

보강재로 보수된 균열평판의 파괴역학적 해석 (II)

- 분리(Debonding) 영향에 대한 연구 -

정기현* · 양원호** · 조명래***
(1999년 12월 2일 접수)

Fracture Mechanics Analysis of Cracked Plate Repaired by Patch (II)

- The Analysis of Debonding Effect -

Ki-Hyun Chung, Won-Ho Yang and Myoung-Rae Cho

Key Words: Adhesive(접착), Debonding(분리), Adhesive Shear Stress(접착전단응력), Stress Intensity Factor(응력확대계수), Boundary-Layer Effect(경계층 효과)

Abstract

Adhesive bonding repair methods has been used for a number of decades for construction of damaged structures. In order to evaluate the life of cracked aging aircraft structures, the repair technique which uses adhesively bonded boron/epoxy composite patches is being widely considered as a cost-effective and reliable method. But, this repair method contains many shortcomings. One of these shortcomings, debonding is major issue. When the adhesive shear stress increases, debonding is caused at the end of patch and plate interface. And this debonding is another defect except cracks propagation. In this paper, we assess safety at the cracked Al-plate repaired by Br/Epoxy composite patch. Firstly, from the view of fracture mechanics, reduction of stress intensity factors is determined by the variety of patch feature. Secondly, using the elastic analysis and finite element analysis, the distribution of adhesive shear stresses is acquired. Finally, The problem of how to optimize the geometric configurations of the patch has been discussed.

1. 서론

항공기 구조물 및 대형사고를 유발할 수 있는 구조물에 결함이 존재할 경우 이에 대한 적절한 보수 방법들이 필요하였고, 그에 대한 연구가 시작되었다. 이러한 균열의 보수 방법에서 결함이 존재하는 부분에 강성이 우수한 다른 재료를 부착하여 균열의 진전을 억제시키는 방법이 아주 유용하게 사용되었다. 특히 소재산업의 발달로

인해 복합재료와 같이 비강도, 비강성 및 내피로 특성(fatigue resistance) 등이 우수한 소재들이 출현함에 따라 기존의 금속재료보다는 이러한 성질을 가진 재료들을 선호하게 되었다. 항공기와 같은 구조물은 무게를 최소화해야 되고, 우수한 내피로특성을 지녀야 하며, 높은 온도 뿐 아니라 급격한 온도저하에서 운행해야 한다는 설계상의 문제 때문에 복합재료 사용이 급격히 증가하게 되었다.

균열이 존재하는 구조물의 안전성 향상을 위한 보수 방법은 균열이 있는 부분을 절단하고 새로운 재료를 봉합하는 방법과 균열이 있는 부분에 복합재와 같이 강성이 강한 재료를 부착하는 방법들이 연구되었다. 지금까지의 많은 연구자들에게 의하면 보강재를 결함이 존재하는 부분에 부착하

* 회원, 성균관대학교 대학원

E-mail : khchung@nature.skku.ac.kr

TEL : (031)290-7496 FAX : (031)290-5849

** 회원, 성균관대학교 기계공학부

*** 회원, 인덕대학 기계설계학과

는 방법이 보수비용의 절감이라는 경제적인 측면과 파괴역학적 안전성 측면에서 우수하여 많이 사용되어지고 있다. 특히 보강재로써 복합재료를 사용하는 것은 일반 금속재료를 사용하는 것에 비해 기계적성질 등이 우수하여 많이 사용되고 있다.

균열을 가진 판재에 보수의 방법으로 보강재를 부착하는 경우, 우리는 두 가지 측면에서 안전성 평가를 수행해야 한다. 모재내에 존재하는 균열의 성장에 의한 파괴학적 관점과 보강재 부착에 따른 모재와 보강재 사이의 분리(debonding)를 유발하는 탄성학적인 접착전단응력의 분포를 고찰해야만 한다.

파괴역학적 측면에서는 복합재료 보강재가 부착된 구조물에서 균열을 가진 모재의 파괴인성치를 수치해석적인 방법⁽¹⁻⁴⁾이나 실험적인 방법⁽⁵⁾으로 규명해야 한다. 이러한 파괴인성치로써 균열 선단에서의 에너지 해방율(energy release rate, G)과 응력 확대계수(stress intensity factor, K)의 감소율을 연구하는 것이 매우 중요하다 하겠다. 특히 Chu와 Ko⁽⁶⁾는 균열 근방에서의 파괴역학적인 특성을 파악하기 위해 붕괴된 등매개요소(collapsed isoparametric element)를 이용한 유한요소법을 적용하여 해석을 수행하였다.

탄성학적인 측면에서는 균열 위에 보강재로 부착된 형상은 분리가 일어날 가능성이 많다. 응력들중에서 접착전단응력(adhesive shear stress)은 모재와 보강재의 분리를 유발하는 가장 중요한 인자(parameter)가 된다.⁽⁷⁾ 이러한 분리를 유발하는 접착전단응력의 분포를 탄성학적인 응력해석을 통해서 정확히 규명해야 한다. 그러나, 보강재가 부착되어진 구조물에서 모재와 보강재 사이의 기계적성질의 상이함과 기하학적인 비선형성 때문에 응력 분포가 기존의 탄성학적인 해석과 다른 양상으로 나타난다.

따라서, 본 연구에서는 균열이 존재하는 보강된 판재에 대하여 파괴역학적 접근을 위해 균열 주위에서의 응력확대계수의 감소율과 응력확대계수를 파악한 후, 탄성학적인 해석을 통해서 정확한 응력장 해석을 함으로써, 최적의 보강방법을 제시하기 위한 기초적인 연구를 수행하고자 한다.

2. 이론적 해석의 고찰

2.1 탄성학적 해석⁽⁸⁾

Fig. 1과 같이 관통균열이 존재하는 등방성 평판에 복합재료와 같은 이방성 재료가 부착되어 있는 경우, 재료 물성치(material properties)의 상이에 의해서 두 재료 사이에서는 응력의 비선형성이 존재한다. 특히 복합재료의 끝단에서는 전단응력의 증가에 따른 분리 현상이 발생한다. 이러한 전단응력의 증가는 균열의 보수 방법중 하나인 보강재로 보수되어진 균열 평판에서 중요한 문제가 될 수 있다. 따라서, 등방성 재료에 이방성 재료인 복합 보강판이 부착되어진 경우 정확한 탄성학적인 응력해석이 필요하다 하겠다. 본 해석에서는 이러한 문제에 접근하고자 다음의 몇 가지 가정을 사용하여 해석을 수행하였다.^(8,9)

(1) 판재, 보강재 및 접착부는 선형적인 탄성거동을 한다고 가정하여, 각각의 층(layer)에서는 분리(debonding)는 발생되지 않는다.

(2) 접착층(adhesive layer)의 두께는 판재 및 보강재에 비해 상대적으로 아주 작아서 접착층에서 발생하는 전단응력은 판재와 보강판사이의 물체력(body force)으로 고려하며, 평면 응력상태(plane stress condition)라고 할 수 있다.

(3) 등방성 균열 평판에 보강재가 부착되어진 경우, 형상 및 재료 물성치의 비대칭에 의한 굽힘(bending)은 고려하지 않는다.

물체력(body force)이 존재하지 않을 경우의 판재와 복합재료 보강재 사이에서는 다음과 같은 평형방정식을 만족해야 한다.

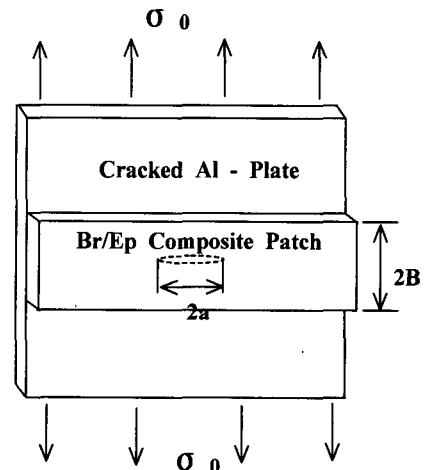


Fig. 1 Configuration of bonded repair for cracked plate

$$\frac{d\sigma_{yy}^s}{dy} = \frac{\tau_{yz}}{h_s}, \quad \frac{d\sigma_{yy}^p}{dy} = -\frac{\tau_{yz}}{h_p} \quad (1)$$

여기서, σ_{yy}^s , σ_{yy}^p 는 모재와 보강재에서의 y 방향의 응력성분이고, τ_{yz} 는 접착층에서의 전단응력이다.

판재와 보강재 사이에서의 응력과 변형률관계식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{xx}^s &= \frac{1}{E_s}(\sigma_{xx}^s - \nu_s \sigma_{yy}^s), & \epsilon_{yy}^s &= \frac{1}{E_s}(\sigma_{yy}^s - \nu_s \sigma_{xx}^s) \\ \epsilon_{xx}^p &= \frac{1}{E_x}(\sigma_{xx}^p - \nu_x \sigma_{yy}^p), & \epsilon_{yy}^p &= \frac{1}{E_y}(\sigma_{yy}^p - \nu_y \sigma_{xx}^p) \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, E_s , ν_s 는 등방성 판재의 탄성계수(Young's modulus)와 푸아송 비(Poisson's ratio)이고, E_x , E_y , ν_x 그리고 ν_y 는 복합재료의 탄성계수와 프와송 비이다. 여기서 복합재료의 재료 물성치 사이에는 다음의 관계가 성립된다.

$$\frac{\nu_x}{E_x} = \frac{\nu_y}{E_y} \quad (3)$$

Jones & Callinan⁽¹⁰⁾에 의해 제시된 등방성 판재와 복합재료 보강판재에서의 적합조건식(compatibility condition)은 다음과 같다.

$$\tau_{yz} = \frac{v^s - v^p}{F} \quad (4)$$

$$F = \frac{h_a}{G_a} + \frac{h_s}{4G_s} + \frac{3h_p}{8G_p}$$

여기서, v_s 와 v_p 는 판재와 보강재의 y-방향의 변위 성분이고, G_a , G_p 그리고 G_s 는 접착층, 보강재 및 판재의 전단계수(shear modulus)이다.

경계조건(boundary condition)은 다음과 같다.

$$y=H \text{에서는 } \sigma_{yy}^s = \sigma_0, \quad \sigma_{yy}^p = 0 \quad (5)$$

보강재 및 모재가 x-방향으로 무한히 크며, 보강재와 모재의 접촉면에서 x-방향 변형률이 없다면 식(2)에서 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다.

$$\epsilon_{xx}^s = 0 \text{ 일 때 } \sigma_{xx}^s = \nu_s \sigma_{yy}^s$$

$$\epsilon_{xx}^p = 0 \text{ 일 때 } \sigma_{xx}^p = \nu_x \sigma_{yy}^p \quad (6)$$

식(6)을 식(2)에 대입하면 보강재 및 모재에서의 y-방향 변형률은 다음과 같이 표현된다.

$$\epsilon_{yy}^s = \frac{(1 - \nu_s^2)}{E_s} \sigma_{yy}^s \quad (7)$$

$$\epsilon_{yy}^p = \frac{(1 - \nu_x \nu_y)}{E_y} \sigma_{yy}^p \quad (8)$$

식(7)과 식(8)를 식(2)에 대입하여 정리하면 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{d\sigma_{yy}^s}{dy} = \frac{1}{Fh_s} (v^s - v^p) \quad (9)$$

식(9)를 y에 대해 미분을 수행한다.

$$\frac{d^2\sigma_{yy}^s}{dy^2} = \frac{1}{Fh_s} \left(\frac{dv^s}{dy} - \frac{dv^p}{dy} \right) \quad (10)$$

식(10)에서 $\frac{dv^s}{dy} = \epsilon_{yy}^s$, $\frac{dv^p}{dy} = \epsilon_{yy}^p$ 이고, 식(10)에 식(8)과(9)를 대입하여 정리하면 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\frac{d^2\sigma_{yy}^s}{dy^2} = \frac{1}{Fh_s} \left\{ \frac{(1 - \nu_s^2)}{E_s} \sigma_{yy}^s - \frac{(1 - \nu_x \nu_y)}{E_y} \sigma_{yy}^p \right\} \quad (11)$$

동일한 방법으로 다음의 식을 얻을 수 있다.

$$\frac{d^2\sigma_{yy}^p}{dy^2} = \frac{1}{Fh_p} \left\{ \frac{(1 - \nu_s^2)}{E_s} \sigma_{yy}^s - \frac{(1 - \nu_x \nu_y)}{E_y} \sigma_{yy}^p \right\} \quad (12)$$

식(11)과(12)에 σ_{yy}^s 와 σ_{yy}^p 가 각각 포함되므로 식(12)에서 σ_{yy}^p 를 구한 후, 식(11)에 대입하여 정리하면 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$\frac{d^4\sigma_{yy}^s}{dy^4} - \frac{1}{F} \left(\frac{1 - \nu_s^2}{h_s E_s} + \frac{1 - \nu_x \nu_y}{h_p E_y} \right) \frac{d^2\sigma_{yy}^s}{dy^2} = 0 \quad (13)$$

식(13)을 다음의 형태로 변환할 수 있다.

$$\frac{d^4\sigma_{yy}^s}{dy^4} - A^2 \frac{d^2\sigma_{yy}^s}{dy^2} = 0 \quad (14)$$

$$\text{여기서 } A^2 = \frac{1}{F} \left(\frac{1 - \nu_s^2}{h_s E_s} + \frac{1 - \nu_x \nu_y}{h_p E_y} \right) \quad (15)$$

동일한 방법으로 다음과 같은 식이 구해진다.

$$\frac{d^4\sigma_{yy}^p}{dy^4} - A^2 \frac{d^2\sigma_{yy}^p}{dy^2} = 0 \quad (16)$$

식(16)에(5)의 경계조건을 대입하여 해를 구할 수 있다.

$$\sigma_{yy}^p = C_1 (\cosh AH - \cosh Ay) \quad (17)$$

여기서, 상수 C_1 는 다음과 같다.

$$C_1 = \frac{(1 - \nu_s^2)\sigma_0}{A^2 h_p F E_s \cosh AH} \quad (18)$$

보강재의 y-방향의 응력은 다음과 같다.

$$\sigma_{yy}^p = \frac{(1 - \nu_s^2)\sigma_0}{F E_s h_p A^2 \cosh AH} (\cosh AH - \cosh Ay) \quad (19)$$

동일한 방법으로 식 (14)의 해에 경계조건을 대입하면, 다음과 같은 해를 얻을 수 있다.

$$\sigma_{yy}^s = \sigma_0 - C_2(\cosh AH - \cosh Ay) \quad (20)$$

여기서, 상수 C_2 는 다음과 같다.

$$C_2 = \frac{(1 - \nu_s^2)\sigma_0}{A^2 h_s F E_s \cosh AH} \quad (21)$$

따라서, 모재의 y-방향의 응력은 다음과 같다.

$$\sigma_{yy}^s = \sigma_0 - \frac{(1 - \nu_s^2)\sigma_0(\cosh AH - \cosh Ay)}{F E_s h_s A^2 \cosh AH} \quad (22)$$

접착전단응력은 다음과 같이 구해진다.

$$\tau_{yz} = \frac{(1 - \nu_s^2)\sigma_0}{F E_s A \cosh AH} \sinh Ay \quad (23)$$

2.2 접착전단응력

보강판과 판재사이를 접착제로 부착하였기 때문에 분리(debonding)문제가 발생할 수 있다. 이러한 분리의 인자로서 보강재와 판재 사이의 접착전단응력이 해석 인자가 된다. 앞에서 가정한 것과 같이 접착층에서의 전단응력은 오직 y축으로만 존재하여, τ_{xz} 는 존재하지 않는다.

이러한 접착전단응력을 감소시키기 위해 보강재 끝단을 테이퍼(taper)진 형상을 사용하면 분리(debonding)를 억제 할 수 있다고 제안하였다.

본 연구에서는 이러한 제안의 타당성 검토를 위하여 보강재의 테이퍼각도를 변화시켜 가면서 끝단에서의 접착전단응력의 양상들을 살펴보고자 한다. 접착전단응력의 계산 방법은 식 (4)에 의해 구할 수 있다.

3. 유한요소해석

본 연구의 해석 모델은 Fig. 2과 같이 균열이 존재하는 알루미늄판재에 균열의 성장을 억제하기 위해 보강재로서 Boron/epoxy복합재료를 에폭시(epoxy)를 접착제로 사용하여 양쪽에 부착한 형상(double patching)을 해석 모델로 하였다.

보강재 끝단의 전단응력을 감소시키기 위해 위에서 제시한 테이퍼(taper)진 보강재 형상을 구현하였다. 테이퍼각도(β)를 변환시켜서 각도에 따른 전단응력의 분포를 고찰하고자 각도를 각각 $15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ$ 그리고 90° 로 변화시켜서 유한요소 해석을 수행하였다. 하중은 단

순인장하중으로써 모델의 y방향으로 $\sigma_y = 0.689\text{MPa}$ 를 가하였다.

본 해석에서 사용된 재료들의 물성치는 Table 1과 같다.

유한요소 모델은 Fig. 3과 같이 기하학적 대칭성을 고려하여 1/8로 모델링하였다. 본 연구를 위한 유한요소 해석 프로그램으로는 ABAQUS Ver 5.8을 사용하였다.

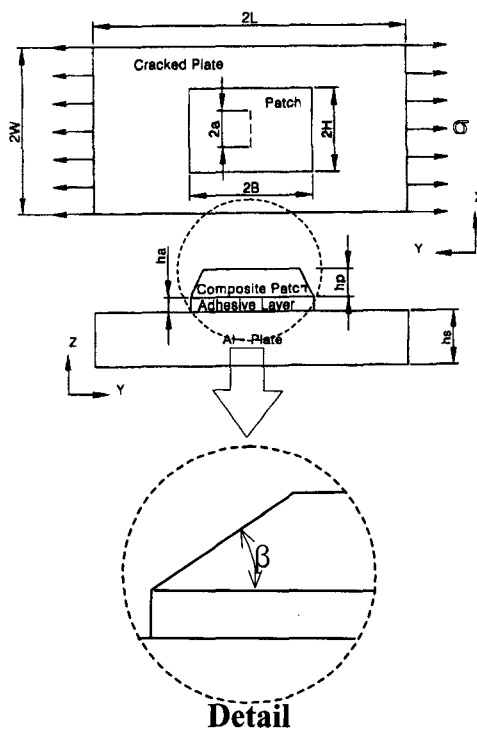


Fig. 2 Configuration of taper-bonded repair

Table 1 Material properties for the aluminum, the boron/epoxy patch, and the adhesive layer

	Young's modules (GPa)			Shear modules (GPa)			Poisson's ratio		
	E_1	E_2	E_3	G_{12}	G_{13}	G_{23}	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}
Al-plate	71.02	-	-	-	-	-	0.32	-	-
Patch	208.1	8.18	8.18	7.24	7.24	4.94	0.677	0.677	0.035
Adhesive	2.2	-	-	-	-	-	0.32	-	-

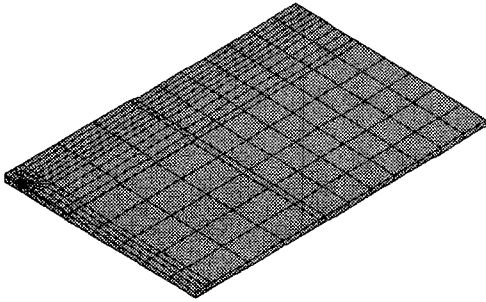


Fig. 3 Configuration of finite element modeling

4. 결과 및 고찰

4.1 테이퍼 각도에 따른 전단응력의 분포

Fig. 4-6는 보강재의 끝단 형상이 테이퍼진 경우, 보강재 끝단을 따라 나타나는 전단 응력 분포를 도시하였다.

Fig. 4는 보강재 중심에 나타나는 전단응력의 분포는 도시한 것이다. 위의 결과에 의하면, 테이퍼 각도에 의한 영향은 미소하나, 끝단으로 갈수록 전단응력들이 증가함을 알 수 있다.

Fig. 5는 보강재 x-방향 끝단(x= 40mm)에서 y-방향에 따른 각 부분에서 접착전단응력의 분포를 도시한 것이다. 테이퍼 각도가 증가하면 접착전단응력이 증가하고, 테이퍼 각도가 90° 인 형상이 15° 인 형상보다 약 2배 정도 증가했다.

Fig. 6은 보강재의 y-방향을 끝단(y= 80mm)에서 x-방향에 대한 보강재의 각 부분의 접착전단응력의 분포를 도시한 것이다. 보강재 끝단 바로 앞까지는 전단응력의 분포가 없으나, 끝단에서 전단응력값들이 크게 변화함을 알 수 있다. 특히 테이퍼 각이 90° 일 때는 전단응력이 크게 증가하였다. 이는 기하학적인 끝단에서의 전단응력이 증가한다는 경계층 효과(boundary-layer effect)와 잘 일치하는 것이다.⁽¹²⁾ 많은 테이퍼(테이퍼 각도가 감소)를 주면 경계층 효과를 감소시킬 수 있다.

이상의 결과로써, 파괴역학적 관점에서는 보강재의 두께가 증가할수록 균열성장을 억제할 수 있다. 또한, 분리(debonding)의 관점에서는 보강재 끝단을 테이퍼지게 하면 분리를 억제할 수 있다. β =90일 경우, 분리는 보강재의 끝단(x= 40mm, y= 80mm)에서 일어난다.

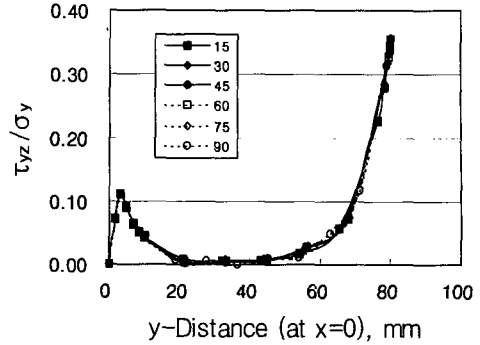


Fig. 4 Adhesive shear stress distribution with respect to variable of tapered angle (crack length = 20mm, x = 0)

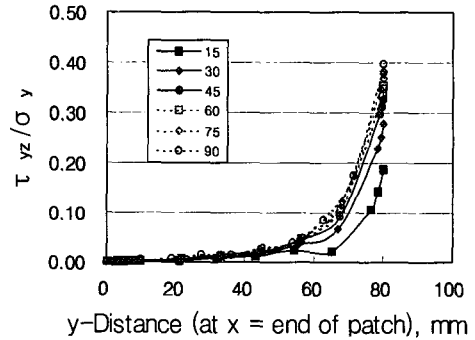


Fig. 5 Adhesive shear stress distribution with respect to variable of tapered angle (crack length=20mm, x=end of the patch)

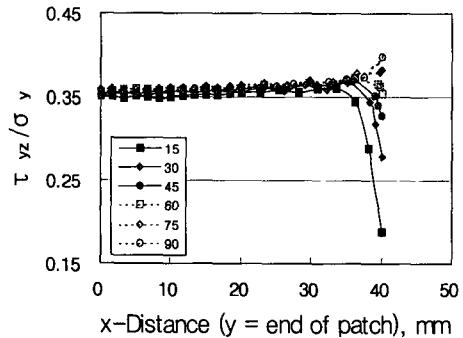


Fig. 6 Adhesive shear stress distribution with respect to variable of tapered angle (crack length=20mm, y=end of the patch)

5. 결론

본 연구에서는 균열이 존재하는 알루미늄 판에 보강재를 부착한 모델에 대해 파괴역학적인 해석과 분리현상을 동시에 고찰하기 위해 탄성학적 응력해석과 유한요소 해석을 수행하였다. 특히 접착전단응력의 영향을 평가하기 위해 테이퍼진 형상에 대한 연구를 수행한 후, 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 탄성학적 해석 및 유한요소 해석의 결과, 분리(debonding)에 영향을 줄 수 있는 접착전단응력은 끝단에서 증가하고, 또한 보강재 두께가 증가함에 따라 증가한다. 따라서, 보강재 끝단이 테이퍼(taper)진 형상을 사용하면 접착전단응력을 감소시킬 수 있다.

(2) 테이퍼진 보강재 형상에서의 Taper각도가 감소할수록(taper가 많을수록) 접착전단응력은 감소한다. 따라서 파괴역학적 관점과 분리(debonding)라는 관점에서 최적의 보강재 형상은 균열 바로 위는 두껍고, 끝단으로 갈수록 얇아지는 형상이 두 가지 설계인자를 모두 만족시킬 수 있다. 또한 테이퍼가 없는 보강재의 경우, 분리(debonding)는 모서리($x=40\text{mm}$, $y=80\text{mm}$)에서 발생된다.

후 기

본 논문은 한국과학재단 산하 성균관대학교 산업설비 안전성평가 연구센터의 연구비 지원으로 이루어진 것으로서, 이에 관계자 여러분들에게 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Turaga, V. R. S. Umamaheswar, Singh, R., 1999, "Modelling of a Patch Repair to a Thin Cracked Sheet," *Eng. Frac. Mech.*, pp. 267~289.
- (2) Schubbe, J. J., Mail, S., 1999, "Investigation of a Cracked Thick Aluminum Panel Repaired with a

Bonded Composite Patch," *Eng. Frac. Mech.*, pp. 305~323.

- (3) Naboulsi, S., Mail, S., 1997, "Fatigue Crack Growth Analysis of Adhesively Repaired Panel Using Perfectly and Imperfectly Composite Patched," *Theor. Appl. Frac. Mech.*, pp. 13~28.
- (4) Rose, L. R. F., 1982, "A Cracked Plate Repaired by Bonded Reinforcements," *Int. Jour. of Frac.*, Vol. 18. No. 2, pp. 135~144.
- (5) Schubbe, J. J., 1997, "Fatigue Behavior in Thick Aluminum Panels with a Composite Repair," *AIAA-97*, pp. 2434~2760.
- (6) Chu, R. C., Ko, T. C., 1989, "Isoparametric Shear Spring Element Applied to Crack Patching and Instability," *Theor. Appl. Frac. Mech.*, 17, pp. 93~102.
- (7) 정기현, 성기득, 허성필, 양원호, 조명래, 1999, "복합재료로 보강된 균열평판에 대한 파괴역학 해석," 대한기계학회 추계학술대회논문집(A), pp. 184~189.
- (8) Park, J. H., Ogiso, T. and Atluri, S. N., 1992, "Analysis of Cracks in Aging Aircraft Structures, With and Without Composite-Patch Repairs," *Computational Mechanics*, Vol. 10, pp. 169~201.
- (9) Sethuraman, R. and Maiti, S. K., 1989, "Determination of Mixed Mode Stress Intensity Factors for a Crack-Stiffened Panel," *Eng. Frac. Mech.*, Vol. 33, No. 3, pp. 355~369.
- (10) Jones, R. and Callinan, R. J., 1979, "Finite Element Analysis of Patched Cracks," *J. Struct. Mech.*, Vol. 7, pp. 107~130.
- (11) Ingraffa, A. R., 1980, "Stress Intensity Factor Computation in Three Dimensions with Quarter Point Element," *Int. J. Numer. Meth. Eng.*, pp. 1427~1445.
- (12) Shivakumar, K. N. and Raju, I. S., 1990, "Treatment of Singularities in Three-Dimensional Cracked Bodies," *Int. J. Frac.*, Vol. 45, pp. 159~178.