

리벳 시편의 초기결합과 응력배열을 고려한 다중균열진전해석

A Multiple Crack Propagation Analysis considering Initial Flaw and Stress Order in Riveted Specimens

김 정 훈* · 지 광 습** · 김 민 성*** · 공 정 식****

Kim, JungHoon · Lee, Hak · Zi, Goangseup · Kim, Minsung · Kong, JungSik

요약

항공기는 전체 수명동안 무수한 반복하중에 노출되기 때문에, 동체에 피로로 인한 다중균열이 불가피하게 발생하게 된다. 이 다중균열은 기체의 강성을 저하시킬 뿐 만 아니라, 종국적으로는 해당 기체구조의 파단을 야기할 수 있다. 초기 결합과 운용 중에 작용되는 응력 스펙트럼은 구조물의 피로수명에 영향을 끼치며 고려해야 한다. 본 논문에서는 초기결합 특성을 파악하기 위한 등가초기결합크기 분포를 산출하고 리벳 시편의 다중균열모델에 대해서 초기결합과 응력배열을 고려한 해석을 수행하였다.

Keywords: 등가초기결합, 역외삽법, 응력배열, 다중균열, 확장유한요소법

1. 서 론

다중균열은 항공기 동체의 리벳 연결부에서 발생하여 기체운항에 따라 점진적으로 성장하게 된다. 이와 같은 다수의 피로균열에 의한 손상을 일반적으로 WFD(widespread fatigue damage)라고 부른다. 균열이 지속적으로 성장하여 상호 간섭하는 정도가 커진 경우는 MSD(multiple site damage)로 구분해서 칭하며 (Schijve 1995), 이 경우는 주균열이 주변이 부균열과 갑작스럽게 합체되어 항공기 기체구조의 강성을 급격히 저하시키거나 파단시킬 수 있다. 따라서 항공기 사용 수명과 안전에 관한 연구는 MSD에 집중되고 있다.

구조물 재료에 이상적으로 존재하는 마이크로 균열 및 마이크로 공극 등에서 초기 결합들의 불확실성도 존재한다. 항공 구조물 신뢰성 문제들에 대해서 수명 예측을 하는데 유용한 설계 방법들로 개발이 되었고 증명 되었다. 등가초기결합크기(the equivalent initial flaw size, EIFS)는 인공 균열 크기로 생애 수명 동안 발생 한 후의 피로 균열 분포로부터 유도 되는 것으로 피로수명에 이용된다. 또한 균열의 성장속도와 경로는 운항조건(flight mission)에 따른 운용 하중에 의해서 크게 영향을 받는다. 항공기는 운행하는 동안에 다양한 스펙트럼이 상존하는 복합 스펙트럼의 하중의 조건에 노출되어 있다.

이 논문에서는 EIFS 분포를 실험결과로부터 Paris 피로 균열 성장 함수에 따라 파괴 시의 균열 분포로부터 역외삽 기법(back-extrapolation technique)을 이용하여 결정하였다. 그리고 다중균열 모델에 대해서 LEFM으로 EIFS분포를 고려한 분석과 실제운용응력스펙트럼과 Rainflow 카운팅 된 응력 스펙트럼을 적용한

*학생회원 · 고려대학교 건축사회환경공학부 박사과정 Email: anne7982@korea.ac.kr

**정회원 · 고려대학교 건축사회환경공학부 부교수 Email: g-zi@korea.ac.kr

***비회원 · 국방과학연구소 Email: castle@add.re.kr

****정회원 · 고려대학교 건축사회환경공학부 부교수 Email: jskong@korea.ac.kr

균열진전 거동 연구를 수행하였다. 다중균열 해석을 위해 확장유한요소법(extended finite element method, XFEM) 코드를 사용하였다(지광습외 2005).

2. 초기결함크기 및 분포

피로 시험이 Al 2024-T3의 단일 중앙균열 시편에 대해서 시험을 하였다. 이 시험에서 사용된 중앙단일균열 시편은 ASTM E 647를 따랐다. 두 종류의 시편을 시험 하였는데 FT-1018과 FT-1030으로 분류하였다. 시험에 사용한 최소하중은 파괴시험 시 최대하중의 9%인 2kN으로 정하였고 최대하중은 FT-1018에서 파괴시험의 최대하중의 50%인 11.2kN로 선정하여 피로 시험을 한 후에 FT-1030의 최대하중을 6.7kN으로 정하였다. 시편들에서 균열이 관찰 되었을 때는 FT-1018이 1700cycles이었고 FT-1030은 10300cycles였다.

Paris 법칙은 응력확대계수의 거듭 제곱형이 균열성장 속도와 비례하는 것으로서 다음과 같이 주어진다.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (1)$$

da/dN은 피로균열 성장률, ΔK 는 응력확대 계수($K_{max} - K_{min}$) 그리고 C, m은 재료 변수들, 환경, 진동수, 온도, 응력비등의 함수를 나타낸다. $m=3.1$, $C=3.0E-8(Mpam^{0.5})$ (Huang 외 2007), 응력확대 계수는 Tada handbook으로 부터 구하는 것이 가능하다.

문헌으로부터 대부분의 공통된 가정으로 파괴 분포의 시간이 lognormal로 분포되는 것이 가능하다. 현재 연구에서 파괴시의 균열 분포에 대한 데이터가 많이 없는 것으로 인해 파괴시의 균열 분포를 lognormal 분포를 가정하는 것으로부터 구할 수 있었다. 가정 된 분포의 평균은 FT-1020 시편의 피로 수명(6,350cycles 이때 균열 길이 11mm)과 FT-1030 시편의 피로 수명(50100cycles 이때 균열 길이 11mm)을 이용하고 표준 편차는 문헌으로부터 0.3을 사용하였다(Tong 2001).

3. 초기결함과 응력배열을 고려한 다중균열 해석

3.1 초기결함을 고려한 다중균열해석

다중균열에 있어서 소프트웨어의 해석결과를 검증하기 위하여 여러 케이스의 실험을 수행하였다. 일정하중에 대한 실험결과들은 소프트웨어 결과와 거의 일치하였다. 여기서는 초기결함 크기 분포를 고려한 다중균열 해석을 위해 실험을 한 다중균열모델 중에 하나를 이용하였다. 재료는 Al2024-T3이고 그림 1 (a)의 시편 형상과 경계조건으로 하였다. 실험시편은 네 개의 구멍이 있고 초기 너치 다섯 개가 세 개의 구멍에 45°로 기울어져 있고 모두 1mm이다. 경계 조건으로써 해석 모델의 하단은 힌지를 도입하였고 왼쪽 면은 로울러에 지지되었다. 그림 1 (b)와 (c)는 다중균열 시편의 파단 시의 실험결과와 소프트웨어의 결과로 거의 같은 균열 경로로 진전되는 것을 보여 준다. 다중균열에서 EIFS 분포의 영향을 해석의 편의를 위해 그림 1 (a)의 각 초기균열 위치에 동일한 EIFS 분포로 가정을 하였다. 구조물에서 실제적으로 각 초기균열 크기 분포와 각 균열 위치는 다를 것이다. 다중균열모델에서 초기결함 크기는 앞에서 산출 된 EIFS 분포를 이용하였다. 그림 2 (a), (b)는 EIFS 분포 PDF와 특정 시점에서의 EIFS 분포 PDF이다. 그림 2 (c)는 다중균열의 초기결함 크기 분포가 같을 때 피로수명 사이클의 분포이다. 보는 바와 같이 파단 시의 실험 피로 수명 36,353사이클이 분포에 포함 되는 것을 알 수 있었다.

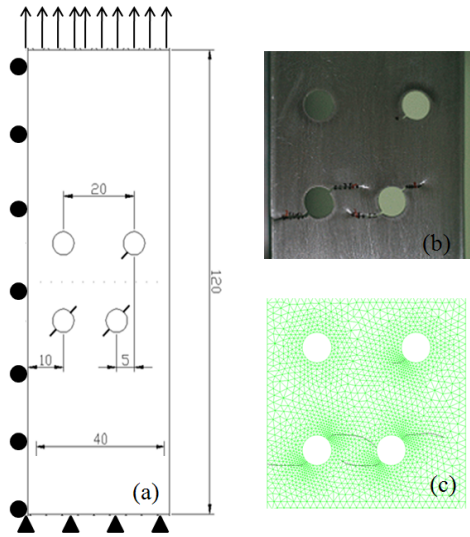


그림 1. (a) 다중균열 실험시편의 형상 및 경계조건 (b) 실험의 다중균열 파단 형상 (c) 소프트웨어의 다중균열 파단 형상

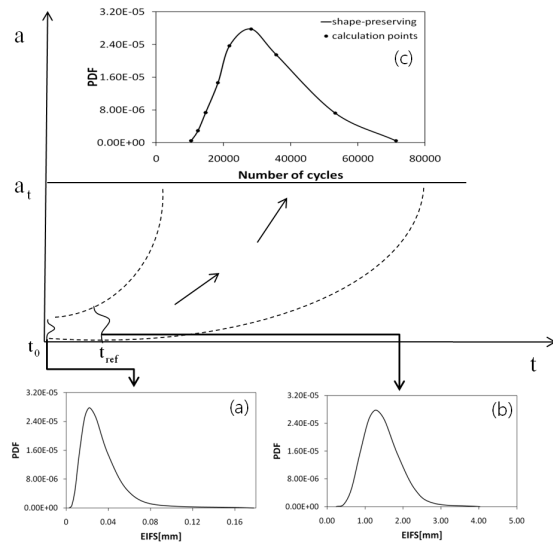


그림 2 (a) EIFS 분포 PDF (b) 특정 시간에서의 EIFS 분포 PDF (c) 파단 시의 다중균열 시편의 피로수명 사이클 PDF

3.2 응력배열을 고려한 다중균열 해석

응력 배열에 따른 다중균열 해석에 사용되는 응력스펙트럼은 KT-1 훈련기의 4회 운행 응력스펙트럼과 Rainflow 카운팅 한 응력진폭의 응력스펙트럼이다. 그림 3에 세 가지 케이스의 응력스펙트럼이 있다. 균열 진전에 영향을 주는 응력은 인장응력이므로 압축응력을 제거하였다. 대상 해석 구조물은 실제 운행응력스펙트럼이 측정된 구조물 위치인 KT-1훈련기의 Fuselage Fitting Support Port/STBD부분이다. 이 구조물 위치는 훈련기의 동체 후방 구조물로 위험부위이다.

초기결함의 가정은 손상 허용 설계의 초기균열 가정을 따라 초기결함 크기는 0.05in=1.27mm로 가정하여 이 수치로 모델링하였다. 각 구멍의 균열 방향과 개수는 그림 4, 5의 (a)에 보이는 바와 같이 각 구멍의 수평 방향과 경사방향(45도)으로 1.27mm의 초기균열로 가정하였다. 경계 조건으로써 해석 모델의 하단은 힌지를 도입하였고 왼쪽 면은 로울러에 지지되었다.

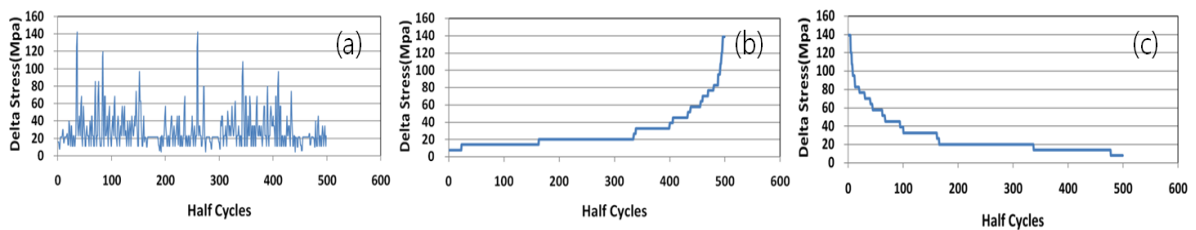


그림 3 (a) 4회 운행응력스펙트럼(Case1) (b) Rainflow 카운팅 응력스펙트럼(내림차순) (c) Rainflow 카운팅 응력스펙트럼(오름차순)

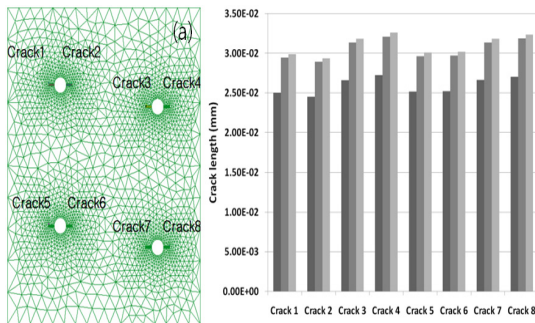


그림 4 수평다중균열의 해석모델 및 결과

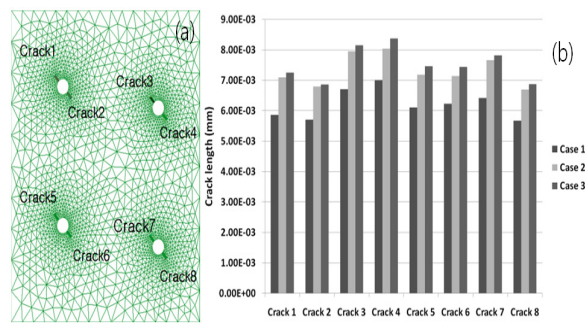


그림 5 경사다중균열의 해석모델 및 결과

CP012응력스펙트럼의 응력변화를 고려하기 위하여 다중 균열 성장 해석을 cycle by cycle 해석을 하였다. 다중 균열 해석 모델에 세 가지 케이스의 응력배열을 적용 한 결과는 그림 4, 5 (b)와 같다. 수평다중균열해석결과가 경사다중균열의 결과보다 약 4배 균열진전이 되었으며 균열 진전방향이 하중이 재하 되는 방향의 수직으로 인해 이러한 결과가 나온 것으로 보인다. 응력 배열로는 케이스 2, 3의 경우가 두 다중균열 해석모델에서 케이스 1보다 약 15%정도 크게 균열진전 되는 결과가 나왔다. LEFM으로 해석한 결과로써 과대하중 지면, 가속효과 등의 하중상호간섭효과는 고려되지 않았다. 하지만 다중균열에서 하중 상호간섭효과를 고려하기 위한 초기 단계로 중요한 의미가 있다고 할 수 있다. 이 결과에서 하중 상호간섭효과의 영향뿐만 아니라 응력파형 등의 영향도 있을 것이라고 생각 된다.

4. 결론

초기 결함 크기 분포가 단일 균열시편의 실험결과로부터 역외삼법과 Paris식을 이용하여 구하였다. 또한 다중균열모델에 대해서 세 가지의 응력배열 케이스와 EIFS분포를 고려한 해석을 수행하였다. 항공기 구조물의 Fuselage Fitting Support Port/STBD 부분에 이 구조물의 실제 운용응력스펙트럼과 Rainflow counting한 응력스펙트럼 하에 LEFM해석으로 cycle by cycle로 수행하였다.

향후 연구 계획은 비행 특성의 확률적 상관관계 모델 정립과 불확실성을 포함한 비행특성에 의한 다중균열의 잔존수명 예측 기법과 초기결함크기분포와 하중상호간섭효과를 고려한 공간확률해석을 통한 건전도 분석이다.

감사의 글

본 연구는 국방과학연구소 기초연구과제의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다.(계약번호 UD090012JD)

Huang XP and Moan T, Weicheng Cui (2007) An engineering model of fatigue crack growth under variable amplitude loading, *international Journal of Fatigue*, 30, 2-10.

Tong YC, (2001) Literature review on aircraft structural risk and reliability analysis, *DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory*, Melbourne, Australia, Report Number DSTO-TR-1100.

지광습, 송정훈, 이상호. (2005) 확장유한요소법이이용한 요소망 제약조건이 없는 다중 피로균열 진전 해석기법, 대한토목학회논문집 25권 1호, 2005, 1월, pp.183-190.