

<論 文>

두直交異方性 平板을 接着한 構造物의 應力擴大係數

盧 熙 昇* · 洪 昌 善**

(1981年 3月 13日 接受)

Stress Intensity Factors in Adhesive Bonded Orthotropic Structures

H. S. Ro and C. S. Hong

Abstract

The stress analysis of two-orthotropic layer, adhesively bonded structures is considered. An orthotropic plate has a through-crack of finite length and is adhesively bonded by a sound orthotropic plate. The problem is reduced to a pair of Fredholm integral equations of the second kind. Using a numerical integration scheme to evaluate the integrals, the integral equations are reduced to a system of algebraic equations. By solving these equations some numerical results for stress intensity factors are presented for various crack lengths.

Nomenclature

a	Half crack length	$Re [\]$	Real part of []
a_k	Complex constants	T_x, T_y	Applied loads
A_1, A_2, A_{jk}	Complex constants, coefficients of fundamental	u_k, v_k	Displacement field for plate k
b	The minor radius of the elliptical debonding crack	U_{ij}, V_{ij}	Displacements
D	Region of integration	x, y	Cartesian coordinate
E_{kx}, E_{ky}	Young's modulus in principle directions of laminae for plate k	X_k, Y_k	Body forces acting on plate k
$h_1(s), h_2(s)$	Prescribed functions	z	$x+iy$
G_y	Laminate shear modulus	z_k	$x+\mu_k y$, characteristic coordinate
G_a	Adhesive shear modulus	z_{k0}	$x_0+\mu_k y_0$, characteristic coordinate
h_1, h_2, h_a	Thickness of plate 1, 2 and adhesive	$\beta(x)$	Stress distribution $\sigma_x+i\tau_{xy}$
H_{ij}, R_{ij}, S_{ij}	Kernels used in computing displacements	μ_k	Roots of characteristic equation
K_1, K_2	Stress intensity factors	ν_{kx}, ν_{ky}	Major and minor Poisson's ratio for plate k
L	Boundary of the debonding	$\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$	Stress field
P_0	Applied crack surface stress	τ_x, τ_y	Shear stresses acting in adhesive
		$\phi_k(z_k)$	Stress functions
		$\phi(z)$	Sectionally holomorphic function

1. 서 론

구조물의 성분 및 기소 결합함에 있어서 보울트, 핀 혹은 리벳을 이용하는 기계적 결합외에, 접착제를 사용하여 체결하는 방법이 있다. 최근에 항공기 구조

* 正會員, 韓國科學技術院 機械工學科(현재, 삼성중공업)

** 正會員, 韓國科學技術院 航空工學科

물의 무게를 줄이기 위한 수단으로 복합재료를 많이 사용하려는 추세와 함께 접착구조물에 대한 관심이 높아지고 있다. 접착 구조방법을 채택함으로써 수 많은 보울트, 핀 혹은 리벨을 가급적 줄임으로써 구조의 경량화에 기여를 할 수 있다. 그러나 복잡한 구조물의 문제를 다루는 해석적 방법의 제한으로 많은 연구가 되어 있지 않다.

직교 이방성 평판에 균열(crack)이 있는 문제를 수학적 방법으로 구한 보고가 여러편 나왔다.¹⁻³⁾ 또한 복잡한 접착구조에 대한 일반적인 방법으로 유한요소법과 수학적 해석방법이 사용되었다.^{4,5)} 최근에 Ratwani⁴⁾는 두개의 등방성 평판을 접착한 구조물에 대한 문제를 복소변수 방법으로 해석하였다. 본 연구에서는 Ratwani의 등방성 접착구조물을 직교이방성인 복합재료의 접착구조물로 확장하여 해석하였으며, 그 수치적 예로 균열첨단에서의 응력확대계수를 구하였다.

2. 문제 해석

본 연구에서 다루는 두 개의 무한판으로 이루어진 기본 구조물을 그림 1에 보였다. 균열을 가지고 있는 두께 h_1 인 직교이방성 평판과 균열이 없는 두께 h_2 인 직교이방성 평판이 일정한 두께 h_a 의 접착층에 의해

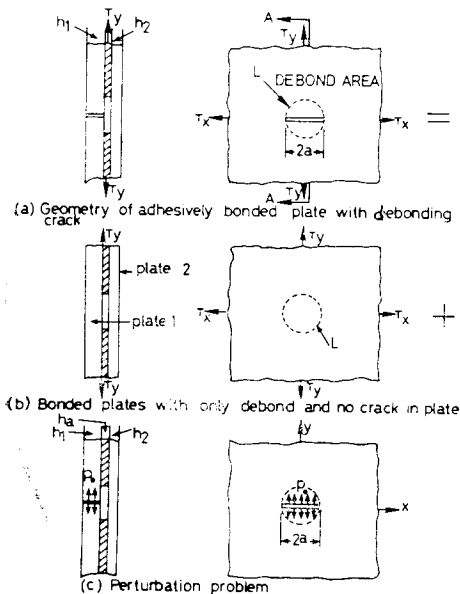


Fig. 1 Superposition technique for an adhesively bonded plate with a debonding crack.

부착되어 있다고 가정했다. 그림 1에서 판 1의 주 균열과 판 1과 접착층간에 일어나는 debond의 크기가 같으며, 이는 처음의 힘이 피로에 의해 발전하고 debond가 균열첨단과 함께 발전할 때 가능하다는 것이 실험으로 입증된 바 있다⁴⁾. 만일 처음부터 debond가 있어 균열보다 클때도 그림 1과 같은 방법으로 유도할 수 있다.

본 문제는 주어진 크기가 $2a$ 인 균열로부터 멀리 떨어진 곳에서 복합구조물에 단위길이당의 힘 T_x, T_y 를 가했을 때 균열을 가진 판에서의 응력확대계수(stress intensity factor)를 구한다.

이 문제를 해석하기 위해 다음과 같이 가정을 했다.

- (1) 각 판의 두께 h_1, h_2 가 inplane dimension에 비해 작으므로 복합판을 평면응력으로 간주했다.
- (2) 각 직교 이방성 판은 균열에 수평, 수직방향으로 이방성 성질을 가진다.
- (3) 각 판은 성질이 균일하고 선형 탄성체로 간주했다.
- (4) 각 판에서 두께에 따른 응력의 변화는 무시했다.
- (5) 접착된 판에 비해 접착층의 두께가 매우 작으므로 접착층은 전단스프링으로 간주했다.
- (6) 각 판의 굽힘 stiffness는 무시했다.

각 판에서의 평면 변위를 u_1, v_1, u_2, v_2 로 표시하고 접착층에 작용하는 전단응력의 성분들 τ_x, τ_y 로 표시하면 연속조건으로부터 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$u_1 - u_2 = \frac{h_a}{G_a} \tau_x, \quad v_1 - v_2 = \frac{h_a}{G_a} \tau_y \quad (1)$$

여기서 G_a 는 접착층의 전단계수이다. 또한 각 판에 작용하는 단위 부피당의 힘 X_1, Y_1, X_2, Y_2 는 다음과 같다.

$$X_1 = -\frac{\tau_x}{h_1}, \quad Y_1 = -\frac{\tau_y}{h_1}, \quad X_2 = -\frac{\tau_x}{h_2}, \quad Y_2 = \frac{\tau_y}{h_2} \quad (2)$$

그림 1에서 복합판에 작용하는 힘 T_x, T_y 에 의해 균열이 없는 복합구조물(그림 1(b))의 판 1에서 y 방향으로 작용하는 수직응력 P_0 는 평형조건과 연속조건($u_1 = u_2, v_1 = v_2$)으로부터 다음과 같다⁸⁾.

$$P_0 = \frac{a_1 T_x + a_2 T_y}{a_3} \quad (3)$$

여기서

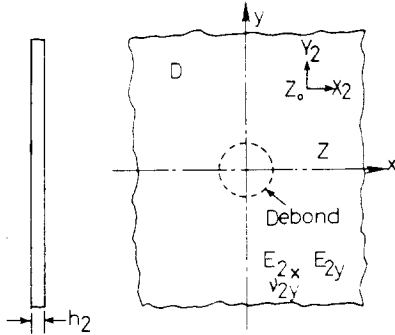
$$\begin{aligned} a_1 &= \frac{h_2}{h_1} \left[\frac{E_{2x}}{h_1 E_{1x} + h_2 E_{2x}} - \frac{\nu_{1y} E_{2y}}{\nu_{2y} h_1 E_{1y} + \nu_{1y} h_2 E_{2y}} \right] \\ a_2 &= \frac{\nu_{2x} E_{1x}}{h_1 E_{1x} + h_2 E_{2x}} - \frac{E_{1y}}{\nu_{2y} h_1 E_{1y} + \nu_{1y} h_2 E_{2y}} \\ a_3 &= \frac{\nu_{2y} h_1 E_{1x} + \nu_{1y} h_2 E_{2x}}{h_1 E_{1x} + h_2 E_{2x}} - \frac{h_1 E_{1y} + h_2 E_{2y}}{\nu_{2y} h_1 E_{1y} + \nu_{1y} h_2 E_{2y}} \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 부호 E, ν 는 각각 탄성계수와 Poisson's 비를 나타내고, 아래 첨자의 첫번째 숫자는 판의 번호를 나타내며 두번째 x, y 는 방향을 나타낸다.

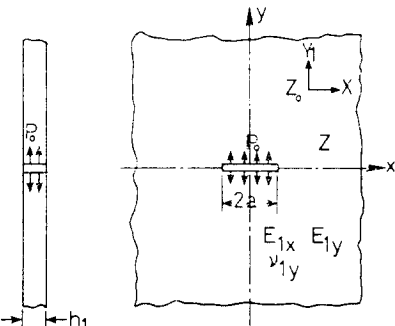
2.1. Uncracked Plate에서의 변위

크랙이 없는 직교 이방성 무한판의 임의의 점 z_0 에 집중하중 (X_2, Y_2)가 작용할 때 응력함수 (stress function)는 다음과 같다(그림 2(a))²⁾.

$$\begin{aligned} \phi_1(z_1) &= (A_{11}X_2 + A_{12}Y_2)\log(z_1 - z_{10}) \\ \phi_2(z_2) &= (A_{21}X_2 + A_{22}Y_2)\log(z_2 - z_{20}) \end{aligned} \quad (5)$$



(a) Plate of material 2 with body forces



(b) Plate of material 1 with body forces and crack surfaces loaded

Fig. 2 Loadings on plates of materials 1 and 2 in perturbation problem.

여기서 $z_k = x + \mu_k y$, $z_{k0} = x_0 + \mu_k y_0$ ($k=1, 2$)

$$z = x + iy, \quad z_0 = x_0 + iy_0$$

이고, 복수상수 A_{ij} ($i, j=1, 2$)는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} A_{11} &= \frac{1}{2\pi i \cdot h_2} (\mu_2 + \bar{\mu}_2 + \bar{\mu}_1 + \bar{\mu}_1 \mu_2 \bar{\mu}_2 \nu_{2x}) / \\ &\quad (\mu_1 - \bar{\mu}_2)(\mu_1 - \bar{\mu}_1) \left(1 - \frac{\mu_2}{\mu_1}\right) \\ A_{12} &= \frac{1}{2\pi i \cdot h_2} (\mu_2 \bar{\mu}_2 + \bar{\mu}_1 \mu_2 + \bar{\mu}_1 \bar{\mu}_2 + \nu_{2x}) / \\ &\quad (\mu_1 - \bar{\mu}_2)(\mu_1 - \bar{\mu}_1) \left(1 - \frac{\mu_2}{\mu_1}\right) \\ A_{21} &= \frac{1}{2\pi i \cdot h_2} (\mu_1 + \bar{\mu}_1 + \bar{\mu}_2 + \bar{\mu}_1 \mu_1 \bar{\mu}_2 \nu_{2y}) / \end{aligned} \quad (6)$$

$$(\mu_2 - \bar{\mu}_1)(\mu_2 - \bar{\mu}_2) \left(1 - \frac{\mu_1}{\mu_2}\right)$$

$$A_{22} = \frac{1}{2\pi i \cdot h_2} (\mu_1 \bar{\mu}_1 + \bar{\mu}_2 \mu_1 + \bar{\mu}_2 \bar{\mu}_1 + \nu_{2x}) /$$

$$(\mu_2 - \bar{\mu}_1)(\mu_2 - \bar{\mu}_2) \left(1 - \frac{\mu_1}{\mu_2}\right)$$

또한 여기서 μ_1, μ_2 는 특정방정식

$$\mu_k + \left(\frac{E_x}{G_{xy}} - 2\nu_{xy}\right)\mu^2 + \frac{E_x}{E_y} = 0 \quad (7)$$

의 근중에서 허수부분이 양인 것을 취한다.

이방성 평판에서의 변위를 응력함수로 나타내면 [3]

$$\begin{aligned} u &= 2\text{Re}[p_1 \phi_1(z_1) + p_2 \phi_2(z_2)] \\ v &= 2\text{Re}[q_1 \phi_1(z_1) + q_2 \phi_2(z_2)] \end{aligned} \quad (8)$$

이고 여기서

$$p_k = \frac{1}{E_x} (\mu_k^2 - \nu_x),$$

$$q_k = \frac{1}{\mu_k E_y} (1 - \nu, \mu_k^2), \quad (k=1, 2) \quad (9)$$

으로 나타난다.

Body force (X_2, Y_2)가 영역 D 에서 $z_0 (=x_0 + iy_0)$ 의 연속함수라고 가정하면 평판의 임의의 점 $z (=x + iy)$ 에서의 변위는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} u_2(x, y) &= \iint_D [R_{11}(x, y; x_0, y_0) X_2(x_0, y_0) \\ &\quad + R_{12}(x, y; x_0, y_0) Y_2(x_0, y_0)] dx_0 dy_0 \\ v_2(x, y) &= \iint_D [R_{21}(x, y; x_0, y_0) X_2(x_0, y_0) \\ &\quad + R_{22}(x, y; x_0, y_0) Y_2(x_0, y_0)] dx_0 dy_0 \end{aligned} \quad (10)$$

여기서 핵 R_{ij} ($i, j=1, 2$)는 Green's function인 식 (8)로 주어진다.

2.2. Cracked Plate에서의 변위

크랙을 가진 판에서의 변위는 두가지 성분 즉 크랙 표면에 일정한 압력의 작용에 의한 변위와 판표면에 Body force의 작용에 의한 변위로 나타낼 수 있다. (그림 2(b))

크랙표면에 일정한 압력 P_0 가 작용할 때의 변위는 다음과 같다⁴⁾.

$$\begin{aligned} U_{11} &= P_0 \text{Re} \left[\frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \{ p_1 \mu_2 (z_1 - \sqrt{z_1^2 - a^2}) \right. \\ &\quad \left. - p_2 \mu_1 (z_2 - \sqrt{z_2^2 - a^2}) \} \right] \\ V_{11} &= P_0 \text{Re} \left[\frac{1}{\mu_1 - \mu_2} \{ q_1 \mu_2 (z_1 - \sqrt{z_1^2 - a^2}) \right. \\ &\quad \left. - q_2 \mu_1 (z_2 - \sqrt{z_2^2 - a^2}) \} \right] \end{aligned} \quad (11)$$

크랙표면을 제외한 임의의 점에 힘이 작용할 때의 문제는 먼저 크랙이 없는 판에서 크랙이 있을 장소에서의 응력분포가 $\sigma_y + i\tau_{xy} = -\beta(x)$ 상태인 응력함수 $\phi_k^0(z_k)$ 를 구하고 다음에 크랙표면에 $\sigma_y + i\tau_{xy} = \beta(x)$ 인 응력분포를 가했을 때의 응력함수 $\phi_k^*(z_k)$ 를 구해 중첩한다. 따라서 크랙표면을 제외한 임의의 점에 힘이 작용할 때의 응력함수를 식으로 표시하면 다음과 같다.

$$\phi_k(z_k) = \phi_k^0(z_k) + \phi_k^*(z_k), \quad (k=1, 2) \quad (12)$$

응력함수 $\phi_k^0(z_k)$ 는 앞에서 구한 식 (5)를 사용한다. 단 상수 $A_{ij}(i, j=1, 2)$ 는 형식은 같고 물질의 성질만 다르게 된다. 무한판에서 크랙표면에 힘이 가해지는 경우는 Hilbert 문제로 해석하여 $\phi_k^*(z_k)$ 를 구한다. $\phi_k^0(z_k)$ 와 $\phi_k^*(z_k)$ 를 중첩하면 다음과 같은 $\phi_k(z_k)$ 를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \phi_1(z_1) &= \frac{-1}{2\pi(\mu_2 - \mu_1)} \{(\mu_2 - \mu_1)A_1 J(z_1, z_{10}) \\ &\quad + (\mu_2 - \mu_1)\bar{A}_1 J(z_1, \bar{z}_{10}) \\ &\quad + (\mu_2 - \mu_2)\bar{A}_2 J(z_1, \bar{z}_{20})\} + A_1 \log(z_1 - z_{10}) \\ \phi_2(z_2) &= \frac{1}{2\pi(\mu_2 - \mu_1)} \{(\mu_1 - \mu_2)\bar{A}_2 J(z_2, z_{02}) \\ &\quad + (\mu_1 - \mu_2)\bar{A}_2 J(z_2, \bar{z}_{20}) \\ &\quad + (\mu_1 - \mu_1)\bar{A}_1 J(z_2, \bar{z}_{10})\} \\ &\quad + A_2 \log(z_2 - z_{20}) \end{aligned} \quad (13)$$

여기서

$$\begin{aligned} A_1 &= A_{11}X_1 + A_{12}Y_1 \\ A_2 &= A_{21}X_1 + A_{22}Y_1 \end{aligned}$$

이코

$$\begin{aligned} J(z, z_0) &= \pi \{ \log(z \cdot z_0 - a^2 + \sqrt{z^2 - a^2} \cdot \sqrt{z_0^2 - a^2}) \\ &\quad - \log(z + \sqrt{z^2 - a^2}) \} \end{aligned} \quad (14)$$

식 (8)과 식 (13)으로부터 크랙을 가지고 있는 판에서 임의의 점 z_0 에 집중하중이 작용할 때의 변위를 구할 수 있다. 다시 집중하중 (X_1, Y_2) 이 z_0 의 연속함수라고 가정하면 크랙을 가진 판에서의 변위는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} U_{12}(x, y) &= \iint_D [H_{11}(x, y; x_0, y_0)X_1(x_0, y_0) \\ &\quad + H_{12}(x, y; x_0, y_0)Y_1(x_0, y_0)] dx_0 dy_0 \\ V_{12}(x, y) &= \iint_D [H_{21}(x, y; x_0, y_0)X_1(x_0, y_0) \\ &\quad + H_{22}(x, y; x_0, y_0)Y_1(x_0, y_0)] dx_0 dy_0 \end{aligned} \quad (15)$$

여기서 핵 $H_{ij}(i, j=1, 2)$ 는 식 (13)을 식 (8)에 대입하여 얻어지는 변위인 Green's function 으로 나타낸다.

따라서 크랙을 가진 판 1에서의 전체 변위는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} u_1(x, y) &= U_{11}(x, y) + U_{12}(x, y), \\ v_1(x, y) &= V_{11}(x, y) + V_{12}(x, y) \end{aligned} \quad (16)$$

3. 접촉층에 작용하는 전단응력 τ_x, τ_y 에 대한 적분식

접촉층에 작용하는 전단응력 x, y 와 각 판에 작용하는 Body force와의 관계는 식 (2)로 주어진다. 따라서 식 (10)과 식 (16)에서의 변위 u_1, u_2, v_1, v_2 를 사용하여 미지수 τ_x, τ_y 에 대한 적분식을 만들면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} U_{11}(x, y) &= \frac{h_a}{G_a} \tau_x(x, y) \\ &\quad + \iint_D \{S_{11}(x, y; x_0, y_0)\tau_x(x_0, y_0) \\ &\quad + S_{12}(x, y; x_0, y_0)\tau_y(x_0, y_0)\} dx_0 dy_0 \\ V_{11}(x, y) &= \frac{h_a}{G_a} \tau_y(x, y) \\ &\quad + \iint_D \{S_{21}(x, y; x_0, y_0)\tau_x(x_0, y_0) \\ &\quad + S_{22}(x, y; x_0, y_0)\tau_y(x_0, y_0)\} dx_0 dy_0 \end{aligned} \quad (17)$$

여기서

$$S_{ij} = \frac{H_{ij}}{h_1} + \frac{R_{ij}}{h_2}, \quad (i, j=1, 2)$$

여기서 핵 S_{ij} 는 logarithmic singularity를 갖게된다.

4. Stress Intensity Factors(S.I.F.)

Plane 문제에서 S.I.F.는 다음과 같이 나타낼 수 있다²⁾.

$$\begin{aligned} \frac{K_1}{\sqrt{a}} + \frac{K_2/\sqrt{a}}{\mu_2} &= \frac{1}{\sqrt{a}} \lim_{x \rightarrow a} \sqrt{2(x-a)}\sigma_x(x, 0) \\ &\quad + \frac{1}{\sqrt{a}} \frac{1}{\mu_2} \lim_{x \rightarrow a} \sqrt{2(x-a)}\tau_{xy}(x, 0) \end{aligned} \quad (18)$$

여기서 K_1 은 S.I.F.의 Cleavage 성분을 나타내고 K_2 는 Shear 성분을 나타낸다. 본 문제에서는 loading과 geometry가 대칭이므로 K_2 는 zero가 되고, K_1 은 크랙표면에 적용하는 압력 P_0 의 영향과 Body force (X_1, Y_1) 의 영향을 더한다. 집중하중 (X_1, Y_1) 이 z_0 의 연속함수라고 가정하면 S.I.F.는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{K_1}{\sqrt{a}} + \frac{K_2/\sqrt{a}}{\mu_2} &= P_0 + \iint_D [h_1(x_0, y_0)X_1(x_0, y_0) \\ &\quad + h_2(x_0, y_0)Y_1(x_0, y_0)] dx_0 dy_0 \end{aligned} \quad (19)$$

여기서 $h_1(x_0, y_0), h_2(x_0, y_0)$ 는 각각 집중하중 X_1, Y_1 에 의한 S.I.F.의 핵이다.

5. 수치적예 및 검토

적분방정식 (17)은 Fredholm 형태이고 일반적인 수치해법을 이용하여 풀수 있다^{4,8)}. 이 경우에는 영역 D 를 작은요소로 나누어 각 요소에서는 접착층에 작용하는 전단응력 τ_x, τ_y 가 균일하다고 가정하여 적분방정식을 대수방정식(algebraic equations)으로 바꾸어 τ_x, τ_y 를 푼다. 적분방정식에서 핵(kernel)은 대수특이점(logarithmic singularity)을 가지고 있어 이 부분은 따로 closed form으로 분리하여 계산한다⁸⁾. 적분에 사용한 전형적인 모형을 그림 3에 보였으며 기하학적 형상 및 하중이 대칭임으로 제 1 상한만을 택하였다. Cell의 크기를 자르는 데 있어서 크랙표면 주위에서는 전단응력이 크고 debond의 경계에서 전단응력이 최대치를 가지게 됨으로 작은 요소를 사용하고, 크랙에서 멀리 멀어질수록 점진적으로 큰 요소를 사용하였다. 적분영역 D 가 무한대이지만 수치적분에서는 S.I.F.에 크게 영향을 미치지 않는 영역은 적분에 고려하지 않는다. 적분의 수렴이 접착층 및 접착재의 두께 및 재료의 성질에 지배되고 있으며, 또한 크랙의 길이에 따라 수렴이 지배되고 있어 S.I.F.를 구하는 일반적인 전

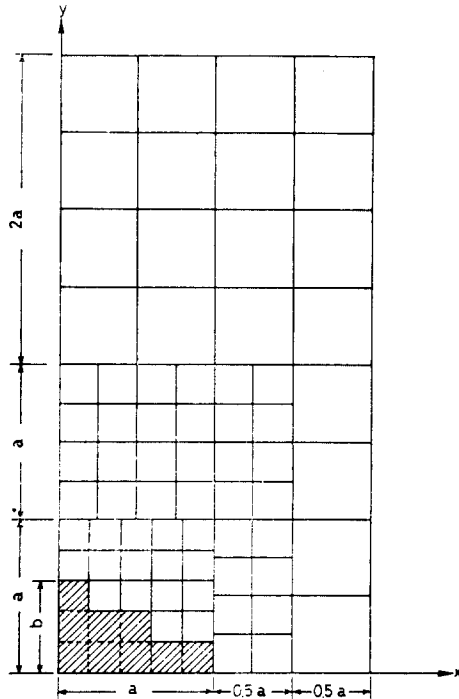


Fig. 3 Subdivision of bonding area D for numerical analysis.

산프로그램은 개발할 수 없었고, 본 연구에서는 크랙의 길이가 작은 경우($2a \leq 0.3$ inch)만 취급하였다. 크랙의 길이가 큰 경우는 프로그램을 별도로 만들어야 한다⁴⁾.

본 연구에서는 수치적 예로 直交異方性 平板을 접착한 구조물에 적용하였다. 먼저 전산프로그램을 검토하기 위하여 等方性인 Ratwani⁴⁾의 결과와 비교 하였으며 그림 4에 보인 바와같이 비교적 잘 일치하고 있다.

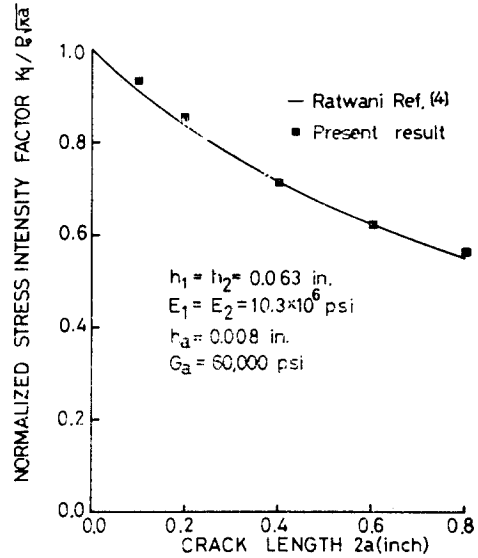


Fig. 4 Stress intensity factors for two-isotropic ply, adhesively bonded structure.

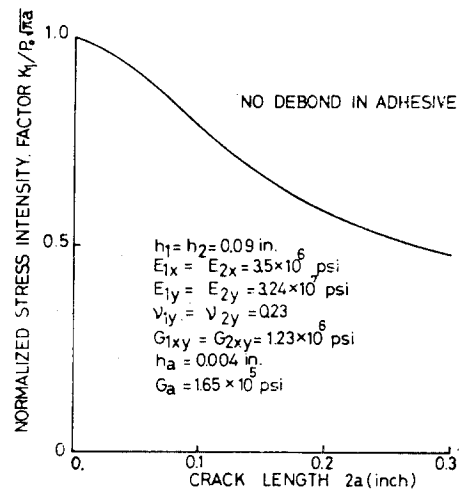


Fig. 5 The normalized stress intensity factor $K_1/P_0 \sqrt{\pi a}$ for various crack lengths.

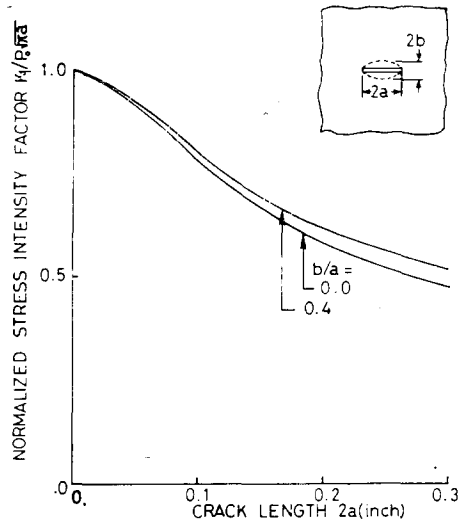


Fig. 6 Influence of debonding size on the stress intensity factors in a two-layer bonded structure.

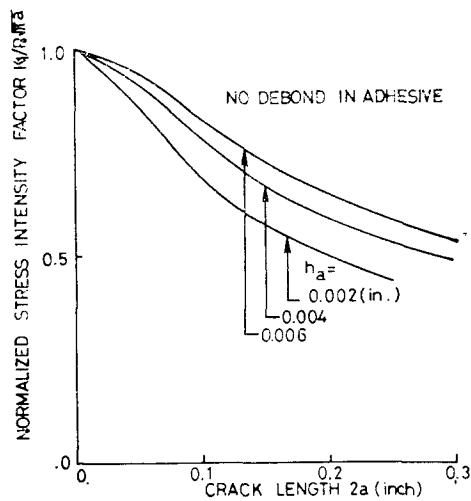


Fig. 7 Influence of adhesive thickness on the stress intensity factors in a two-layer bonded structure.

수치적 예로서 직교이방성 재료인 Boron/epoxy의 재료상수를 이용하였으며 두개의 직교이방성 평판을 접착한 구조물에 대하여 적용하였다. 크랙크기에 따른 S.I.F. K_I 의 변화를 그림 5에 보였다. 만일 두 판 사이에 접착이 없다면 무차원화한 S.I.F. $K_I/P_0\sqrt{\pi a}$ 는 1이 된다. 그림 5에서 크랙크기가 증가함에 따라 $K_I/P_0\sqrt{\pi a}$ 가 감소하나 실제로 K_I 은 훨씬 둔화된 속

도로 증가한다.

S.I.F.에 대한 debond의 크기의 영향을 그림 6에 보였다. Debond가 없을 때와 타원형 debond가 있을 때에 대한 S.I.F를 구하였다. 타원형 debond의 주축의 끝이 크랙의 첨단과 일치하는 것으로 가정 했다. debond의 크기가 증가함에 따라 치절한 판으로 하중의 전달이 작게되므로 S.I.F.가 증가함을 보여준다.

접착층의 두께 h_a 에 따른 S.I.F.의 변화를 그림 7에 보였다. 접착층의 두께가 두꺼워짐에 따라 크랙이 없는 판으로 하중이 잘 전달되지 않아 S.I.F.를 증가시키고 있음을 알 수 있다.

참고 문헌

1. D.D. Ang and M. L. Williams, "Combined Stresses in an Orthotropic Plate Having a Finite Crack," ASME, Journal of Applied Mechanics, Sept. 1961, pp. 372~378.
2. O.L. Bowie and C.E. Freese, "Central Crack in Plane Orthotropic Rectangular Sheet," Int. Journal of Fracture Mechanics, Vol. 8, No.1, 1972, pp. 49~58.
3. M.L. Soni and M. Stern, "On the Computation of Stress Intensity Factors in Fiber Composite Media using a Contour Integral Method," Int. Journal of Fracture, Vol. 12, No. 3, 1976, pp. 331~344.
4. M.M. Ratwani, "Analysis of Cracked, Adhesively Bonded Laminated Structures," AIAA, Vol. 17, No. 9, 1979, pp. 988~994.
5. K. Arin, "Several Intact or Broken Stringers Attached to an Orthotropic Sheet with a Crack," Engineering Fracture Mechanics, Vol. 11, 1979, pp. 1~8.
6. S.G. Lekhnitskii, Theory of Elasticity of an Anisotropic Elastic Body, Holden Day, Inc., 1963.
7. Steen Krenk, "The Stress Distribution in an Infinite Anisotropic Plate with Co-linear Cracks." Int. J. Solids Structures, Vol. 11, 1975, pp. 449~460.
8. Hee-Seung, Ro, "Crack Tip Stress Intensity Factors in Two-Orthotropic Layer, Adhesively Bonded Structure," M.S. Thesis, KAIST, 1981.