

등가 단위하중을 이용한 동체 구조물 피로수명 평가

김성준*, 안석민**, 염찬홍***

Fatigue life evaluation for fuselage structure using equivalent unit load

Sung Joon Kim*, Seok Min Ahn**, Chan Hong Yeom***

Abstract

In this study, an equivalent unit load methodology has been presented to simplify the fatigue analysis procedure. And fuselage structure fatigue life has been evaluated based on equivalent unit load. Finite element analysis has been carried out to analyze the stress intensity factor and geometrical correction factor that is needed for crack growth analysis. And strain energy density factor is used to predict the initial direction of crack propagation.

초 록

본 연구에서는 피로해석을 단순화하기 위한 등가 단위하중 방법을 제시하였다. 그리고 등가 단위하중을 이용하여 동체구조물의 피로수명을 평가하였다. 균열진전해석에 필요한 응력확대 계수와 기하학적 형상계수를 계산하기 위하여 유한요소 해석을 수행하였다. 또한 균열진전 방향을 평가하기 위하여 변형률 에너지 밀도 계수를 사용하였다.

키워드 : 피로 (fatigue), 등가하중 (equivalent load), 에너지 밀도 계수 (energy density factor)

1. 서 론

본 연구에서는 중형 항공기급의 동체구조물을 대상으로 초기설계 단계와 수리 및 유지보수 시 효과적으로 구조물의 수명을 예측할 수 있는 해석 방법을 검토하였다. 즉 등가 피로하중을 이용하여 피로해석을 간단하게 수행할 수 있는 방법을 제시하였다. 본 논문의 내용은 첫째, 복잡한 피로하중을 등가의 단위하중 스펙트럼으로 변환하는 방법

을 설명하였다. 둘째, 변형률 에너지 밀도 계수를 이용하여 초기의 균열의 진전방향을 예측하였다. 셋째, 응력확대계수(stress intensity factor) 및 기하학적 보정계수(geometrical)를 유한요소 모델로부터 얻는 방법을 설명하였다. 계산된 등가하중은 균열진전해석과 S-N선도를 이용한 해석에 사용될 수 있다. S-N 선도를 이용하여 피로해석을 수행하면 등가하중을 사용하는 경우 간단한 수 계산을 통하여 구조물의 수명을 평가할 수 있다.

접수일(2008년12월17일), 수정일(1차 : 2009년 7월 6일, 2차 : 2009년 9월 17일, 게재 확정일 : 2009년 11월 1일)

* 첨단공력구조팀/yaelin@kari.re.kr

** 첨단공력구조팀/smahn@kari.re.kr

*** 항공미래기술연구실/yeom@kari.re.kr

2. 본 론

2.1 등가 단위하중 계산방법 검토

복잡한 피로하중을 동일한 손상을 주는 등가 단위의 사이클로 변환하는 것은 여러 가지 가정들로 인하여 실제하중 스펙트럼을 이용한 계산결과와 차이가 있게 되나 적절한 가정을 통하여 보수적인 결과를 확보한다면 충분한 효용가치가 있다고 판단된다. 등가하중을 계산하는 방법은 실제 피로하중을 사이클 카운팅(cycle counting)을 통하여 피로하중의 최대/최소값(peak/valley)과 하중 비(load ratio)성분으로 정리하고 이를 이용하여 동일한 손상을 주는 단위의 하중으로 변환하는 것이다[1]. 단위하중을 계산하는 방법은 균열 진전 식 (crack growth equation)을 이용한 방법과 S-N선도를 이용하는 방법 등이 있다[2].

2.1.1 균열 진전식을 이용하는 방법

보잉(Boeing) 등의 항공사에서는 등가 단위하중을 계산하기 위해 균열 진전률을 Walker 식으로 표현하고 균열성장에 관계되는 성분 중 기하학적인 성분과 응력 및 재질에 관련되는 항을 분리하여 독립적으로 평가한다. 등가하중을 구하는 방법을 간단히 설명하면 다음과 같다.

1) Crack Growth Rate Equation

$$\frac{da}{dN} = 10^{-4} \left(\frac{ZK_{max}}{m} \right)^p$$

$$K_{max} = f_{max} \sqrt{\pi a}$$

$$Z = (1 - R)^q \quad R > 0$$

$$Z = (1 - \mu R) \quad R \leq 0 \quad (1)$$

여기서 p 는 Walker 식에서의 기울기이고, q, μ 는 재료상수이다. 결국 임의의 피로하중에 대한 피로수명은 (2)식으로 표현된다.

$$N = 10^4 \left(\frac{M/G}{Zf_{max}} \right)^p \quad (2)$$

여기서 M 은 응력과 재료에 관계되는 성분으로

$$\text{균열 진전률이 } \frac{da}{dN} = 10^{-4} \frac{\text{inch}}{\text{cycle}} \text{ 인 경우의 } \Delta K$$

값이고, G 는 기하학적인 형상에 관계된 성분으로

(3)식으로 표현된다.

$$G = \left[\frac{1}{n} \int_{t_0}^{t_f} \frac{dL}{\left(\sqrt{\frac{\pi L}{n}} \beta \right)^p} \right]^{\frac{1}{p}} \quad (3)$$

전체 균열길이(T)와 등가단위하중(S)은 (4)식으로 표현된다.

$$T = \left(\frac{S}{M/G} \right)^p = \sum \left(\frac{f_{max} Z}{M/G} \right)^p$$

$$S = M/G(T)^{\frac{1}{p}} \quad (4)$$

2.1.2 S-N선도를 이용하는 방법

2.1.1 절에서는 Walker 식을 이용하여 피로하중과 동일한 손상을 주는 단위하중을 유도하였다. 즉 균열 진전식을 이용하여 유도된 결과이다. 그러나 현장에서 실제 항공기의 수리 및 유지보수를 수행하는 경우 S-N선도를 이용한 피로해석을 수행하는 경우에도 (4)식에서 구한 단위하중을 적용하여 구조물의 수명을 평가하고 있다. 본 절에서는 S-N선도와 누적손상 판별식인 miner's rule을 이용하여 내구성해석 측면에서 피로하중과 동일한 손상을 주는 단위하중을 유도하고 이 결과를 2.1.1절에서 얻은 결과와 비교하려 한다. S-N식은 (5)식을 이용하여 간단하게 표현할 수 있다.

$$N \sigma_a^{(1-k)m} (\sigma_a + \sigma_m)^{km} = C$$

$$\text{Damage} = \sum \frac{n_i}{N_i} \quad (5)$$

k m 은 재료상수 이다. (5)식을 이용하여 평균 응력(σ_m)과 응력진폭(σ_a)이 변화하는 변동하중에 대한 구조물의 손상을 Miner's Rule을 이용하여 정량화하고, 여기서 얻어진 손상과 동일한 손상을 주는 하중 비(R)가 0.0인 단위하중을 (5)식을 변환하여 계산하려 한다.

$$\left(\frac{1}{Damage}\right)\sigma_a^{1-k}\left(\frac{3}{2}\sigma_a\right)^{km} = C \quad (6)$$

결국(6)식에서 얻어지는 응력진폭이 (5)식과 동일한 손상을 주는 단위하중이다.

2.1.3 등가하중비교

특정 항공기[3]에 작용하는 피로하중 스펙트럼(그림 1)에 대하여 (4)식과 (6)식을 이용하여 등가 단위하중을 계산하였다. 표 1의 결과로부터 (4)식의 결과가 (6)식보다 큼을 알 수 있다. 이 결과로부터 S-N 선도를 이용한 단위하중은 보수적인 결과를 주지 않는 것으로 판단된다.

표 1. 단위하중 계산 결과 단위(g)

구분	식(4)	식(6)
등가 하중	11.8	8.6

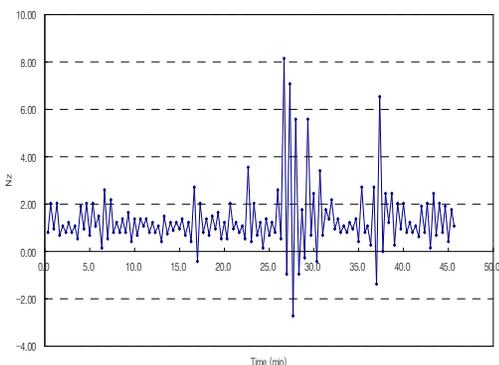


그림 1 Sample Fatigue Spectrum

2.1.4 해석결과 비교

3가지 형태의 균열 모델(그림 2)에 대하여 균

열진전 해석을 수행하여 수명을 비교하였다. 피로하중 스펙트럼과 등가하중에 대하여 수명을 계산하여 표 2에서 비교하였다. 계산에 사용한 재질은 알루미늄이다. 표2에서 보듯이 피로하중에 비하여 (4)식에 의해 계산된 등가하중에 의한 수명은 약 50~55%정도 크게 평가된다. 수명이 일치하도록 등가하중을 증가시키는 경우 등가하중은 13~15%정도 증가되어야 된다.

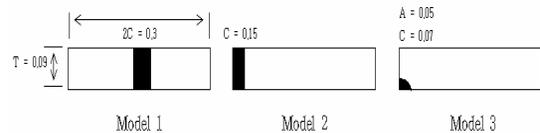


그림 2 Crack Model

표 2. 모델 별 수명계산 결과

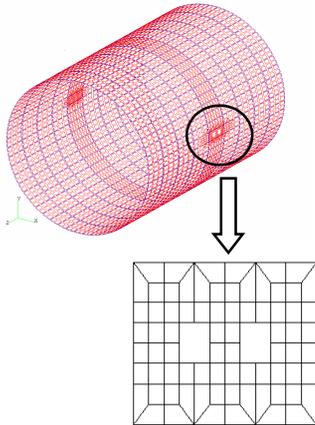
Crack Model	하중종류	Nz	수명(N _f)	비고
Model 1	피로하중	-	50,766	-
	등가하중	11.8	77,935	-
	수정된 등가하중	13.5	50,514	+14.5%
Model 2	피로하중	-	31,129	-
	등가하중	11.8	48,356	-
	수정된 등가하중	13.6	31,054	+14.8%
Model 3	피로하중	-	90,549	-
	등가하중	11.8	135,351	-
	수정된 등가하중	13.4	90,072	+13.6%

2.2 유한요소 모델

중형항공기급의 동체에서 취약한 부위를 예측하기위해 유한요소 모델링을 수행하였다(그림 3). 기준이 된 항공기는 B717-200이다. 유한요소 모델에 사용한 요소의 종류는 표 3과 같다. 유한요소해석을 수행하여 각 부위의 응력을 계산하고, 취약부위를 예측하였다.

표 3. 사용된 요소 구분

Structure	ELEMENT TYPE	T(in)	A(in ²)	I(in ³)
Skin	CQUAD4	.071	-	-
Longeron	CROD	-	.333	-
Frame	CBEAM	-	.438	.288
Crack	CRACK2D	0.071		



Frame Spacing = 19.0" , Longeron Spacing = 7.0"
 Cylinder Diameter = 120.0" , Skin Thickness = 0.071"
 그림 3 균열 성장부위 유한요소 모델링

2.3 균열진전 방향 예측

초기 균열의 진행방향을 예측하기 위하여 본 논문에서는 에너지 밀도계수(strain energy density factor)를 사용하였다. 등방성 재료(homogeneous material)인 경우 균열은 에너지 밀도계수가 최소가 되는 방향으로 진전한다고 알려져 있다[4]. 에너지 밀도계수는 아래와 같다.

$$S = a_{11}k_1^2 + 2a_{12}k_1k_2 + a_{22}k_2^2 + a_{33}k_3^2 \quad (7)$$

여기서 k_1 , k_2 , k_3 는 각각 인장(tensile), 면내전

단(in-plane-shear) 및 면외전단(out-of-plane) 하중에 대한 응력확대계수이다. 계수 a_{ij} 는 (8)식으로 표현된다.

$$\begin{aligned}
 16\mu a_{11} &= (3 - 4\nu - \cos\theta)(1 + \cos\theta) \\
 16\mu a_{12} &= 2 \sin\theta(\cos\theta - 1 + 2\nu) \\
 16\mu a_{22} &= 4(1 - \nu)(1 - \cos\theta) + (3 \cos\theta - 1)(1 + \cos\theta) \\
 16\mu a_{33} &= 4
 \end{aligned} \quad (8)$$

여기서 ν 는 포아송 비이고, μ 는 전단강성이다. 계산에 사용되는 응력확대계수는 CRACK2D 요소를 이용하여 계산하였다. 균열선단(crack tip)에서의 각도에 따른 에너지 밀도 계수를 계산한 결과 균열은 0도 방향으로 진행함을 알 수 있다(그림 4). 계산에 사용된 재료는 AL7075-T6이다.

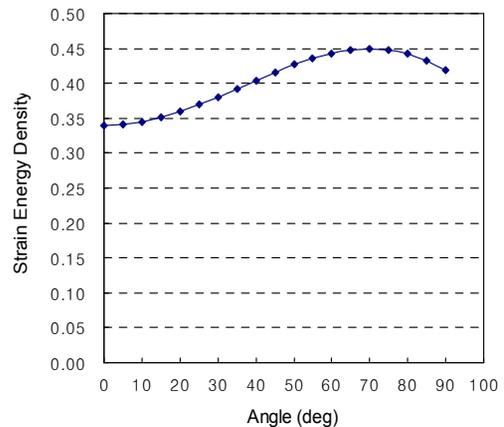


그림 5 각도에 따른 에너지 밀도 계수

2.4 균열진전 해석

2.4.1 해석절차

등가하중을 계산한 후 S-N 선도를 이용하여 수명을 평가한다. 그리고 scatter factor 3.0을 적용하여 피로해석을 수행한다. 수명이 설계요구 조건을 만족하지 못하는 부분에 대하여 균열진전 해석을 수행한다. scatter factor 2.0을 적용하여 균열진전 해석을 수행한다. 해석결과가 설계

수명의 2배보다 작은 경우는 실제 피로하중에 대하여 해석을 수행한다. 이 경우에는 retardation model을 적용하여 sequence 영향을 고려한다. 구조물의 피로수명은 구조물의 잔류강도가 구조물의 제한하중 시에 작용하는 응력과 같아지는 하중 사이클 수로 정의한다.

2.4.2 동체 수명해석

단위하중에 의해 스킨(skin)에 작용하는 단위 응력은 아래와 같다. 여기서 단위응력은 1 flight 비행 시 동체에 가해지는 피로손상과 동일한 단위하중을 의미한다.

- 등가단위 응력[5]

$$\sigma_{max} = 7,856 \text{ psi}, R = 0.0$$

- 설계요구조건

B717-200의 설계수명은 60,000 flight이다.

해석으로 입증하여야할 수명은 retardation을 고려하지 않고 등가단위하중을 사용하는 경우 scatter factor 2.0과 등가하중을 사용하는데 따르는 추가의 factor 1/0.85를 적용하여 211,800 Flight이다. 여기서 scatter factor는 제작사의 경험과 축적된 데이터를 근거하여 항공기가 운용 중 설계 수명 내에서 피로손상에 의한 파손확률을 1/800나 0.9987 정도로 확보할 수 있도록 결정된다.

표 4. 재료 물성

MATERIAL	E(ksi)	$K_{crit}(ksi\sqrt{in})$
AL7075-T7352	10.4×10^3	45.0

해석에 사용된 재질은 표 4와 그림 6과 같다. K_{crit} 는 두께의 영향을 고려한 응력확대 계수이다.

$$\frac{K_{crit}}{K_{Ic}} = 1 + B_k e^{-\left(A_k \frac{t}{t_0}\right)^2} \quad (9)$$

여기서 K_{Ic} 와 A_k 및 B_k 는 plane stress fracture toughness와 fit parameter이다.

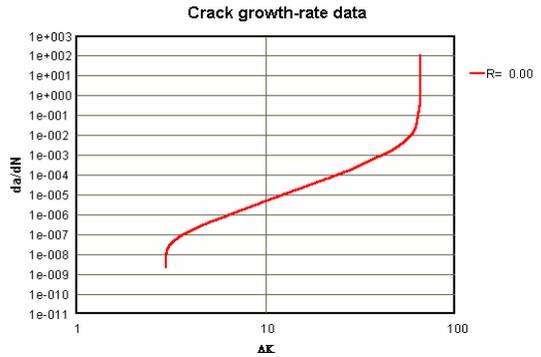


그림 6. AL7075-T7352 Crack Growth-Rate Data

2.4.3 기하학적 형상계수 계산

복잡한 구조물의 균열성장해석을 위해서는 균열길이에 따른 응력확대계수를 평가하여야 한다. 본 논문에서는 NASTRAN을 이용하여 균열 길이에 대한 응력확대계수(stress intensity factor)를 계산하고 이를 이용하여 기하학적 형상계수를 구하였다[표 5].

표 5. 응력확대계수 및 형상보정계수

Crack length (in)	2.0	4.0	7.0	9.0
$K_{FEA} (ksi\sqrt{in})$	15.9	29.9	50.2	23.0
β	0.81	1.08	1.36	0.55

$$\beta = \frac{K_{FEA}}{\sigma\sqrt{\pi a}}$$

K_{FEA} = 유한요소 해석으로 얻은 응력확대계수

2.4.4 균열성장해석

2.4.3의 결과(표5)를 이용하여 항공기 동체의 균열성장해석을 수행하였다. 균열성장해석은 응력확대계수가 K_{crit} 에 도달하는 수명까지 계산하

였다. 초기균열길이(a_i)는 0.5 in로 가정하였다. 해석 결과 임계균열길이는 5.18 in이고 수명은 274,050 flight로 설계요구조건을 만족시킨다. 그림 7은 균열진전 해석결과이다.

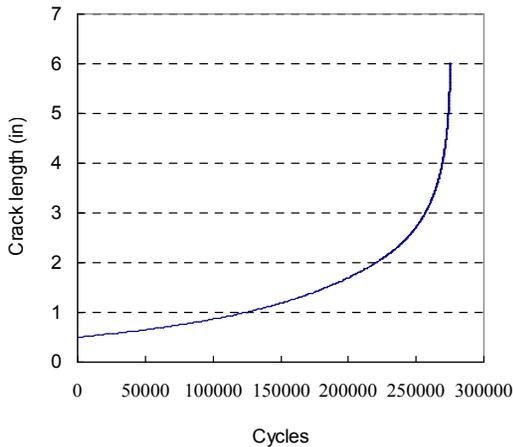


그림 7. 균열진전해석 결과

3. 결론

본 논문에서는 항공기 동체구조물에 대한 수명을 평가하기 위해 등가 단위하중을 이용하여 피로해석을 수행하였다. 여러 가지 균열조건에 대한 균열성장해석을 수행하여 단위하중에 대한 타당성을 검토하였으며, 이를 이용하여 동체구조물에 대한 균열진전해석을 수행하였다. 균열진전해석에 필요한 응력확대계수와 형상보정계수를 유한요소해석을 이용하여 계산하였으며, 변형률 에너지 밀도계수를 이용하여 초기의 균열진전방향을 예측하였다. 본 논문에서 제시한 수명해석 방법은 비교적 간단하므로 구조물의 초기설계나 수리 시 유용하게 사용할 수 있다고 판단된다.

4. 후 기

본 논문은 국토해양부가 출연하고 한국건설교통기술연구원에서 위탁 시행한 항공안전기술 개발 사업으로 수행된 연구임

참 고 문 헌

1. Swift, T., "A Course in Stress Analysis Oriented Fracture Mechanics"
2. 김성준, "등가하중을 이용한 수명평가 방법 고찰", 2001 항공기술 세미나, pp.45-52
3. John M. Potter and Roy T, 1987 Watanabe "Development of Fatigue Loading Spectra"
4. G. C. Sih, B. M. Barthelemy, "Mixed Mode Fatigue Crack Growth Predictions", Engineering Fracture Mechanics, Vol. 13, 1980, pp. 439-451
5. MDC-96K9213
6. MSC/NASTRN Linear Static Analysis User's Guide ver. 69