전체적으로 6% 이내의 오차로 매우 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. Table 4는 T300/5208 시편에 대한 응력 예측 결과를 종합하여 보인 것인데 제안된 예측식을 사용할 경우 최대 5.7% 이내의 오차로 유한요소해석 결과와 잘 일치하는 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있다.

### 2.3 응력분포식 검증

도출된 응력분포식의 타당성을 검증하기 위하여 USN125 적층판에 시험으로 구한 파손하중을 적용하여 유한요소해석을 수행하고 식 (2)를 사용하여 구한 응력분포와 비교해 보았다. Fig. 5는 Case A-1( $W/D=6$ )에 대하여 유한요소해석 결과와 일반식 값을 비교한 그래프를 보인 것인데, 최대 4.5% 정도의 차이로 매우 잘 일치하는 것을 알 수 있다. Table 5에는 전체 결과를 보였다. 9가지 경우에 대하여 최대 6.3% 이내의 오차로 잘 일치함을 알 수 있다.

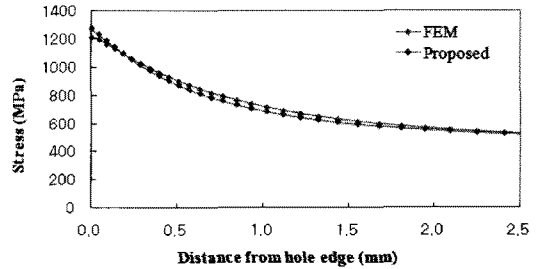


Fig. 5 Stress distributions by proposed equation and finite element method for case A-1 ( $W/D=6$ ).

Table 5 Comparison of stresses by proposed equation and finite element analysis for USN125

Specimen	% of Plies			$(K_T^z)$	$W/D$	Maximum Deviation(%)
	$0^\circ$	$90^\circ$	$45^\circ$			
Case A	20	20	60	2.81	6	4.9
					5	5.1
					4	4.1
Case B	30	30	40	3.21	6	4.5
					5	5.0
					4	4.8
Case C	40	40	20	3.77	3	4.7
					4	5.7
					5	6.3

### 3. 특성길이식 도출 및 타당성 검토

#### 3.1 개념 및 결정 방법

원공이 있는 복합재 적층판에 인장하중을 가하면 응력집중에 의해 원공의 가장자리에서 큰 인장응력이 발생하게 된다. 따라서 만약 원공의 좌우 가장자리의 응력을 기준으로 파손을 판정하면 파손하중을 지나치게 보수적으로 평가하게 된다. 그러므로 구조물에 대한 최종파손은 원공의 가장자리로부터 일정한 거리 이내에 있는 모든 영역에서 파손이 발생하여 더 이상 구조적 기능을 수행할 수 없는 시점으로 보는 것이 더 타당한 방법이다 이때 원공의 가장자리에서 임계파손영역 끝단까지의 거리를 인장특성길이( $R_{or}$ )라고 한다.

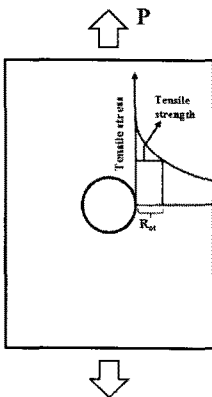


Fig. 6 Definition of the tensile characteristic length ( $R_{or}$ ).

원공이 있는 복합재의 특성길이를 결정하기 위하여 먼저 원공이 없는 시편에 대한 인장강도와 원공이 있는 적층판에 대한 파손하중을 구한다. 다음으로 원공이 있는 시편의 파손하중을 가하여 적층판 원공 주위에서의 응력분포를 구한다. Fig. 6에 보인 바와 같이 응력은 원공의 가장자리에서 가장 높고, 멀어질수록 낮아지게 된다. 줄어들던 응력이 원공이 없는 시편의 인장강도 값과 같아지면 그 지점과 원공의 가장자리 사이의 직선거리를 인장특성길이라고 정의한다.

#### 3.2 특성길이식 도출

본 연구에서는 T300/5208 적층판에 대한 시험[11,12]과 해석 결과를 바탕으로 재료의 특성을 나타내는 물성치와 형상을 나타내는 원공 직경 대 폭의 비를 독립변수로 하여 다중회귀분석 방법을 이용하여 식 (3)에 보인 근사적인 특성길이 식을 개발하였다. 이 식을 이용할 경우 원공이 있는 적층판에 대한 추가적인 시험 없이 적층판의 인장특성길이를 구할 수 있게 된다.

$$\frac{R_{or}}{D} \cong -28.8 + 2.1\left(\frac{G_{xy}}{E_x}\right)^{0.01} + 36.8\left(\frac{G_{xy}}{E_y}\right)^{0.06} + \nu_{xy}^{0.31}(-2.5 - 21.8(1-\psi) + 25.1(1-\psi)^3 - 12.6(1-\psi)^5) \quad (3)$$

여기서,  $\psi = D/W$

식 (3)에서 구한 특성길이를 식 (2)의 응력분포식에 대입하여 원공이 있는 T300/5208 복합재 적층판의 파손하중을 예측한 결과 Table 6과 Fig. 7에 보인 바와 같이 모든 시편에서 5% 이내의 오차로 잘 일치함을 알 수 있다. Table 6에서,  $F_w$ 는 시험으로 구한 원공이 없는 적층판의 파손강도,  $F_{oh\_Test}$ 는 시험으로 구한 원공 적층판의 파손강도,  $F_{oh\_Prop}$ 는 식 (2)와 (3)으로 구한 원공 적층판 파손강도이다.

Table 6 Comparison of tensile strengths by proposed equation and test for T300/5208

Specimen	W/D	$F_w$ (MPa)	$F_{oh\_Test}$ (MPa)	$F_{oh\_Prop}$ (MPa)	Deviation (%)
Case 1-1	3	400	247	255	3.2
Case 1-2	4	400	236	237	0.4
Case 1-3	5	400	236	246	4.2
Case 1-4	6	400	239	248	3.8
Case 2-1	3	538	309	311	0.6
Case 2-2	4	538	296	290	-2.0
Case 2-3	5	538	296	302	2.0
Case 2-4	6	538	299	303	1.3
Case 3-1	3	414	219	218	-0.5
Case 3-2	4	414	210	203	-3.3
Case 3-3	5	414	210	212	1.0
Case 3-4	6	414	212	212	0.0
Case 4-1	3	738	431	421	-2.3
Case 4-2	4	738	413	394	-4.6
Case 4-3	5	738	414	413	-0.2
Case 4-4	6	738	418	416	-0.5

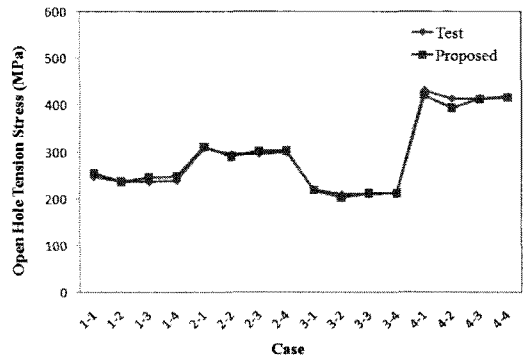


Fig. 7 Comparison of open hole tensile strengths by proposed equation and test for T300/5208.

### 4. 파손강도 예측 정확도 검증

이론적으로 도출된 응력분포 및 인장특성길이( $R_{or}$ )에 대한 식을 USN125로 제작한 검증 시편에 적용하여 시편의 인장

강도를 예측해보았다. 시험은 Instron 5582를 사용하였으며 하중은 2 mm/min의 속도로 가하였다.

Fig. 8과 Table 7에 보인 바와 같이 재료가 달라짐에 따라 섬유방향 강성이 23% 증가하고, 시편의 폭 대 원공의 비 ( $W/D$ )가 4에서 6까지, 두께  $t$ 가 5.6 mm에서 2.1 mm로 변했음에도 불구하고 인장강도 예측값과 시험값의 차이는 최대 8% 이내이고, 평균 약 4% 정도에 불과함을 알 수 있다. 참고문헌 [10]에서 유한요소해석을 통하여 특성길이를 구하여 이를 바탕으로 인장강도를 예측한 경우에도 단일재료에 대해 최대 10.8%, 평균 3.2%의 오차를 보이는 것을 고려할 때 제안된 특성길이 및 응력분포 예측식은 매우 정확한 결과를 주는 것으로 판단할 수 있다.

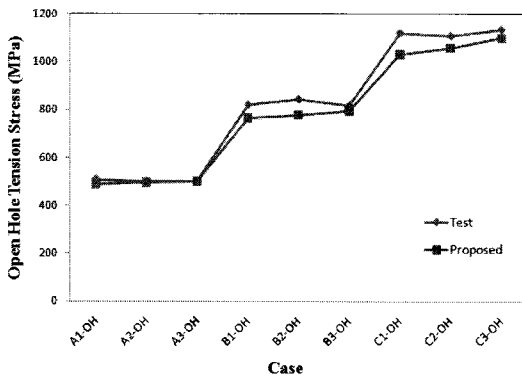


Fig. 8 Comparison of tensile strengths by proposed equation and test for USN125.

Table 7 Comparison of tensile strengths by proposed equation and test for USN125

Specimen	$W/D$	$F_u$ (MPa)	$F_{oh\_Test}$ (MPa)	$F_{oh\_Prop}$ (MPa)	Deviation (%)
A1_OH	6	599	509	489	-3.9
A2_OH	5	599	501	496	-1.0
A3_OH	4	599	501	500	-0.2
B1_OH	6	904	820	765	-6.7
B2_OH	5	904	843	778	-7.7
B3_OH	4	904	818	795	-2.8
B1_OH	6	1113	1121	1031	-8.0
B2_OH	5	1113	1108	1058	-4.5
B3_OH	4	1113	1135	1100	-3.1

### 5. 결론

본 논문에서는 T300/5208 복합재 적층판에 대한 시험과 유한요소해석 결과를 바탕으로, 다양한 재료상수 및 형상(원공 대 폭의 비)을 가진 원공이 있는 복합재 적층판의 파손하중을 근사적으로 예측할 수 있는 방법을 제안하였다. 파손 메커니즘이 유사한 재료인 경우 제안된 방법을 사용하면, 원공이 없는 적층판의 인장강도와 재료의 기본 물성치만 주어지

면 특성길이와 응력분포 및 파손하중을 간단히 구할 수 있게 된다. 제안된 식은 T300/5208뿐만 아니라 재료상수와 형상이 다른 USN125 복합재 적층판의 파손하중을 최대 8%, 평균 4.2%의 오차로 매우 정확하게 예측함을 확인하였다. 따라서 본 연구의 결과를 이용할 경우 유한요소해석과 원공이 있는 탄소/에폭시 적층판에 대한 시험 없이 쉽고 정확하게 구조설계를 위한 허용하중을 계산할 수 있을 것으로 판단된다.

### 후 기

이 논문은 2010년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 대학중점연구소 지원사업(2010-0029689)과, 기초기술연구회가 지원하고 한국항공우주연구원이 주관하는 DRC사업의 일부로 수행되었습니다. 또한 본 연구를 위해 지원해주신 한국항공우주산업에 감사드립니다.

### 참고문헌

- 황운봉, “해외 기술동향-보잉 7E7 항공기의 복합재료 사용 계획,” 한국복합재료학회지, 제16권, 제3호, 2003, pp. 90-93.
- 서상목, “항공기 복합재료 개발 현황 및 동향,” 한국복합재료학회지, 제15권, 제6호, 2002, pp. 50-58.
- J. M. Whitney and R. J. Nuismer., “Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentration,” *Journal of Composite Materials*, Vol. 10, 1974, pp. 253-265.
- F. K. Chang and R. A. Scott, “Strength of Mechanically Fastened Composite Joints,” *Journal of Composite Materials*, Vol. 16, 1982, p. 470-494.
- S. E. Yamada and C. T. Sun, “Analysis of Laminate Strength and Its Distribution,” *Journal of Composite Materials*, Vol. 12, 1978, pp. 275-284.
- F. K. Chang, “The Effect of Pin Load Distribution on the Strength of Pin Loaded Holes in Laminated Composites,” *Journal of Composite Materials*, Vol. 20, 1986, pp. 401-407.
- C. S. Hong, “Stress around Pin-Loaded in Finite Orthotropic Laminates,” *Trans. JSCM*, Vol. 6, 1980, pp. 50-55.
- J. H. Kweon, S. Y. Shin and J. H. Choi, “A Two-Dimensional Progressive Failure Analysis of Pinned Joints in Unidirectional-Fabric Laminated Composites,” *Journal of Composite Materials*, Vol. 41, No. 17, 2007. 9, pp. 2083-2104.
- J. H. Kweon, H. S. Ahn and J. H. Choi, “A New Method to Determine the Characteristic Lengths of Composite Joints without Testing,” *Composite Structures*, Vol. 66, No. 1-4, 2004, pp. 305-315.

- 10) 안현수 외 5인, “일방향-평직 복합재 혼합 적층판 체결부의 강도 연구,” 한국항공우주학회지, 제31권, 제1호, 2003, pp. 25-33.
- 11) Lockheed Document, Composites Design Data for T300/5208 Tape, 277°F Wet Group 1 Data.
- 12) Lockheed Document, Composites Design Data for T300/5208 Tape, -65 Dry, 75 Dry, 265 Wet Group 3 Data.
- 13) A. Baker, S. Dutton, D. Kelly, Composite Materials for Aircraft Structures 2nd Ed., AIAA.
- 14) H. A. Whitworth, O. Aluko, N. A. Tomlinson “Application of the point stress criterion to the failure of composite pinned joints,” *Journal of Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 75, 2008, pp. 1829-1839.
- 15) MSC. Nastran Users Guide.