

論文

원공노치를 갖는 AI7075/CFRP 적층 복합재의
노치강도 특성에 관한 연구

이제현* · 김영환* · 박준수** · 윤한기***

**The Study on Notch Strength Characteristics with Circular Hole
Notch in AI7075/CFRP Layered Composites**

Je-Heon Lee*, Yeong-Hwan Kim*, Joon-Soo Park** and Han-Ki Yoon***

ABSTRACT

CARALL(Carbon fiber reinforced aluminum laminates) was fabricated with CFRP prepreg and AI7075, using a autoclave. The mechanical properties of three samples i.e. AI7075, CFRP and CARALL were also investigated as a function of size in circular holes. Theoretical approach into analysing mechanical behaviors near the circular hole notch was carried out to compare with experimental data, furthermore. By the adhesive bonding of AI7075 to CFRP, abrupt strength reduction was prevented. From the consideration of modified point stress failure criterion, predicted results was well consistent with the experimental one.

초 록

본 연구는 기존 수지기지 복합소재의 흡습성, 약한 충격강도, 열충격 손상문제 등을 해결하고 뛰어난 비강도, 내충격, 내피로 특성 등을 가지는 것으로 보고되고 있는 AI와 CFRP 접착소재인 CARALL(Carbon fiber Reinforced ALuminum Laminates) 하이브리드 복합소재를 제조하고, 이러한 소재가 항공기 부품제작에 적용되기 위해서 우선적으로 파악되어야 하는 특성, 즉 부품조립을 위해 가공되는 드릴링에 의한 원공노치 강도저하 효과를 조사하였다. 이를 위해 CFRP, AI7075-T6, CARALL재 시편에 대한 판폭과 원공노치의 크기가 노치인장강도에 미치는 영향을 비교하고 고강도, 고 노치민감 소재인 CFRP소재의 물성이 양면에 AI를 접착한 CARALL소재형태에 의해 개선될 수 있는지에 대해 파악하였다. 또한 각 소재에 대한 Whitney 및 Kim등의 노치인장강도 예측식을 적용하여 그 유효성을 검토하였다.

1. 서 론

현재 항공기 소재의 대부분을 차지하고 있는 알루미늄

합금은 경량성, 신뢰성 및 경제성 등으로 예로부터 항공기 재료로 많이 사용되어져 왔으나, 내식성, 비강도 및 내피로 특성 향상에 한계가 있어 이를 보완하기 위

* 부산대학교 금속공학과
 ** 교토대학 에너지공학연구소
 *** 동의대학교 공과대학 기계공학과

해 fiber glass, Kevlar, CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics)와 같은 섬유강화 복합소재의 사용이 증가 추세에 있다. 그러나, 위와 같은 수지기지 복합소재도 수작업에 의존해야 하는 작업공정상의 문제와 약한 내충격성, 흡습성, 열충격 등으로 인해 확대사용에 커다란 제약을 받고 있는 실정이다. 따라서 위와 같은 문제점을 개선하기 위해 최근 선진국에서는 차세대 항공기용 소재로 알루미늄 박판과 복합소재를 적층한 형태의 하이브리드 소재에 대해 활발히 연구하고 있다.[1~6] 그러나 이 분야에 대한 연구는 국내서 거의 수행되지 않고 있으므로 저자들은 A17075를 CFRP 라미네이트 양면에 적층한 것을 오토클레이브에서 성형하여 제조한 CARALL(Carbon fiber Reinforced Aluminum Laminates, Fig. 1 참조) 하이브리드 소재를 제조하기 위한 최적 표면처리 조건과 복합재의 성형방법[7] 및 기계적 성질[8]에 대하여 체계적으로 조사하여 보고한 바 있다. 한편 이 적층복합 소재를 이용한 항공기 부품의 가공과 조립에 있어서는 리벳, 볼트 등에 의한 기계적 결합방법과 에폭시 수지 등을 이용한 화학적 접착 방법등이 있으며, 전통적으로 신뢰성 있는 결합방법인 기계적 결합이 선호되는 경향이 있다. 리벳 및 볼트 등에 의한 기계적 결합에는 반드시 소재에 드릴링 등을 통한 원공노치가공 등이 실시되어야 하며, 이러한 원공의 노치효과에 의해 기계적 강도는 저하된다. 그리고 이러한 강도저하 특성은 사전에 정확히 파악되어 부품설계의 기본자료로 삼는 것이 항공기 안전설계에 무엇보다 중요하다.

본 연구에서는 A17075와 CFRP를 적층하여 오토클레이브에서 성형하여 제조한 CARALL 하이브리드 소재 및 A17075와 CFRP에 대해서 실제 항공기 조립을 가상한 원공노치를 가공하여 인장실험을 실시하였다. 그리고 각 소재의 시험편에서 원공 및 판폭의 크기가 노치강도에 미치는 영향을 파악하고, CFRP 소재가 Al을 접착시킴으로써 노치 민감도가 완화될 수 있는지

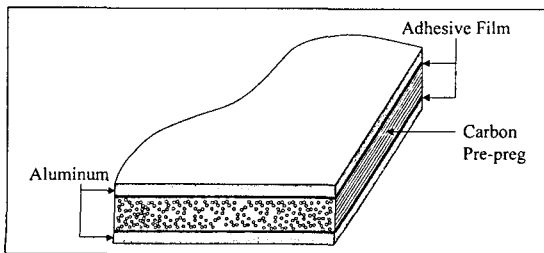


Fig. 1. Schematic illustration of CARALL Laminates

를 조사하였다. 그리고 각 소재에 대한 Whitney[9] 및 Kim등[10]의 노치인장강도 예측식을 적용하여 그 유효성을 검토하였다.

2. 실험방법

2.1 시료

A17075/CFRP 적층 복합재료(CARALL)를 제조하여 무노치재 및 노치재의 인장강도 특성을 평가하기 위하여 알루미늄합금(미국Alcoa사, A17075-T6 alclad sheet)과 미리 준비한 일방향 CFRP(미국Hexel사, F584-4)를 접착필름(미국Cyttec사, FM300M)을 이용하여 Fig. 1과 같은 형태로 Fig. 2의 성형시스템에서 적층하였다.

알루미늄 판재는 CFRP와의 접착성을 향상시키기 위하여 항공규격에 준하여 PAA(phosphoric acid anodizing) 전처리를 실시하였다. 시험편은 Fig. 2의 모식도와 같이 작업대에 이형필름을 깔고 그 위에 올려 놓은 후, 다시 이형필름과 Breather를 덮고 진공백을 이용하여 밀봉하였다. Al과 CFRP사이에 존재하는 공기를 빼내고 밀착성을 증가시켜 접착강도를 증대시

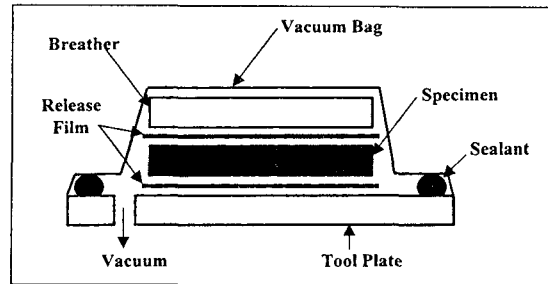


Fig. 2. Schematic illustration of lay-up system

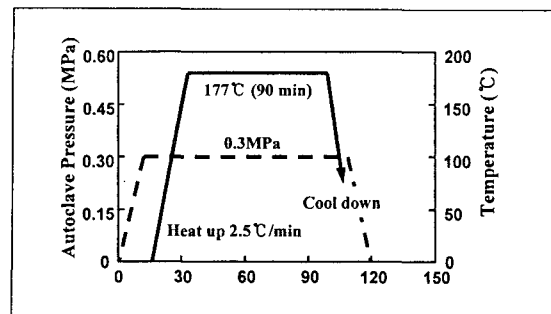


Fig. 3. Diagram of autoclave curing cycle

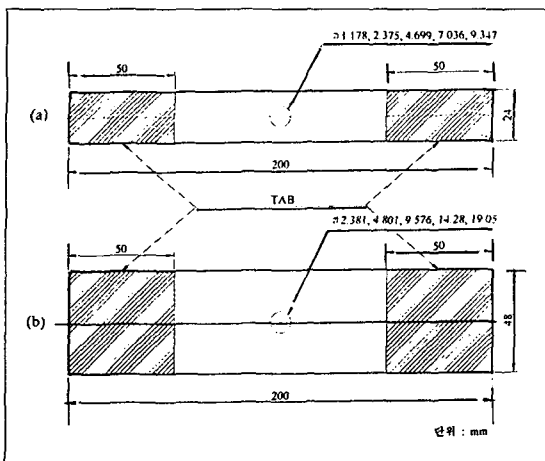


Fig. 4. Configuration of test specimen

키기 위해 진공백 내부의 공기를 빼낸 다음, 오토클레이브 내부 압력을 0.3MPa로 가한 상태에서, 2.5℃/min의 승온속도로 177℃까지 온도를 상승시키고 90분간 유지하여 성형하였다. 오토클레이브 경화사이클은 Fig. 3과 같다.

2.2 기계적 성질시험

CFRP와 AI7075-T6 및 CARALL재의 노치인장강도와 파괴조건을 조사하기 위하여 Fig. 4와 같은 형상으로 시험편을 제작하고, 원공노치의 드릴링 작업을 실시하였다. 시험편의 판폭과 원공노치의 크기가 노치인장강도에 미치는 영향을 알아보기 위하여 시험편 판폭을 24mm, 48mm 두 종류로 하고, 판폭과 직경의 비는 각각 0.05, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4의 5단계로 하였다. 복합재료 CFRP의 가공시에는 드릴날에 의한 구멍주위의 섬유조직 손상을 막기 위해 현재 항공기 제조에 사용되고 있는 복합재료용 전용 드릴을 사용하여 가공하였다. 인장시험용 AI7075-T6재의 두께는 1.54mm이며, CFRP 시험편의 두께는 1.1mm 였다. 그리고 0.25mm 두께의 AI7075-T6 박판을 CFRP 양면에 접착하여 제작한 CARALL재의 전체 두께는 1.85mm 였다.

CARALL재 및 AI7075-T6 알루미늄합금과 CFRP재의 기계적 성질은 10톤 용량의 유압식 만능인장시험기(MTS-810)를 이용하여 측정하였다. 시험은 실온에서 크로스헤드 속도 1.0mm/min으로 실시하였으며 무노치재의 기계적 물성치는 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Mechanical properties of un-notched AI7075, CFRP and CARALL

	AI7075 -T6	CFRP		CARALL	
		0°	90°	3°	90°
Elastic modulus (GPa)	69.8	136.1	8.5	99.9	24.8
Shearing modulus (GPa)	26.2	5.9	-	12.5	-
UTS (MPa)	573.7	2013.5	40.5	1334.0	152.8
Poisson's ratio	0.33	0.3	0.01	0.3	0.01

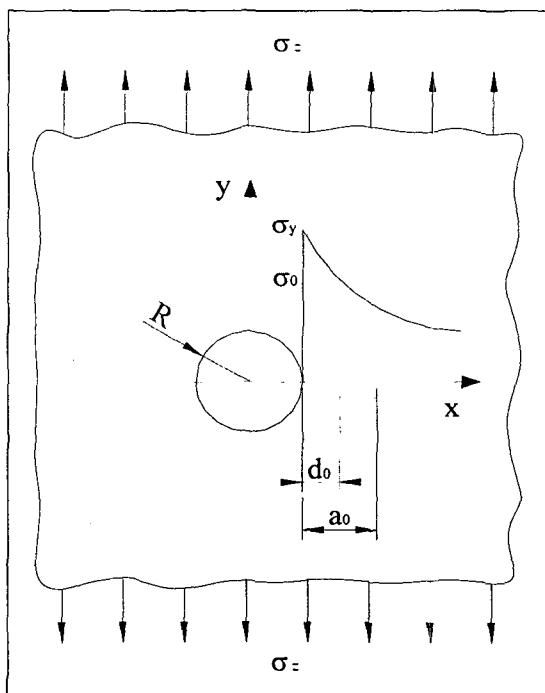


Fig. 5. Illustration of point and average stress criteria

2.3 파손이론

Whitney와 Nuismer[11]는 불연속부 선단의 수직응력 σ_y 의 분포에 기본을 둔 점응력파손조건(point stress failure criterion) 및 평균응력파손조건(average stress failure criterion)의 파손모델을 제안하였다. 즉 Fig. 5와 같이 불연속부 선단으로부터 일정한 거리만큼 떨어진 곳에서의 수직응력 또는 그 거리에 걸친 평균수직응력이 평활재의 파괴강도 σ_0 와 같아질 때 파손이 일어난다고 가정한 것으로 각각의 파손조건식은 식(1) 및 식(2)와 같다.

$$\sigma_y(R+d_0, 0) = \sigma_0 \tag{1}$$

$$\frac{1}{a_0} \int_R^{R+a_0} \sigma_y(x, 0) dx = \sigma_0 \tag{2}$$

여기에서 R 은 원공의 반경, 그리고 d_0 및 a_0 는 각각의 응력조건에서 원공선단으로부터의 특성길이이다. 점 응력조건은 원공선단에서의 수직응력분포와 식(1)의 관계로부터 식(3)으로 나타내어진다.[12]

$$\frac{\sigma_N^\infty}{\sigma_0} = \frac{2}{[2 + \zeta_1^2 + 3\zeta_1^4 - (K_T^\infty - 3)(5\zeta_1^6 - 7\zeta_1^8)]}$$

$$\zeta_1 = \frac{R}{R+d_0} \tag{3}$$

여기서 σ_N^∞ 는 유한판 노치재의 파괴강도 σ_N 을 무한판에 대하여 환산한 $Y\sigma_N$ 이며 이때 유한판 보정계수 Y 는 Tan의 제안식[13] 식(4)를 이용하였다.

$$\text{즉, } \sigma_N^\infty = Y\sigma_N$$

$$Y = \left[\frac{3(1-2R/W)}{2+(1-2R/W)^3} + \frac{1}{2} \left\{ \frac{2R}{W} M \right\}^6 (K_T^\infty - 3) \left[1 - \left(\frac{2R}{W} M \right)^2 \right] \right]^{-1}$$

$$M^2 = \frac{\sqrt{1-8 \left[\frac{3(1-2R/W)}{2+(1-2R/W)^3} - 1 \right]} - 1}{2(2R/W)^2} \tag{4}$$

K_T^∞ 는 무한판의 응력집중계수로서 식(5)와 같으며 [14], A_{ij} 는 직교이방성 강성텐서(orthotropic stiffness tensor)로서 첨자 1과 2는 하중의 부하방향에 평행 및 수직 방향을 나타낸다.

$$K_T^\infty = 1 + \left[\frac{2}{A_{22}} \left(\sqrt{A_{11}A_{22} - A_{12}^2} + \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{2A_{66}} \right) \right]^{1/2} \tag{5}$$

식(5)에서 노치강도의 저하는 원공반경 R 과 K_T^∞ 및 특성길이 d_0 의 함수임을 알 수 있으며, Whitney와

Nuismer는 특성길이를 불연속부의 크기에 무관한 재료상수로 가정하여 원공이나 균열을 가진 glass/epoxy 및 graphite/epoxy재의 노치강도를 평가하였다. 한편 Kim 등은 특성길이 d_0 가 원공직경과 판폭의 비 $2R/W$ 의 관계로서 식(6)과 같이 나타내고 glass/epoxy 복합 재료의 노치강도를 평가하였다.

$$d_0 = k^{-1} \left[\frac{2R}{W} \right]^m \tag{6}$$

여기서, k 는 $2R$ 및 W 에 대한 노치 감도계수이며, m 은 특성길이의 변화를 나타내는 계수이다. 본 연구에서는 CARALL재와 원재료인 CFRP, A17075에 대하여 재료 및 판폭이 노치인장강도의 파괴조건에 미치는 영향을 비교 고찰하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 노치인장강도 실험결과

Table 2는 시험편의 폭 W 및 원공직경 $2R$ 의 변화에 따른 노치강도 실험결과를 정리한 것이다. 이 표에서 σ_N^∞ 는 유한판 노치재의 파괴강도 σ_N 을 무한판에 대하여 환산한 $Y\sigma_N$ 이며, 이 표로부터 노치강도 σ_N 과 $2R$ 과의 관계를 폭 W 에 대해서 나타낸 것이 Fig. 6이다. Fig. 6의 세로축선상의 세 점은 CFRP, CARALL, A1 7075 소재의 무노치재 인장강도 값으로 오른쪽의 노치재 인장강도 값과 비교하기 위해 나타내었다. 여기서 노치재 인장강도 σ_N 은 전반적으로 원공노치 직경 $2R$ 이 증가할수록 감소하지만, 감소정도는 판폭 W 가 클수록 둔감한 경향을 나타내고 있다. 그리고 각 소재별 노치인장강도 감소정도는 다르게 나타났다. 즉, CFRP재는 무노치재일 경우 고강도를 나타내나 $W = 24\text{mm}$ 소재의 경우 작은 노치의 발생으로도 노치인장강도가 급격히 감소하여 최종적으로 노치직경 9.35mm 상태에서 무노치재 인장강도의 28.84%를 나타내었다.

$W = 48\text{mm}$ 소재의 경우도 역시 노치인장강도가 급격히 감소한 후 완만하게 감소하여 최종적으로 노치직경 19.05mm 상태에서 무노치재 인장강도의 29.70%를 나타내었다.

이 결과로 CFRP재는 전반적으로 노치 민감도가 큰 것을 알 수 있었으며 Kim등의 연구결과와 유사한 경

Table 2. Mechanical properties of un-notched Al7075, CFRP and CARALL

Material	W	2R	2R/W	σ_N	$\sigma_{N\infty}$	$\sigma_N/\sigma_{N\infty}$
Al7075 ($\sigma_0 = 569.70$)	24	1.18	0.05	520.64	521.93	0.92
		2.38	0.10	499.59	504.84	0.89
		4.70	0.20	455.34	475.63	0.83
		7.04	0.29	387.86	430.41	0.76
		9.35	0.39	337.22	410.12	0.72
	48	2.38	0.05	516.98	518.29	0.91
		4.80	0.10	495.00	500.32	0.88
		9.58	0.20	440.93	461.40	0.81
		14.28	0.30	392.05	436.54	0.77
		19.05	0.40	335.81	411.91	0.72
CFRP ($\sigma_0 = 2013.49$)	24	1.18	0.05	944.05	946.41	0.47
		2.38	0.10	847.17	856.08	0.43
		4.70	0.20	820.59	857.15	0.43
		7.04	0.29	644.56	715.27	0.36
		9.35	0.39	580.72	706.26	0.35
	48	2.38	0.05	1204.29	1207.35	0.60
		4.80	0.10	1004.70	1015.50	0.50
		9.58	0.20	780.51	816.73	0.41
		14.28	0.30	666.16	741.76	0.37
		19.05	0.40	597.83	733.30	0.36
CARALL ($\sigma_0 = 1334.02$)	24	1.18	0.05	1136.00	1138.83	0.85
		2.38	0.10	911.23	920.81	0.69
		4.70	0.20	846.15	883.85	0.66
		7.04	0.29	682.21	757.06	0.57
		9.35	0.39	603.71	734.23	0.55
	48	2.38	0.05	930.04	932.41	0.70
		4.80	0.10	864.67	873.96	0.66
		9.58	0.20	773.17	809.06	0.61
		14.28	0.30	657.45	732.06	0.55
		19.05	0.40	591.06	725.00	0.54

향을 나타내었다. 그리고 Al 7075재의 초기 노치인장강도 값은 무노치재와 비슷하며 가장 낮은 값이었으나, 판폭과 관계없이 모두 노치 크기에 가장 영향을 적게 받아 신뢰성소재의 특성을 나타내었다. 즉, W = 24mm소재의 경우 노치직경 9.35 mm 상태에서 무노치재 인장강도의 58.78 %이었으며, W = 48mm소재의 경우 노치직경 19.05 mm 상태에서 무노치재 인장강도의 58.53 %로 나타났다. 그리고 CFRP에 Al7075를 접착한 CARALL 소재는 W = 24mm의

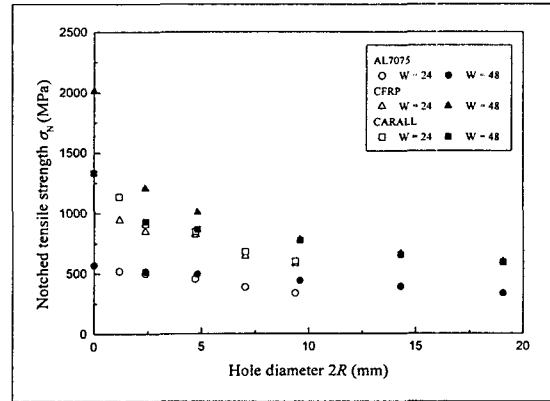


Fig. 6. Reduction of notched strength according to hole diameter

경우 노치직경 9.35 mm 상태에서 노치강도는 무노치재 인장강도의 45.26 %이었으며, W = 48mm인 경우 노치직경 19.05 mm의 노치강도는 무노치재 인장강도의 44.30 %이었다. 이 결과로부터 고강도, 고노치민감도를 지닌 CFRP 소재에 고인성 Al 7075 소재를 양면에 접착시켜 하이브리드화 함으로써 항공기 소재가 갖추어야 할 신뢰성 및 손상허용계수(damage tolerance)를 늘릴 수 있을 것으로 판단된다. Fig. 7은 무노치재 및 노치재 CFRP, Al7075, CARALL 소재의 파단면을 보여준다. Fig. 7(a-1)의 무노치재 CFRP 소재는 파단면에서 수많은 섬유상들이 제각각 파손되어 모든 섬유상들이 충분히 외부하중을 지탱한 것을 알 수 있다.

그러나 Fig. 7(b-1)의 원공노치 CFRP 시험편에서는 원공주위에 응력이 집중되어 순간적으로 파괴되는 취성파괴의 전형적인 모습을 나타내고 있다. 그리고 Al7075 소재는 무노치재나 노치재의 경우에도 충분한 연성을 발휘해 노치민감도가 적다는 것을 알 수 있으며 CFRP에 Al7075를 접착한 CARALL소재의 경우 원공노치에 의한 파단면의 형상이 Al소재와 유사하기 때문에 노치민감도가 상당히 개선된 것을 알 수 있다. 따라서 하이브리드화한 CARALL소재의 파괴기구에서도 연성을 향상시킬 수 있다고 생각된다.

3.2 노치인장강도의 실험과 예측

Fig. 8, 9, 10은 각 재료에서의 노치재 최대인장강도와 무노치재의 인장강도의 비 σ_N/σ_0 와 원공직경 2R과의 관계를 나타낸 그림이다. 그림에 나타난 곡선은 Whitney의 점응력조건식(point stress criterion) (3)

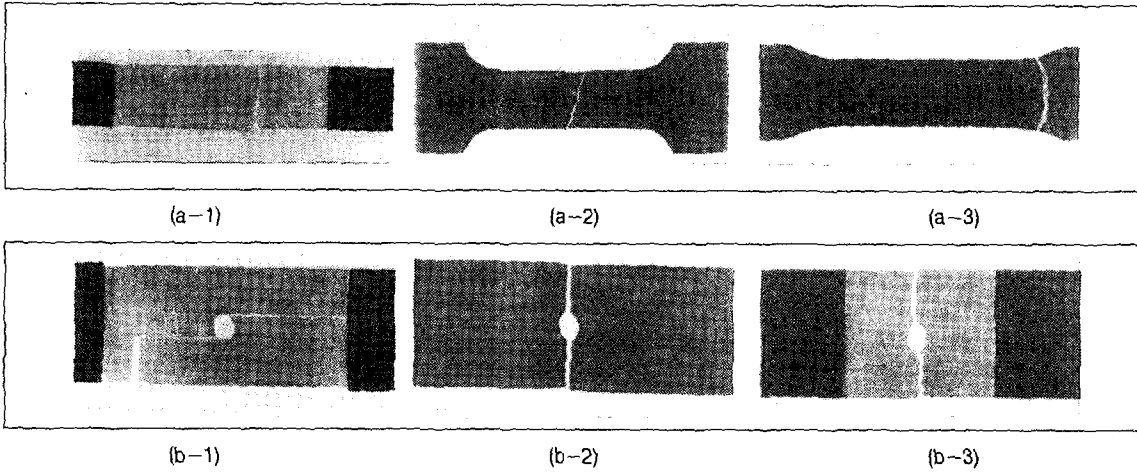


Fig. 7. Fracture surface of un-notched and notched CFRP, A17075, CARALL specimens
(a-1) (a-2) (a-3) : Un-notched
(b-1) (b-2) (b-3) : notched

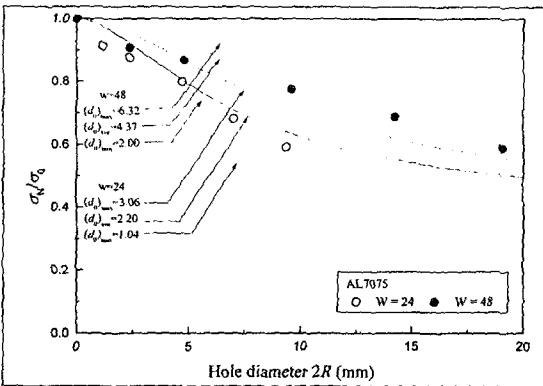


Fig. 8. Variation of characteristic length according to hole diameter in A17075

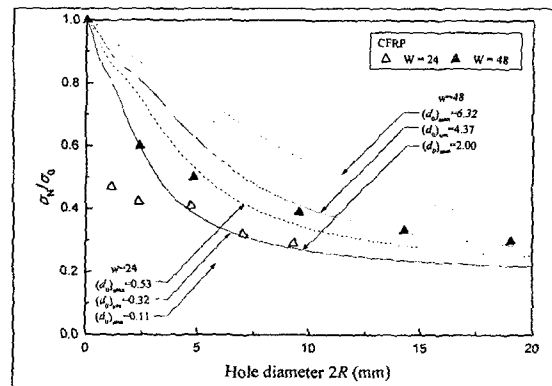


Fig. 9. Variation of characteristic length according to hole diameter in CFRP

을 이용하여 예측한 것으로서 실선은 각 재료에서 원공직경의 크기에 따라 얻어진 특성길이의 평균치 $(d_0)_{ave}$ 를 나타낸다. 긴 점선은 실험치에서 특성길이의 최대치 $(d_0)_{max}$ 에서 산출된 곡선이며, 짧은 점선은 특성길이의 최소치 $(d_0)_{min}$ 에서 산출된 곡선이다. Whitney는 특성길이 d_0 를 재료에 따른 일정한 값으로 간주하였으나 Fig. 8, 9, 10에서와 같이 A17075, CFRP, CARALL재 모두 특성길이 d_0 는 재료에 따라서 다를 뿐만 아니라 Pipes, Kim의 이론과 같이 원공직경 $2R$ 에 따라서 변화하며 동일 재료, 동일 원공직경 $2R$ 에서는 폭 W 가 클수록 증가하므로 일정한 값의 특성길이에 의하여 노치감도를 예측한 Whitney등의 모델을 사

용하는 것은 부적당하다. 따라서 각 시험편의 원공직경 $2R$ 및 폭 W 에 따른 특성길이의 변화에 대해 검토하였다. Fig. 11은 A17075, CFRP, CARALL의 특성길이 d_0 및 원공노치와 판폭의 비 $2R/W$ 와의 관계를 나타낸 그래프이다. 각 점들의 배치는 식 (6)과 같은 지수곡선식의 형태를 나타내고 있으며, 각 재료에서 노치감도계수 k 와 특성길이변화를 나타내는 계수 m 값을 Table 3에 나타내었다. Table 3의 값에서 CFRP가 가장 노치에 민감한 반면, A17075는 노치의 영향을 가장 적게 받으며, CFRP에 A17075를 접착한 CARALL재는 CFRP재에 비하여 노치의 영향을 적게 받으며 같은 재료라도 시험편 판폭에 따라서 노치 민감도가 달라

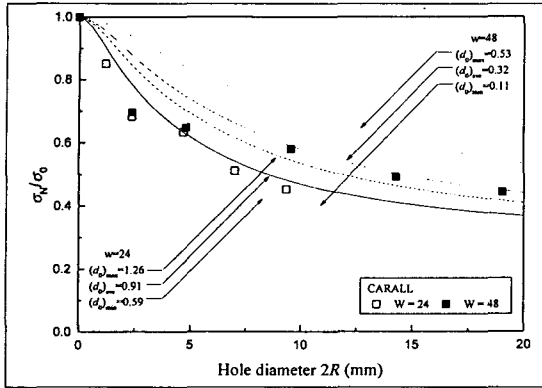


Fig. 10. Variation of characteristic length according to hole diameter in CARALL

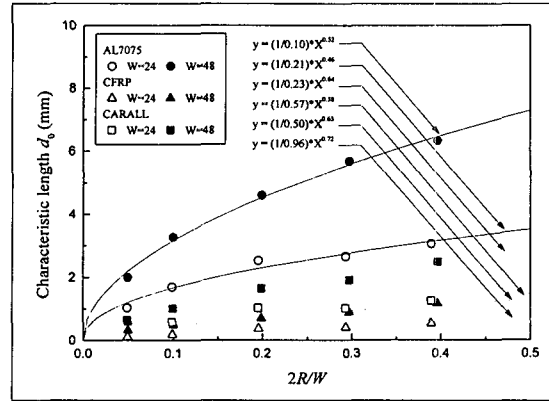


Fig. 11. Values of characteristic length according to 2R/W

Table 3. Experimental results of notch tensile strength in Al7075, CFRP and CARALL

	Al7075		CFRP		CARALL	
	W = 24	W = 48	W = 24	W = 48	W = 24	W = 48
k	0.21	0.10	0.96	0.50	0.57	0.23
m	0.46	0.52	0.72	0.63	0.38	0.64

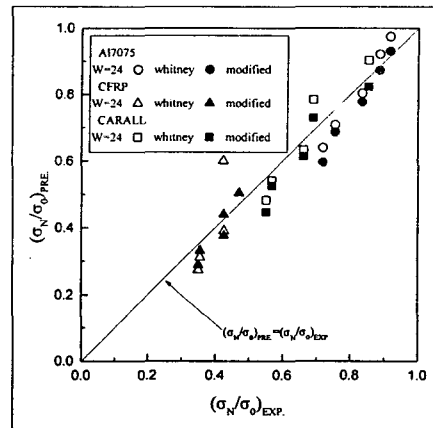
을 알 수 있었다. 한편, Kim 등은 노치감도계수가 적층 순서, 적층판의 형상등에 영향을 받아 반드시 재료의 고유값이라 할 수 없기 때문에 특성길이를 시험편의 형상을 나타내는 2R 및 W의 함수로 나타내는 것이 타당하다 평가하고 식(3)의 점응력 조건식에서 식(6)을 고려하여 다음과 같이 수정하였다.

$$\frac{\sigma_N^\infty}{\sigma_0} = \frac{2}{[2 + \eta^2 + 3\eta^4 - (K_T^\infty - 3)(5\eta^6 - 7\eta^8)]} \quad (7)$$

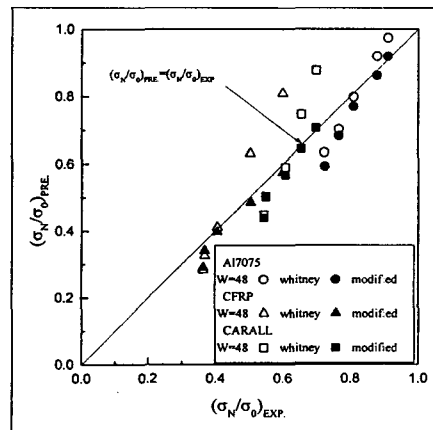
여기서

$$\eta = 1/(1 + 2^m R^{m-1} W^{-m} k^{-1})$$

본 연구에서는 위의 수정식을 이용하여 실제 실험결과와 비교하여 CARALL재에서의 유효성을 평가하였다. Fig. 12는 식 (7)에 의한 예측의 정확성을 검토하기 위해 식 (3)의 Whitney 점응력 조건의 결과와 비교한 것이다. 여기서, $(\sigma_N/\sigma_0)_{EXP}$ 는 실제 무노치재의 최대인장강도와 노치인장강도의 비이며, $(\sigma_N/\sigma_0)_{PRE}$ 는 식 (7)에 의하여 계산된 결과이다. 그래프에서 실선은

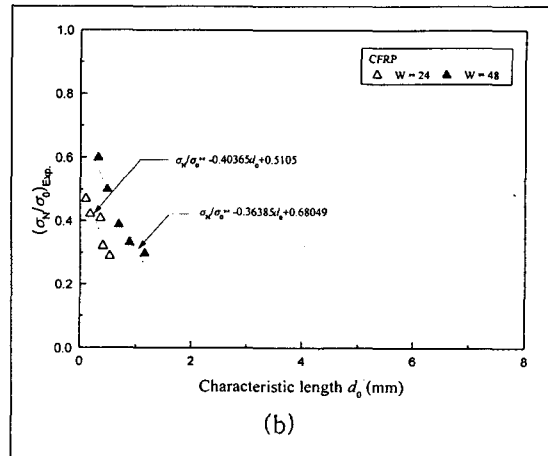
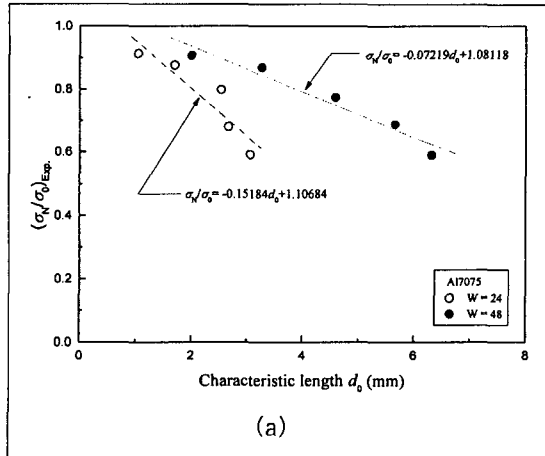


(a)



(b)

Fig. 12. Comparison of test results with point stress criterion and modified point stress criterion : (a) w=24mm and (b) w=48mm



$(\sigma_N/\sigma_0)_{EXP.} = (\sigma_N/\sigma_0)_{PRE.}$ 의 직선으로 실험과 예측결과가 일치할 경우 나타내지는 직선으로 이 직선으로부터의 편차가 어떤 예측식의 유효성 측정기준이 될 수 있다. Fig. 12(a)는 시험편 판폭 $W = 24\text{mm}$ 에서 A17075, CFRP, CARALL재의 결과로서 Whitney에 의한 식 (3)의 결과보다 Kim등에 의한 식(7)의 수정식이 본 실험결과와 잘 일치함을 알 수 있다. Fig. 12(b)는 시험편 폭 $W = 48\text{mm}$ 에서의 비교 그래프로서 Whitney 식에 의한 결과는 시험데이터의 평균치에서는 잘 일치하지만 $(\sigma_N/\sigma_0)_{EXP.} = (\sigma_N/\sigma_0)_{PRE.}$ 의 값이 높은 영역에서 오차가 크게 나타났다. 이에 반해 수정식에 의한 결과는 영역의 구분없이 전체적으로 실험결과치와 예측치가 고르게 일치하였다. 이상의 결과에서 수정식에 의한 예측은 시험편의 폭 변화에 관계없이 CARALL재 뿐만 아니라 A17075, CFRP재 모두에 비교적 잘 만족함을 알 수 있었다. Fig. 13은 수정된 파괴조건, 즉 식 (7)에 의한 노치강도와 특성길이의 관계를 나타낸 그래프로서, (a)는 A17075재, (b)는 CFRP재, (c)는 CARALL재에 대하여 나타내고 있다. 이 그림에서 실선의 밑부분은 하중의 증가에 따라 손상영역의 크기가 증가하는 부분으로 이 손상영역의 크기가 실선과 만나는 곳이 불안정파괴조건을 만족시키는 특성길이 d_0 임을 알 수 있다. 또한 노치강도와 특성길이 사이에는 증감의 관계가 있고, 동일한 노치강도에서는 판의 폭이 클수록 d_0 가 증가함을 알 수 있다. 이와같은 결과는 Kim등의 연구결과와 유사한 경향을 나타내고 있다. 따라서 하이브리드 CARALL소재의 원공노치 파괴강도기준식은 단순 복합재료의 예측식을 사용하여 추정할 수 있다고 생각된다.

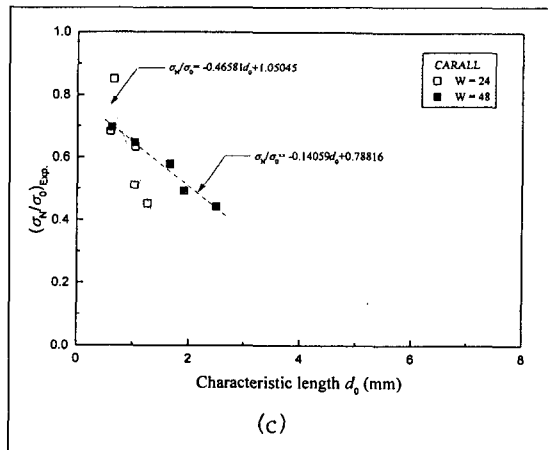


Fig. 13. Reduction of notched strength according to characteristic length : (a) A17075, (b) CFRP and (c) CARALL

이들 결과를 정리하면 식 (8)과 같다.

$$\begin{aligned}
 &\text{A17075} \\
 &W = 24 \text{ mm} : \sigma_N / \sigma_0 = -0.1518 d_0 + 1.1068 \\
 &W = 48 \text{ mm} : \sigma_N / \sigma_0 = -0.0722 d_0 + 1.0812 \\
 &\text{CFRP} \\
 &W = 24 \text{ mm} : \sigma_N / \sigma_0 = -0.4037 d_0 + 0.5105 \\
 &W = 48 \text{ mm} : \sigma_N / \sigma_0 = -0.3639 d_0 + 0.6805 \\
 &\text{CARALL} \\
 &W = 24 \text{ mm} : \sigma_N / \sigma_0 = -0.4658 d_0 + 1.0505 \\
 &W = 48 \text{ mm} : \sigma_N / \sigma_0 = -0.1406 d_0 + 0.7882 \quad (8)
 \end{aligned}$$

4. 결 론

AI7075와 CFRP를 적층하여 오토클레이브에서 성형하여 CARALL재를 제조하였다. 각 소재에 대하여 실제 항공기 조립을 가상한 원공노치를 가공하고, 인장강도실험을 실시하여 노치인장강도 특성과 노치인장강도 수정예측식의 유효성을 검토하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 고강도, 고 노치민감도를 지닌 CFRP 소재에 고인성 AI7075를 양면에 접착시켜 하이브리드화 함으로써 노치민감도를 낮추어 항공기 소재가 갖추어야 할 소재 신뢰성 및 손상허용계수를 늘릴 수 있을 것으로 판단된다.

(2) 특성길이 d_0 는 재료에 따라서 다르게 나타나며 원공직경 $2R$ 및 폭 W 에 따라 변화함을 알 수 있었다.

(3) 노치감도계수 k 는 CFRP가 가장크게 나타났으며 CARALL재, AI7075 순으로 나타났다. 그리고 동일 재료에서는 판폭이 커질수록 노치민감도가 감소되었다.

(4) 노치인장강도 예측식은 Whitney 예측식보다 Kim등의 수정식이 CARALL재 뿐만 아니라 CFRP, AI7075재에 모두 잘 만족되었다.

(5) CARALL재의 경우 특성길이 d_0 와 노치강도 사이에는 증감의 관계가 있고, 동일한 노치강도에 있어서는 W 가 클수록 d_0 도 증가하였다.

참 고 문 헌

1. C. T. Lin and P. W. Kao, "Fatigue Delamination Growth in Carbon Fiber-Reinforced Aluminum Laminates", Vol. 27A, No. 1, 1996, pp. 9~15.
2. R. Marissen : Engineering Fracture Mechanics, "Flight Simulation Behaviour of ARALL Reinforced Aluminum Laminates (ARALL)", Vol. 19, No. 2, 1984, pp. 261~277.
3. J. W. Gunnink, L. B. Vogelesang : "ARALL Laminates Structures : Toward the Supportable and Durable Aircraft", 20th International SAMPE Technical Conference, 20, 1988, pp. 605~606.
4. C. T. Lin, P. W. Kao and F. S. Yang, "Fatigue Behaviour of Carbon fiber-Reinforced Aluminium Laminates", Composites, Vol. 22, No.

2, 1991, pp. 135~141.

5. C. T. Lin and P. W. Kao, "Effect of Fiber Bridging on the Fatigue Crack Propagation in Carbon Fiber-Reinforced Aluminium Laminates", Material Science and Engineering, Vol. A190, 1995, pp. 65~73.

6. C. T. Sun, A. Dicken, "Characterization of Impact Damage in ARALL Laminates", Composites Sci. and Technol., Vol. 49, 1993, pp. 139~144.

7. 윤한기, "AI7075/CFRP 다적층 하이브리드 복합재료의 강도 및 피로수명에 대한 연구", 한국과학기술단 보고서, KOSEF 951-1001-081-1, 1996.

8. 이제현, 김영환, 윤한기, "항공기 구조용 하이브리드 복합재료(ARALL, CARALL)의 제조와 특성", 대한금속·재료학회지, 제38권, 제1호, 2000, pp. 91~97.

9. J. M. Whitney and R. J. Nuismer, "Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations", J. of Composite Materials, Vol. 8, 1974, pp. 253~265.

10. J.K Kim, D.S Kim, "Notched Strength and Fracture Criterion of Glass/Epoxy Plain Woven Composites Containing Circular Holes", J. of the Korean Soc. Mech. Eng, Vol. 16, 1992, pp. 1285~1293.

11. R. J. Nuismer and J. M. Whitney, "Uniaxial Failure of Composite Laminate Containing Stress Concentrations", ASTM STP, 593, 1975, pp. 117~142.

12. H. J. Konish and J. M. Whitney, "Approximate Stresses in an Orthotropic Plate Containing a Circular Hole", J. of Composite Materials, Vol. 9, 1975, pp.157~166.

13. S. C. Tan, "Finite-Width Correction Factors for Anisotropic Plate Containing a Central Opening", J. of Composite Materials, Vol. 22, 1988, pp. 1080~1097.

14. S. G. Lekhnitskii, Anisotropic Plate, Translated from the Second Russian Edition by Tasi, S. W. and Cheron, T. Gordon., Science Publishers, Inc., New York, 1968.

15. R. B. Pipes and J. W. Gillespie, "Superposition of Notched Strength of Composite Laminates", Polymer Engineering and Science, Vol. 19, No. 16, 1979, pp. 1151~1155.