

論文

반평면 전단하중력하에서 곡면형상 접합면을 가지는 폼과
복합재료 접합부의 계면크랙에 관한 연구

박상현* · 전홍재**

The Curved Interfacial Crack Analysis between Foam and Composite Materials under Anti-plane Shear Force

S. H. Park* and H. -J. Chun**

ABSTRACT

The general solution of the anti-plane shear problem for the curved interfacial crack between viscoelastic foam and composites was investigated with the complex variable displacement function. Kelvin-Maxwell three parameter model is used to present viscoelasticity and the Laplace transform was applied to treat the viscoelastic characteristics of foam in the analysis. The stress intensity factor near the interfacial crack tip was predicted by considering both anisotropic and viscoelastic properties of two different materials. The results showed that the stress intensity factor increased with increasing the curvature of the curved interfacial crack and it also increased and eventually converged to a specific value with increasing time. The stress intensity factor increased with increasing the ratio of stiffness coefficients between foam and composites and the effect of fiber orientation on the stress intensity factor decreased with increasing the ratio of stiffness coefficients between foam and composites.

초 록

계면크랙으로부터 먼 거리에 일정한 반평면(anti-plane) 전단력이 가해지는 경우에 대해서 복소변수 변위함수(complex variable displacement function)를 이용하여 곡면형상의 접합면을 가지는 폼과 복합재료의 접합재료에 대한 일반해를 고찰하였다. 점탄성 모델을 표현하기 위하여 Kelvin-Maxwell 모델을 제시하였으며, 폼의 점탄성을 나타내는 수학적 모델을 라플라스 변환을 이용하여 처리하였다. 폼의 점탄성 및 복합재료의 이방성을 고려하여 계면크랙에서의 응력세기계수를 예측하였다. 응력세기계수는 접합면의 곡률이 증가할수록 증가하는 경향을 보이며 시간이 지남에 따라 증가하다 일정값에 수렴하였다. 또한 폼과 복합재료 사이의 전단 강성계수비가 증가할수록 응력세기계수가 증가하였으며, 복합재료의 섬유방향이 응력세기계수의 변화에 미치는 영향은 점차 감소하였다.

* 연세대학교 기계공학과

** 연세대학교 기계·전자공학부

1. 서 론

코어(core)와 복합재료스킨(composite skin)으로 이루어진 샌드위치 구조물(sandwich structure)은 샌드위치 패널(Panel) 구조물이 가지는 높은 굽힘 강도, 내충격성 등의 우수한 특성을 가지고 있어, 여러 산업 분야에 널리 활용되고 있다. 샌드위치 구조물중 폼코어 샌드위치 구조물은 기존의 하니콤(honeycomb)코어 샌드위치 구조물보다 수분에 의한 영향이 적고 우수한 충격강도 특성을 가지고 있다. 또한 전파투과성도 우수하여 항공기의 레이돔(radome)과 같은 기능성 구조물로도 연구가 진행되고 있다. 그러나 이러한 샌드위치 구조물의 경우, 두 재료의 접합부에 계면크랙이 발생하기 쉬운 문제점을 가지고 있으며, 곡면형상 등의 복잡한 형상으로 사용될 경우 제작시 접합부의 초기결합에 의해 계면 크랙이 발생할 가능성이 더욱 높다. 지금까지 다양한 재료들 사이의 계면크랙에 대한 응력세기계수와 응력분포 등을 예측하는 연구가 이루어져 왔으며 [1-3], 특히 Chang[4]은 점탄성 재료의 특성을 고려하여 점탄성 재료사이의 계면크랙에서 응력세기분포가 시간에 따라 증가함을 보여주었다. 한편, 곡면형상의 접합면을 가지는 원통형(cylindrical) 및 돔형(dome) 구조물의 경우 기하학적으로 반평면 전단하중력에 대한 영향을 받기 쉬우며 이때 응력세기계수 K_{III} 를 중요한 인자로 고려하여야 한다.

본 논문에서는 곡면형상의 접합면을 가지는 폼과 복합재료 접합부상의 계면크랙에서부터 먼 거리에 일정한 반평면(anti-plane) 전단력이 가해지는 경우에 대해 복소변수 변위함수(complex variable displacement function)와 점탄성 모델로 널리 사용되는 Kelvin-Maxwell의 모델을 이용하여, 폼의 점탄성 및 복합재료의 이방성을 고려한 계면크랙에서의 응력세기계수(K_{III})를 예측하였다.

2. 이 론

2.1 해석 모델

해석 모델은 곡면형상의 접합면을 가지는 폼(S^-)과 보강섬유 방향이 θ 축과 일치하는 복합재료(S^+)의 접합 재료로써, 반평면 전단(antiplane shear)하중력을 받는 것으로 가정하였다. Fig. 1에 도시된 원통 좌표계(r, θ, z)를 이용하면 r, θ 방향으로의 변위 u_r, u_θ 가 존재하지

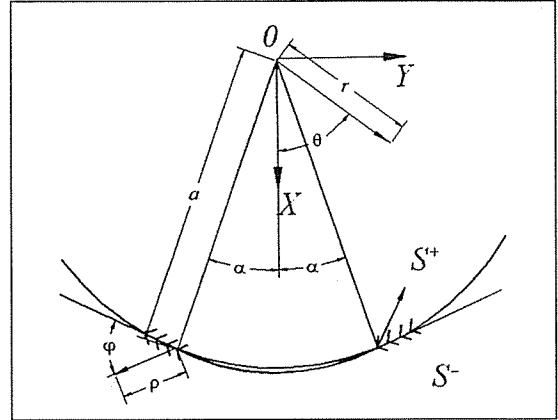


Fig. 1. Geometry and coordinates of curved interfacial crack between foam and composites

않고 이차원 평면문제로 생각하여 z 축에 독립이라고 가정하여 변형률-변위 및 응력-변형률 관계식을 구하면 다음식과 같다.

$$\gamma_{rz} = \frac{\partial u_z}{\partial r}, \quad \gamma_{\theta z} = \frac{1}{r} \frac{\partial u_z}{\partial \theta} \quad (1)$$

$$\tau_{rz} = C_{44} \frac{\partial u_z}{\partial r}, \quad \tau_{\theta z} = C_{55} \frac{1}{r} \frac{\partial u_z}{\partial \theta} \quad (2)$$

여기서 C_{44}, C_{55} 는 각각 $r-z, \theta-z$ 평면에서의 전단강성계수를 의미한다.

한편, 평형방정식은 다음식과 같다.

$$\frac{\partial \tau_{rz}}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial \tau_{\theta z}}{\partial \theta} + \frac{\tau_{rz}}{r} = 0 \quad (3)$$

식(1), (2)를 식(3)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$C_{44} \frac{\partial^2 u_z}{\partial r^2} + C_{55} \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 u_z}{\partial \theta^2} + C_{44} \frac{1}{r} \frac{\partial u_z}{\partial r} = 0 \quad (4)$$

식(4)의 일반해 $u_z(r, \theta)$ 는 Lekhnitskii's의 복소변수응력포텐셜[5]을 이용하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$u_z(r, \theta) = [W(z_3) + \overline{W(z_3)}] \quad (5)$$

여기서 z_3 는 $z_3 = \left(\frac{r}{a}\right)^{-i\zeta-1} r e^{i\theta}$ 와 같이 정의되는 복소 변수이며, a 는 곡면형상을 가지는 크랙의 곡률반경이다. 식(5)를 식(4)에 대입하여 정리하면 ζ 는 다음과 같은 특성방정식의 근으로부터 구할 수 있다.

$$C_{44}\zeta^2 + C_{55} = 0 \quad (6)$$

식(1), (2)에서 τ_{rz} , $\tau_{\theta z}$, $\frac{\partial u_z}{\partial \theta}$ 를 간단히 표현하기 위하여 함수 $\Phi(z_3)$ 를 다음 식(7)과 같이 정의하면,

$$\Phi(z_3) = \sqrt{C_{55}C_{44}} z_3 \frac{dW(z_3)}{dz_3} \quad (7)$$

응력 및 변형률성분은 다음과 같이 표현된다.

$$\tau_{rz} = \frac{1}{r} [\Phi(z_3) + \overline{\Phi(z_3)}] \quad (8)$$

$$\tau_{\theta z} = \frac{1}{r} [\zeta \Phi(z_3) + \overline{\zeta \Phi(z_3)}] \quad (9)$$

$$\frac{\partial u_z}{\partial \theta} = \frac{i}{\mu} [\Phi(z_3) - \overline{\Phi(z_3)}] \quad (10)$$

여기서 $\mu = \sqrt{C_{55}C_{44}}$

한편, θ 축을 정축으로 하는 일방향 복합재료의 보강 섬유방향이 θ 축과 이루는 각도를 ω 라고 할 때 비깁축 강성계수는 다음과 같다.[6]

$$\begin{aligned} C_{44} &= C'_{44} \cos^2 \omega + C'_{66} \sin^2 \omega \\ C_{55} &= (C'_{11} + C'_{33} - 2C'_{13} - 2C'_{55}) \cos^2 \omega \sin^2 \omega \\ &\quad + C'_{55} (\cos^4 \omega + \sin^4 \omega) \end{aligned} \quad (11)$$

여기서 C_{ij} 는 비깁축 강성계수, C'_{ij} 는 정축 강성계수를 나타낸다.

2.2. 폼의 해석 모델

폼은 일반적으로 시간에 따라서 재료의 물성치가 변

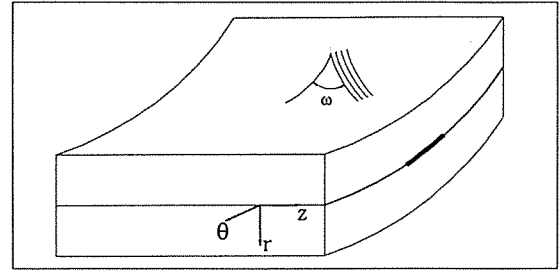


Fig. 2. The variation of fiber orientation of uniaxial laminate

화하는 점탄성 특징을 가지고 있으며, 본 논문에서는 폼의 점탄성을 고려하기 위하여 널리 사용되고 있는 Kelvin-Maxwell Model을 사용하였다.

폼의 강성계수는 시간에 관한 함수로 표현할 수 있으며, 일반적으로 감쇠시간(λ)을 이용하여 다음 식으로 표현한다.[7]

$$C_{ijkl}(t) = C_{ijkl}^1 e^{-t/\lambda} + C_{ijkl}^0 \quad (12)$$

여기서 $C_{ijkl}(t)$ 은 시간을 고려한 폼의 강성계수를 나타내며, C_{ijkl}^1 은 λ 에 의해 결정되는 계수, C_{ijkl}^0 는 $t = \infty$ 에서의 폼의 강성계수를 의미한다. 그리고 폼의 응력-변형률 관계식은 다음과 같이 시간에 관한 적분항으로 나타난다.[4]

$$\sigma_{ij}(t) = C_{ijkl}^0 \epsilon_{kl} + \int_0^t C_{ijkl}(t-\xi) \dot{\epsilon}_{kl}(\xi) d\xi \quad (13)$$

시간변수(t)에 대한 라플라스 변환을 이용하여 점탄성 재료의 응력-변형률 관계를 다음과 같이 간단히 표현할 수 있다.[4]

$$\hat{\sigma}_{ij} = \hat{C}_{ijkl} \hat{\epsilon}_{kl} \quad (14)$$

여기서 \hat{F} 는 $F(t)$ 의 라플라스 변환 형태를 의미한다. 식(14)와 라플라스 변환을 이용하면, 식(6)은 다음과 같이 시간을 고려한 강성계수의 라플라스 변환형태로 표현할 수 있다.

$$\hat{C}_{44}\zeta^2 + \hat{C}_{55} = 0 \quad (15)$$

식(7-10)에 대하여 라플라스 변환을 적용하여 정리하면 다음 식으로 표현된다.

$$\hat{\Phi}(z_3) = \sqrt{\hat{C}_{55}\hat{C}_{44}} \frac{d\hat{W}(z_3)}{dz_3} \quad (16)$$

$$\hat{\tau}_{rz} = \frac{1}{r} [\hat{\Phi}(z_3) + \overline{\hat{\Phi}(z_3)}] \quad (17)$$

$$\hat{\tau}_{\theta z} = \frac{1}{r} [\zeta \hat{\Phi}(z_3) + \overline{\zeta \hat{\Phi}(z_3)}] \quad (18)$$

$$\frac{\partial \hat{u}_z}{\partial \theta} = \frac{i}{\hat{\mu}} [\hat{\Phi}(z_3) - \overline{\hat{\Phi}(z_3)}] \quad (19)$$

여기서, $\hat{\mu} = \sqrt{\hat{C}_{55}\hat{C}_{44}}$

2.3 경계조건 및 하중조건

접합면에서의 경계조건을 고려하면 크랙상에서의 경계조건과 크랙외의 접합면에서의 경계조건으로 나누어 생각할 수 있다. 크랙을 제외한 접합면에서의 경계조건 ($|z| = a, |\theta| > \alpha$)은 연속조건으로부터 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial u_z^{(1)}}{\partial \theta} = \frac{\partial u_z^{(2)}}{\partial \theta}, \tau_{rz}^{(1)} = \tau_{rz}^{(2)} \quad (20)$$

여기서 위첨자 1, 2는 각각 재료 1과 재료 2를 의미한다. 크랙상에서의 경계조건 ($|z| = a, |\theta| < \alpha$)은 크랙표면에서의 트랙션(traction)이 각각 재료 1과 재료 2에서 동일한 크기를 가진다고 생각할 수 있으므로 다음과 같이 나타낸다.

$$\tau_{rz}^{(1)} = \tau(z), \tau_{rz}^{(2)} = \tau(z) \quad (21)$$

여기서 $\tau(z)$ 는 트랙션(traction)을 의미한다. 경계조건식 식(20)과 식(21)을 식(8-10)을 이용하여 표현하면 다음과 같다.

$|z| = a, |\theta| > \alpha$ 에서,

$$\frac{1}{\hat{\mu}_1} [\hat{\Phi}_1(z) - \overline{\hat{\Phi}_1(z)}] = \frac{1}{\hat{\mu}_2} [\hat{\Phi}_2(z) - \overline{\hat{\Phi}_2(z)}]$$

$$\hat{\Phi}_1(z) + \overline{\hat{\Phi}_1(z)} = \hat{\Phi}_2(z) + \overline{\hat{\Phi}_2(z)} \quad (22)$$

$|z| = a, |\theta| < \alpha$ 에서,

$$\begin{aligned} \hat{\Phi}_1(z) + \overline{\hat{\Phi}_1(z)} &= \tau(z) \\ \hat{\Phi}_2(z) + \overline{\hat{\Phi}_2(z)} &= \tau(z) \end{aligned} \quad (23)$$

여기서 아래첨자는 각각 재료 1과 재료 2를 나타낸다. 한편, $\tau_x^\infty = \tau_{xz}|_{|z| \rightarrow \infty}$, $\tau_y^\infty = \tau_{yz}|_{|z| \rightarrow \infty}$ 에서 균일한 전단응력 τ^0 가 작용하고, 트랙션이 존재하지 않는 경우로 가정하면 식(23)로부터 다음과 같이 새로운 두 함수 $\hat{\Psi}(z), \hat{\Theta}(z)$ 를 정의할 수 있다.[5]

$$\begin{aligned} z \in S^+ \quad \hat{\Psi}(z) &= \hat{\Phi}_1(z) \\ \hat{\Theta}(z) &= \hat{\Phi}_2(z) \\ z \in S^- \quad \hat{\Psi}(z) &= -\overline{\hat{\Phi}_1\left(\frac{a^2}{z}\right)} \\ \hat{\Theta}(z) &= -\overline{\hat{\Phi}_2\left(\frac{a^2}{z}\right)} \end{aligned} \quad (24)$$

식(24)을 이용하여 경계조건식 (22)를 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\hat{\Psi}^+(z)}{\mu_1} - \frac{\hat{\Theta}^+(z)}{\mu_2} + \left[\frac{\hat{\Psi}^-(z)}{\mu_1} - \frac{\hat{\Theta}^-(z)}{\mu_2} \right] &= 0 \\ \hat{\Psi}^+(z) + \hat{\Theta}^+(z) - [\hat{\Psi}^-(z) + \hat{\Theta}^-(z)] &= 0 \\ |z| = a, |\theta| > \alpha \end{aligned} \quad (25)$$

여기서 Ψ^+, Φ^+ 와 Ψ^-, Φ^- 는 각각 S^+, S^- 에서 크랙 표면으로 접근하는 함수의 극한값을 의미한다. 식(25)는 $\hat{\Psi}(z)$ 와 $\hat{\Theta}(z)$ 에 대한 한쌍의 Hilbert problem이 되며, $\hat{\Psi}(z)$ 와 $\hat{\Theta}(z)$ 의 일반해는 다음과 같이 표현된다.[8]

$$\begin{aligned} \hat{\Psi}(z) &= \frac{\hat{\mu}_1 \hat{\mu}_2}{\hat{\mu}_1 + \hat{\mu}_2} \left[\frac{\hat{P}(z)}{\hat{\mu}_2} + \hat{\chi}_0(z) \hat{R}(z) \right] \\ \hat{\Theta}(z) &= \frac{\hat{\mu}_1 \hat{\mu}_2}{\hat{\mu}_1 + \hat{\mu}_2} \left[\frac{\hat{P}(z)}{\hat{\mu}_1} - \hat{\chi}_0(z) \hat{R}(z) \right] \end{aligned} \quad (26)$$

여기서

$$\hat{P}(z) = \sum_{k=-1}^1 D_k z^k, \hat{R}(z) = \sum_{k=-1}^2 C_k z^k$$

$$\hat{\chi}_0(z) = (z - ae^{i\alpha})^{-1/2} (z - ae^{-i\alpha})^{-1/2}$$

식(26)에서 $\hat{\Psi}(z)$ 와 $\hat{\Theta}(z)$ 의 변수 z 를 z_3 로 대체하고 경계조건식(24)와 식(8), 식(9)를 이용하여 $\hat{P}(z_3)$ 와 $\hat{R}(z_3)$ 의 계수를 결정하면, 응력식은 다음식과 같이 정리할 수 있다.

$$\hat{\tau}_{rz}^{(k)} = \frac{\hat{\tau}^0 a}{(\hat{\mu}_1 + \hat{\mu}_2)r} \operatorname{Re} \left\{ \hat{\mu}_k \left(\frac{z_3}{a} e^{-i\beta} - \frac{a}{z_3} e^{i\beta} \right) \right.$$

$$\left. - \hat{\mu}_1 a \chi_0(z_3) \left[\left(\frac{a}{z_3} - \cos \alpha \right) e^{i\beta} + \frac{z_3}{a} \left(\cos \alpha - \frac{z_3}{a} \right) e^{-i\beta} \right] \right\}$$

$$\hat{\tau}_{\theta z}^{(k)} = \frac{\hat{\tau}^0 a}{(\hat{\mu}_1 + \hat{\mu}_2)r} \operatorname{Re} \left\{ \zeta_k \hat{\mu}_k \left(\frac{z_3}{a} e^{-i\beta} - \frac{a}{z_3} e^{i\beta} \right) \right.$$

$$\left. - \zeta_k \mu_1 a \chi_0(z_3) \left[\left(\frac{a}{z_3} - \cos \alpha \right) e^{i\beta} + \frac{z_3}{a} \left(\cos \alpha - \frac{z_3}{a} \right) e^{-i\beta} \right] \right\}$$

(27)

여기서 $k = 1, 2$ 이고, 각각 복합재료(S^+)와 폼(S^-)을 의미하며, β 는 τ_x^∞ 와 X 축이 이루는 각도이다.

2.4. 응력세기계수 (K_{II}) 결정

응력세기계수를 결정하기 위하여 크랙선단에서의 응력장을 다음과 같이 점근적 급수전개(asymptotic expansion)[9]의 처음 세 개의 항까지 표현하면 다음과 같다.[5]

$$\hat{\tau}_{rz}^{(k)} = \sum_{i=1}^3 A_i \rho^{\gamma_i} \tilde{\tau}_{rz}^{(i)}(\varphi) \quad (28)$$

여기서 $\gamma = r, \theta, k = 1, 2$, 그리고 $O(\sqrt{\rho})$, $s_1 = -\frac{1}{2}$, $s_2 = 0$, $s_3 = \frac{1}{2}$ 이며, 첫 번째 항은 다음과 같이 결정된다.

$$\tilde{\tau}_{rz}^{(1)} = \operatorname{Re} \left[\frac{1}{\sqrt{\cos \varphi + \lambda_k \sin \varphi}} \right]$$

$$\tilde{\tau}_{\theta z}^{(1)} = \operatorname{Re} \left[\frac{\lambda_k}{\sqrt{\cos \varphi + \lambda_k \sin \varphi}} \right]$$

$$A_1 = \frac{\mu_1 \tau_0}{\mu_1 + \mu_2} + \sqrt{2a \sin \alpha} \cos \left(\beta \mp \frac{\alpha}{2} \right)$$

식(28)의 첫 번째 항으로부터 다음과 같이 응력세기 계수 K_{II} 를 정의할 수 있다.

$$\hat{\tau}_{rz}^{(k)} = \frac{\hat{K}_{II}}{\sqrt{2\pi\rho}} \operatorname{Re} \left[\frac{1}{\sqrt{\cos \varphi + \zeta_k \sin \varphi}} \right]$$

$$\hat{\tau}_{\theta z}^{(k)} = \frac{\hat{K}_{II}}{\sqrt{2\pi\rho}} \operatorname{Re} \left[\frac{\zeta_k}{\sqrt{\cos \varphi + \zeta_k \sin \varphi}} \right] \quad (29)$$

여기서 라플라스 변환된 \hat{K}_{III} 는 다음과 같다.

$$\hat{K}_{II} = \frac{2\hat{\mu}_1}{\hat{\mu}_1 + \hat{\mu}_2}$$

$$\times \sqrt{a\pi \sin \alpha} \left(\hat{\tau}_x^\infty \cos \frac{\alpha}{2} \pm \hat{\tau}_y^\infty \sin \frac{\alpha}{2} \right) \quad (30)$$

식 (30)을 라플라스 역변환하여 실제 응력세기계수를 구하면 다음과 같이 정리된다.

$$K_{II} = 2 [S - H e^{-Q(t-t_0)}]$$

$$\times \sqrt{a\pi \sin \alpha} \left(\tau_x^\infty \cos \frac{\alpha}{2} \pm \tau_y^\infty \sin \frac{\alpha}{2} \right) \quad (31)$$

여기서,

$$S = \frac{\sqrt{C_{44}C_{55}}}{\sqrt{C_{44}C_{55} + G_f^0}},$$

$$Q = \frac{1}{\lambda} \frac{(\sqrt{C_{44}C_{55}} + G_f^0)}{\sqrt{C_{44}C_{55} + G_f^1 + G_f^0}}$$

$$H = \frac{\sqrt{C_{44}C_{55}}G_f^1}{\sqrt{C_{44}C_{55} + G_f^0}} \frac{1}{\sqrt{C_{44}C_{55} + G_f^1 + G_f^0}}$$

여기서 C_{ii} 는 복합재료의 강성계수, G_f^0 는 폼의 강성 계수, $G_f^1 (= \nu / \lambda)$ 는 폼의 감쇠시간(λ)과 관련된 계수이다.

3. 결과 및 토의

Fig. 3 은 $|z| \rightarrow \infty$ 에서의 균일 전단응력 $\tau_x^\infty, \tau_y^\infty$ 가 τ^0 로 동일 할 때 폼과 복합재료 접합면의 곡률에 따른 K_{II} / τ^0 의 변화를 나타낸다. 곡률이 증가함에 따라 K_{II} 도 점차 증가함을 보이며, 또한 복합재료와 폼의 강성계수비가 2, 4, 8, 16으로 증가할수록 K_{II} 는 크게 증가

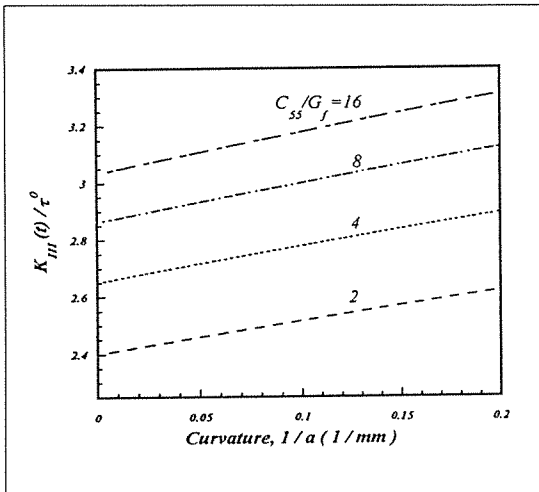


Fig. 3. K_{II} / τ^0 as a function of the curvature of curved interface between foam and composite materials with various ratios of C_{55} / G_f ($G_f^0 : C_{44} = 1 : 2.2$, $\tau_x^\infty = \tau_y^\infty = \tau^0$, $t = 0$)

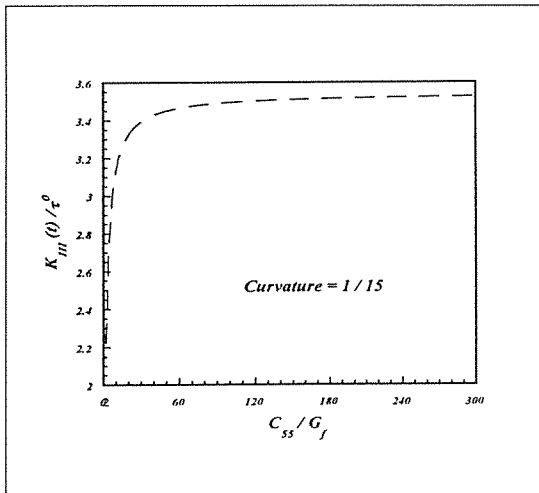


Fig. 4. K_{II} / τ^0 as a function of the ratio of stiffness coefficients (C_{55} / G_f) between foam and composite materials with a fixed curvature (crack size : radius(a) = 1:15, $\tau_x^\infty = \tau_y^\infty = \tau^0$)

한다.

Fig. 4 는 $|z| \rightarrow \infty$ 에서의 균일 전단응력 $\tau_x^\infty, \tau_y^\infty$ 가 τ^0 로 동일하고 곡률이 일정할 때 복합재료와 폼의 강성계수비에 따른 K_{II} / τ^0 의 변화를 나타낸다. 복합재료와 폼의 강성계수비가 증가할수록 K_{II} 는 증가하며, 점차 일정값에 수렴함을 알 수 있다.

Fig. 5 는 $|z| \rightarrow \infty$ 에서의 균일 전단응력 $\tau_x^\infty, \tau_y^\infty$ 가 τ^0 로 동일 할 때 크랙선단에서 시간에 따른 K_{II} 의 변화를 나타낸다. 시간이 변화함에 따라 K_{II} 는 일정기간 증가한 후 수렴한다. 시간에 따른 K_{II} 의 변화는 감쇠시간에 지배를 받는다. 감쇠시간이 2인 경우 K_{II} 는 시간에 따른 변화율은 작지만 계속적인 변화를 보이며 일정값에 수렴한다. 그러나 감쇠시간이 0.5인 경우 K_{II} 는 초기변화율은 매우 크지만 빠르게 일정값에 수렴한다. 시간이 지남에 따라 K_{II} 가 점차 증가하는 이유는 점탄성 재료인 폼의 강성계수가 시간이 지남에 따라 점차 감소하여 탄성재료인 복합재료와 점탄성재료인 폼의 강성계수의 차이가 증가하기 때문이다.

Fig. 6 은 복합재료의 보강섬유방향이 θ 축과 일치하는 복합재료에서 섬유방향의 변화에 따른 복합재료의 강성계수의 변화를 나타내고 있다. 그래프의 각 선들은 r - z 평면에서의 강성계수인 C_{44} 와 θ - z 평면에서의 강성계수인 C_{55} 를 나타낸다. 섬유방향의 변화에 대하여 C_{55} 는 변화가 적으나 C_{44} 는 매우 크게 변화하여 섬유방향이 45° 일 때 가장 큰 값을 나타낸다.

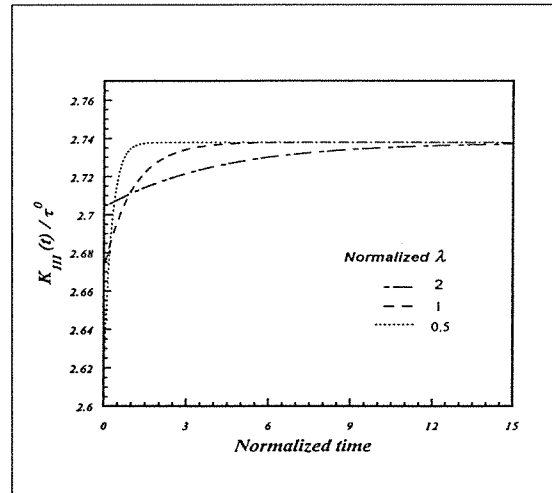


Fig. 5. K_{II} / τ^0 as a function of the normalized time with various values of λ ($G_f^0 : C_{44} : C_{55} : G_f^1 = 10 : 22 : 40 : 1/\lambda$, crack size : radius(a) = 1:15, $\tau_x^\infty = \tau_y^\infty = \tau^0$)

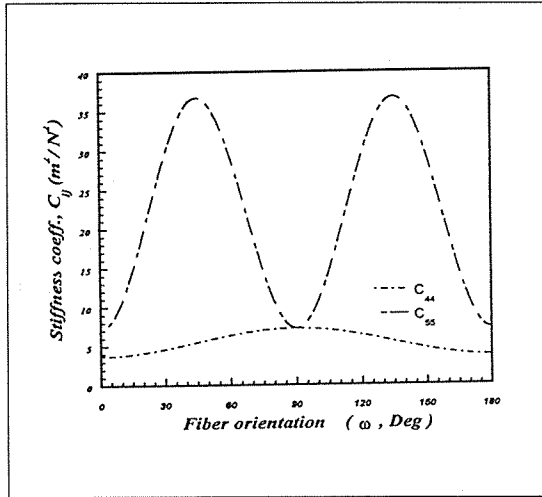


Fig. 6. The variation of stiffness coefficients with fiber orientation (crack size : radius(a) = 1:15, $\tau_x^\infty = \tau_y^\infty = \tau^0$)

Fig. 7 은 복합재료의 섬유방향의 변화에 따른 K_{II} 의 변화를 나타낸다. 그래프의 각 선들은 복합재료와 폼의 강성계수비가 각각 2, 4, 16, 그리고 1000과 1200인 경우 K_{II} 의 변화를 나타내고 있다. 복합재료의 보강섬유방향이 0° 로부터 점차 증가할수록 K_{II} 값도 점차 증가하며, 45° 일 때 최대값을 가진다. 이것은 Fig. 6에서 복합재료의 섬유방향이 45° 일 때 복합재료의 강성계수가 가장 크다는 결과를 고려하였을때, 폼과 복합재료의 강성계수비가 클수록 응력세기계수값이 증가한다는 결과와 일치한다. 또한 폼과 복합재료의 강성계수비가 증가할수록 복합재료의 섬유방향이 K_{II} 의 변화에 미치는 영향은 감소하는 경향을 나타내며, 폼과 복합재료의 강성계수비가 일정값 이상으로 증가하면 복합재료의 섬유방향이 K_{II} 의 변화에 미치는 영향은 거의 없어진다.

4. 결 론

본 논문에서는 곡면형상의 접합면을 가지는 폼과 복합재료 사이에 존재하는 계면크랙상에서의 응력세기계수를 반평면 전단력이 가해지는 경우에 대해 폼의 점탄성 및 복합재료의 이방성을 고려하여 예측하였다. 곡면형상을 가지는 접합면의 곡률이 증가함에 따라 응력세기계수(K_{II})가 점차 증가하는 경향을 보였다. 폼과 복합재료의 강성계수비가 증가할수록 K_{II} 가 증가하였으며, 따라서 샌드위치 구조물의 경우 스킨과 코어의

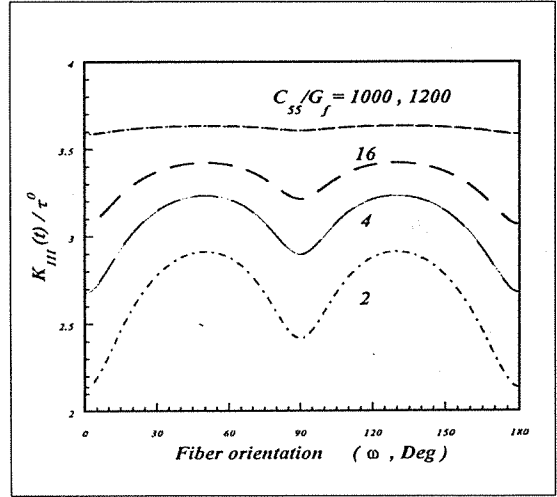


Fig. 7. K_{II} / τ^0 as a function of the fiber orientation with various ratio of stiffness coefficients (C_{55} / G_f) between foam and composite materials (crack size : radius(a) = 1:15, $\tau_x^\infty = \tau_y^\infty = \tau^0$)

강성계수비가 K_{II} 에 미치는 영향을 고려하여야 한다. 시간의 변화에 따라 폼과 복합재료 접합면의 K_{II} 는 점차 증가하였다. 이것은 시간의 변화에 따라 점탄성 재료인 폼의 강성계수가 감소함으로써, 폼과 복합재료의 강성계수비가 증가하였기 때문이다. 폼과 복합재료의 강성계수비가 증가할수록 복합재료의 섬유방향이 K_{II} 의 변화에 미치는 영향은 점차 감소한다.

후 기

본 논문은 선도기술개발사업의 지원으로 이루어진 것이므로, 이에 관계자 여러분들께 감사 드립니다.

참 고 문 헌

1. Williams, M. L., "The Stresses around a Fault or Crack in Dissimilar Media", Bull. Seismol. Soc. Amer., vol. 49, 1959, pp. 199-204.
2. Hwu, C., "Fracture Parameters for the Orthotropic Bimaterial Interface Cracks", Engineering Fracture Mechanics, vol. 45, 1993, pp. 89-97.

3. Ting, T. C., "Explicit Solution and Invariance of the Singularities at an Interface Crack in Anisotropic Composites", *Int. J. Solids Structures.*, vol. 22, 1986, pp. 965-983.

4. Chang, R. C., "Viscoelastic Composite with a Cracked Layer under Anti-plane Shear", *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol. 27, 1997, pp. 53-62.

5. Yang, S., and Yuan, F. G., "Interfacial Circular Crack in Cylindrically Anisotropic Composites under Antiplane Shear", *Int. J. Solids Structures.*, vol. 32, 1995, pp. 3603-3628.

6. Chun, H. -J., and Shin, -J. Y., "Nonlinear

Behaviors of Thick Composite with Fiber Waviness under Pure Bending", *Materials Science Research International*, vol.5, no.3, 1999, pp.181-188.

7. Gibson, Ronald F., *Principles of Composite Material Mechanics*, McGraw-Hill, New York, 1994, pp. 270-330.

8. Muskhelishvili, N. I., "Some Basic Problems of the Mathematical Theory of Elasticity", Fourth Edition, P. Noordhoff, 1963.

9. Wiktor Eckhaus, "Asymptotic Analysis of Singular Perturbations", North-holland Co., 1979.