울산대학교 공학연구논문집 제32권 1호 pp. 97~110, 울산대학교.
Journal of Engineering Research Vol. 32, No. 1, pp. 97~110, 2001
University of Ulsan.

항공기 Butt Lap Joint 볼트연결 구조부의 손상허용성 시험 및 평가에 대한 연구

황강욱* · 권정호*
*수송시스템공학부

<요 약>

본 연구는 항공기 주익이나 동체 표피구조의 Butt Lap Joint 연결부 볼트구멍 주변에 내재된 짧은 모서리 균열을 가진 시험편 구조에 대하여 설계 예상수명 동안의 비행하중스펙트럼하에서 피로균열성장 시험을 수행하고 모서리 균열에 대한 기존의 3차원 응력강도계수 계산식을 이용하여 균열성장해석을 수행한 결과와 실험결과를 비교함으로써 Butt Lap Joint 구조의 손상허용성 평가를 수행하였다.

Damage Tolerance Test and Evaluation on Aircraft Butt Lap Joint Structure Under Flight-by-Flight Load Spectrum

Kang-Wook Hwang* · Jung-Ho Kwon*
*School of Transportation Systems Engineering

<Abstract>

The prediction of fatigue crack growth on the basis of the linear fracture mechanics is in accordance with the cases of through-thickness-cracks or long cracks, however the crack growth pattern of corner crack which is located at joint holes is different. The behaviours of such a short corner crack play an important role on the damage tolerance life of aircraft structures. In this paper fatigue crack growth tests are carried out on the butt lap joint specimens with small corner crack on the bolt hole under

expected flight-by-flight load spectrum. And the damage tolerance evaluation is also performed for the design condition of 2 life times.

1. 서 론

설계가 점점 경량화되고 비파괴검사 기술이 발달됨에 따라 최근에 와서 손상허용개념이 확대되어 가고 있다. 즉, 현재까지 안전수명 개념으로 설계되어온 다른 기체부위나 터빈엔진, 베어링류, 각종 중요 피팅, 착륙장치, 유압장치, 펌프등과 같이 초기균열이나 결함이 극히 작고 비교적 성장 수명이 짧아 이전에는 손상허용기법이 적용되기 어려웠던 부품까지 확대되어 가고 있고, 짧은 균열의 성장거동에 대한 연구는 80년대 중반부터 본격적으로 수행되어 오고 있다. 그러나 선형파괴역학을 기초로 하는 균열성장 평가는 균열길이가 상당히 긴 상태나 2차원 응력 상태의 관통균열에서는 잘 부합되나 연결구멍이나 노치부에 위치한 크기가 작은 표면결함이나 모서리균열과 같이 3차원 상태의 균열성장 패턴에는 잘 일치되지 않는 것으로 알려지게 되었다[1,2]. 특히 긴 균열의 초기성장 영역에서의 성장패턴과 동일한 응력 확대계수폭을 가지는 미소균열의 성장 패턴은 전혀 다르게 나타나는 것으로 알려지고 있다[3,4]. 이러한 배경으로 본 연구는 항공기의 주익이나 동체 표피구조의 Butt Lap joint 연결부 볼트구멍 주변에 내재된 짧은 모서리 균열을 가진 시험편 구조에 대하여 설계 예상수명 동안의 비행 하중 스펙트럼하에서 피로균열성장 시험을 수행하고 모서리 균열에 대한 기존의 3차원 응력강도계수 계산식을 이용하여 균열성장해석을 수행하여 해석결과를 시험결과와 비교함으로써 Butt Lap Joint 구조의 초기 모서리균열에 대한 손상허용성 평가를 수행하였다.

2. 초기 모서리균열설정 및 Lap Joint 모서리 균열성장 패턴

초기결함은 각 구조요소에 대하여 가장 응력분포가 높은 위치에 설정하게 된다. 이때 기체구조와 같이 연속적으로 여러 개의 홀을 가진 구조의 경우는, 가장 응력상태가 높은 취약한 볼트구멍에 초기결함을 설정하고 동시에 다음 하중상태의 다른 홀 또는 2차 구조물에도 적절한 초기 결함을 가진 것으로 간주한다. 다시 말하면, 1차 부위에서 균열이 성장하고 부분적 파손이 발생하는 동안 2차 부위에서도 어느 정도의 균열성장을 고려해야 한다. 이것은 1차 부위의 파손시 2차 구조의 잔여강도에 영향을 미치게 된다. 그리고, 초기결함의 크기는 저속균열성장과 파손안전구조의 구분에 따라 다르게 정의하며, 그림 1에서 요약적으로 보여주고 있다. 하중상태가 특별한 경우 예를 들어 높은 굽힘응력을 받는 평판에서는 반원모양의 표면균열 대신 타원형의 표면균열로 대치할 수가 있다. 이때 타원형의 균열크기는 그림 1에서 제시한 초기균열이 갖는 응력강도와 같도록 폭과 깊이를 설정하게 된다. 특히, Lap Joint 의 초기균열은 일반적으로 1/4원의 모서리 균열로 주어지게 된다. 편하중이 작용하게 되면 균열 가장자리를 따라 응력강도계수 값이 다르게 나타나게 되어 균열선단 위치에 따라 균열성장속도는 균일하지 않게 된다. 일반적으로 그림 2에서와 같이 홀방향(a)의 응력강도가 표면방향(c)보다 크게 나타나게 되며 따라서 1/4원의 모서리 균열

은 타원형으로 변화하게 되고 균열길이, a가 러그두께와 같아질 때 부분적인 관통균열로 전환하게 된다. 이와 같은 균열선단의 형상변화 과정은 그림 2 에서와 같이 3개의 파라미터로 나타낼 수가 있다. 즉,a (모서리 균열 깊이), c (표면방향의 균열길이), b (후면방향의 균열길이)로 나타낸다. 이러한 균열성장 양상의 변화에 따라 균열성장 속도가 달라지게 되고, 그림 2의 (c)와 같이 3단계로 균열성장변화를 관찰할 수 있다.

3. Lap Joint 구조의 균열성장 시험

본 시험에 사용된 시편의 형상은 그림 3과 같으며 사용된 재료는 스킨(Skin)은 Al2024-T62 이고 벌크헤드(Bulkhead)는 Al2124-T851로써 이들 사용재료에 대한 기계적 성질은 표1 과 같다.

3.1 예비 변형률 조사

시편 장착 후 예비균열을 위한 일정 진폭 사이클 하중을 가하기 전 다음의 목적을 위하여 예비 변형률조사(Pre-strain survey)를 수행한다.

- 시험 장치와 시편 하중 전달선의 일치성 여부 검사
- 시편의 응력분포(변형률 분포)에 대한 좌우상하 대칭에 대한 적합성
- 최대 시험 스펙트럼 하중의 예측

변형률 조사를 위한 실험은 하중 제어방식으로 준정적 상태(응력증분비 12MPa 이하)의 Ramp형 하중을 부하한다. 예비 변형률 조사를 위한 스트레인게이지는 단축 스트레인게이지를 사용하며 부착위치는 다음 그림 3에서 보는 바와 같이 스킨의 좌우상하중앙에 모두 6개, 벌크헤드 중앙에 모두 2개 총 8개를 부착한다.

3.2 예비 피로균열도입

비행 대 비행 하중스펙트럼의 본 시험을 수행하기 전 가공균열로부터 자연적인 피로균열을 도입하기 위하여 규정에서 제시한 1.27mm(0.05") 모서리 초기 균열보다 같거나 작도록 다음과 같은 방법으로 예비 피로균열을 유도하였다.

- 작용하는 일정진폭 하중은 하중비 R=0.1로 최대하중은 하중 스펙트럼상의 최대하중의 40%, 최소하중은 4%로 책정하며 하중은 Sine파형을 부하한다.
- 이때 작용하는 하중주파수는 하중작용속도가 균열 끝단부의 변형경화에 미치는 영향을 고려하여 1Hz로부터 10Hz 정도까지 서서히 증가시켜 사이클 하중을 가한다.
- 초기 하중작용시 시험편의 비대칭으로 인하여 과도한 굽힘이 발생할 경우 굽힘방지 치구를 시험편에 장착하고 치구 체결력은 상하좌우 대칭으로 한다.
- 상기 하중조건에서 매 5,000 사이클마다 균열발생여부를 확인하고 기록한다. 동일한 하중 하에서 100,000만 사이클 작용 이후에도 예비균열이 발생하지 않을 경우 하중을 10%씩 단계적으로 증가시켜 하중을 가하며, 매 5,000 사이클마다 균열발생여부를 확인하고 기록한다.

- 이때 균열이 발생하면 그 하중조건을 유지하며 규정에서 제시된 초기균열보다 같거나 작도록 매 2,000 사이클마다 균열성장을 체크하고 기록하며 균열성장이 진행함에 따라 하중조건을 5%씩 낮춰가며 급작스런 균열성장을 억제한다.

3.3 손상허용성 시험

손상허용시험을 위한 운용하중 스펙트럼을 각각의 비행임무를 포함하고 있는 521비행시간에 해당하는 하중스펙트럼을 1블럭하중으로 하여 16회 반복함으로써 1Life 수명에 대한 비행 대 비해 하중스펙트럼을 구현한다. 1블럭하중스펙트럼의 하중점은 50,376개이며 따라서 손상허용시험에 적용되는 2Life 수명에 해당하는 총하중점수는 1,612,032개에 달한다. 본 시험에서는 초기 1블럭 하중에 대해 작용하중의 오차가 규정내에 들어오는 주파수 범위를 설정하였으며 이로부터 작은 진폭의 하중에 대해서는 10Hz를 가하며 큰 진폭의 하중에 대해서는 5Hz를 사용하였고 주기적인 검사 및 균열 측정은 1블럭마다 이동식광학현미경을 사용하였다. 그리고, 그림 4 는 시험장치의 전체구성도를 나타내고, 그림 5는 1블럭하중스펙트럼의 형태를 보여주고 있다.

3.4 잔여 강도 시험

2 Life에 대한 균열성장 시험을 종료하고 시편의 균열길이, 외부 형태 등을 면밀히 검사한 후 정하중 시험의 경우와 유사한 방법으로 규정된 설계한계응력, Pxx를 작용시켜 잔여강도(Residual strength) 요구조건의 만족여부를 확인한다. 하중 Pxx로 시편이 파손되지 않을 시, 파면분석을 위해 정하중으로 시편을 파단시키고. 이때 하중 작용 단계별로 관련 하중 및 스트레인 데이터를 획득하고 기록한다.

3.5 파단면 분석

모서리 균열은 성장하여 부분관통, 완전관통의 단계로 진전되게 된다. 이때 표면균열 길이, c는 피로 시험 과정에서 측정이 가능하나 볼트구멍 방향의 균열길이, a는 시험 도중 측정이 불가능하므로 시험 종료 후 시편 파단면을 분석함으로써 블럭 대 블럭 성장 패턴을 알 수가 있다.

4. 모서리 균열성장 해석

균열성장해석에 필요한 응력강도계수값을 얻기 위해서는 이상적인 균열형상과 하중조건으로 단순화하여 계산을 수행하게 된다. 그러나 볼트구멍에 내재된 짧은 모서리균열과 같은 경우는 3차원의 기하학적인 영향을 고려한 응력강도보정계수를 도입하게 된다. 여기서는 Lap Joint 볼트 연결 구조의 경계조건을 고려하여 참고문헌[5]에서 제시된 모서리 균열에 대한 보정계수를 사용하였다. 일반적으로 보정계수를 고려한 응력강도계수식은 다음과 같다.

$$K_I = \frac{\sigma\sqrt{\pi a}}{E(k)} F_{ch}\left(\frac{a}{c}, \frac{a}{t}, \frac{R}{t}, \frac{R}{W}, \frac{a}{W}, \Phi\right)$$

여기서, F_{ch} 는 다음과 같이 표현된다.

$$F_{ch} = \left[M_1 + M_2 \left[\frac{a}{t}\right]^2 + \left[\frac{a}{t}\right]^4 \right] g_1 \; g_2 \; g_3 \; f_\phi \; f_w$$

또한 비행하중이나 지상하중 등과 같이 불규칙 변동하중하에서의 균열성장증분 계산에는 하중이력에 대한 하중 사이클 순서의 영향을 고려하여야 하며 여기서는 Willenborg[6] 유효응력강도계수를 Forman의 관계식에 도입한 다음의 균열성장식을 사용하여 균열성해석을 수행하였으며 전산프로그램화한 해석과정을 그림 6에서 보여주고 있다.

$$\frac{da}{dN} = \frac{c(\Delta K_{eff})^n}{(1-R_{eff})K_c - \Delta K_{eff}}$$

여기서, ΔK_{eff} : 유효응력강도계수폭, R_{eff} : 유효응력비

5. 시험결과 및 계산결과의 비교

그림 7~12은 변동하중 상태인 하중스펙트럼 하에서 No 01~03 시험편에 대한 균열성장률*(da/dB)*과 *a-N (Block)* 곡선을 나타내고 있다. 파손시험 후의 파단면 분석에서 벌크헤드 와 스킨의 접촉면에서 프레팅 현상에 의해 추가적인 균열의 진전을 확인할 수 있었다. 이러한 프레팅에 의해 발생한 2차 및 3차균열은 파단면 분석을 통하여 1차균열과 동일한 패턴으로 균열성장거동을 한 것으로 가정하여 이면에서의 *a~N(Block)*곡선을 추정할 수가 있다. 그림 13~15은 파단된 스킨부 시편조각에 대하여 주사전자현미경(SEM)을 이용하여 관찰한 파단면을 보여주고 있고, 그림 16는 No. 02 시험편의 파단면을 45° 방향의 5블럭과 28블럭을 550배 확대한 것이다. (a)에서 보듯이 균열이 진전되는 방향으로 하천 모양의 무늬가 나타나는 리버패턴(river pattern)이 뚜렷하게 구분되어 있음을 관찰 할 수 있고, (b)에서는 (a)와는 달리 파단이 일어날 때까지 많은 변형이 일어나고 연성파괴(Ductile Fracture)에서 나타나는 잔물결모양의 리플(ripple)을 관찰할 수 있다. 그림 17에서 처럼 실험결과와 계산결과의 차이는 다지점균열성장거동의 영향으로 에너지의 분산이 이루어지고, 시험편이 완전히 대칭이 아니기 때문에 발생하는 굽힘 효과와 압축하중의 영향을 이론적 계산에서는 고려하지 않았기 때문으로 사료된다.

6. 결 론

고도의 안전성과 신뢰성을 요구하는 항공기 구조물은 응력집중이 일어나는 볼트, 리벳구멍, 용접부와 같은 연결부에서 피로 누적으로 인한 파손이 발생한다. 따라서, 이러한 구조부위의 안전성과 내구성에 대한 건전성을 평가하는 것이 매우 중요하고, 손상허용성 개념을 도입하여 설정된 짧은 초기균열로부터 최종파단 균열길이까지의 성장수명을 정확히 예측하고 적절한 검사계획을 통하여 내재된 균열의 검출과 성장을 예측하고 있다. 본 논문에서는 손상허용성 개념을 바탕으로 고하중이 작용하는 항공기의 주익이나 동체 표피구조의 Butt Lap joint 연결부 볼트구멍 주변에 내재된 짧은 모서리 균열을 가진 시험편 구조에 대하여 2LIfe 동안의 비행 하중 스펙트럼하에서 피로균열성장 시험을 수행하였고 모서리 균열에 대한 기존의 3차원 응력강도계수 계산식을 이용하여 균열성장해석을 수행한 후 해석결과를 시험결과와 비교하였으며 손상허용성 평가를 수행한 결과를 요약하면 다음과 같다.

1) 운용하중 스펙트럼을 각각의 비행임무를 포함하고 있는 521비행시간에 해당하는 하중스펙트럼을 32회 반복(= 2Life)하여 균열성장시험을 하였고 시편의 균열길이, 외부 형태 등을 면밀히 검사한 후 정하중 시험과 규정된 설계한계응력을 작용시켜 잔여강도 요구조건을 만족함을 확인하였다.

2) 2Life 동안의 -01/-02 시험편에서는 단일균열성장거동이 아닌 다지점균열성장거동을 관찰할 수 있었다. 이러한 다지점균열성장거동으로 인해 초기균열이 있는 부분에서의 균열성장률이 감소하고 또한 제2, 제3의 균열이 발생하는 시점에 따라 초기균열의 진전에 많은 영향을 주었다. 따라서, 여러 개의 홀을 가진 Butt Lap Joint구조에 대해서 과하중 이후 소성역의 영향으로 인한 균열지연의 고려와 더불어 다지점균열에 대한 손상허용성 평가가 수반되어야 한다.

3) 표면 균열길이, c는 피로시험 과정에서 측정이 가능하나 볼트구멍 방향의 균열길이, a와 시험편 내부의 균열길이(예: 45° 방향)는 시험 도중 측정이 불가능하므로 시험종료 후 시편 파단면을 분석함으로써 블럭 대 블럭 성장 패턴을 알 수가 있다. 그러나 모서리 균열에 대한 기존의 3차원 응력강도계수 계산식을 이용하여 계산한 결과와 파단면 분석에 의한 성장패턴을 비교한 결과와 거의 일치함을 보였고 이로부터 전산프로그램을 사용함으로써 균열성장 예측을 신속하고 효과적으로 수행할 수가 있다.

참고문헌

1. Pearson, S., "Initiation of Fatigue cracks in Commercial Aluminum Alloys and the Subsequent Propagation of Very short Crack," Engineering Fracture Mechanics, Vol. 7, 1975.
2. Kitagawa, h. and Takahashi, S., "Applicability of Fracture Mechanics to Very small Cracks or the CRacks in the Early Stage," Proceedings of the 2nd International Conference on Mechanical Behavior of Materials, Boston, MA, 1976.
3. Schijve, J., "Difference Between the Growth of Small and Large Fatigue Cracks-The Relation to Threshold K-Values," Fatigue Thresholds, Vol.II, 1982, pp. 881-908;

4. Ravichandran, K. S. and Larsen, J. M., "Growth Behavior of Small and Large Fatigue Cracks in Ti-24Al-11Nb: Effects of crack Shape and Microstructure," presented at 22nd National Symposium on Fracture Mechanics, Atlanta, GA, 26-28 June, 1990.
5. Y. Murakami., "Stress Intensity Factors Handbook" The Society of Materials Science, Japan Vol II.
6. Westergaard, H. M., "Bearing Pressures and Cracks." J. App. Mech., Trans. ASME. 1030.

표 1 사용재료의 기계적 성질

재 료 \ 물 성 값		항복강도 (psi)	인장강도 (psi)	연신율 (%)
스킨	Al2024-T62	50000	64000	50
벌크헤드	Al2124-T851	57000	66000	6

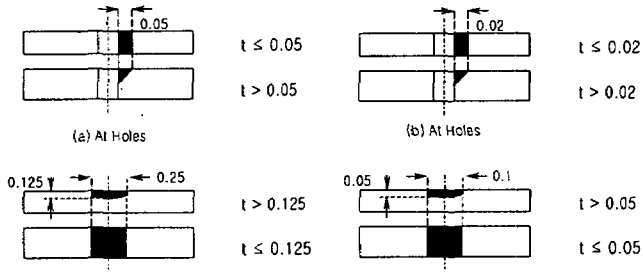


그림 1. 저속균열성장구조(a,c)와 파손안전구조(b,d)의 초기균열크기 (inches)

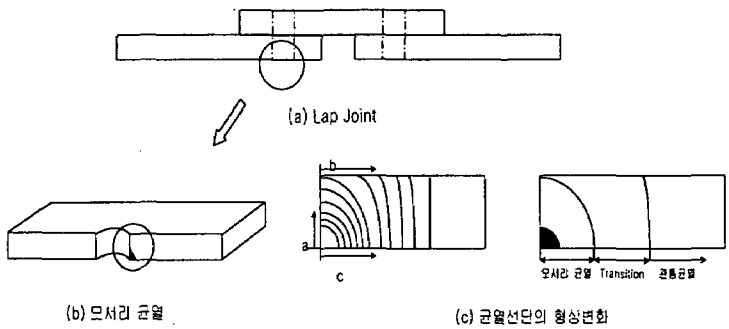


그림 2. Lap Joint 연결부 모서리 균열성장단계

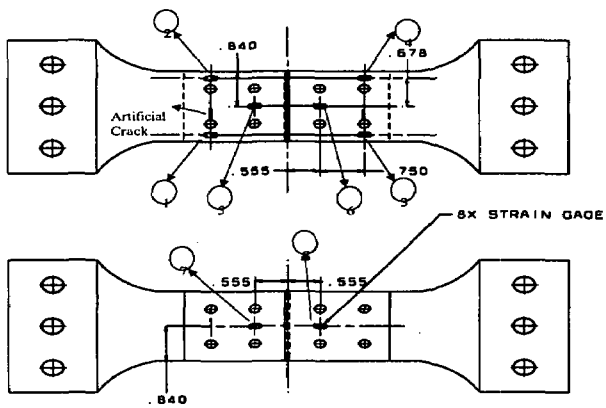


그림 3. 스트레인게이지 부착 위치

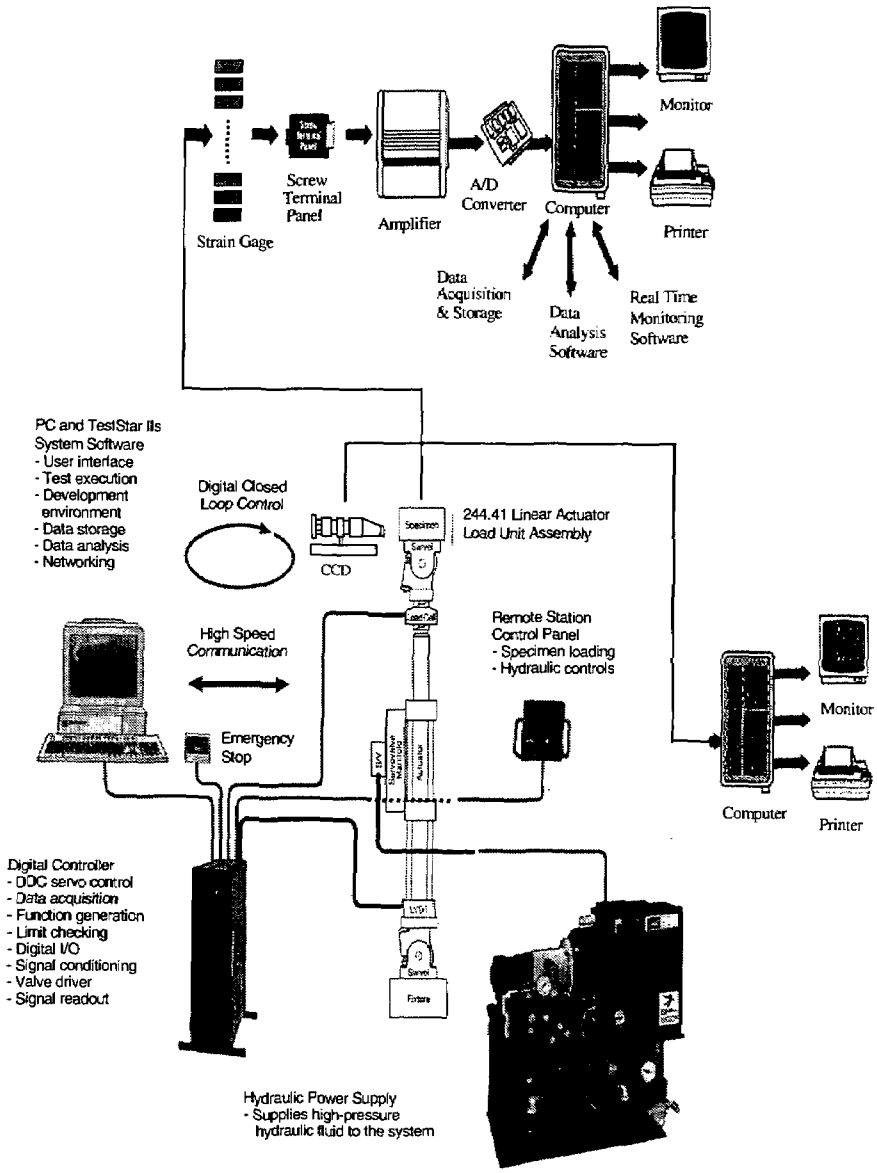


그림 4. 시험장치 전체 구성도

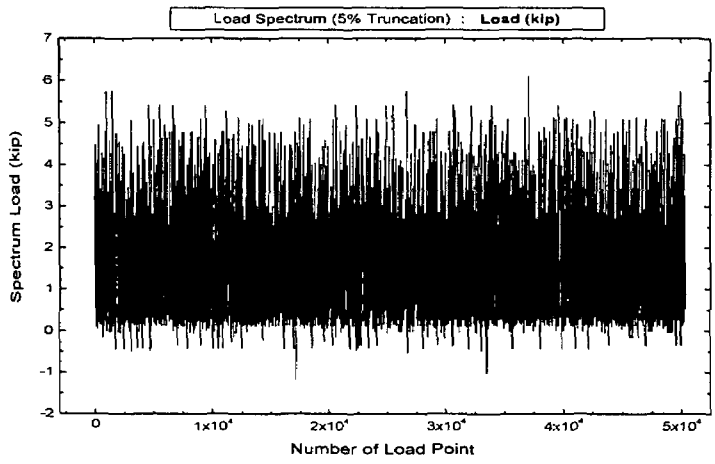


그림 5. 1블럭 하중스펙트럼 형태

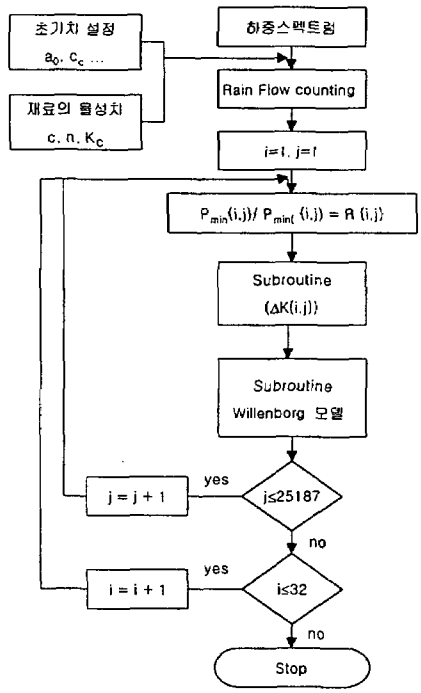


그림 6

그림 6. 균열성장해석 과정의 개요

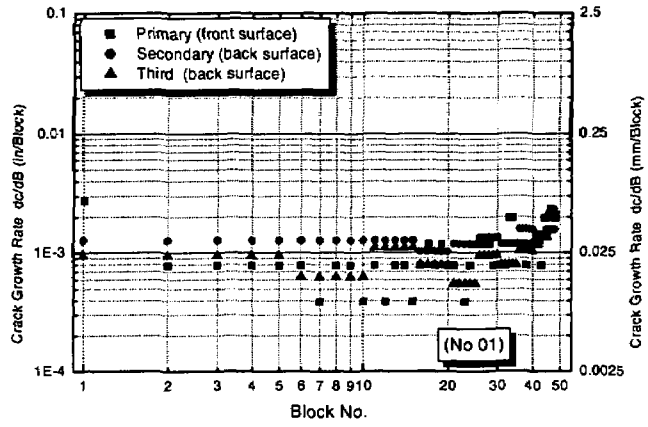


그림 7. 블럭당 균열성장률(da/dB) 곡선

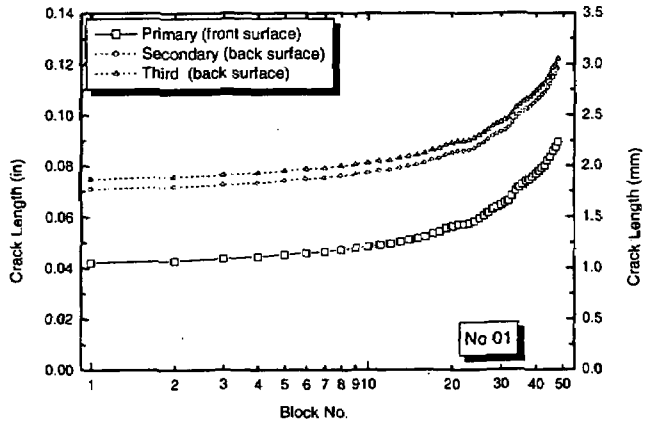


그림 8. 1차, 2차, 3차균열길이 측정결과 a-N(Block) 곡선

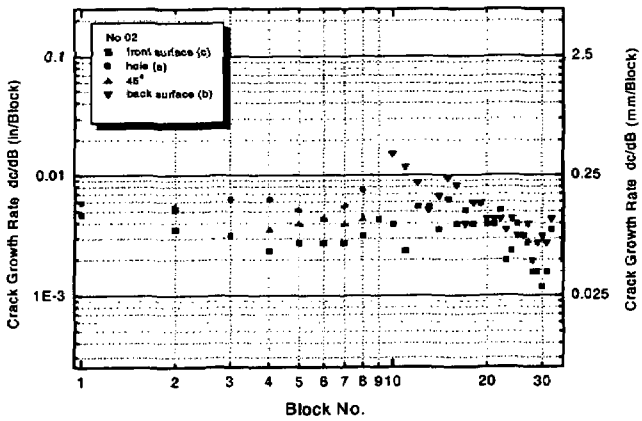


그림 9. 파면분석에 의한 블럭당 균열성장률(da/dB) 곡선

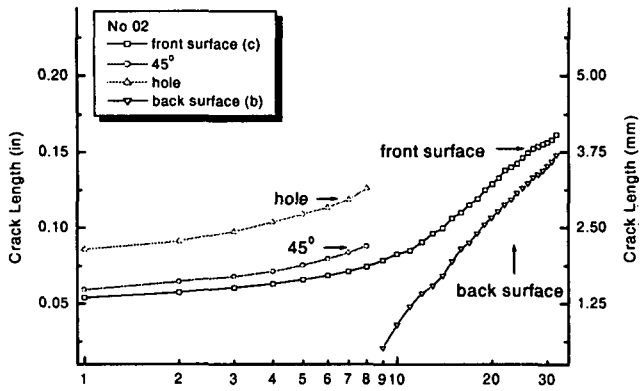


그림 10. 파면분석에 의한 a-N(Block) 곡선

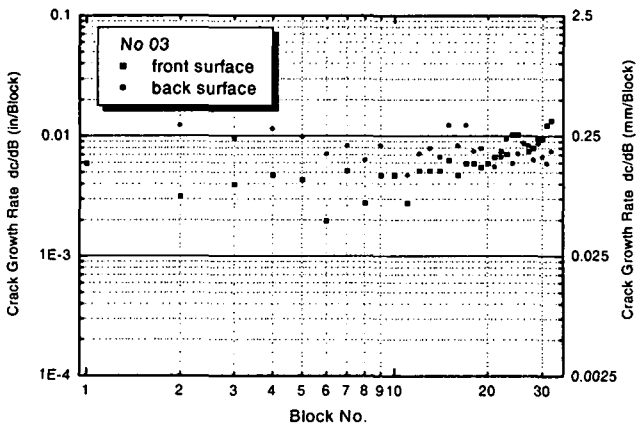


그림 11. 파면분석에 의한 블럭당 균열성장률(da/dB) 곡선

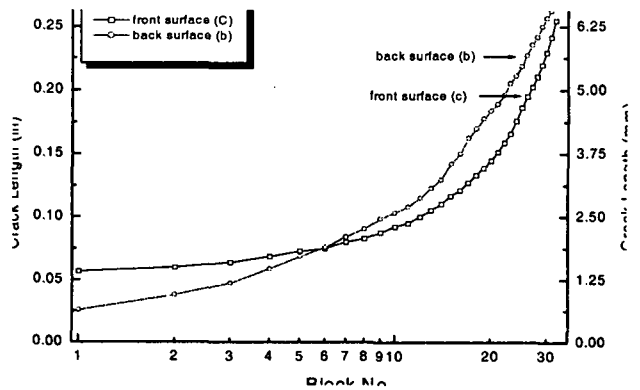


그림 12. 파면분석에 의한 a-N(Block) 곡선

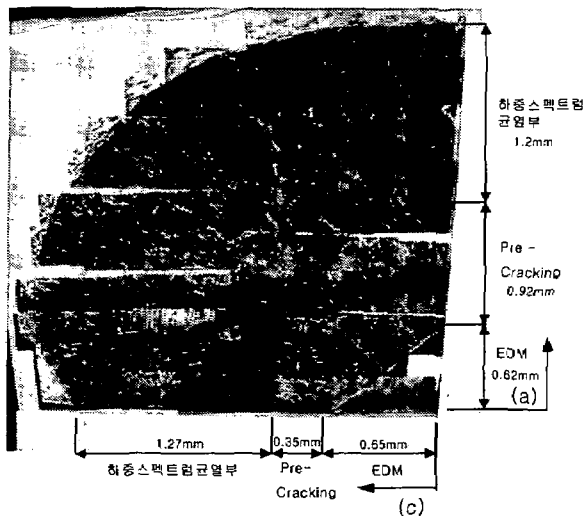


그림 13. 주사전자현미경(SEM)에 의한 모서리 균열성장 파단면 관찰 (No. 01시편)

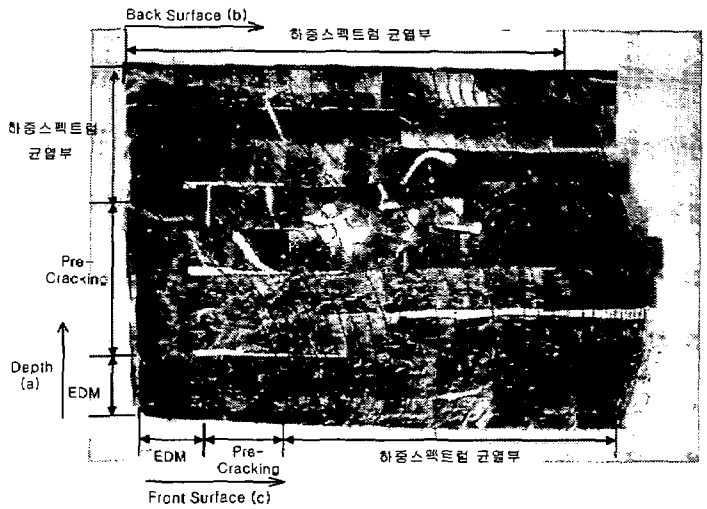


그림 14. 주사전자현미경(SEM)에 의한 모서리 균열성장 파단면 관찰 (No. 02시편)

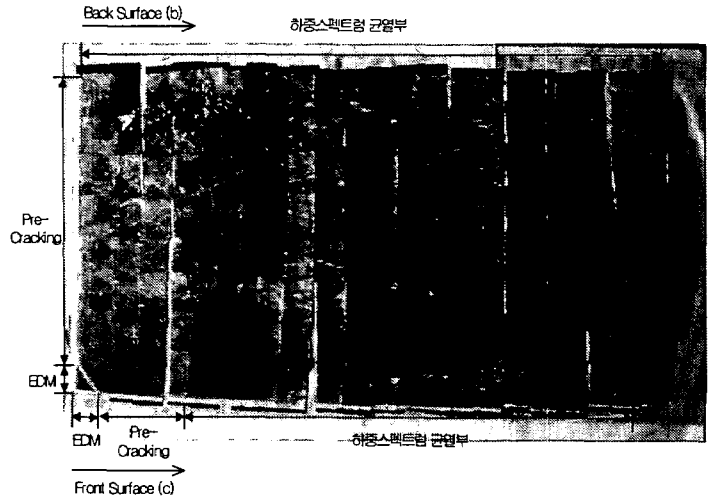
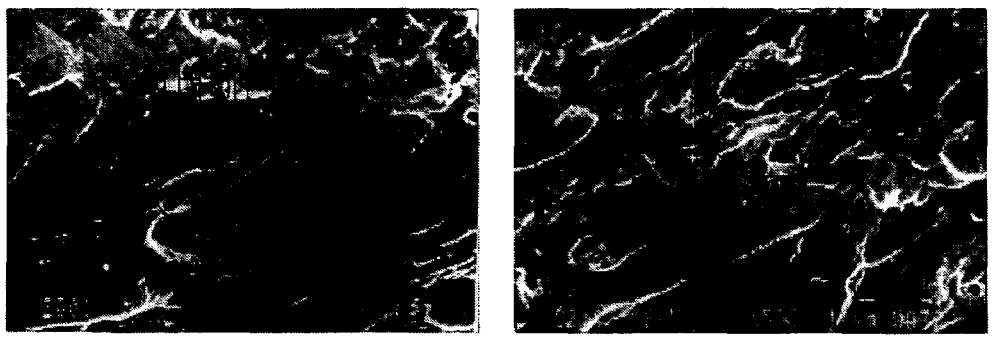


그림 15. 주사전자현미경(SEM)에 의한 모서리 균열성장 파단면 관찰 (No. 03시편)



(a) 5블럭부근에서의 파단면 (b) 28블럭부근에서의 파단면

그림 16. 균열성장률이 상이한 부분에서의 파단면 관찰(No 02시편)

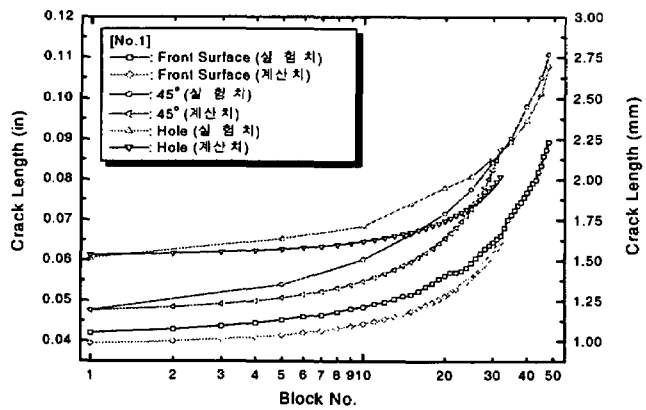


그림 17. No. 01시편에 대한 실험결과와 계산결과 비교