

# 유한요소법을 이용한 보강판의 균열거동해석

이환우\*, 전원석\*\*

## Analysis of Crack Growth in the Stiffened Panels by using Finite Element Method

Hwanwoo Rhee\* and Wonsuk Jeon\*\*

### ABSTRACT

A simple numerical procedure is presented to determine the stress intensity factors for crack in a stiffened panel subjected to a uniaxial uniform stress normal to the crack. Two types of stiffened panels are analyzed by the finite element method for various values of crack lengths, stiffness ratios, and stiffener spacings. From the finite element solution, the stress intensity factors were determined by using hybrid extrapolation method. Results are presented in graphical forms for upper mentioned parameters.

**Key Words** : Stiffened Panel(보강판), Stress Intensity Factor(응력확대계수), Geometry Factor(형상계수), Stiffness Ratio(강성비), Hybrid Extrapolation Method(혼합 외삽법)

### 1. 서론

항공기나 선박 구조물 중에는 동체와 날개 등의 잔류강도(Residual Strength)를 향상시키고 피로 파괴를 방지하기 위하여 각종 유형의 보강재들이 설치되고 있으나, 이와 같은 구조물의 경우, 상충된 설계요건(예컨대, 최소 구조중량과 긴 피로수명) 때문에 피로균열의 발생소지를 근본적으로 배제시킬 수 있을 만큼 설계응력을 낮출 수가 없게 된다.<sup>1)</sup> 따라서 운항 중에 발생된 피로균열으로부터 파손-안전을 도모하기 위하여, 보강판의 균열문제는 오래 전부터 많은 연구자들의 관심의 대상이 되어 왔다.<sup>2-6)</sup>

한편, 지금까지 집적되고 있는 보강판의 균열

문제에 관한 연구결과들을 검토해 보면, 거의가 항공기 동체와 날개 등에 발생된 2-bay 균열을 해석대상으로 하고 있다. 그러나 파괴의 진행과정에 주목할 경우, 각종 결함으로부터 파생된 균열이 2-bay에 걸친 큰 균열로 성장해 가는 과정도 피로수명 평가와 검사주기 설정 등에 중요한 의미를 가질 것이므로, 일련의 본 연구에서는, 보강판에 발생된 균열이 2-bay 균열로 성장해 가는 과정을 조사해 보기 위하여, 일차적으로 리벳이음 보강판의 응력확대계수(Stress Intensity Factor : SIF)를 유한요소법을 이용하여 해석하고, SIF에 대한 균열길이와 보강판의 강성비 및 보강위치 등의 영향을 검토해 보기로 하였다.

\* 경남대학교 기계자동화공학부  
\*\* (주) 동시항공

## 2. 응력확대계수의 해석

### 2.1 해석모델

응력확대계수의 유한요소해석에는 Fig. 1과 같이 상용 항공기 동체의 주종재(Longeron) 사이에 발생한 균열을 가상하여, CCT(Center Cracked Tension)형 Al 7075-T6 균열재( $t=6\text{ mm}$ ,  $W=600\text{ mm}$ )에 동질의 L형 및 채널형 보강재가 리벳 이음된 보강판을 해석대상 모델로 설정하였으며, 그 형상은 Fig. 2와 같다. 또한 균열을 포함하는 박판과 보강재는 등 간격( $L_{sp}=20\text{ mm}$ )으로 설치된 직경 4.8 mm의 리벳으로 결합되었으며, 리벳 재료는 실 구조물에서와 같이 Al 2024-T4 재질을 선정하였다.

한편, 응력확대계수에 영향을 주는 관련 인자중에서, 보강판의 강성비(Stiffness Ratio),  $R_s$ 와 보강재의 간격(Stiffener Spacing),  $B$  및 보강재의 단면적,  $A_{st}$  등은 각각 Table 1과 같이 설정하였다.

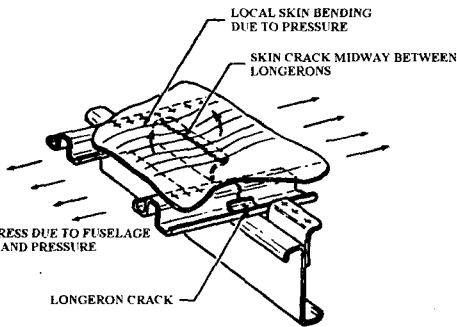


Fig. 1 Typical fatigue crack locations in fuselage shell

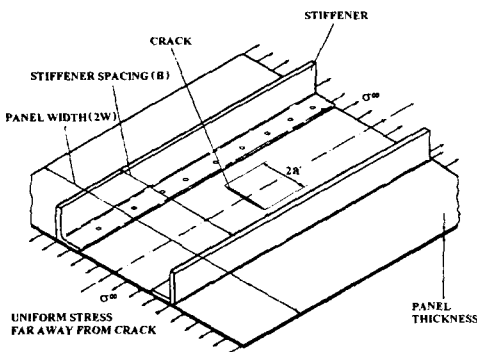


Fig. 2 Stiffened panel with riveted stiffener

Table 1 Dimensions(mm) and detailed geometry of stiffened panels

Type of panel	Material			Stiffener Ratio ( $R_s$ )	Stiffener Spacing( $B$ )	Stiffener cross-section area ( $A_{st}$ )
	Sheet	Stiffener	Fastener			
L-type	Al	Al	Al	0.16	300, 360, 420	394.2
	7075-T6	7075-T6	2024-T4	0.24	300, 360, 420	564.4
				0.33	300, 360, 420	872.7
C-type	Al	Al	Al	0.33	300, 360, 420	881.8
	7075-T6	7075-T6	2024-T4	0.40	300, 360, 420	1192
				0.49	300, 360, 420	1711

$$* R_s = \frac{A_{st} E_{st}}{A_{st} E_{st} + AE}$$

### 2.2 유한요소해석

리벳 이음 보강판의 형상은 Fig. 2와 같이 상·하 및 좌·우면 대칭형이므로, 보강판의 1/4면에 해당하는 우측 상반면을 해석대상영역으로 선정하였으며, 균열을 포함하는 박판과 보강재 및 체결용 리벳은 각각 다음과 같이 이상화하였다. 즉, 균열을 포함하는 박판은 CCT형 평판으로 이상화하고, 보강재는 Fig. 3(b)와 같이 보강재와 동일한 단면적을 갖는 봉으로 이상화하여 양자가 같은 관성능률을 갖도록 하였다. 또한 체결용 리벳은, 균열을 포함하는 박판과 보강재 사이에서 전단력을 전달하므로, 리벳의 강성에 상응하는 두께  $t_{sp}$ 를 갖는 전단평판(Shear Panel)으로 이상화하여,  $t_{sp}$ 를 조절함으로써 리벳의 유연도(Flexibility)를 고려할 수 있게 하였으며, 이상화된 전단평판의 두께  $t_{sp}$ 는 Swift<sup>[5]</sup>의 경험식(Empirical Equation)을 이용하여 다음과 같이 결정하였다.

$$t_{sp} = \frac{E_a \cdot d (t_1 + t_2)}{2 G_a \cdot L_{sp} \cdot [5.0 + 0.8 (\frac{d}{t_1} + \frac{d}{t_2})]} \quad (1)$$

여기서

- $E_a, G_a$  : Al 합금의 탄성계수
- $t_1, t_2$  : 체결된 두 판의 두께
- $d$  : 리벳의 직경
- $L_{sp}$  : 리벳 간격

Fig. 3은 해석대상영역에 설정된 유한요소망을 예시한 것으로서, 균열을 포함하는 박판부에는 3절점 2-D Elasticity Element와 4절점 2-D Elasticity Element를 병용하고, 보강재에는 3-D Beam Element를 사용하였으며, 리벳에는 3-D Membrane Element를

사용하였다.

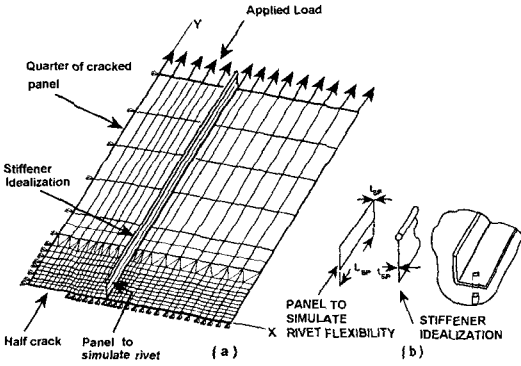


Fig. 3 Finite element model

한편, 유한요소해석에는 PC용 ALGOR를 이용하였으며, 응력확대계수의 계산에는 혼합 외삽법 (Hybrid Extrapolation Method)<sup>7)</sup>을 이용하였다.

### 3. 해석결과 및 고찰

#### 3.1 보강판의 강성비와 단면형상의 영향

유한요소해석은, 균열을 포함하는 박판에 설정된 유한요소망의 유용성을 검토하고, 보강판의 무차원 응력확대계수  $F_{st}$ 를 (2)식과 같이 계산하기 위하여,

$$F_{st} = \frac{K_{stiffened}}{\sigma \sqrt{\pi a} \cdot F_I(a)} \quad (2)$$

여기서

- $K_{stiffened}$  : 보강판의 응력확대계수
- $F_I(a)$  : 비보강판의 유한폭 형상계수
- $a = a/W$  : 무차원 균열길이

먼저, 비보강판의 응력확대계수를 해석하였으며, 그 결과를 동 모델에 대한 Feddersen의 해와 비교하였다.

Fig. 4는 비보강판의  $F_I(a)$ 를 Feddersen의 해와 비교한 것으로서, 양자는 1% 오차 범위 내에서 서로 잘 일치함을 알 수 있었다. 따라서 위와 같이 비교·검증된 유한요소망을 보강판의 SIF 해석에 준용하였으며, Fig. 5~Fig. 7은, 보강재의 간격이 각각  $B = 300$  mm, 360 mm 및 420 mm이고, 강성비가  $R_s = 0.16, 0.24, 0.33$ 인 L-type 보강판의  $F_{st}$ 를 (2)

식과 같이 계산한 다음, 그 결과를 『 $F_{st}-a$ 』 관계로 도시한 것이다.

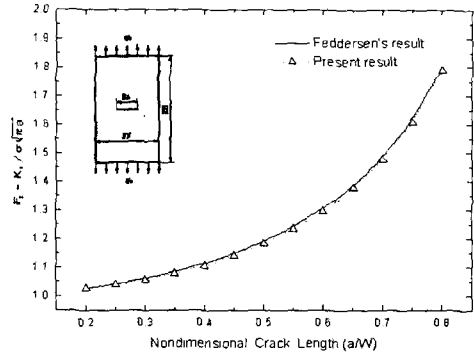


Fig. 4 Finite width geometry factors for unstiffened panel

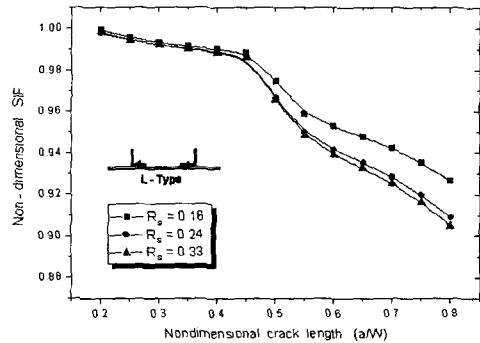


Fig. 5 Non-dimensional stress intensity factors  $F_{st}$  for L-type stiffened panels( $B=300$  mm)

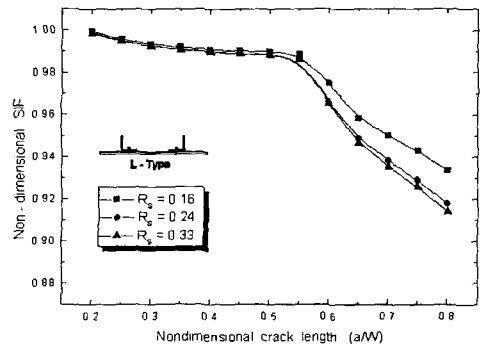


Fig. 6 Non-dimensional stress intensity factors  $F_{st}$  for L-type stiffened panels( $B=360$  mm)

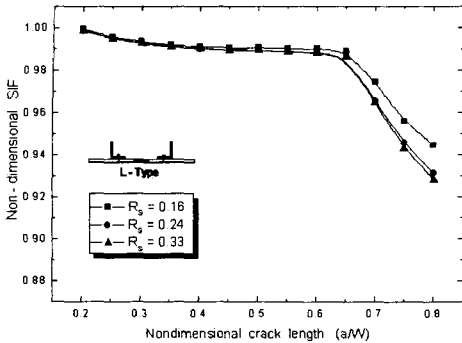


Fig. 7 Non-dimensional stress intensity factors  $F_M$  for L-type stiffened panels( $B=420$  mm)

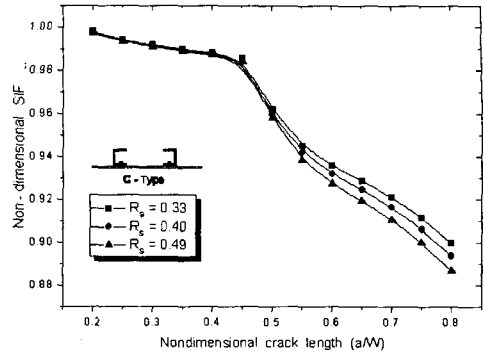


Fig. 8 Non-dimensional stress intensity factors  $F_M$  for C-type stiffened panels( $B=300$  mm)

또한 Fig. 8 ~ Fig. 10은, 보강재의 간격이 각각  $B = 300\text{mm}$ ,  $360\text{mm}$  및  $420\text{mm}$ 이고, 강성비가  $R_s = 0.33, 0.40, 0.49$ 인 C-type 보강판의 『 $F_M$ - $a$ 』 관계를 도식한 것이다. 이 결과로부터 SIF의 변동 거동에 대한 강성비의 영향을 고찰해 보면 다음과 같다.

Fig. 5 ~ Fig. 10의 『 $F_M$ - $a$ 』 관계에서, 보강판의 무차원 SIF,  $F_M$ 는 일반적으로 균열이 성장( $a \rightarrow 1$ )함에 따라 점차 감소하다가, 보강경계 근방에서 급감하는 양상을 보이고 있으며, 이와 같은  $F_M$ 의 감소 경향은, 해석모델이 상이하여 정량적으로 비교할 수는 없겠으나, Swift<sup>[5]</sup>, Schijve<sup>[6]</sup> 등의 연구결과와 정성적으로 일치하고 있다. 또한 보강재의 간격  $B$ 가 일정한 반면에 강성비  $R_s$ 가 달라지는 보강판의  $F_M$ 는  $R_s$ 가 클수록  $F_M$ 의 감소거동도 커짐을 알 수 있다.

한편, Fig. 11은 균열성장과 SIF의 변동거동에 대한 보강재의 단면형상의 영향을 검토하기 위하여, 보강판의 강성비가  $R_s=0.33$ 이고 보강재의 간격이  $B=300\text{mm}$ 인 L-type 보강판과 C-type 보강판의 『 $F_M$ - $a$ 』 관계를 비교한 것으로서, 균열성장에 따른  $F_M$ 의 감소경향은 두 경우가 모두 상사한 거동을 보이고 있으나, 균열이 보강경계를 통과하여 성장하는 과정에서 L-type 보강판에 비해 C-type 보강판의  $F_M$  감소 폭이 다소 큰 것을 알 수 있다. 따라서, 보강판의 강성비와 보강재의 간격 및 보강재의 단면적이 동일할지라도 단면 2차 모멘트가 큰 단면형상을 선택·사용함으로써, 보다 큰  $F_M$ 의 감소거동을 유발시킬 수 있을 것으로 생각된다.

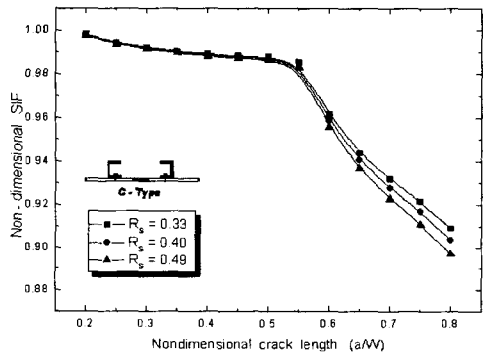


Fig. 9 Non-dimensional stress intensity factors  $F_M$  for C-type stiffened panels( $B=360$  mm)

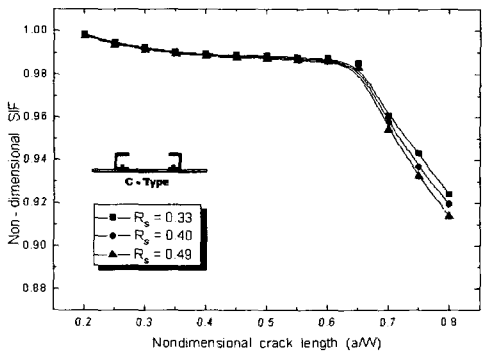


Fig. 10 Non-dimensional stress intensity factors  $F_M$  for C-type stiffened panels( $B=420$  mm)

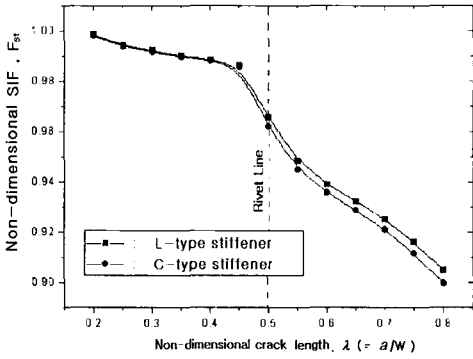


Fig. 11 Comparison of non-dimensional stress intensity factors  $F_{St}$  ( $R_s=0.33$ ,  $B=300\text{mm}$ )

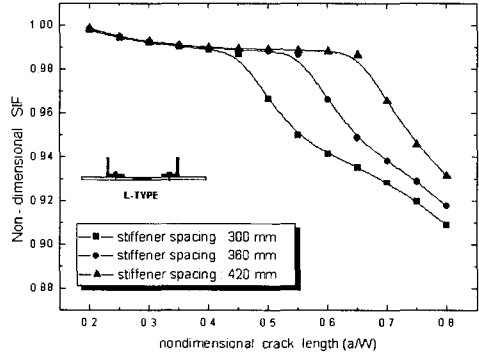


Fig. 13 Non-dimensional stress intensity factors  $F_{St}$  for L-type stiffened panels ( $R_s=0.24$ )

### 3.2 보강간격의 영향

Fig. 12~Fig. 14는, 보강경계 근방에서  $F_{St}$ 에 대한 보강재의 간격  $B$ 의 영향을 검토하기 위하여, L-type 보강판의 강성비가 각각  $R_s=0.16$ ,  $0.24$  및  $0.33$  일 때,  $B$ 의 변화에 따른  $F_{St}$ 의 감소거동을 『 $F_{St}-a$ 』 관계로 정리한 것이며, Fig. 15~Fig. 17은, C-type 보강판의  $F_{St}$ 에 대한  $B$ 의 영향을 『 $F_{St}-a$ 』 관계로 도시한 것이다. 이 결과에 의하면, L-type 보강판의  $R_s$ 가 일정할 때 보강경계 근방에서  $F_{St}$ 의 감소율은 보강재의 간격  $B$ 가 작을수록 현저하게 커지나, 균열이 일단 보강경계를 통과하게 되면  $F_{St}$ 의 감소율이 점차 둔화되어  $B$ 의 영향이 미소해짐을 알 수 있으며, 이와 같은 거동은 C-type 보강판에서도 동일하였다.

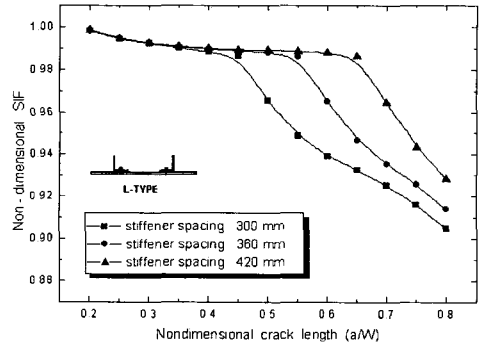


Fig. 14 Non-dimensional stress intensity factors  $F_{St}$  for L-type stiffened panels ( $R_s=0.33$ )

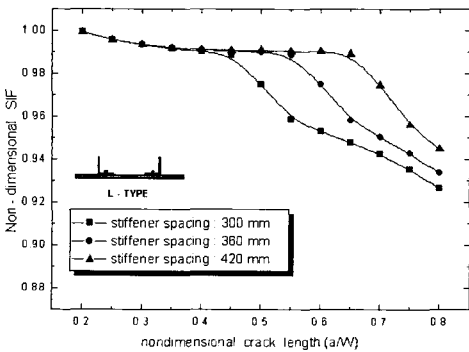


Fig. 12 Non-dimensional stress intensity factors  $F_{St}$  for L-type stiffened panels ( $R_s=0.16$ )

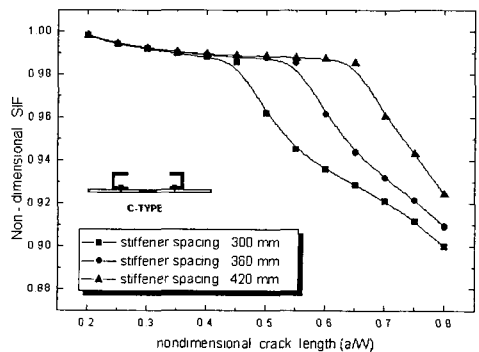


Fig. 15 Non-dimensional stress intensity factors  $F_{St}$  for C-type stiffened panels ( $R_s=0.33$ )

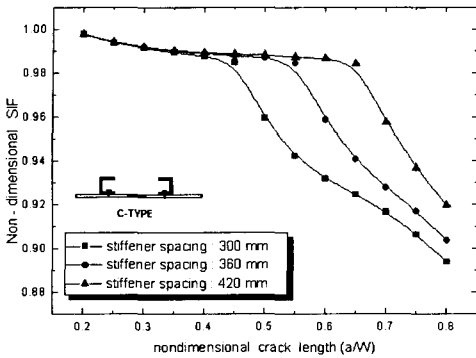


Fig. 16 Non-dimensional stress intensity factors  $F_{St}$  for C-type stiffened panels( $R_s=0.40$ )

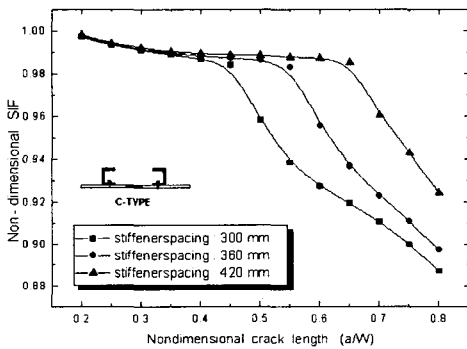


Fig. 17 Non-dimensional stress intensity factors  $F_{St}$  for C-type stiffened panels( $R_s=0.49$ )

#### 4. 결론

L-type 및 C-type 보강판의 응력확대계수를 유한 요소해석하고, 무차원 SIF,  $F_{St}$ 에 대한 균열길이  $a$ , 강성비  $R_s$  및 보강재의 단면 형상, 등의 영향을 검토하였으며, 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

- (1) 보강판의 무차원 응력확대계수  $F_{St}$ 는, 일반적으로 균열성장과 더불어 점차 감소하다가 보강경계 근방에서 급감하는 양상을 나타내었다.
- (2) 보강재의 간격  $B$ 가 일정한 반면에 강성비  $R_s$ 가 달라지는 보강판의  $F_{St}$ 는  $R_s$ 가 클수록  $F_{St}$ 의 감소거동도 커짐을 알 수 있었으며,

보강재의 단면형상에 대한  $F_{St}$ 의 의존성은 L형 단면보다 C형 단면에서 훨씬 큰  $F_{St}$ 의 감소거동을 유도할 수 있을 것으로 생각된다.

- (3) 보강판의 강성비  $R_s$ 가 일정할 때 보강경계 근방에서  $F_{St}$ 의 감소율은 보강재의 간격  $B$ 가 작을수록 현저하게 커지나, 균열이 일단 보강경계를 통과하게 되면  $F_{St}$ 의 감소율이 점차 둔화되어  $B$ 의 영향이 미소해짐을 알 수 있었다.

#### 참고문헌

1. C. C. Poe, Jr., "Fatigue Crack Propagation in Stiffened Panels," *ASTM STP 486*, pp. 79-97, 1971.
2. H. Vlieger, "The Residual Strength Characteristics of Stiffened Panels Containing Fatigue Crack," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 5, pp. 447-477, 1973.
3. M. Utukuri and D. J. Cartwright, "Stress Intensity Factors for a Crack Near Finite Boundaries in Multiply Stiffened Sheets," *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, Vol. 15, pp. 257-266, 1991.
4. T. Swift, "Damage Tolerance Capability," *Int. J. of Fatigue*, Vol. 16 No. 1, pp. 75-94, 1994.
5. T. Swift, "Development of the Fail-safe Design Features of the DC-10," *ASTM STP 486*, pp. 164-214, 1971.
6. J. Schijve, "Crack Stoppers and ARALL Laminates," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 37, No. 2, pp. 405-421, 1990.
7. 北川, 結城, 木須, 川端, "境界要素による表面き裂の應力擴大係數の解析 (第1報)," *日本機械學會論文集 A*, 50-450 (59), 129.