

비행 대 비행 하중스펙트럼 하에서 균열단힘 효과를 고려한 리벳연결 보강박판구조의 피로균열성장거동에 관한 연구

정건교 · 권정호

수송시스템공학부 항공우주공학전공

<요 약>

항공기 구조는 기능적 특성상 주구조의 대부분이 보강박판으로 이루어져 있으며 이러한 리벳연결 보강박판구조의 손상허용성(damage tolerance) 평가는 설계해석에서 필수적인 과제라고 할 수 있다. 손상허용성에 대한 구조적 건전성을 평가하기 위하여 비행하중스펙트럼 하에서 정확한 피로균열 성장수명 분석이 우선적으로 요구된다. 본 논문에서는 비행 대 비행 하중스펙트럼 하에서 중앙균열을 가진 리벳연결 보강박판구조의 균열성장 거동을 예측하기 위하여 기존의 응력강도 해석에 소성유도 균열단힘 모델인 Strip-yield 모델을 활용하여 보다 개선된 균열성장수명 해석을 시도하였다. 또한 응력강도 해석과 균열성장 해석과정을 연계시켜 전산프로그램화 하여 불규칙 변동하중 하에서 보강박판의 균열성장수명해석을 효과적으로 수행하도록 하였다. 또한 보강박판 시험편구조에 대하여 균열성장수명 계산을 수행하고 계산결과와 시험결과를 비교 분석함으로써 개선된 결과를 확인하였다.

Fatigue Crack Growth Behavior in Riveted Stiffened Sheet with Crack Closure Effects under Flight-by-Flight Load Spectrum

Gun-Kyo Jung · Jung-Ho Kwon

School of Transportation Systems Engineering

<Abstract>

It is required precise fatigue crack growth prediction to evaluate structural integrity

for damage tolerance under flight load spectrum. In this paper, for predicting crack growth behaviour of riveted stiffened sheet with center crack under flight-by-flight load spectrum, it was performed to evaluate crack growth life with the effect of crack closure on the basis of strip-yield model. It was also carried out the crack growth life calculation and compared with experimental test results for the stiffened sheet specimen structure that consists of 2024-T3 aluminum alloy skin and 2024-T3 aluminum alloy stiffener.

1. 서론

항공기 구조의 설계기술은 경량화와 안전성 그리고 정비성에 대한 높은 신뢰도가 요구된다. 특히 주구조물의 피로하중에 대한 운용수명과 손상허용성 평가는 항공기의 감항안전성과 운용상의 경제성에 직결되는 문제로 감항인증 규정에서 요구하고 있는 핵심적인 설계기술 분야라고 할 수 있다. 특히 항공기 구조는 기능적 특성상 주구조의 대부분이 보강박판으로 이루어져 있으며 이러한 리벳연결 보강박판구조의 손상허용성 평가는 설계해석에서 필수적인 과제라고 할 수 있다. 손상허용성에 대한 구조적 건전성을 평가하기 위하여 수행하여야 할 여러 가지 해석 및 시험 작업 중에서 특히 비행하중스펙트럼 하에서 정확한 피로균열 성장수명 분석이 우선적으로 요구된다[1-2]. 이와 같이 피로균열 성장수명을 정확히 예측하기 위하여 그동안 많은 연구가 수행되어 왔다[3-5]. 피로균열성장 거동을 좌우하는 정확한 예측을 용이하게 하기 위한 균열진전유도힘(crack driving force)에 중요한 영향인자로 다루어져 왔던 균열닫힘 현상은, Elber[6]의 발표 이후 광범위하게 연구되어 왔다. Elber는 인장-인장 하중사이클 동안에도 피로균열 표면이 서로 접촉한 상태로 균열 끝단이 닫혀 있다는 것을 관측하였다. 이러한 균열닫힘거동에 대한 관측과 설명들은 균열성장 해석에 중요한 영향을 미쳤으며, 불규칙 변동하중 하에서 균열성장 지연(retardation)이나 가속(acceleration)과 같은 많은 균열성장 특성들을 설명하는데 있어 결정적인 기여를 하였다. 물론, 소성유도(plasticity-induced)[5-7]에 의한 균열닫힘 이외에도 피로파괴표면의 거칠음[8-9]과 산화[10-11]에 의한 부식물로 인한 균열닫힘 등 몇몇 다른 물리적 또는 기구학적측면에서도 연구되어 왔지만, 대체로 잔류소성변형에 기인한 균열닫힘의 영향이 균열 성장에 대해 지배적인 것으로 고려되고 있다. 따라서, 본 논문에서도 이러한 균열닫힘 효과에 초점을 맞추어 Strip-yield 모델[5,7]를 활용하여 보강박판구조의 피로균열성장거동 해석을 수행함으로써 실제 구조물의 균열성장거동에 더욱 유사한 접근을 시도하였다. 다수의 연구들은 균열닫힘 문제에 관한 실험측정들 외에 다양한 수치적 해석방법과 반수치적 해석방법에 적용되었다. 특히 Dugdale 모델[12]에 근거한 해석적 균열닫힘 해석은 최근 Newman에 의해 수행된 바 있다[5]. Newman은 Dugdale 모델에 기본을 두고 있으나, 균열 선단에 소성변형이 남아있다는 조건을 부가하였다.

본 논문에서는 비행대비행하중 스펙트럼 하에서 중앙균열을 가진 리벳연결 보강박판구조의 균열성장 거동을 예측하기 위하여 Poe[13]가 제시한 기존의 응력강도 해석에 소성유도 균열닫힘 모델인 Newman 기법을 적용하여 보다 개선된 균열성장수명 해석을 시도하였다. 또한 응력강도 해석과 균열성장 해석과정을 연계시켜 전산프로그램화 하여 불규칙

변동하중 하에서 보강박판의 균열성장 수명해석을 효과적으로 수행하도록 하였다. 또한 2024-T3 알루미늄 합금 스킨과 2024-T3511 알루미늄 합금 보강재로 이루어진 항공기 보강박판 시험편구조에 대하여 균열성장수명 계산을 수행하고 수치결과와 시험결과를 비교 분석함으로써 개선된 결과를 확인하였다.

2. 이론적 배경

2.1 Strip-Yield 모델을 이용한 해석적 균열단합 분석

Dugdale의 개념은 그림 1과 같이 실제의 균열보다 길이가 큰 유효균열을 생각하였다. 실제의 균열 전방의 ρ 의 부분에 유효균열면을 닫게 하는 항복 응력 σ_{ys} 가 작용한다고 가정하였는데 ρ 의 크기를 응력의 특이성을 없게 하도록 선택하였다. 즉 유효균열에 있어서 균일 응력 σ 에 의한 응력강도계수 K_σ 가 균열면에 작용하는 힘 σ_{ys} 에 의한 응력강도계수 K_ρ 와 서로 상쇄되도록 하였다. 따라서 식 (1)과 같이 표현할 수 있다.

$$K_\sigma + K_\rho = 0 \quad (\text{식 1})$$

Strip-yield 모델을 사용하는 이점은 소성역 크기와 균열면 변위가 균열표면의 구간에 걸쳐 작용하는 공칭응력에 대한 균열, 그리고 균일분포 작용응력에 대한 균열, 이 두 가지 탄성적 문제의 중첩으로서 얻어진다는 것이다. 균열진전 동안에 균열단합과 균열열림응력을 계산하기 위하여 균열에서의 응력과 변위들에 대한 탄소성 해를 알아야만 한다. 그러나, 탄소성 균열에 대한 closed-form 해가 없기 때문에 근사화 방법들을 사용해야만 하는데, Newman은 이러한 복잡한 탄소성 문제를 위에서 언급한 strip 모델을 사용하여 탄성적 방법으로 근사화하여 풀었다. 본 논문에서도 이러한 Newman 모델의 기법을 도입하여 항공기 보강박판구조의 피로균열성장 거동과 수명평가 해석에 관한 연구를 수행하였다. 그림 2는 최대와 최소 응력 작용시 strip-yield 모델의 균열면 변위 형상과 균열면을 따른 응력 분포를 보여준다. 본 논문의 모델도 그림 2(a)와 같이 Newman 모델과 같은 방법으로 세 구간으로 구성하였다.

- 길이 $d = c + \rho$ 의 가상 균열을 포함하는 선형탄성역
- 실제 균열 전방의 길이 ρ 를 가지는 소성역
- 균열표면을 따른 잔류소성변형역

이러한 물리적인 균열은 균열 절반길이 c 를 가진다. 구간1은 탄성연속으로 취급되며, 소성 구간과 잔류소성변형 구간 2와 3은 n 개의 강제완전소성보 요소들을 사용하여 모델링 하였다. 또한, 변형을 경화의 효과들을 고려하기 위하여, 흐름응력 σ_0 는 항복응력 σ_{ys} 과 극한응력 σ_u 의 평균값으로 취해진다.

2.2 해석적 균열단합 모델의 지배방정식

해석적 균열단합 모델의 응력과 변형 특성들에 대한 지배방정식이 아래에 주어져 있다. 대칭구조이기 때문에 평판의 1/4만 해석하였다. 평판은 가상균열 절반 길이인 d 를 가지며 균일응력 S 가 작용한다. j 점을 기준으로 연결된 강체 소성 바(bar) 요소들로 구성되어지며 압축응력 σ_j 가 작용한다. 이러한 요소들은 그 요소길이 L_j 가 그 요소의 현재 균열면 변위 V_j 보다 크다면 접촉한 상태이다. 응력 σ_j 는 $V_j = L_j$ 가 되도록 작용한다. 이러한 지배방정식은 탄성평판과 균열면과 소성역 경계에 대하여 모든 보요소들 사이에 적합조건을 적용함으로써 얻어진다. i 점에서의 변위는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$V_i = S f(x_i) - \sum_{j=1}^n \sigma_j g(x_i, x_j) \quad (\text{식 2})$$

여기서, $f(x_i)$ 와 $g(x_i, x_j)$ 는 영향 함수들이며 그 전개과정은 참고문헌[6]에서 자세히 다루어 졌다. 위의 식을 σ_i 에 대해서 풀면

$$\sigma_i = (S f_i - L_i - \sum_{j=1}^n \sigma_j g_{ij}) / g_{ii} \quad (\text{식 3})$$

이 된다. 그리고, 균열면을 완전히 여는 작용응력 단계 S_o 는 S_{\min} 작용시 접촉 응력들로부터 계산되어진다. 즉, 균열면 접촉이 없기 위해서는 작용응력 증분 $(S_o - S_{\min})$ 으로 인한 응력강도계수와 접촉 응력들로 인한 응력강도계수가 같다고 둔다. S_o 에 대하여 풀어 보면 다음과 같다.

$$S_o = S_{\min} - \sum_{j=1}^{n-1} \frac{2\sigma_j}{\pi} [\sin^{-1} B_2 - \sin^{-1} B_1] \quad (\text{식 4})$$

단,

$$B_k = \frac{\sin\left(\frac{\pi b_k}{W}\right)}{\sin\left(\frac{\pi c_o}{W}\right)} \quad \text{for } k=1 \text{ or } 2, \quad (\text{식 5})$$

$$b_1 = x_j - w_j, \quad b_2 = x_j + w_j$$

여기서, c_o 는 현재 균열길이, W 는 평판의 폭을 나타낸다. 만약 $j=1$ 부터 $n-1$ 까지 최소 작용 응력시 $\sigma_j = 0$ 이면 균열은 이미 완전히 열린 상태이며, 균열선단에서 σ_j 는 작용응

력 단계가 S_0 에 도달할 때 압축에서 인장으로 변한다.

2.3 보강박판 구조의 응력강도 해석

탄성거동 내에서 그림 3에서 보인 각각의 구성 요소에 대하여 각 리벳 연결부에서의 변위 $V(i, j)$ 와 리벳하중 $F_{\rho q}$ 사이의 영향계수를 사용하여 다음과 같이 각각 선형적 관계식으로 표현할 수가 있다. 즉,

$$\begin{aligned}
 V_a(i, j) &= a_{ij}S \\
 V_b(i, j) &= \sum_{\beta=1}^m \sum_{q=1}^n b_{ij}^{\beta q} F_{\rho q} \\
 V_c(i, j) &= \sum_{\beta=1}^m \sum_{q=1}^n c_{ij}^{\beta q} F_{\rho q} \\
 V_d(i, j) &= d_{ij}S \\
 V_e(i, j) &= \sum_{\beta=1}^m \sum_{q=1}^n e_{ij}^{\beta q} F_{\rho q}
 \end{aligned} \tag{식 6}$$

여기서, σ : 공칭응력, m : 보강재 개수, n : 보강재 1개당 리벳 개수를 나타내며, a_{ij} , $b_{ij}^{\beta q}$, $c_{ij}^{\beta q}$, d_{ij} , $e_{ij}^{\beta q}$ 들은 각각 구조요소의 영향계수들을 나타낸다. 그러므로 스킨의 리벳연결부, (i, j) 에서 평판에 발생하는 변위, $V_{sk}(i, j)$ 는 (a), (b), (c)의 경우를 중첩하여 구하며, 그리고 보강재의 리벳연결부, (i, j) 에서 발생하는 변위, $V_{sr}(i, j)$ 는 (d), (e)를 중첩하면 구할 수 있다. 위에서 언급한 영향계수 및 식들의 전개와 계산과정은 참고문헌[14]에서 자세하게 언급하였으며 본 논문에서도 동일한 방법으로 사용하였다.

스킨 균열 끝단의 응력강도계수는 그림 3의 (a)와 (c)에 대한 각각의 응력강도계수치를 중첩하여 얻을 수 있다. 즉,

$$K = K_a + K_c \tag{식 7}$$

우선, (a)의 경우는 이미 앞에서 언급한 바와 같이 중앙 균열을 내재한 유한폭 평판에 대해 균열단합 효과를 고려하여 계산되어진다.

본 연구에서는 Newman의 기법을 이용하여 참고문헌[5]에서 언급된 유효응력강도계수 범위(Effective stress-intensity factor range)를 도입하여 다음과 같이 계산하였다.

$$\Delta K_{eff} = \Delta S_{eff} \sqrt{\pi c} F \tag{식 8}$$

여기서, ΔS_{eff} 는 유효응력범위(Effective stress-intensity range)를 말하며 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\Delta S_{eff} = S_{max} - S_o \quad (\text{식 9})$$

따라서, 식 (7)을 최종적으로 표현하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$K = K_a + K_c = \Delta S_{eff} \sqrt{\pi c F} + \sum_p \sum_q \overline{K_{pq}} F_{pq} \quad (\text{식 10})$$

여기서, $\overline{K_{pq}}$ 는 마주보는 두 쌍의 F_{pq} 에 대한 응력강도계수의 영향계수 행렬이다.

2.4 피로균열성장 해석을 관계식

피로균열성장 해석을 하기 위해서는 비행하중스펙트럼 하에서 매 하중사이클에 대한 균열성장증분을 계산하여야 한다. 일반적으로 항공기 보강박판구조의 균열성장해석에는 다음의 Forman 관계식을 널리 사용하고 있다.

$$\frac{da}{dN} = \frac{c(\Delta K)^n}{(1-R)K_c - \Delta K} \quad (\text{식 11})$$

여기서, c, n : 재료의 실험상수

K_c : 평면응력상태에서의 파괴인성치

R : 하중비 ($\sigma_{min}/\sigma_{max}$)

그러나, 항공 주구조는 비행하중이나 지상하중 등과 같이 불규칙 변동하중을 받으며 이러한 하중형태에서의 균열성장증분 계산에는 하중이력에 대한 하중사이클 순서의 영향을 감안하기 위하여 다음 식과 같은 Willenborg 모델을 사용하고 있다.

$$\frac{da}{dN} = \frac{3.0 \times 10^{-13} (\Delta K_{eff})^{3.0}}{(1 - R_{eff})K_c - \Delta K_{eff}} \quad (\text{식 12})$$

여기서, ΔK_{eff} : 유효응력강도계수폭

R_{eff} : 유효응력비

한편, 반복응력 상태에 놓인 피로균열의 성장속도의 표현은 Paris가 제안한 이래로 탄성계수인 ΔK 측면에서의 해석이 가장 유용한 방법으로 사용되어져 왔다. 이는 균열끝단의 소성역항복(small scale yielding) 조건이 만족되는 상황에서 가해지는 응력등의 외부조건과 물질 내에서 일어나는 내부 피로성장을 간단하게 효과적으로 연관시켜 나타낼 수 있는 점에서 편리하다. 이러한 피로균열성장의 ΔK 측면의 멱법칙(power law)으로 나타내는 시도는 Elber[6]의 균열단합현상의 발견에 의해 다음과 같은 유효응력강도계수폭 ΔK_{eff} 의 함수로 바꿀 수 있는데,

$$a \frac{da}{aN} = C(\Delta K_{eff})^m \quad (\text{식 13})$$

이 식은 Paris의 식을 반복응력상태에서 피로균열이 보이게 되는 균열단합 현상을 보정하여 나타낸 것이다. 본 논문에서도 앞에서 언급한 바와 같이 균열열림응력을 계산하여 유효응력강도계수를 계산함으로써 균열단합효과를 ΔK_{eff} 에 집약시켜 표현하였다. 따라서 성장속도곡선식은 식(13)을 사용하여 피로균열성장 해석을 수행하였다. 이미 Hudson[15]과 Phillips[16]에 의해 수행된 바 있는 2024T-3 알루미늄 합금에 대한 $dc/dN-\Delta K_{eff}$ 곡선은 그림 4(b)와 같다. 이때 그림 4(b)와 같이 유효응력강도계수폭, ΔK_{eff} 에 대하여 세 구간으로 나누어 구간별로 Paris식을 적용하도록 프로그램화하여 더욱더 정확한 해석을 수행하고자 하였으며, 또한 구간별로 응력비, R값에 대하여 선형화를 시켰고 그때의 R과 ΔK_{eff} 의 함수인 C와 m의 값들을 표 1과 같이 테이블로 베이스화 하였다. 그림으로써 성장수명 계산 시간을 현저히 감소시켜 보다 효과적인 균열성장수명 해석을 수행하였다.

3. 균열단합 및 균열성장 해석

계산에 사용된 구조는 참고문헌[17-18]에서 구조시험을 수행한 바 있는 그림 5와 같은 보강박판 시험편 구조를 모델로 계산을 수행하고 참고문헌에서 제시된 실험결과와 비교분석하였다. 보강박판구조는 2024-T3 스킨과 2024-T3511 보강재로 구성되었으며 재료에 대한 기계적 성질 및 구조의 형상치수값은 표 2와 표 3에 각각 주어져 있다. 그리고 균열성장해석을 위한 피로하중스펙트럼은 참고문헌[17-18]에서 사용한 총 여섯가지의 임무(A1,A2,B,C1,C2, C3)가 조합된 100회 비행단위로 입력하중스펙트럼을 구성하였으며 100회 비행에 포함된 각 비행임무별 회수는 설계운용계획의 비율에 따르고 순서는 랜덤프로세스(random process)로 구성하였다.

균열단합을 고려한 균열성장해석 프로그램의 흐름도와 유효응력강도계수폭 계산과정 흐름도는 각각 그림 6과 그림 7에 나타내었다. 그림 6은 그림 3의 (a)경우에 대한 유효응력강도계수폭을 구하는 프로그램 흐름도로서 Strip-yield 모델을 이용하여 균열단합 효과를 고려하고 각각의 보요소에 대해 접촉응력들을 구함으로써 균열열림응력을 계산하고 계산된 균열열림응력값을 이용해 유효응력강도계수폭을 구하는 과정을 자세히 보여주고 있다. 그림 7은 2024-T3 알루미늄 합금재료에 대한 균열진전속도를 응력강도계수폭 ΔK 와 유효응력강도계수폭 ΔK_{eff} 로 나타낸 것이다. 그림 4(a)에서 보여주듯이 균열진전속도를 응력강도계수폭 ΔK 로 정리하면 응력비 R의 영향이 나타나고 응력비가 클수록 같은 ΔK 에 대해 진전속도가 빨라지나, 그림 4(b)의 경우 ΔK_{eff} 로 정리하면 응력비의 영향이 감소하고 하나의 곡선으로 모여, 균열단합이 균열진전을 지배하는 중요한 인자임을 알 수 있다. 따라서 본 논문에서는 Strip-yield 모델을 이용한 균열단합거동의 지식을 바탕으로 여러 응력비에 대해서도 진전속도식이 거의 일치하도록 정리해주는 ΔK_{eff} 를 사용함으로써 변동하중 하에서 특이현상인 지연, 가속 그리고 지체지연과 같은 현상들을 반영하였다. 그리

고 매 하중사이클마다 계산된 ΔK_{eff} 의 값에 따라 세 구간으로 나누어지며, 각각의 영역에 대해 응력비에 따라 $dc/dN - \Delta K_{eff}$ 곡선 데이터 값을 선형화 시킴으로써 R과 ΔK_{eff} 의 함수인 C와 m의 값들을 결정하도록 프로그램화함으로써 균열성장수명 계산시간을 감소시켰다. 이와 같은 조건들을 적용하고 각 구간별로 Paris식을 반복응력 상태에서 피로균열이 보이게 되는 균열단합 현상을 보정하여 나타낸 식 (13)을 사용하여 보강박판구조 시험편을 해석하였으며 결과는 그림 8과 같다. 그림 9는 본 논문에서 사용된 보강박판구조 시험편을 Willenborg 모델과 그림 8에서 나타낸 Strip-yield 모델을 이용하여 해석한 결과들을 보여주고 있다. 그림 9에서 보듯이 1bay(101.6mm)중에서 균열길이가 70mm까지 성장하는데 있어서는 두 가지 해석방법들의 경우에 대해 거의 유사한 균열성장결과들을 보여주고 있다. 하지만 균열길이가 70mm를 지나면서부터는 Willenborg 모델을 이용한 균열성장보다는 Strip-yield 모델을 이용한 균열성장이 점차로 빨라지는 경향을 보이고 있음을 알 수 있다.

4. 해석 및 시험결과 비교분석

본 논문은 이미 참고문헌[14,17,18]에서 수행된 바 있는 항공기 보강박판구조의 피로균열 성장거동에 대해 strip-yield 모델을 활용하였으며 균열단합 효과를 고려하여 해석을 수행하고 기존의 시험결과와 비교분석 하였다. 그 결과들은 그림 10에 나타내었다. 시험결과에 따르면 1bay 길이(101.6mm) 중에서 70mm 부근까지는 비교적 완만하게 균열이 성장하다가 그 후 급격히 성장하는 양상을 보였다. 그러나 해석결과는 Willenborg 모델을 사용한 경우 80mm 부근까지의 성장은 시험결과와 유사하나 이후 성장거동에 많은 차이를 보였다. 반면, Strip-yield 모델을 사용하여 균열단합 효과를 고려한 경우는 1bay 영역에서는 균열성장거동이 시험결과보다 수명이 다소 짧게 나타났으나 대체적으로 성장수명은 시험결과와 유사하게 나타났다. 또한 1bay 영역에서 Willenborg 모델을 사용한 경우와 Strip-yield 모델을 사용하여 해석한 경우를 비교해 보면 균열길이가 70mm까지 성장하는데 있어서는 두 가지 해석방법들의 경우에 대해 거의 유사한 균열성장결과들을 보여주고 있다. 하지만 균열길이가 70mm를 지나면서부터는 Willenborg 모델을 이용한 균열성장보다는 Strip-yield 모델을 이용한 균열성장이 점차 빨라지는 경향을 보이고 있음을 알 수 있다. 따라서 첫 번째 보강재를 지난 영역에서는 Willenborg 모델보다 Strip-yield 모델을 이용한 균열성장해석이 시험결과에 더 근접하게 나타나 개선된 결과를 보여주고 있다. 하지만 첫 번째 보강재의 효과를 벗어난 영역(120mm 이상)과 1bay의 종반부(60~80mm)에서는 여전히 시험치와 다소 차이를 보이고 있다. 이는 실제 구조물의 피로균열성장 거동에 있어서 발생하는 복잡한 탄소성 문제들에 대해 탄성적인 방법으로 근사화하는 과정에서 고려된 여러 가지 요소 인자들의 영향이 실제 보강박판구조 피로균열성장 거동을 표현하기에 다소 부족한 점이 있는 것으로 간주된다. 그리고 이미 앞서서도 언급하였지만 유효응력강도계수폭에 대해 표 2와 같이 선형화 된 재료상수 값들에 대하여 좀더 엄밀한 분석이 요구된다. 이외에도 실제 시험에서는 보강재의 하중편심, 리벳의 유연도효과, 리벳의 노치효과, 보강재의 소성영향 등이 복합적으로 일어나기 때문인 것으로 파악할 수 있다. 또한 균열단합현상의 변화형태는 ΔK 측면에서 볼 때 크게 3영역으로 구분되는데, 식(13)은 ΔK 가 ΔK_{th} 를 벗어나 피로

균열주위에 안정된 소성자국(plastic wake) 형성이 이루어지고, 역소성역의 크기도 적어도 결정립크기 이상 성장하면서 피로균열이 주위의 국부적인 조건에 대해서 어느 정도 일관된 성장을 보이는 제 II영역에서 적용할 때 유용성이 크다. 따라서 재료의 최종파괴물성 즉 균열단합 측면에서 볼 때는 시편전체가 거의 항복에 이르면서 균열단합이 급속히 감소하는 제 III영역의 영향을 고려해야 될 것으로 사려된다. 이상의 결과들을 종합해보면 보강박판구조의 피로균열성장거동 해석시 전반적으로 Strip-yield 모델을 이용한 해석이 Willenborg 모델을 이용한 해석결과보다 실제 시험결과에 더 근접한 결과를 얻을 수 있었다. 그리고 보다 정밀한 계산을 위해서는 위에서 언급한 문제점들을 좀 더 보완하여 해석방법을 확장할 필요가 있다.

5. 결 론

항공기구조의 리벳연결 보강박판구조에 대하여 응력강도 해석에 중첩법을 도입하고 Strip-yield 모델을 활용하여 유효응력강도계수폭을 계산함으로써 유효요소법을 사용할 때의 번거로움과 과도한 계산시간을 줄여 보다 효율적인 계산을 수행할 수 있었다. 또한 유효응력강도계수폭 해석프로그램을 균열성장수명 해석프로그램과 연계시켜 비행 대 비행 하중스펙트럼 하에서 균열성장 수명해석을 수행하고 시험결과와 비교한 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 보강박판에 내재된 균열면과 소성역을 Strip-yield모델로 모델링하고 인접한 균열면들 사이의 접촉응력들을 구하고 균열열립응력을 계산하였다.
- 균열성장 계산시 유효응력강도계수폭에 대해 3구간으로 나누고 각 구간별로 응력비 R값에 따라 선형화시켜 재료계수들을 데이터 베이스화함으로써 보강박판의 균열성장 계산 시간을 감소시켰다
- 보강박판구조의 피로균열성장 해석결과 본 논문에서 사용한 Strip -yield 모델의 경우가 Willenborg 모델을 이용한 해석결과보다 시험결과에 더 근접한 결과를 보여주었다.

이상의 결과를 종합하면 중앙보강재를 가진 보강박판구조에 대하여 Strip-yield 모델을 사용하여 균열단합 효과를 고려한 균열성장 해석결과는 보강박판구조의 2bay 균열길이 내에서 참고문헌 [14]에서 수행된 바 있는 Willenborg 모델을 이용한 해석결과보다 개선된 결과를 기대할 수가 있다.

참고문헌

1. "Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirement.", MIL-STD-1530A, Dec. 1975
2. "Airplane Damage Tolerance Requirement", MIL-A-83444(USAF), July, 1974.
3. Dill, H. D. and Saff, C. R., "In Fatigue Crack Growth under Spectrum Load", ASTM STP 595, American Society for Testing and Materials, 1976.

4. Newman, J. C., Jr, Wu, X. R., Venneri, S. L. and Li, C. G., "Small-crack effects in high-strength aluminum alloys", NASA/CAE Cooperative Program. 1994
5. Newman, J. C., Jr, "A crack-closure model for predicting fatigue crack growth under aircraft spectrum loading methods and models for predicting fatigue crack growth under random loading", ASTM STP 748, 1981, p.53-84
6. Elber, W., "Fatigue crack closure under cyclic tension", Engineering Fracture Mech., Feb. 1970, p.37-45
7. Newman, J. C., Jr, "A nonlinear fracture mechanics approach to the growth cracks", Behavior of short cracks in airframe components. AGARD-CP-328, 1983
8. Walker, N. and Beevers, C. J., "A Fatigue Crack Closure Mechanism in Titanium", Fatigue of Engineering Materials and Structures, Vol. 1, No. 1, 1979, p.135-148
9. C. J. Beevers, K. Bell and R. L. Carlson, "Fatigue Crack Growth Threshold Concepts", D. L. Davidson and S. Suresh (Eds), The Metallurgical Society of AIME, Warrendale, PA, 1984.
10. Paris, P. C., Bucci, R. J., Wessel, E. T., Clark, W. G. and Mager, T. R., "Extensive Study of Low Fatigue Crack Growth Rates in A533 and A508 Steels", ASTM STP 513, 1972, p.141-176
11. R. O. Ritchie, S. Suresh and C. M. Moss, "J. Engng. Mater. Technol.", Trans. ASME, Series H, 102, 1980.
12. Dugdale, D. S., Journal of Mechanics and Physics of Solids, Vol. 8, No. 2, 1960, p.100-104
13. Poe, C. C., Jr., "Stress Intensity Factor for a Cracked Sheet with Riveted and Uniformly Spaced Stringers." NASA TR R-358. 1971.
14. 황경정, 권정호, "중첩법을 이용한 항공기 보강박판구조의 응력강도계수 해석 및 피로 균열성장거동에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제27권, 8호, 1999.
15. Hudson, C. M., "Effect of Stress Ratio on Fatigue-Crack Growth in 7075-T6 and 2024-T3 Aluminum Alloy Specimen," NASA TN D-5390, 1969.
16. Phillips, E. P., "The Influence of Crack Closure on Fatigue Crack Growth Thresholds in 2024-T3 Aluminum Alloy," Mechanics of Fatigue Crack Closure, ASTM STP 982, J. C. Newman, Jr. and W. Elber, Eds., American Society for Testing and Materials, 1988, pp.505-515
17. "항공기구조의 피로수명에 대한 내구성 평가 및 손상허용 설계에 관한 연구 (최종보고서)", 국방과학연구소 장기기초연구보고서, TEMD-401-940876, 1997. 12.
18. "항공기구조의 피로수명에 대한 내구성 평가 및 손상허용 설계에 관한 연구(제3차년도)", 국방과학연구소 장기기초연구보고서, ATRC-401-940876, 1995. 2.

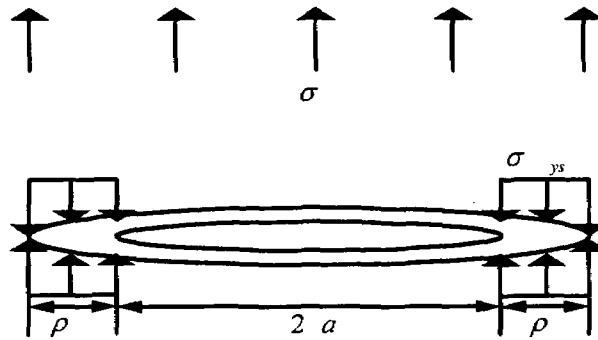
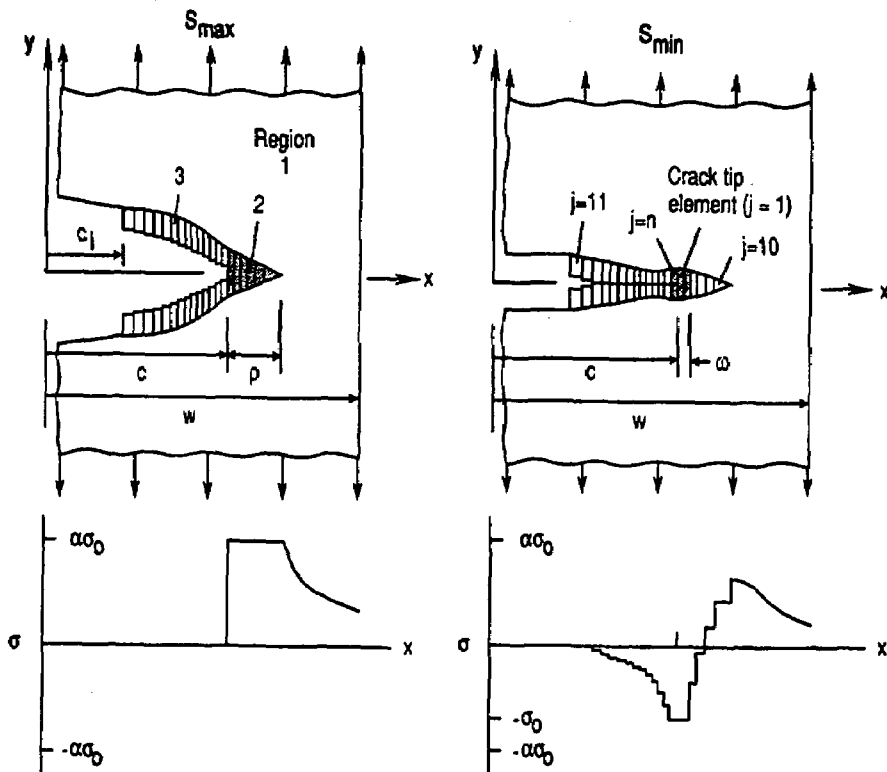


그림 1. Dugdale 모델 개략도



(a) 최대 응력

(b) 최소 응력

그림 2. 최대 응력과 최소 응력 작용시 strip-yield 모델의 형상

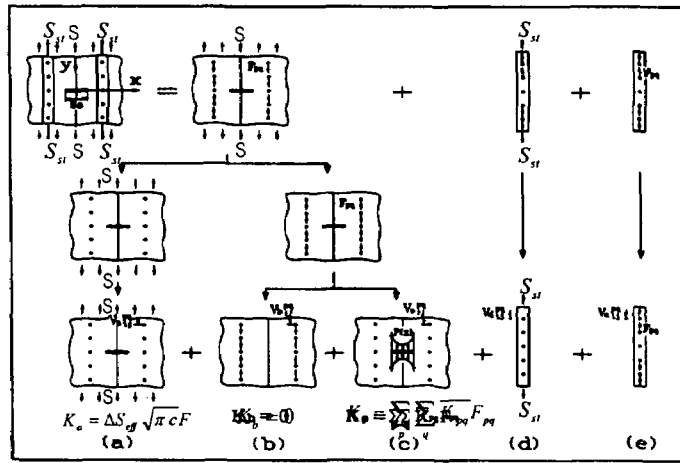
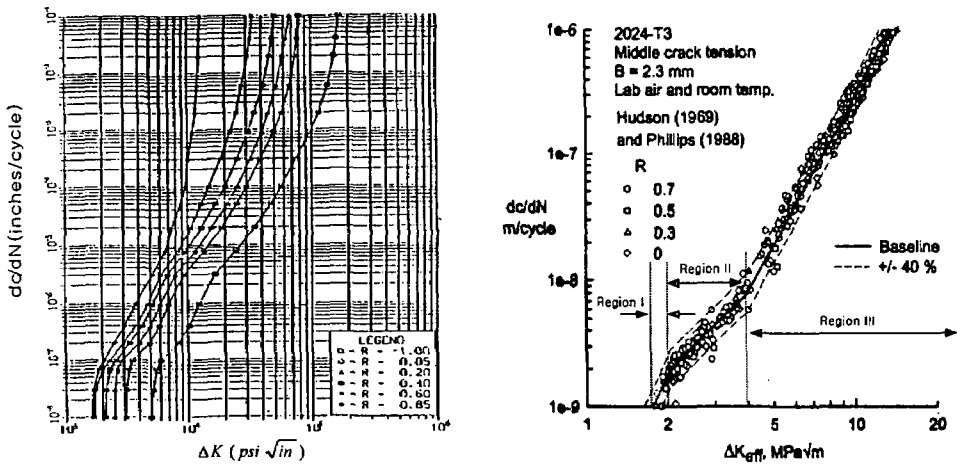


그림 3. 균열이 있는 보강박판구조의 분해



(a) $dc/dN - \Delta K$ 곡선

(b) $dc/dN - \Delta K_{eff}$ 곡선

그림 4. 2024-T34(b)와 알루미늄 합금에 대한 수명성장곡선

표 1. 구간별에 대한 C와 m 데이터 (ΔK_{eff} 의 단위: $\text{ksi}\sqrt{\text{in}}$)

		구역 I		구역 II		구역 III	
		$1.64 < \Delta K_{eff} \leq 1.82$		$1.82 < \Delta K_{eff} \leq 3.64$		$3.64 < \Delta K_{eff}$	
유효응력강도 계수폭							
재료상수		C	m	C	m	C	m
응력비	$0.7 \leq R < 1.0$	3.01E-9	4.5	1.86E-8	2.0	1.30E-9	4.0
	$0.5 \leq R < 0.7$	2.56E-9	4.5	1.77E-8	2.0	1.18E-9	4.0
	$0.3 \leq R < 0.5$	2.28E-9	4.5	1.92E-8	2.0	1.01E-9	4.0
	$0 \leq R < 0.3$	2.11E-9	4.5	1.80E-8	2.0	1.25E-9	4.0

표 2. 사용재료의 기계적 성질

물성값		항복강도 (MPa)	인장강도 (MPa)	연신율 (%)
재료				
외피	Al2024-T3	310	421	15
보강재	Al2024-T3511	262	393	12

표 3. 보강박판 시험편의 형상 치수

외피두께(mm)		1.016
보강재	외피 단면적(mm^2)	557.4
	$0.81" \times 0.90" \times 0.04"$ 단면적 52.5 mm^2	819.9
	하중계수	2.20

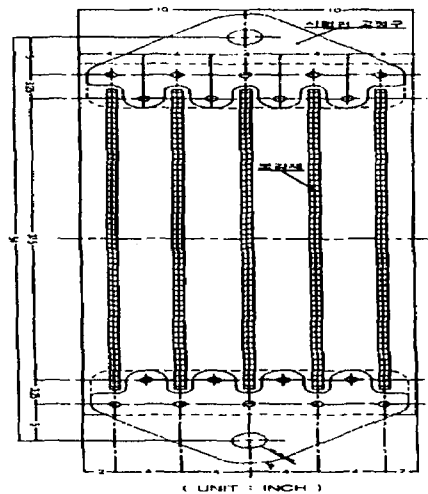


그림 5. 보강박판 구조시험편의
형상 및 치수

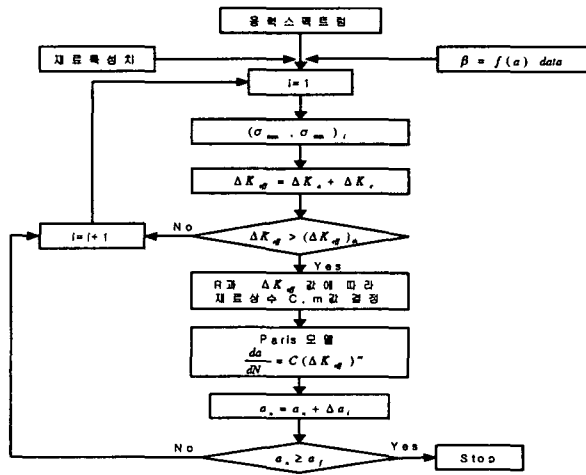


그림 6. 균열단합을 고려한 균열성장 해석과정의 흐름도

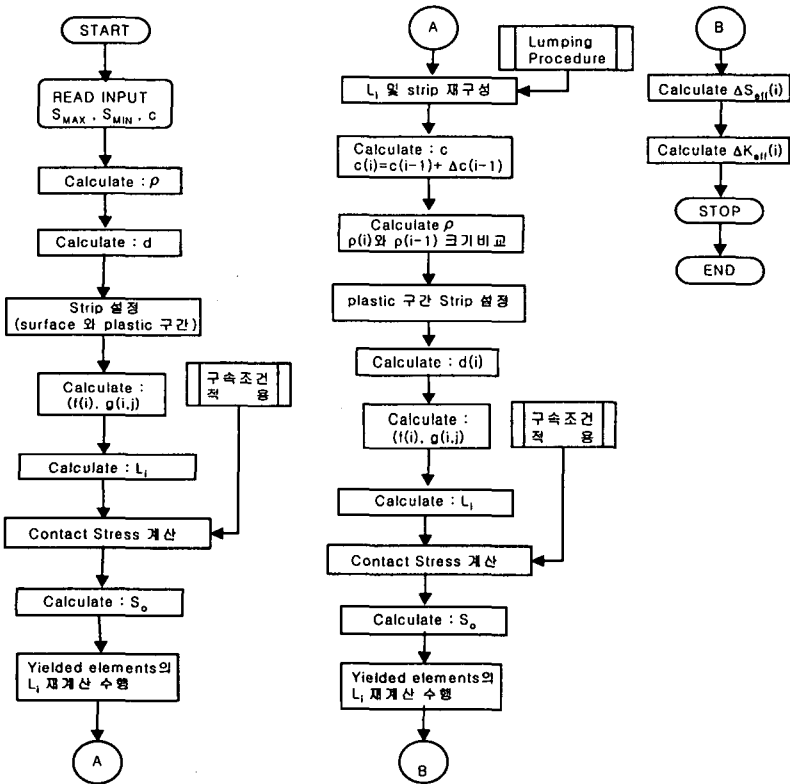


그림 7. 균열단합을 고려한 유효응력강도계수폭 계산과정 흐름도

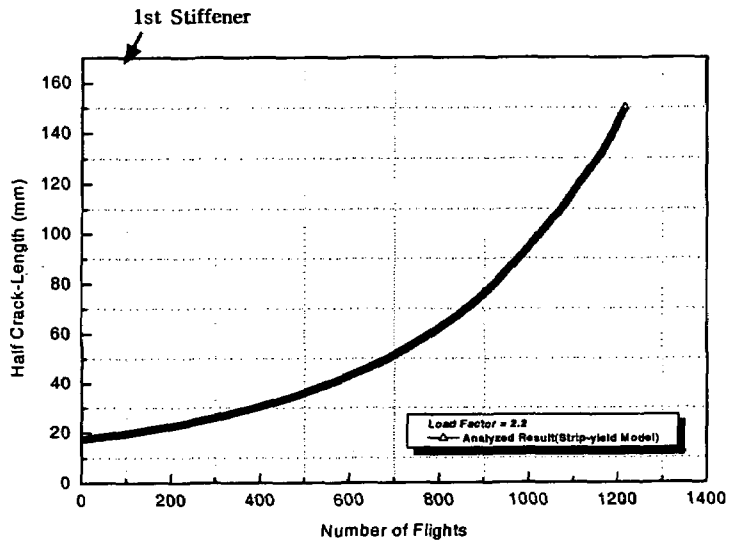


그림 8. Strip-yield 모델을 이용한 보강박판구조의
피로균열성장 곡선

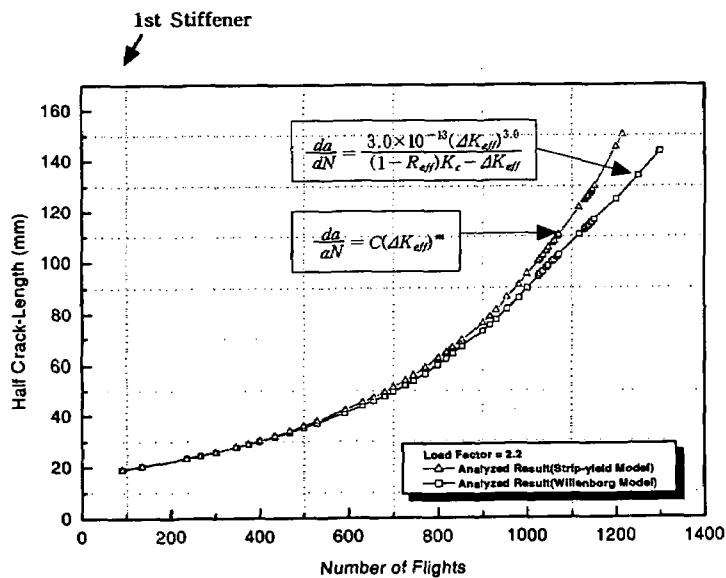


그림 9. 해석적 방법에 따른 보강박판구조의
균열성장곡선 비교

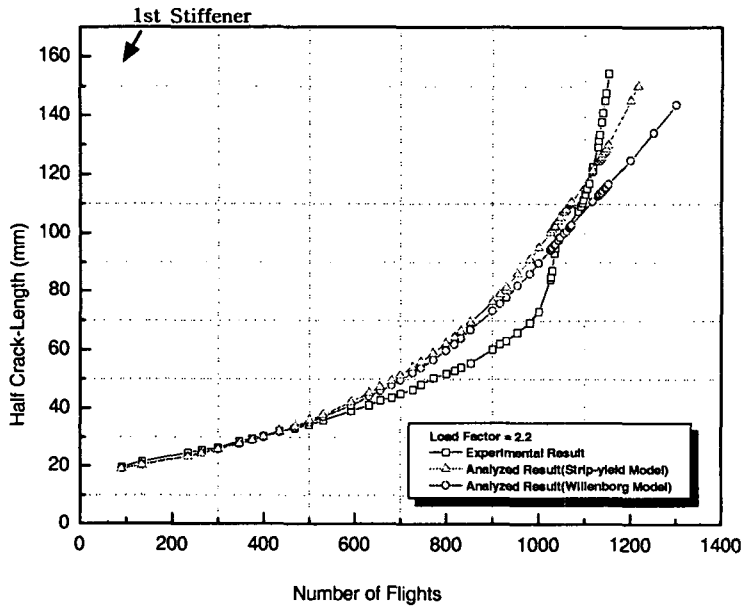


그림 10. 피로균열성장거동 곡선의 비교