복합재 패치로 한쪽 면을 보강한 평판의 균열선단 진전거동 해석

이우용*. 이정주**

Analysis of fatigue crack growth behavior in composite-repaired aluminum plate

Woo-Yong Lee*, Jung-Ju Lee**

Key Words : single-sided repair, crack front evolution, successive analysis technique, fatigue life

ABSTRACT

An analytical study was conducted to characterize the fatigue crack growth behavior of pre-cracked aluminum plates repaired with asymmetric bonded composite patch. For single-sided repairs, due to the asymmetry and the presence of out-of-plane bending, crack front shape would become skewed curvilinear started from a uniform through-crack profile, as observed from previous studies. In this study, the fatigue analysis of single-sided repairs considering crack front shape development was conducted by implementing three-dimensional successive finite element method coupled with linear elastic fracture mechanics (LEFM) concept, which enables the growing crack front to be directly traced and modeled in a step by step way. Through conducting present analysis technique, crack path of the patched plate as well as the fatigue life was evaluated with sufficient accuracy. The analytical predictions of both the crack front shape evolution and the fatigue life were in good agreement with the experimental observations.

1. 서 론

최근 복합재 패치(composite patch)를 이용한 접착수리(bonding repair)방법이 항공기 구조물의 균열부 수리에 매우 효과적인 방법으로 인식되어 널리 사용되고 있다. 패치접착을 통한 균열부 보강은 양면에 대한 대칭적용(double-sided repair)이 가장 효율적이지만, 실제 적용 시 균열 구조물의 한 쪽 면만이 접근 가능하거나 패치의 접착이 가능한 상태일 경우에는 한 쪽 면 보강(single-sided repair)이 종종 적용된다[1, 2, 3]. 그러나 이와 같은 비대칭 보강의 경우 면 외 굽힘력(out-of-plane bending)의 발생으로 인한 균열선단에서 두께방향으로 일정치 않은 응력강도계수(SIF)의 분포를 유발하고[1, 4, 5, 6] 경사진 곡선균열선단(skewed curvilinear crack front)의 형태로 발전하게 됨을 실험적 연구를 통해 알 수 있다. 균열선단의 형상이 응력강도계수 값의 두께방향 분포 및 크기에 영향을 미친다는 점을 감안하면 한쪽 면 보강의 경우, 실제의 균열 형상이 반영된 3 차원 유한요소해석이 요구된다 하겠다.

본 연구에서는 한 쪽 면 보강 시 균열선단의 전개과정을 예측하고, 이를 해석모델에 반영하기 위하여 선형파괴역학(LEFM)의 기본 이론을 바탕으로 한 순차적(successive) 유한요소해석 기법을

* 국방과학연구소 (E-mail : loy324@empal.com)
** 한국과학기술원 기계공학과

소개하였다. 즉, 3 차원 유한요소 해석을 통해 얻은 균열선단상 절점에서의 응력강도 계수 값으로부터 해당위치의 국부 균열진전 량을 계산하고, 이로부터 얻어진 미소전개후의 균열선단 형상을 다음단계 해석에 적용하는 과정을 순차적으로 반복하였다. 이와 같은 방법으로 균열선단 전개과정의 해석적 예측이 가능함은 물론, 피로해석의 신뢰성을 높일 수 있었다. 해석을 통해 균열선단에서의 두께방향 응력강도계수 분포 및 피로 균열의 전개특성을 고찰하였으며, 평판의 두께에 따른 균열성장 특성과 패치 보강의 효용성을 검토하였다. 본 연구에서 얻은 균열진전 거동 해석결과는 실험결과와 비교함으로써 그 타당성을 검증하였다.

2. 균열진전 거동 해석

2.1 해석 모델

본 연구의 해석대상은 한쪽 면을 복합재 패치로 보강한 균열평판이며 Fig. 1 과 같다. 균열평판(cracked plate)은 알루미늄 7075 T651 합금으로 중앙에 길이 20 mm 의 관통균열(through crack)을 갖도록 하였다. 보강패치로는 탄소섬유 에폭시(graphite/epoxy)를 사용하였는데, 작용하중에 대한 균열 열림 방향 강성을 극대화하기 위하여 하중방향으로 일 방향(unidirectional) 적층을 적용하였다. 또한, 접착재는 상온경화가 가능한 Loctite 사의 Hysol 9460 에폭시 접착재의 물성을 적용하였다.

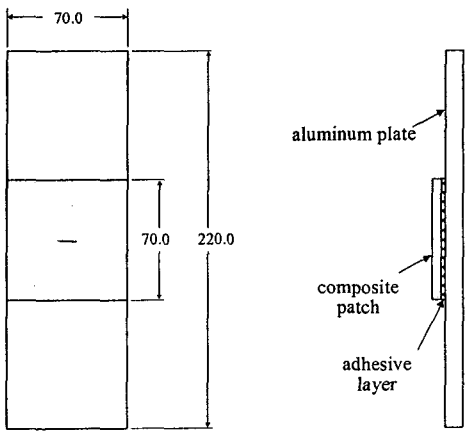


Fig.1 Configuration of analysis model

해석 시 다양한 평판 두께에 따른 균열진전거동 및 피로수명의 특성을 확인하기 위하여 2, 4, 6, 8 및 10 mm 두께의 평판을 적용하였으며, 각 경우에 복합재 패치의 두께는 다음과 같이 정의되는 강성비(stiffness ratio)가 1.0 이 되도록 하였다.

$$S = \frac{E_r t_r}{E_p t_p} \tag{1}$$

이때 E 는 탄성계수(Young's modulus)이고, t 는 두께이며 아래첨자 r 과 p 는 각각 패치와 평판을 의미한다. 해석 시 적용한 반복하중은 최대응력 값이 45 MPa 이 되도록 하였으며 응력비 (stress ratio), R 은 0.1 을 적용하였다.

2.2 순차적 해석기법

한쪽 면 보강 시 진전하는 균열선단의 변화과정을 단계적으로 추적하기 위하여 3 차원 유한요소 모델을 이용한 순차적 해석기법 (successive analysis technique) 을 적용하였다(Fig. 2).

먼저, 균열선단을 이루는 절점좌표의 입력만으로 전체 3 차원 유한요소모델이 자동적으로 구성되는 알고리즘을 개발하였다. 일단, 유한요소 모델이 구성되면 해석을 통하여 균열선단 위 각 절점들에서의 응력강도계수 값을 구하고, 식(2) 및 (3)을 이용하면 균열선단을 구성하는 각 절점위치에서의 법선 방향 국부 균열성장 증분(local normal increments of crack growth)값과 이에 소요되는 피로사이클 수를 산정할 수 있다.

$$\Delta a_i^{(j)} = \left(\frac{\Delta K_i^{(j)}}{\Delta K_{\max}^{(j)}} \right)^m \Delta a_{\max}^{(j)}, \quad i = 1, 2, \cdots \tag{2}$$

$$\Delta N^{(j)} = \frac{\Delta a_{\max}^{(j)}}{C(\Delta K_{\max}^{(j)})^m} \tag{3}$$

여기서, $\Delta a_{\max}^{(j)}$ 는 균열선단의 각 위치 중 최대 응력강도계수 폭, $\Delta K_{\max}^{(j)}$ 이 발생하는 지점에서의 균열성장 증분이며, C 와 m 은 각각 재료상수이다. 즉, 최대균열성장 증분($\Delta a_{\max}$)이 결정되면 위의 식 (2)과 (3)으로부터 임의 피로사이클(ΔN) 경과에 따른 균열선단의 각 위치에서의 국부적인 균열성장 값(Δa_i)을 얻을 수 있게 된다. 다음으로, 균열선단의 각 절점들은 앞에서 계산된 국부 균열성장 증분에 해당하는 값만큼 법선 방향으로 이동한 후 cubic spline 근사를 이용하여 연속적 형태의 새로운 균열선단이 정의된다. 이상과 같이 새로운 균열선단을 표현하는 절점들의 위치가 결정되고, 이들은 다음단계 균열진전거동 해석의 첫 과정인 자동 유한요소 구성에 필요한 주요 형상변수(key parameters)로 입력된다. 위에 서술한 전 과정을 통하여 한 단계의 해석이 종료되며, 그 결과로서 미소 전개 후에 해당하는 균열선단 형상과 피로사이클 증분을 얻게 되는데, 이 결과들은 다음단계 해석의 입력 값이 된다. 이상의 과정을 순차적으로 반복하게 되면 균열선단의 전개과정을 추적할 수 있는 동시에 각 단계별 균열선단의 형상을 감안한 피로수명의 예측이 가능하게 된다.

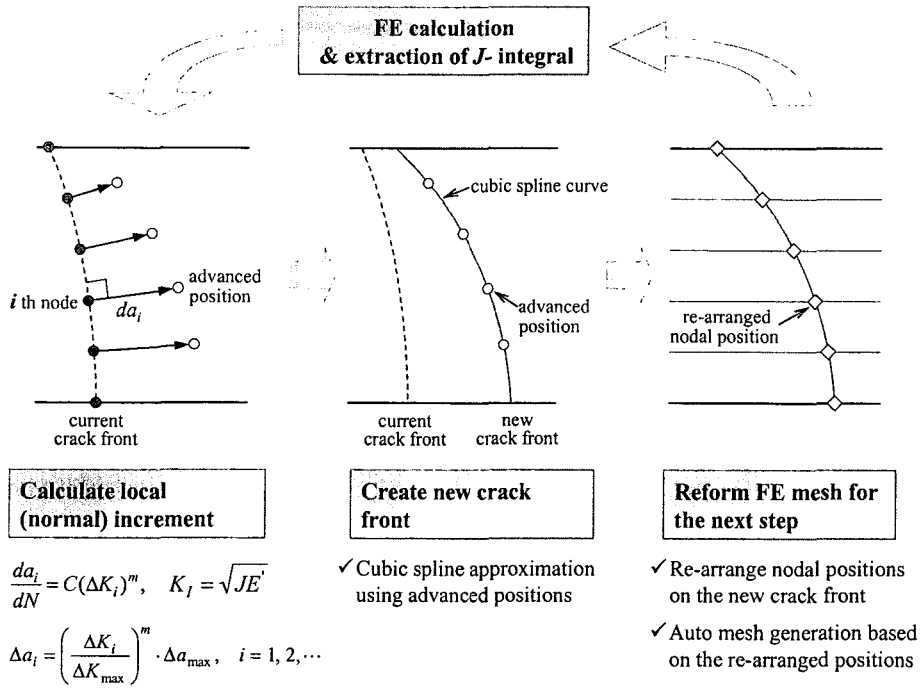


Fig. 2 Successive technique for fatigue crack development analysis

3. 결과 및 고찰

3.1 균열선단에서의 응력강도계수(SIF)

한쪽 면 보강 시, 균열선단의 형상이 응력강도계수의 두께방향 분포에 미치는 영향을 검토하였다. 즉, Sun [8]과 Wang [9]의 해석에 반영한 균일균열선단(uniform crack front), 서대철[10]등이 적용한 경사(skewed) 균열선단 및 본 연구의 결과 얻어진 실제(actual) 균열선단을 각각 모델에 적용한 3 차원 유한요소 해석을 수행하고, 그 결과 균열선단을 따라 분포하는 응력강도계수의 값들을 구하여 상호 비교하였다. 모든 해석은 6mm 의 두께를 가지며 강성비 1.0 으로 보강된 모델을 이용하였다. 해석결과 균일균열선단의 경우는 두께방향으로 거의 선형적인 분포를 보였으며, 양 면간 응력강도계수의 차이가 가장 큰 것으로 나타났다(Fig. 3). 반면, 실제 균열선단을 반영한 해석결과의 경우는 분포양상에 있어서는 거의 선형적인 분포였으나, 상대적으로 양쪽 면에서의 값 차이가 작은 결과를 보였다. 이 결과는 Singh 등[7]이 두께방향으로 일정한 응력강도계수를 가질 것이라고 예측한 것과는 차이가 있는데, 이는 균열 부재 및 작용 하중의 비대칭성에 기인한다고 할 수 있다.

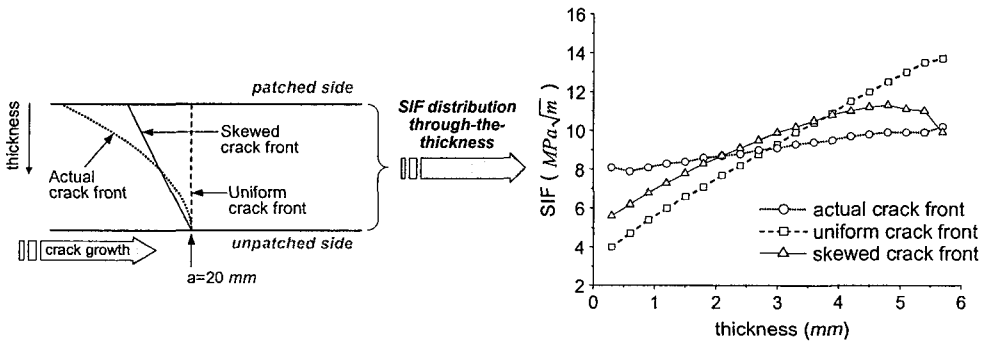
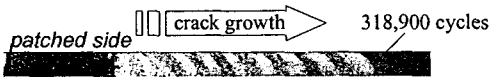


Fig. 3 SIF variation according to the crack front shape (t=6.0*mm*, SR=1.0)

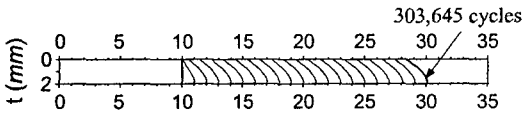
한편, 경사균열선단의 경우는 선형적이지는 않지만 균일선단의 경우와 비교하면 상대적으로 실제선단의 경우와 가까운 분포를 보였다. 이를 통하여, 경사균열선단의 경우 어느 정도 실제균열의 경우를 모사할 수는 있으나, 이를 통하여 정확한 피로거동해석을 기대하기에는 미흡한 점이 있음을 알 수 있다. 이상과 같이, 한쪽 면 보강의 경우 선단에서 두께방향으로 분포하는 응력강도계수 값은 균열선단의 형상에 따라 크게 좌우됨을 확인할 수 있었다. 따라서 피로거동에 대한 정확한 해석을 위하여는 실제의 균열선단 형상을 반영하는 것이 필요하다는 결론을 얻을 수 있었다.

3.2 균열선단 전개거동(Crack front development)

한쪽 면 보강 시 평판의 균열은 두께방향으로 일정하지 않은 진전을 보이며, 이에 따라 초기의 직선 균열선단은 경사진 곡선의 형태로 성장하게 된다. Fig. 4 는 각각 2, 6, 10 mm 두께의 평판에 강성비 1.0 으로 한쪽을 보강한 경우에 대한 균열선단 전개거동 해석결과이다. 그림에서 보강 면과 보강하지 않은 면에서의 균열진전 량의 차이는 평판의 두께가 증가할수록 커지는 것을 알 수 있는데, 균열길이 30 mm 까지 성장한 시점을 기준으로 비교하면 평판두께 2 mm 의 경우 1.72 mm 에 불과하던 것이 10 mm 두께의 경우는 10.51 mm 까지 증가하는 것으로 확인되었다. 그림에서 볼 수 있듯이, 해석을 통하여 얻은 균열선단 전개거동은 실험결과와 매우 잘 일치하며, 이를 통하여 본 연구에서 적용한 순차적 해석이 실제 일어나는 균열선단의 변화과정을 정확히 예측함을 알 수 있다. 또한 이와 같이 정확한 예측을 근거로 한 균열선단의 형상이 응력강도계수의 계산 및 피로수명 예측 시 반영됨으로써 그 해석 신뢰성의 제고에 기여할 수 있으리라 판단된다.



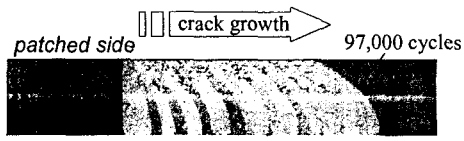
post-mortem examination (beach mark)



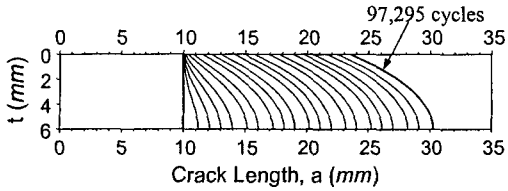
analytical results of crack front evolution

(a) plate thickness=2.0 *mm*, SR=1.0

Fig.4 Experimental and analytical results of crack front development *(cont.)*

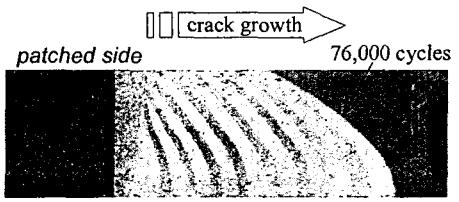


post-mortem examination (beach mark)

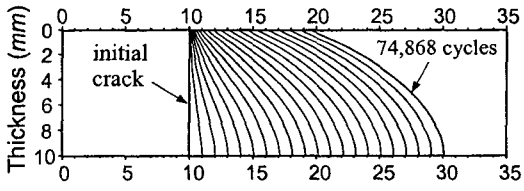


analytical results of crack front evolution

(b) plate thickness=6.0 *mm*, SR=1.0



post-mortem examination (beach mark)



analytical results of crack front evolution

(c) plate thickness=10.0 *mm*, SR=1.0

Fig.4 Experimental and analytical results of crack front development

3.3 균열진전 거동 및 피로수명

Fig. 5 는 각각 두께 2, 6 및 10mm 의 균열평판을 강성비 1.0 으로 보강한 경우에 대한 균열진전 거동 해석결과를 도시한 것이다. 그림에서 볼 수 있듯이 순차적 해석기법을 이용한 균열진전거동의 예측은 비교의 기준으로 제시된 시험결과와 매우 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 이를 평판 두께별로 관찰하면, 얇은 평판의 경우는 동일 보강조건에서 상대적으로 느린 균열성장을 보이나, 평판의 두께가 두꺼워질수록 피로수명이 크게 줄어드는 것을 볼 수 있다.

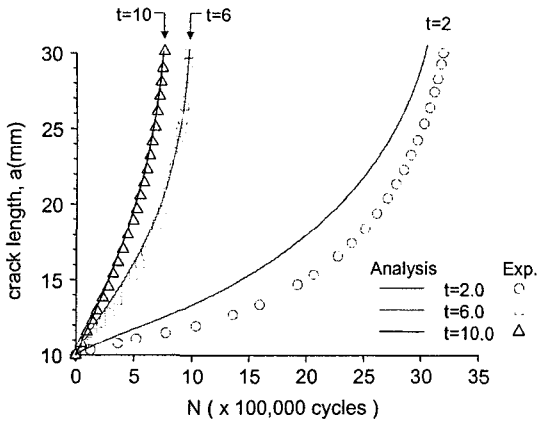


Fig.5 Fatigue lives (*a-N* curve) from the analysis

Fig. 6 은 평판 두께 별로 패치 보강 이전과 이후의 피로수명을 비교함으로써 패치 적용의 효용성을 나타낸 것인데, 평판두께 2mm 의 경우만이 약 5.5 배 정도의 수명증가효과가 있을 뿐, 두께가 증가할수록 패치의 효과는 급격히 감소하여 10mm 두께 평판의 경우 수명증가효과는 약 1.4 배 정도에 불과함을 알 수 있었다.

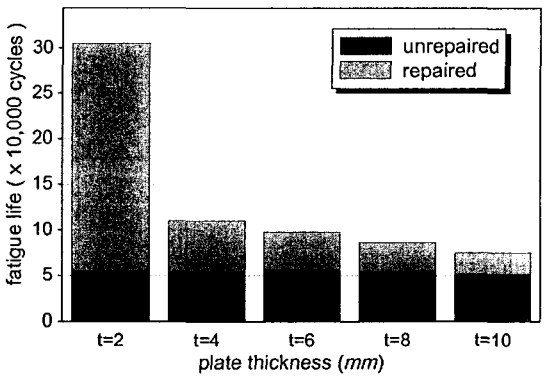


Fig.6 Effectiveness of patch repairs according to the thickness (analytical results)

4. 결 론

본 연구에서는 한쪽 면을 복합재 패치로 보강한 알루미늄 평판의 균열진전거동을 해석적인 방법으로 고찰하였다. 한쪽 면 보강의 경우 경사곡선 형태로 전개되는 균열선단의 특성을 고려하기 위하여 순차적 해석기법을 적용하였다.

균열선단 변화과정을 반영한 피로균열 진전 해석 결과, 두께방향 응력강도계수 분포, 균열진전거동 및 피로수명에 대한 정확한 결과를 얻을 수 있었다. 해석을 통하여 예측된 평판두께 별 균열선단 전개형상은 동일한 시편에 대한 시험결과 얻어진 파면과 비교하여 그 해석결과의 타당성을 입증하였다. 평판 두께에 따른 특징을 고찰한 결과, 얇은 평판의 경우는 균열 진전 시 상대적으로 균일한 선단 형태를 유지하였으나, 두꺼운 평판의 경우에는 양쪽 면에서의 균열진전 길이가 큰 차이를 보임을 확인하였다. 이로부터 균열평판의 두께가 두꺼울수록 균열선단 형상을 감안한 순차적 해석기법의 적용이 필수적임을 알 수 있었다. 또한 한쪽 면 보강이 얇은 평판에 존재하는 균열의 성장을 지연하는 데에는 매우 효과적이나, 두꺼운 평판의 경우에는 효과적이지 못함을 알 수 있었다.

참고문헌

(1) A.A. Baker and R. Jones, *Bonded Repair of Aircraft Structures*, Martinus Nijhoff Publishers, Dordrecht, The Netherlands, 1988.

(2) A.A. Baker, Repair efficiency in fatigue-cracked aluminum components reinforced with boron/epoxy patches, *Fatigue Fracture in Engineering Material Structures*, Vol.16, No.7, 1993, pp.753-765

(3) L.R.F. Rose, Callinan RJ, Baker AA, Sanderson S and Wilson ES, Design validation for a bonded composite repair to the F-111 lower wing skin, *Proceeding of 2nd Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology* , Vol. 1, 1995, pp.333-336

(4) M.M. Ratwani, Cracked, adhesively bonded laminated structures, *AIAA Journal*, Vol.17, No.9, 1979, pp.988-994

(5) R. Jones, Neutral axis offset effects due to crack patching, *Composite Structures*, Vol.1, 1983, pp.163-174

(6) C. Arendt and C.T. Sun, Bending effects of unsymmetric adhesively bonded composite repairs on cracked aluminum panels, *Proceedings of FAA/NASA International Symposium on Advanced Structural Integrity Methods for Airframe Durability and Damage Tolerance*, NASA Conference Publication 3274, Part 1, 1994, pp.33-48

(7) Turaga V.R.S. Umamaheswar and Ripudaman Singh, Modeling of a patch repair to thin cracked sheet, *Engineering Fracture Mechanics*, Vol.62, 1999, pp.267-289

(8) C.T. Sun, J. Klug and C. Arendt, Analysis of cracked plates repaired with bonded composite patches, *AIAA Journal*, Vol.34, 1996, pp.369-374

(9) C.H. Wang, L.R.F. Rose and R. Callinan, Analysis of out-of-plane bending in one-sided bonded repair, *Int. J. Solids Structures*, Vol.35, No.14, 1998, pp.1653-1675

(10) Dae-Cheol Seo, Jung-Ju Lee, Fatigue crack growth behavior of cracked aluminum plate repaired with composite patch, *Composite Structures*, Vol.57, 2002, pp.323-330