

손상허용해석을 위한 균열성장모델 교정

Calibration of crack growth model for damage tolerance analysis

주 영 식*

Joo, Young-Sik

김 재 훈**

Kim, Jae-Hoon

ABSTRACT

This paper introduces the calibration results of the fatigue crack growth models for damage tolerance analysis of the aircraft structures. Generalized Willenborg model and Wheeler model are calibrated with experimental data tested under the load spectrum of a trainer. The retardation factors such as, shut-off ratio in Generalized Willenborg model and shaping exponent in Wheeler model, are evaluated for aluminum alloys AL2024-T3511, AL7050-T7451 and AL7075-T73511. It is shown that the retardation effect of the crack growth rate depends on the yield strength of material and the maximum stress in the load spectrum. Generalized Willenborg model and Wheeler model give satisfactory prediction of crack growth life but the calibration of the experimental parameters with test is required.

주요기술용어 : Damage tolerance(손상허용성), Durability(내구성), Crack growth retardation(균열성장지연), Crack growth rate(균열성장률), Overload(과대하중), Load spectrum(하중스펙트럼)

1. 서 론

항공기 구조물은 다 년간 사용되므로 설계수명 동안 충분한 내구성과 손상허용성이 요구되고 있다. 이러한 요구조건을 뒷받침하기 위한 설계개념으로 내구성/손상허용설계개념이 적용되고 있다. 기체 구조의 내구성은 설계수명(service life) 동안 기체가 균열을 포함한 여러 가지 결함에 대해 견디는 능력을 말하며, 손상허용성은 설계수명 동안 기체가 허용 가능한 손

상 한계라고 할 수 있다. 구조설계의 내구성과 손상허용성을 확보하기 위하여 파괴역학을 적용한 내구성/손상허용해석 및 시험이 수행되며, 이는 재료에 내재하고 있는 초기결함의 성장수명을 근거로 하고 있다. 구조물의 안전을 지속적으로 유지하기 위해서는 설계뿐만 아니라 운용 중에도 구조물의 검사, 유지, 보수 등을 통한 감시가 요구되며, 이를 위해서는 신뢰성 있는 균열성장수명예측이 필수적이다.

피로균열의 성장수명은 재료특성과 하중환경에 의존하며, 특히 항공기와 같이 복잡한 피로하중을 받고 있는 구조물의 피로균열 성장거동은 일정진폭하중하의 균열성장거동과는 매우 다르며, 작용하중의 크기뿐

* 국방과학연구소 선임연구원

** 충남대학교 기계설계공학과 교수

만 아니라 불규칙한 하중이력에도 크게 영향을 받고 있다. 불규칙한 하중 상호간의 간섭으로 인하여 균열 성장률이 다르며, 이를 하중간섭효과(load interaction effect)라고 한다. 하중간섭효과에는 인장과대하중에 의한 균열성장지연현상과 압축과대하중에 의한 균열 성장가속현상이 있다. 특히, 인장과대하중에 의한 균열성장지연현상은 균열성장수명에 크게 영향을 미치며, 신뢰성 있는 수명을 평가하기 위해서는 균열성장지연현상을 반드시 고려하여야 한다. 균열성장지연현상의 원인에는 잔류응력(residual stress), 균열닫힘(crack closure), 균열선단의 둔화(blunting) 등이 있지만 대표적인 균열성장지연모델은 균열선단의 잔류응력이나 균열닫힘현상을 기반으로 하고 있다. 이 중 가장 널리 적용되고 있는 모델에는 Wheeler 모델^[1], Willenborg 모델^[2], 균열닫힘 모델^[3] 등이 있다. 각 모델에는 재료에 따른 실험상수가 포함되어있다. 초기의 Willenborg에는 재료상수가 없었지만 하중환경에 따른 예측수명의 신뢰성 부족으로 Gallagher 등^[4]이 실험상수를 도입하여 Generalized Willenborg 모델을 개발하였다.

본 연구에서는 항공기의 피로수명예측에 적용되고 있는 대표적인 균열성장지연모델의 실험상수를 평가하고, 재료에 따른 지연효과를 분석하였다. 시험재료는 항공기의 주 부재에 사용되고 있는 AL2024-T3511, AL7050-T7451, AL7075-T73511이며, 훈련기의 하중스펙트럼을 이용하였다.

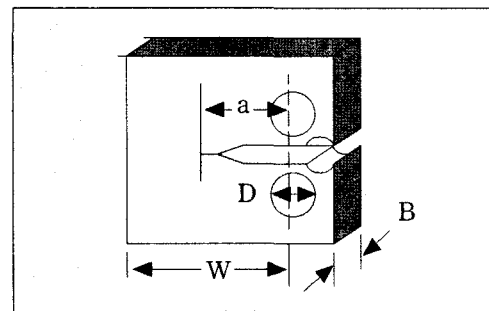
2. 균열성장시험

2.1 재질 및 시편

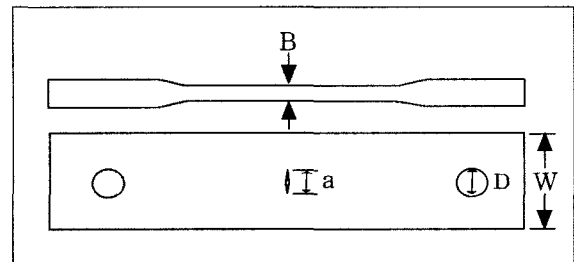
시편 재료는 항공기 주 부재에 사용되고 있는 재료

[표 1] Mechanical properties

Material	Yield strength (ksi)	Tensile strength (ksi)	Young's modulus (ksi)	K_{IC} ($ksi\sqrt{in}$)
AL2024-T3511	55	77	10700	25
AL7050-T7451	66	77	10300	31
AL7075-T73511	65	74	10300	33



(a) CT



(b) CCT

[그림 1] Specimen Configuration

인 알루미늄 합금으로, AL2024-T3511, AL7050-T7451, AL7075-T73511이다. 3가지 재료의 기계적 물성치를 표 1에 나타내었다. 시편은 ASTM E647-95a에 따라 제작되었으며, 시편 형상은 CT(Compact

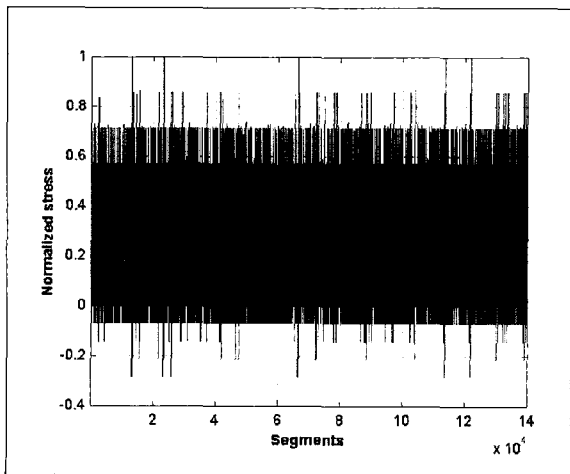
Tension) 및 CCT(Center Cracked Tension)로 그림 1에 보인바와 같다. CCT 시편의 중앙에는 7.6 mm의 노치가 가공되어 있다. 각 재료별 시편의 치수는 표 2와 같다.

2.2 균열성장시험

균열성장지연모델의 평가에 사용된 시험하중은 항공기 주 부재인 주익 스파와 동체 론저론의 하중 스펙트럼이다. 이는 항공기의 임무형상을 고려하여 개발한 비행대 비행 스펙트럼으로 랜덤한 하중이다. 그림 2는 주익의 하중스펙트럼 형상을 나타낸 것이다.

[표 2] Specimen dimension(Unit : mm)

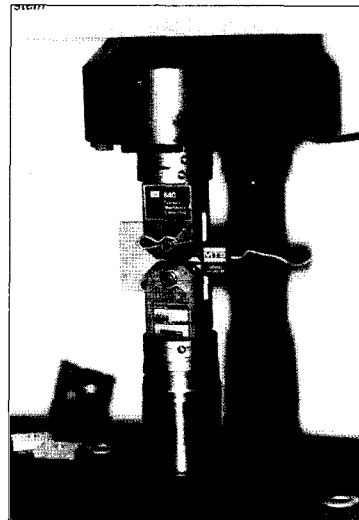
Specimen		W	B	D	a
CT	AL2024-T3511	65.0	16.0	16.2	13.0
	AL7050-T7451	50.8	10.0	12.6	10.0
	AL7075-T73511	40.0	10.0	12.7	10.0
CCT	AL2024-T3511	38.0	5.0	16.0	7.6



[그림 2] Flight by flight load spectrum for wing

사용 재료에 따른 균열성장지연효과를 규명하기 위하여 동일한 하중스펙트럼하에서 균열성장시험을 수행하였다. 또한 하중스펙트럼에 따른 균열성장지연효과를 확인하기 위하여 주익 및 동체의 서로 다른 하중스펙트럼으로 구분하여 시험을 수행하였다.

균열성장시험 전에 MTS 유압서보 피로시험기의 790.40 모듈을 사용하여 일정진폭하중으로 초기균열(pre-crack)을 생성하였다. 하중 파형의 응력비 R은 0.1이고 주파수 10 Hz이었다. ASTM E647-95a의 절차에 따라 노치 영향을 고려하여 노치로부터의 균열 길이는 시편 두께의 10% 이상이 되도록 하였으며, 초기균열을 생성한 후의 응력강도계수(stress intensity factor)를 $10.0 \text{ ksi}\sqrt{\text{in}}$ 정도로 하였다. MTS 유압서보 피로시험기의 Testware 모듈을 사용하여 하중스펙트럼하의 균열성장시험을 수행하였다. 피로시험 중 주기적으로 균열길이를 측정하였으며, CT 시험편의 경우 COD(Crack Opening Displacement) 게이지를, CCT 시험편의 경우 이동현미경을 이용하였다. 시험 장면을 그림 3에 나타내었다.



[그림 3] Photo of CT specimen test

시험조건별 시험결과를 표 3에 수록하였다. 주익 스파와 동체 론저론의 시험하중 스펙트럼에 포함되어 있는 하중 사이클의 최대 응력은 각각 23.00 ksi 및 20.50 ksi이었다. 표 3의 최대 응력은 CCT 시편의 경우 최대 인장응력을, CT 시편의 경우 최대 베어링 응력을 나타내고 있다.

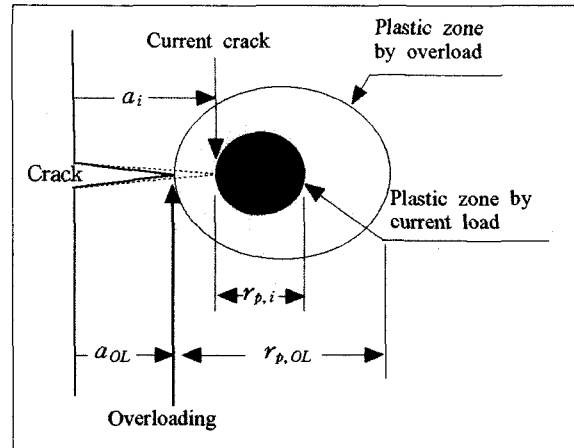
3. 균열성장모델교정

3.1 Generalized Willenborg 지연모델

일반적으로 손상허용해석에 널리 적용되고 있는 Generalized Willenborg 모델은 1971년 Willenborg^[2]에 의해 처음 제안된 모델을 1974년 Gallagher와 Hughes^[4]가 수정한 모델이며, 재질에 따른 실험상수를 도입하였다. 이 모델의 개념은 균열 선단의 소성역(plastic zone)에 의해 발생하는 잔류응력 상태에 따라 유효응력강도계수(effective stress intensity factor)를 계산하여 균열 진전력(driving force)으로 사용한 것이다. 그림 4에 보인 것과 같이 과대하중에 의한 소성역을 $r_{p,OL}$ 이라 하고, 과대하중 작용 후의 균열 진전량을 $\Delta a (= a_i - a_{OL})$ 라고 할 때, 현재의 균열길이 a_i 에서 과대하중에 의해 발생한 소성역 경계까지의 거리는 $r_{p,OL} - \Delta a$ 이며, 이 크기의 소성역을 생성하기 위해 요구되는 응력강도계수 K_{max}^{req} 는 식(1)과 같다.

$$\frac{1}{\alpha\pi} \left(\frac{K_{max}^{req}}{\sigma_{ys}} \right)^2 = r_{p,OL} - \Delta a \quad (1)$$

식(1)에서 σ_{ys} 는 재료의 항복응력이며, α 는 응력상태에 따라 달라지는 값으로 평면변형률(plane strain)



[그림 4] Plastic zone size due to overloading

상태의 경우 $4\sqrt{2}$, 평면응력(plane stress)의 상태의 경우 2이다. K_{max}^{req} 는 과대하중에 의한 소성역을 벗어나는데 필요한 응력강도계수라고 할 수 있다. 이 값과 현재하중에 의한 응력강도계수 $K_{max,i}$ 와의 차를 Willenborg의 잔류응력강도계수 K_R^W 라고 하고, 다음 식(2)와 같이 계산된다.

$$K_R^W = K_{max}^{req} - K_{max,i} \quad (2)$$

위의 식(2)와 같이 계산되는 잔류응력강도계수를 Gallagher와 Hughes는 비례상수 ϕ 를 도입하여 다음과 같이 제안하였다.

$$K_R = \phi K_R^W \quad (3)$$

비례상수 ϕ 는 다음 식으로 계산된다.

$$\phi = \frac{[1 - (K_{TH}/K_{max,i})]}{S - 1} \quad (4)$$

여기서, K_{TH} 는 하한응력강도계수이다. 그리고, S를 Shut-off ratio라고 하며, 이는 과대하중이 작용하였

[표 3] Summary of test results

Spectrum	Specimen	Material	Max. stress (ksi)	Specimen No.	Crack length(mm)		Life (Fhrs)
					Initial	Final	
Wing F-B-F Spectrum	CCT	AL2024-T3511	23.00	WS#01	10.08	23.01	13,840
		AL2024-T3511	23.00	WS#02	11.29	22.85	12,150
	CT	AL2024-T3511	11.45	WS#03	15.00	40.36	20,868
		AL2024-T3511	11.45	WS#04	14.00	42.42	23,654
		AL2024-T3511	14.32	WS#05	14.00	37.25	10,716
		AL2024-T3511	14.32	WS#06	14.00	35.35	10,720
		AL7050-T7451	11.75	WS#07	11.50	29.73	10,154
		AL7050-T7451	11.75	WS#08	11.50	29.05	10,827
		AL7050-T7451	11.75	WS#09	11.50	29.82	12,049
		AL7075-T73511	8.07	WS#10	11.23	24.58	10,300
Fuselage F-B-F Spectrum	CCT	AL2024-T3511	20.50	FS#01	9.40	24.84	21,462
		AL2024-T3511	20.50	FS#02	10.96	24.74	17,783
	CT	AL2024-T3511	11.74	FS#03	15.00	38.45	19,090
		AL2024-T3511	11.74	FS#04	15.00	39.63	21,840
		AL2024-T3511	11.74	FS#05	15.00	39.50	21,000
		AL7050-T7451	10.47	FS#06	11.50	34.12	16,090
		AL7050-T7451	10.47	FS#07	11.50	34.48	17,100
		AL7050-T7451	10.47	FS#08	11.50	34.00	14,840
		AL7075-T73511	10.28	FS#09	11.23	22.04	5,460

을 때 시편의 균열이 더 이상 진전하지 않는 상태에서 K_{max}^{OL} 과 $K_{max,i}$ 비의 최소값으로 다음 식(5)와 같다.

$$S = \frac{K_{max}^{OL}}{K_{max,i}} \quad (5)$$

공칭응력에 의한 응력강도계수 값에서 K_R 값을 뺀 값이 실제 균열성장에 영향을 미치는 균열 진전력이

며, 이를 유효응력강도계수라고 하고 식(6)과 같이 표현한다.

$$\begin{aligned} K_{max,i}^{eff} &= K_{max,i} - K_R, \\ K_{min,i}^{eff} &= K_{min,i} - K_R, \\ &(K_{min,i} - K_R < 0 \text{ 이면 } K_{min,i}^{eff} = 0) \end{aligned} \quad (6)$$

따라서, 유효응력강도계수 범위는 다음 식과 같다.

$$\Delta K_{eff,i} = K_{max,i}^{eff} - K_{min,i}^{eff} \quad (7)$$

유효 응력비 R_{eff} 는 다음과 같다.

$$R_{eff,i} = \frac{K_{min,i}^{eff}}{K_{max,i}^{eff}} \quad (8)$$

과대하중 이후의 균열성장률은 식(9)와 같이 나타내어진다.

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_i = C(\Delta K_{eff,i})^{m_p} \quad (9)$$

이 모델에서 과대하중에 의한 균열성장의 지연은 결국 식(4)의 S값에 따라 의존하며, S값이 작아지면 식(7)의 유효응력강도계수 범위가 작아지므로 지연효과가 크게됨을 알 수 있다. 따라서, 균열성장수명은 길게 예측된다.

3.2 Wheeler 지연모델

Wheeler의 균열성장지연 모델은 1972년 제안되었으며, 일정진폭하중하의 균열성장률을 수정하여 과대하중후의 하중사이클에 대한 균열성장률을 예측하였다. 즉, 식(10)과 같이 표현된다.

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_i = (C_P)_i \left(\frac{da}{dN}\right)_{CA,i} \quad (10)$$

여기서, $(da/dN)_{CA,i}$ 는 일정진폭하의 균열성장률이다. $(C_P)_i$ 는 지연계수로 재료에 의존하며, 식(11)과 같이 정의된다.

$$(C_P)_i = \left[\frac{r_{p,i}}{(a_{OL} + r_{p,OL}) - a_i} \right]^m \quad (11)$$

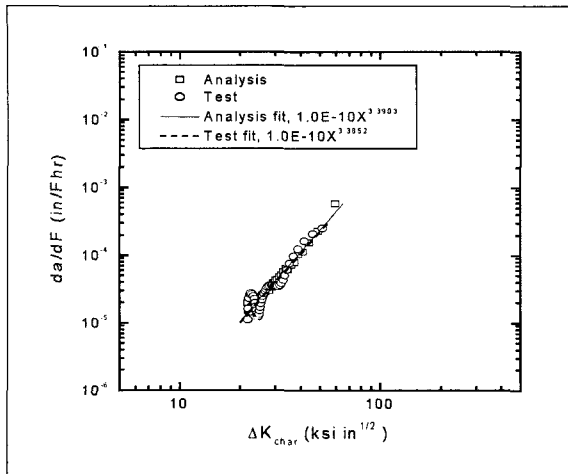
여기서, $r_{p,OL}$ 는 그림 4에 보인바와 같이 과대하중에 의한 소성역 크기이고, $r_{p,i}$ 는 현재 균열의 소성역 크기이다. $(C_P)_i$ 는 0에서 1까지의 값을 가지며, 과대하

중에 의한 소성역을 벗어나면 $(C_P)_i$ 는 1이 된다. m 은 재료에 의존하는 형상지수(shaping exponent)이다. m 값에 따라 과대하중에 의한 지연정도가 다르며 m 이 커지면 $(C_P)_i$ 가 작아져서 지연효과가 커지게 되므로 균열성장수명은 길게 예측된다.

3.2 균열성장모델교정

균열성장모델교정은 시험에서 얻은 균열성장곡선과 균열성장지연모델로부터 해석되는 균열성장곡선이 일치되는 지연계수(retardation factor)인 실험상수를 산출하는 것이다. 즉, 시험조건과 동일한 조건에 대한 균열성장해석결과가 시험결과와 일치하도록 Generalized Willenborg 모델의 Shut-off ratio인 식(5)의 S와 Wheeler 모델의 형상지수인 식(11)의 m 을 결정하는 것이다. 시험결과와 해석결과의 균열성장곡선과 파단수명(failure life)이 일치하는 것이 가장 이상적이지만 두 결과를 완전히 일치시키기는 상당히 어려우며 불안정 성장영역은 수명이 상당히 짧으므로 초기균열로부터 파단수명의 약 80%까지 균열성장곡선이 일치하는 값을 최종 S와 m 으로 선정하였다. 시험결과와 해석결과의 일치여부는 균열성장률과 응력강도계수와와의 관계인 $da/dF - K_{char}$ 곡선으로부터 판정하였다. 그림 5와 같이 실험데이터를 선형화한 직선과 해석데이터를 선형화한 직선이 거의 일치할 때의 조건이다. 그림의 da/dF 는 단위 비행시간 당의 균열성장률이며, K_{char} 는 스펙트럼의 Root-mean-square이다.

각 시험조건에 대하여 S와 m 을 분석한 결과를 표 4에 나타내었다. CRACKS95를 이용하여 균열성장해석을 수행하였으며, 동일 조건의 시험은 파단수명이 짧고 시험상태가 양호한 시편에 대하여 분석하였다.

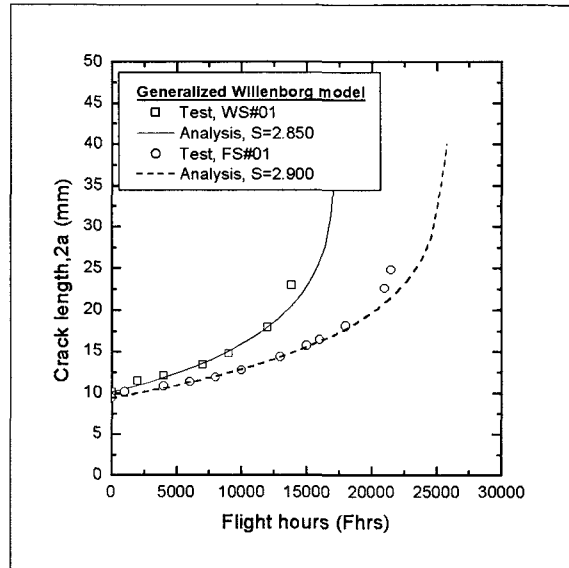


[그림 5] Comparison of da/dF between test data and analysis data

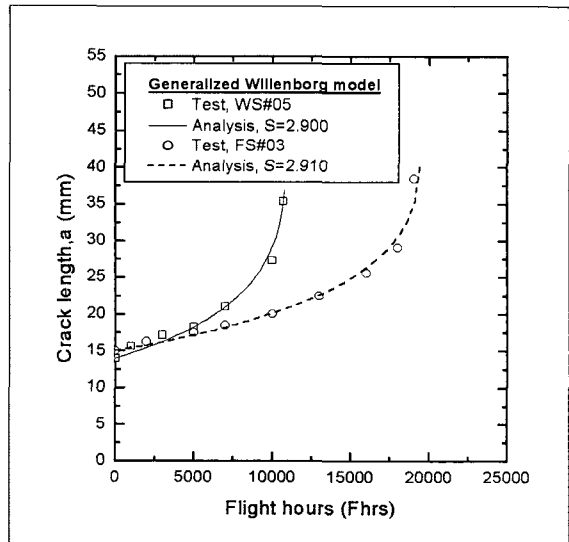
[표 4] Calibration results of retardation factor, S and m

Specimen No.	Material	Stress state	Retardation factor	
			S	m
WS#01	AL2024-T3511	P. Stress	2.850	1.260
WS#04	AL2024-T3511	P. Stress	2.930	1.105
WS#05	AL2024-T3511	P. Stress	2.900	1.073
WS#08	AL7050-T7451	P. Stress	3.250	0.973
WS#10	AL7075-T73511	P. Stress	3.300	0.915
FS#01	AL2024-T3511	P. Stress	2.900	1.180
FS#03	AL2024-T3511	P. Stress	2.910	1.110
FS#06	AL7050-T7451	P. Stress	3.300	0.925
FS#09	AL7075-T73511	P. Stress	3.150	1.070

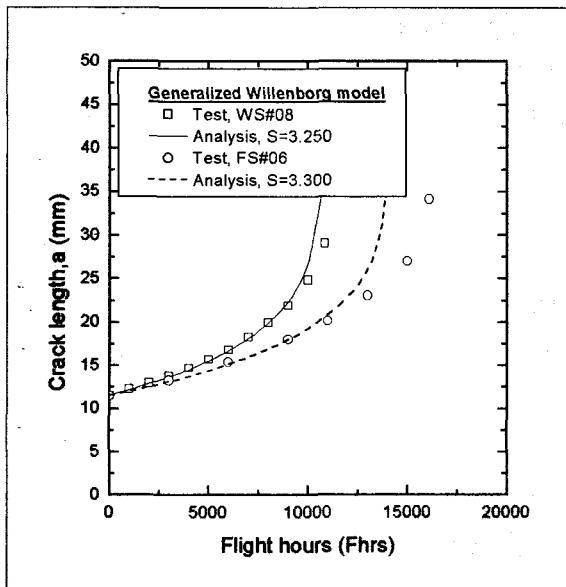
그림 6~9는 Generalized Willenborg 모델에 대한 각 재료별 Shut-off ratio S의 교정 결과를 도시한 것이다.



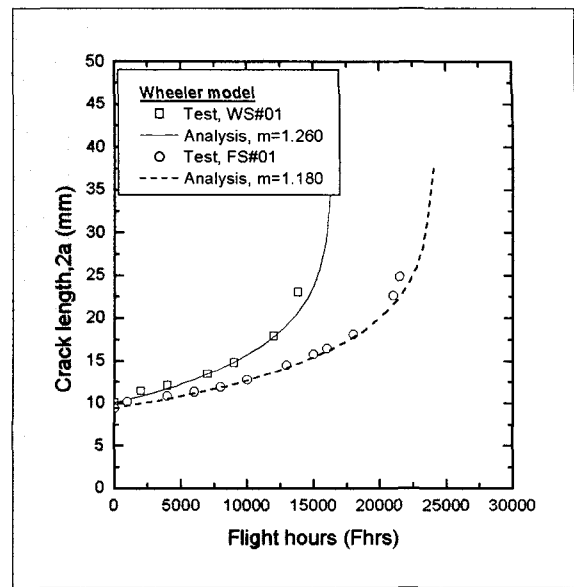
[그림 6] Calibration results of retardation factor S for AL2024-T3511, CCT specimen



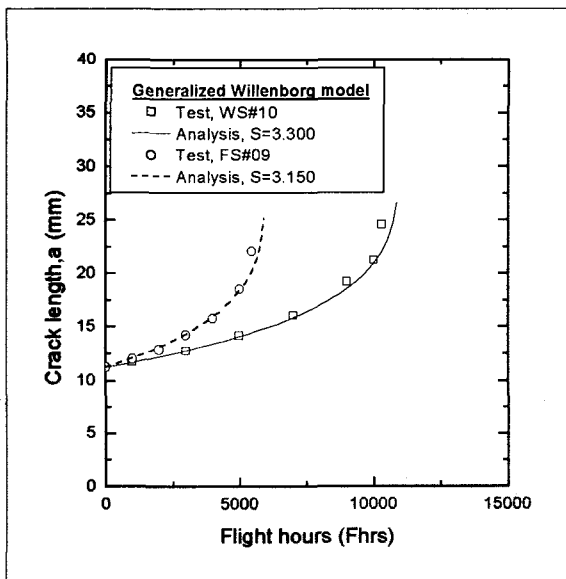
[그림 7] Calibration results of retardation factor S for AL2024-T3511, CT specimen



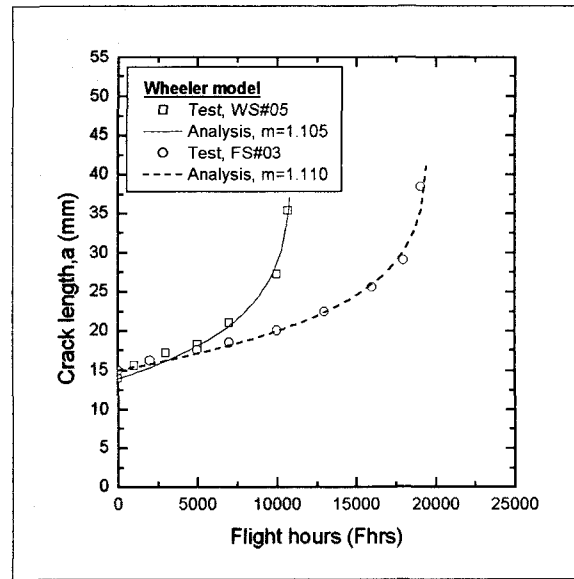
[그림 8] Calibration results of retardation factor S for AL7050-T7451, CT specimen



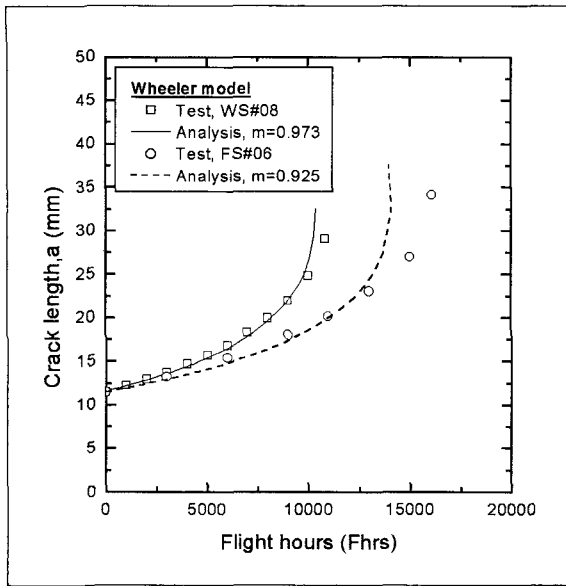
[그림 10] Calibration results of retardation factor m for AL2024-T3511, CCT specimen



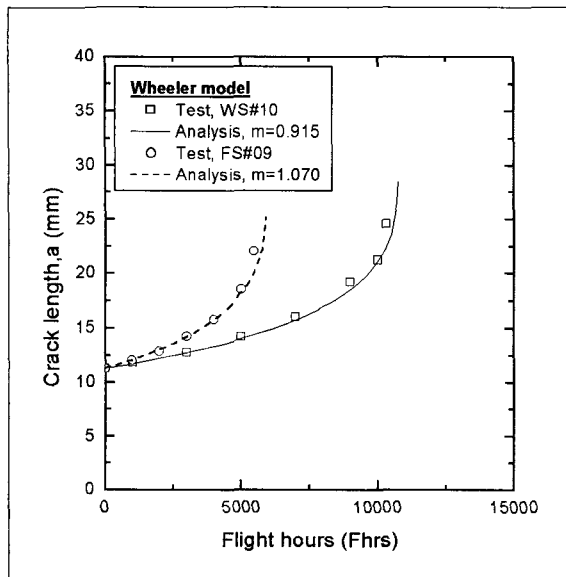
[그림 9] Calibration results of retardation factor S for AL7075-T73511, CT specimen



[그림 11] Calibration results of retardation factor m for AL2024-T3511, CT specimen



[그림 12] Calibration results of retardation factor m for AL7050-T7451, CT specimen



[그림 13] Calibration results of retardation factor m for AL7075-T73511, CT specimen

각 그림에 주익과 동체 하중스펙트럼하의 시험결과를 같이 나타내었다.

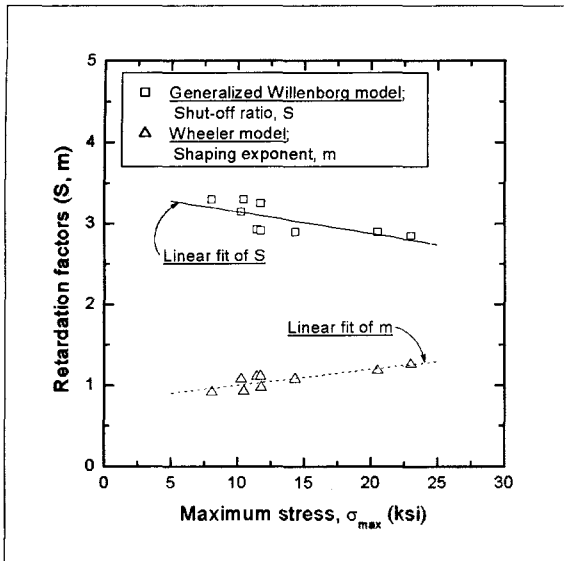
그림 10~13은 Wheeler 모델에 대한 각 재료별 형상지수 m의 분석결과를 보인 것이다.

표 5는 Generalized Willenborg 모델과 Wheeler 모델의 지연계수를 각 재료별로 다시 정리한 것이다. AL2024-T3511의 자료는 평균값이다.

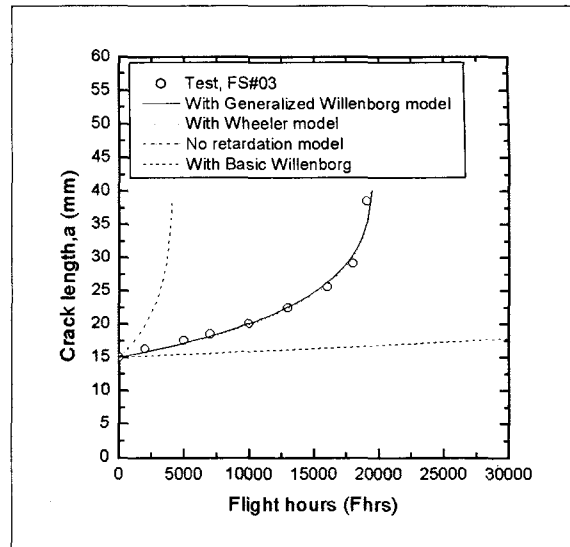
[표 5] Retardation factors of G. Willenborg and Wheeler model by material

Material	G. Willenborg(S)		Wheeler(m)	
	Wing	Fuse.	Wing	Fuse.
AL2024-T3511	2.893	2.905	1.146	1.145
AL7050-T7451	3.250	3.300	0.973	0.925
AL7075-T73511	3.300	3.150	0.915	1.070

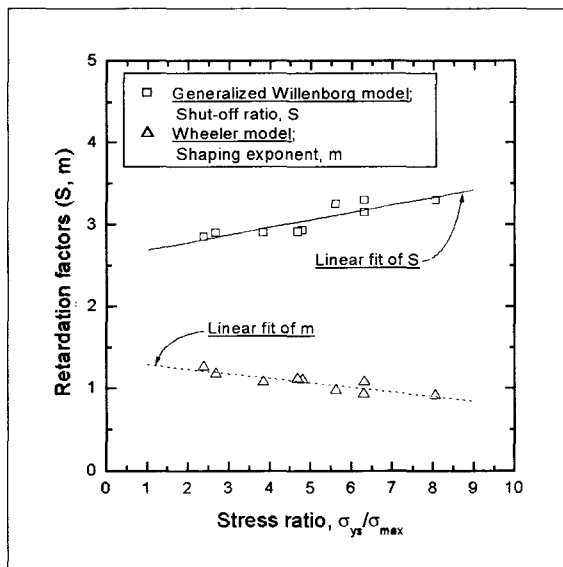
그림 14는 두 모델의 지연계수와 하중스펙트럼의 최대응력과 관계의 그래프를 나타낸 것이다. 그림에서 보는바와 같이 응력이 증가함에 따라 S는 감소하고 m은 증가하므로, 응력이 커지면 지연효과가 커짐을 알 수 있다. 선형적인 특성을 보이고 있다. 그림 15는 두 모델의 지연계수와 응력비, σ_{ys}/σ_{max} 와의 관계를 도시한 것이다. 재료의 항복응력이 증가함에 따라 지연계수 S는 증가하고 m은 감소하므로, 항복응력이 커지면 지연효과가 감소함을 알 수 있다. Generalized Willenborg 모델의 경우 AL2024-T3511의 S값이 AL7000계열 재료에 비해 낮은 것은 항복응력이 작기 때문인 것으로 판단된다. 또한 Wheeler 모델의 경우 AL2024-T3511의 m이 큰 것도 항복응력의 영향인 것으로 판단된다.



[그림 14] Relations between retardation factors and maximum stress in load spectrum



[그림 16] Crack growth life predictions using different retardation models for specimen FS#03



[그림 15] Relations between retardation factors and stress ratio of σ_{ys}/σ_{max}

그림 16은 시편 FS#03의 시험결과에 대하여 균열 성장지연효과를 고려한 경우와 고려하지 않은 경우 균열성장수명의 예측결과를 보인 것이다.

그림에서 보는바와 같이 시험결과와 균열성장지연 효과를 고려하지 않고 예측한 결과(No retardation)는 상당한 차이를 보이고 있다. 또한 초기의 모델인 Basic Willenborg 모델은 상당히 비보수적(non-conservative)으로 예측됨을 알 수 있다. 그러나, Generalized Willenborg 모델과 Wheeler 모델은 거의 일치하고 있다. 따라서, 정확하게 균열성장수명을 예측하기 위해서는 재료와 하중스펙트럼에 따른 균열 성장지연 모델의 지연계수들의 교정이 필수적으로 요구된다.

4. 결 론

항공기 구조의 손상허용해석에 사용되고 있는 균열 성장지연모델의 지연계수를 실험적으로 평가하였으며, Generalized Willenborg 모델과 Wheeler 모델을 이

용하였다. 항공기 구조의 주요 재료로 사용되고 있는 알루미늄합금 AL2024-T3511, AL7050-T7451 및 AL7075-T73511에 대하여 비행대 비행 하중 스펙트럼하에서 피로시험을 수행하였다.

본 연구를 통하여 AL2024-T3511과 AL7050-T7451 및 AL7075-T73511인 3가지 재료에 대한 Generalized Willenborg 모델과 Wheeler 모델의 지연계수를 확보하였다. 균열성장의 지연효과는 하중스펙트럼에 영향을 받고 있음을 확인하였으며, 하중스펙트럼의 작용응력이 클수록 균열성장에 미치는 지연효과가 크게 평가되었다. 그리고, 재료에 따라서도 균열성장에 미치는 지연효과가 다르게 나타났으며, 항복응력이 클수록 지연효과가 적은 것으로 평가되었다. 따라서, 균열성장 수명예측의 신뢰성을 높이기 위해서는 균열성장지연모델의 교정이 필수적이라 사료된다.

참 고 문 헌

- [1] Wheeler, O. E., "Spectrum loading and crack growth", J. Basic Eng., Trans. ASME, D, Vol.94, 1972, pp.181~186.
- [2] Willenborg, J., Engle, R. M., and Wood, H. A., "A crack growth retardation model using an effective stress concept", AFFDL-TM-71-1-FBR, 1971.
- [3] Elber, W., "The significance of fatigue crack closure", ASTM STP 486, 1971, pp.230~242.
- [4] Gallagher, J. P., Hughes Y. F., "Influence of yield strength on overload affected fatigue crack growth behavior in 4340 steel", AFFDL TR-74-27, 1974.
- [5] Petrak, G. J., Gallagher, J. P., "Prediction of the effect of yield strength on fatigue crack growth retardation in HP-9Ni-4Co-30C steel", Trans. ASME, 1975, pp.206~213.
- [6] Gallagher, J. P., Miediar, P. C., Cross, C. W. Papp, M. L., "Crack 95 system user's manual", University of Dayton Research Institute, 1995.
- [7] Finny, J. M., "Modelling for Fatigue Crack Growth Prediction in Aircraft", Fatigue Frac. Engng. Mater. Strut. Vol.8, No.3, 1985, pp. 305~333.