

<응용논문>

DOI <https://doi.org/10.3795/KSME-A.2017.41.2.129>

ISSN 1226-4873(Print)
2288-5226(Online)

장기운영 항공기 주익 구조물 피로임계부위의 손상허용평가

천영철* · 김원철* · 진지원* · 정태진* · 강기원**

* 군산대학교 기계공학과

Damage Tolerance Assessment for Fatigue-Critical Locations of Wing Structure of Aged Aircraft

Young-Cheol Chun*, Won-Cheol Kim*, Ji-Won Jin*, Tae-Jin Chung* and Ki-Weon Kang**†

* Dept. of Mechanical Engineering, Kunsan Nat'l Univ.

(Received July 6, 2016 ; Revised October 11, 2016 ; Accepted October 24, 2016)

Key Words: Fatigue Stress Spectrum(피로응력 스펙트럼), Fatigue Critical Location(피로임계부위), Fatigue Crack Growth Analysis(피로균열진전해석), Fatigue Crack Growth Experiment(피로균열진전실험)

초록: 본 연구의 목적은 항공기 주익 구조물에 대한 피로균열진전 해석 및 실험을 통하여 운영 기간에 따른 장기 운영 항공기의 손상허용성을 평가하는 하는 것이다. 이를 위하여 주익 구조물의 피로임계부위 2 곳을 대상으로, 선행 연구에서 개발된 알고리즘을 기반으로 산출된 피로응력 스펙트럼 및 상용 코드인 NASGRO 를 이용한 피로균열진전해석을 수행하고 그 결과를 참고문헌의 결과와 비교하여 피로응력 스펙트럼 및 균열진전해석방법의 타당성을 확인하였다. 또한 실제 주익 구조물에서 채취한 시험편 및 이와 동일 재료로 가공된 시험편을 대상으로 위의 피로응력 스펙트럼을 적용한 피로균열진전시험을 실시하고 그 결과를 이용하여 운영 기간에 따른 주익 구조물의 손상허용성을 평가하였다.

Abstract: This study aims to assess the damage tolerance of the wing structure of aged aircraft with long-term service through the fatigue crack growth analysis and tests. For the fatigue-critical locations (FCL) W2 and W4 in the wing structure, the fatigue stress spectrum was derived based on a previous study. Thereafter, a crack propagation analysis for the FCLs was conducted using the commercial software NASGROTM. The algorithm for the fatigue stress spectrum was verified. Fatigue crack growth tests were then performed for two types of specimens: Type #1 was extracted from the wing structure of aged aircraft, and Type #2 was made of the same material as the wing structure. By comparing the experimental results of these specimens, we assessed the damage tolerance of the wing structure of aged aircraft with service time.

1. 서 론

군용 항공기는 민간 항공기에 비하여 매우 다양한 하중조건하에서 운용되는 관계로 비행시간의 경과에 따라 피로 균열의 발생 및 진전은 불가피하다.^(1,2) 특히 장기 운영항공기의 경우, 운영 시간에 따른 구조물의 열화(degradation)로 인하여 균열의 발생 또는 진전속도가 항공기 설계 또는 운영 초기에 비하여 증가할 가능성이 있으므로 항공기

의 안전성 확보를 위해서는 일정 비행시간 경과 후 손상허용평가(damage tolerance assessment)⁽³⁻⁵⁾ 재실시가 바람직하다.

주익 구조물은 항공기의 가장 핵심적인 구조물로서 각종 임무 형태(mission profile)에 따른 비행 하중 배수(load factor)를 직접적으로 받는 구조물이다. 또한 주익 구조물에는 스파(spar) 및 스킨(skin) 등의 결합을 위한 리벳 및 노치 부위가 존재하며 이들에는 응력집중이 발생하므로 집중적인 손상허용평가가 수행되어야 한다.⁽⁶⁾ 이러한 피로임계부위(FCL, fatigue critical location)에 대한 손상허용해석에 대한 다양한 연구가 수행되었다. 먼저 Lee 등⁽⁷⁾은 항공기의 임무환경을 분석하였고 이를 이용해

† Corresponding Author, kwkang68@kunsan.ac.kr

© 2017 The Korean Society of Mechanical Engineers

균열성장에 직접적으로 영향을 미치는 비행시간에 따른 하중배수를 획득하였다. 그들은 이러한 비행 하중 스펙트럼을 이용하여 피로균열진전 해석을 수행하였으나 제한된 인자만을 고려한 피로하중 스펙트럼을 사용하였다. 또한 Baker⁽⁸⁾는 항공기 주익 구조물의 검사주기를 확립하기 위하여 복합재료로 제작된 수리 패치를 개발하였고 이에 센서를 부착하여 피로균열을 측정하였다. 그러나 Baker의 연구에서는 피로균열진전시험 시 비행하중 스펙트럼을 고려하지 않았다. Mattos 등⁽⁹⁾은 항공기 주익 구조물의 특성을 고려하여 사이클 카운팅 기분을 제시하였고 항공기의 속도, 고도 및 임무 형태 등을 고려한 피로응력 스펙트럼을 산출하여 피로균열진전 해석을 수행하였다. 그러나 그들의 연구에서는 실제 주익 구조물은 물론 동일 재료로 가공된 시험편에 대한 피로균열진전시험 조차 수행하지 못하였다.

본 논문에서는 장기운영 항공기의 주익 구조물을 대상으로 1) 피로균열진전해석을 통하여 개발된 피로응력 스펙트럼의 타당성을 검증하고 2) 주익 구조물에서 채취한 시험편과 동일 재료로 가공된 시험편에 대하여 개발된 피로응력 스펙트럼을 이용한 피로균열진전시험을 수행하였다. 이러한 채취 및 가공 시험편의 균열진전 시험결과를 비교 분석하여 주익 구조물의 손상허용성을 평가하였다.

2. 해석 및 실험방법

2.1 피로균열진전해석 방법

본 연구에서는 상용코드인 NASGRO⁽¹⁰⁾를 이용하여 피로균열진전해석을 수행하였으며 이 때 피로균열진전 관계식은 하한계 응력확대계수범위 (threshold stress intensity factor range)와 파괴인성을 고려한 식 (1)을 사용하였다.

$$\frac{da}{dN} = C \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{\Delta K_{max}}{K_c} \right)^q} \quad (1)$$

여기서 N 은 작용 피로하중의 사이클 수, a 는 균열 길이, R 은 응력 비, ΔK 는 응력확대계수범위이며 C, n, p 및 q 는 실험적으로 구해지는 상수이다. 또한 f 는 균열 열림 함수(crack opening function) 이다. ΔK_{th} 및 ΔK_{max} 는 각각 하한계 및 최대응력확대계수 범위이다. 여기서 응력확대계수는 식 (2)를 사용하였다.

$$K = [S_0 F_0 + S_1 F_1 + S_2 F_2 + S_3 F_3 + S_4 F_4] \sqrt{\pi a} \quad (2)$$

여기서 F 는 형상계수(configuration factor)이며 응력량 S_0 는 인장압축, S_1 은 두께방향 굽힘, S_2 는 넓이방향 굽힘, S_3 는 핀 베어링 압력 그리고 S_4 는 횡 방향의 응력에 대해 사용된다. 이중 본 연구에서 사용한 균열진전 모드는 피로응력스펙트럼이 각 FCL에 대하여 인장응력을 가하는 것이므로 응력량 S_0 를 활용하여 해석을 수행하였다.

선행 연구⁽¹¹⁾ 및 SwRI 보고서⁽¹²⁾를 통하여 확인된 장기운영 항공기의 피로임계부위 FCL W2 및 W4는 각각 WS 39.5% 및 50%의 위치에서 44% 스파(44% spar)와 주익 하부 스킨과 연결되는 체결 구멍(wing lower skin fastener hole) 부위이다(Fig. 1 참조). FCL W2 및 W4의 자세한 형상은 Fig. 2와 같으며 이들의 초기균열은 해당 체결 구멍의 가장 자리에서 시작되는 코너 균열(corner crack)로 가정하였다.⁽¹¹⁾ 이에 따라 NASGRO를 이용한 피로균열진전해석에서 FCL W2 및 W4의 초기균열은 평판

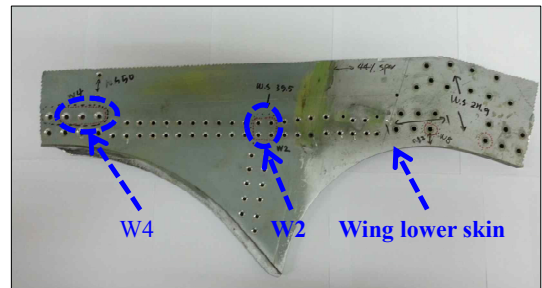
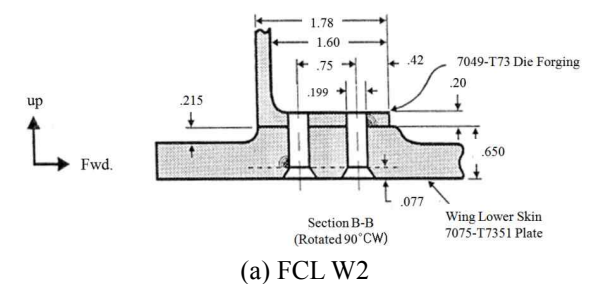
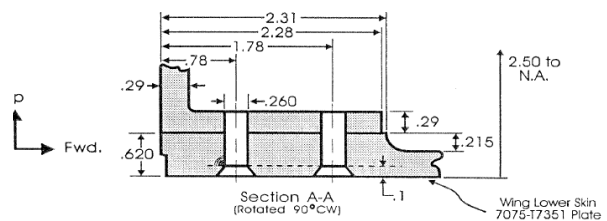


Fig. 1 Fatigue critical locations at wing lower skin



(a) FCL W2



(b) FCL W4

Fig. 2 Details of FCLs

에서의 타원형 코너균열(quarter elliptical corner crack in plate, CC16-qe)로 설정하였으며 균열이 성장함에 따라 관통균열(through crack at edge of plate, TC03-te)로 천이 거동을 한다고 가정하였다.⁽¹³⁾ 초기 균열의 크기는 구조물 검사에 사용되는 비파괴 검사법의 종류에 따라 좌우되며 SwRI 보고서에 제시되어 있는 0.127mm(0.005in)를 적용하였으며 실제 항공기 주익 구조물에서 채취한 시험편에 대한 피로균열진전해석에서는 실제 시험편의 초기피로균열을 초기균열로 설정하였다.

2.2 피로균열진전실험 방법

본 논문에서의 피로균열진전실험 대상인 항공기 주익 구조물의 FCL W2 및 W4에서 시험의 용이성 및 재현성을 고려하고 ASTM E466⁽¹⁴⁾ 규격을 토대로, 채취 가능한 최대 크기로 시험편을 설계하였으며 이를 Fig. 3에 나타내었다. 항공기 주익 구조물과 동일 재료인 Al 7075-T7351 합금(두께 18mm)을 미국 알코어사에서 구매한 후, 이러한 시험편 설계를 이용하여 FCL W2 및 W4각 10개씩 가공하여(이하 Type #1 시험편이라 칭함) 3개는 인장시험에 사용하였으며 나머지 7개는 피로균열진전시험에 사용하였다. 여기서 시험편의 두께는 FCL W2 및 W4의 실제 두께와 동일하게 각각 16.51mm (0.65in), 15.748mm (0.62in)로 가공하였다. 또한 실제 항공기의 주익 구조물 FCL W2 및 W4에서 각 1개씩의 시험편을 채취하였다(이하 Type #2 시험편이라 칭함). SwRI 보고서 상의 피로균열 시작점에서 실제 피로균열이 발생하도록 Type #1 및 Type

#2 시험편의 구멍 내부에 방전가공을 이용하여 노치를 가공하였다. 여기서 SwRI보고서에 제시된 노치 크기는 0.127mm(0.005in)이지만 본 논문에서는 방전가공에서 구현 가능한 최소크기인 0.5mm (0.0197in)의 노치를 가공하였다.

피로균열진전실험의 대상이 CT 시험편 등의 표준 시험편이 아닌 경우 COD gauge 등의 표준화된 피로균열 측정방법을 적용할 수 없다. 특히 Fig. 2와 Fig. 3과 같이 체결용 구멍 내부에서 균열이 발생하고 구멍 내부로만 피로균열이 진전하는 본 논문의 시험편의 경우, 이동 현미경(traveling microscope) 등의 일반적인 균열 측정 장치로는 균열진전량 측정이 불가능하다. 이의 해결을 위하여 본 논문에서는 시험편 외부에서 구멍 내부를 관찰 및 측정할 수 있는 산업용 내시경(Olympus MK017-009-090-62)을 활용하였으며 Fig. 4는 이를 이용하여 관찰한 구멍 내부의 균열을 나타낸 것이다.

이와 같이 준비된 시험편 및 균열측정장치를 이용한 피로균열진전 실험은 선행 연구⁽¹¹⁾에서 개발된 피로응력 스펙트럼에 음의 하중배수를 도입한 후 시험편의 형상을 고려하여 피로하중 스펙트럼으로 변환한 후, 이를 유압식 피로시험기에 입력하여 수행하였다. 피로균열 측정 간격은 정확한 피로수명 평가를 위해 총 1000 비행시간의 데이터를 시간 별로 나누어 측정하였다. FCL W2 시험의 측정 간격은 500 비행시간이다. 또한 W4의 경우에 W2에 비하여 피로수명이 짧기 때문에 50 비행시간의 간격으로 측정하였다.

2.3 유한요소해석 방법

항공기 주익 구조물에서 채취한 시험편은 CT (compact tension) 시험편과 같은 표준시험편이 아니므로 이의 응력 분포에 대한 타당성 검증을 실험 하기 전에 수행되어야 한다.

이를 위한 구조해석은 상용 소프트웨어인 ABAQUS⁽¹⁵⁾

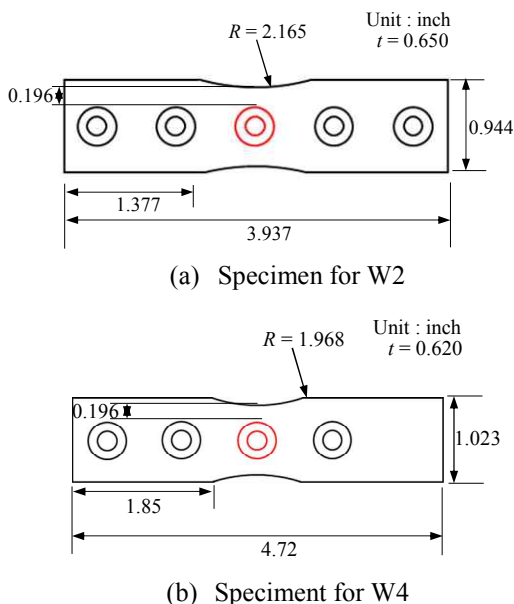


Fig. 3 Specimens for FCL W2 and W4

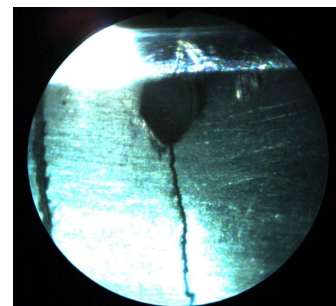


Fig. 4 Image of internal crack propagation at FCL W2 using industrial endoscope

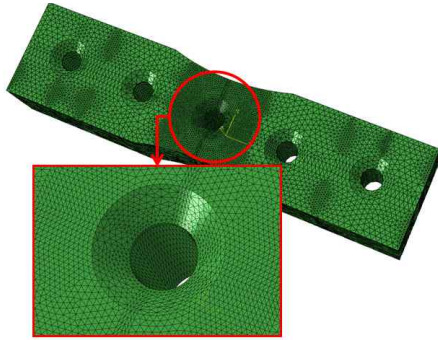


Fig. 5 Mesh of FCL W2

를 사용하였다. FCL W2의 모델 형상은 Fig. 5와 같이 397,350개의 솔리드 요소(C3D)와 73,675의 절점으로 구성되었다. 여기서 구멍 주위는 해석의 정확성을 높이기 위하여 요소의 크기를 줄여가며 응력 특이점이 발생하지 않는 범위에서 정성적으로 보다 조밀하게 모델링하였다. 해석에 적용된 재료는 항공기 주익 구조물에 사용되는 Al 7075-T7351 고강도 알루미늄 합금을 이용하였다. 경계 조건은 인장시험 시 고정정치에 의한 경계조건을 주어 시험편 한쪽은 완전 구속을 하였으며 반대편은 시험편이 당겨지는 방향을 제외한 5자유도에 대해서 구속을 하였다. 작용하중은 시험편에 항복이 발생하지 않는 범위의 인장하중으로 설정하였다. 또한 해석을 검증하기 위하여 Type #1 시험편을 대상으로 최대 응력 발생 지점 즉, 체결용 구멍 가장자리에 표점 길이 2mm의 스트레인 게이지를 부착한 후 인장시험을 실시하고 이를 통하여 측정된 변형률을 유한요소해석의 결과와 비교하였다. 여기서 인장시험은 ASTM E8M⁽¹⁶⁾에 따라 제작된 인장시험편을 대상으로 2mm/min의 변위제어 조건 하에서 수행되었다.

3. 결과 및 고찰

3.1 피로균열진전해석

피로균열진전해석을 위해서는 해당 FCL에서의 피로응력 스펙트럼이 요구되며, 이를 위하여 선행연구⁽¹¹⁾에서는 제한적인 자료⁽¹²⁾를 이용하여 항공기 주익 구조물 피로임계부위에서의 피로응력 스펙트럼 알고리즘을 개발하고 이의 타당성을 검증하였다.⁽¹⁷⁾ 본 논문에서는 선행연구⁽¹¹⁾의 피로응력 스펙트럼 개발 알고리즘에 항공기 운항시 발생할 수 있는 임무별 음의 하중 배수 스펙트럼 및 해당 임무 분담률 자료를 이용하여 음의 하중배수를 고려하여 FCL 부위의 피로응력 스펙트럼을 획득할

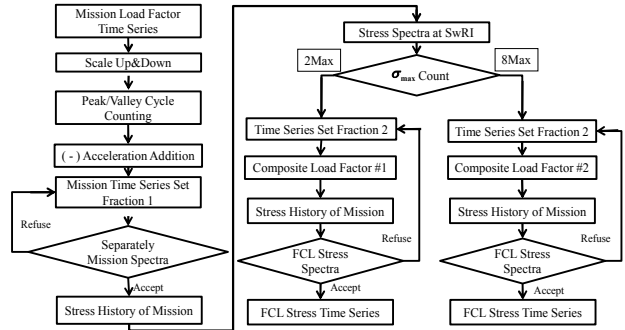
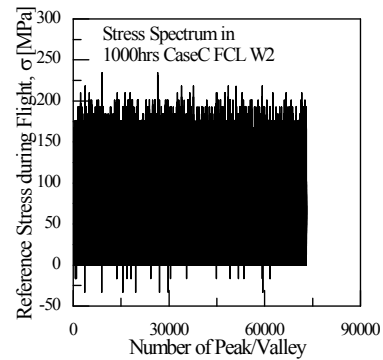
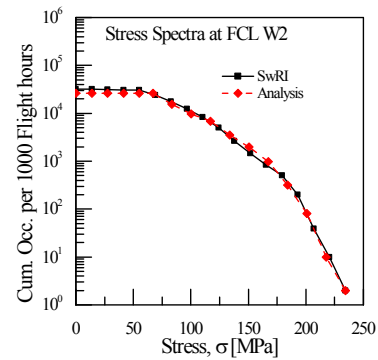


Fig. 6 Algorithm for fatigue stress spectrum



(a) Fatigue stress spectrum at FCL W2



(b) Cumulative occurrence per 1000 flight hours

Fig. 7 Developed fatigue stress spectrum at FCL W2

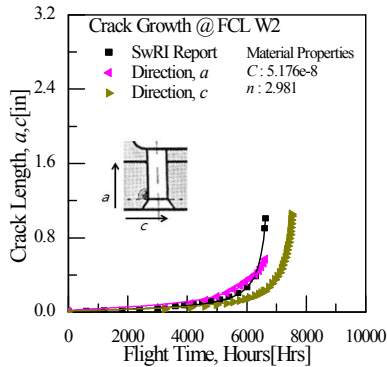
수 있는 알고리즘⁽¹¹⁾을 개발하였으며 이의 흐름도를 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 7(a)는 이에 따라 개발된 피로응력 스펙트럼 및 피크/밸리 사이클 카운팅 결과를 나타낸 것이다. 여기서 본 논문에서 개발된 스펙트럼의 사이클 카운팅 결과는 SwRI 보고서에 제시된 결과와 매우 유사함을 알 수 있다.

이와 같이 개발된 피로응력 스펙트럼과 2.1절에 제시된 피로균열진전해석 방법을 이용하여 FCL W2 및 W4에서의 균열진전해석 결과를 Fig. 8에 나타내었다. 여기서 피로균열진전해석에 사용된 식 (1)의 상수 및 인장시험을 통하여 구한 물성치는

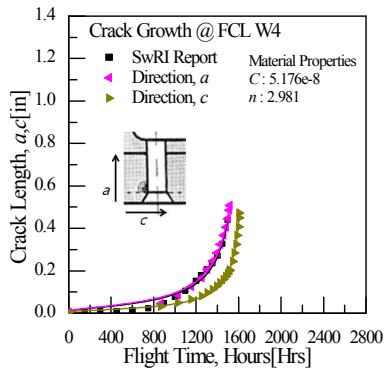
Table 1 Material properties and constants

σ_{uts}	489.5MPa	C	2.981
σ_{ys}	434.4MPa	n	5.176E-08
K_{Ic}^*	1529MPa mm ^{1/2}	p	1
K_{Ic}^{**}	1112MPamm ^{1/2}	q	1

* Effective fracture toughness ** Plain strain fracture toughness



(a) FCL W2



(b) FCL W4

Fig. 8 Results of fatigue crack growth analysis

Table 1에 정리하여 나타내었다. 또한 변동하중하의 하중간섭효과를 고려하기 위하여 Willenborg⁽¹⁸⁾ 모델을 사용하였다. 그림에서 알 수 있듯이 피로균열은 균열의 깊이 방향 a 및 길이 방향 c 로 길이가 상이한 타원형태로 진전하는 결과가 도출되었으며 이는 SwRI 보고서의 경우 깊이 및 길이 방향의 균열진전이 동일하다는 결과와 상이한 결과이다. 이러한 원인은 SwRI 보고서에서 사용된 피로균열진전해석 코드(SuperCrack)의 한계로 인하여 균열 깊이 방향 a 와 균열 길이방향 c 가 1:1로 진전한다고 가정하여 수명을 평가하였기 때문으로 판단된다. 이러한 차이를 고려하여 기준 자료인 SwRI 보고서의 피로수명과 비교 시 실제 실험에서 측정하게 되는 균열 깊이 방향인 a 의 수명을 비교 평가하였다. 그림에서 알 수 있듯이 a -Flight

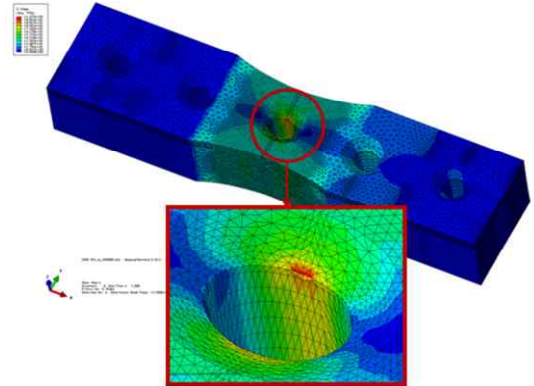


Fig. 9 Stress distribution (FCL W2)

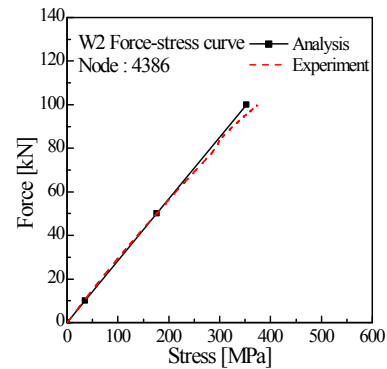


Fig. 10 Comparison of stresses between experiment and FE analysis for FCL W2 Type #1 specimen

Time 곡선의 기울기가 일부 차이가 나긴 하지만 본 논문의 피로균열진전 수명은 FCL W2 및 W4 모두 SwRI 보고서의 결과와 매우 근접함을 확인하였다. 이를 통하여 선행연구의 결과를 바탕으로 개발된 본 논문의 피로응력 스펙트럼 산출 알고리즘 및 해석 방법론의 타당성을 확인하였다.

3.2 피로균열진전실험

본 논문의 대상인 항공기 주익 구조물에서 채취한 시험편은 비표준 시험편이므로 이에 대한 피로균열진전실험 전에 시험편 설계 타당성을 검증하여야 한다. 이를 위하여 Fig. 3과 같이 FCL W2 및 W4 시험편에 인장하중이 작용할 때, 이의 응력분포를 검토하였다. Fig. 9는 FCL W2 시험편에 인장하중이 작용할 때의 응력분포를 나타낸 것으로 체결 구멍 주위에서 최대 하중이 작용함을 확인할 수 있다. 또한 이러한 FE 해석의 정확성을 검증하기 위하여 FCL W2 및 W4의 Type #1 시험편(동일 재료 가공 시험편)의 체결 구멍 가장자리에 스트레인 게이지를 부착한 후 인장하중 작용시의 변형률에 탄성계수를 곱하여 구한 응력을 FE 해석의 그것과 비교하였다. Fig. 10은 FCL W2에 대한 결과

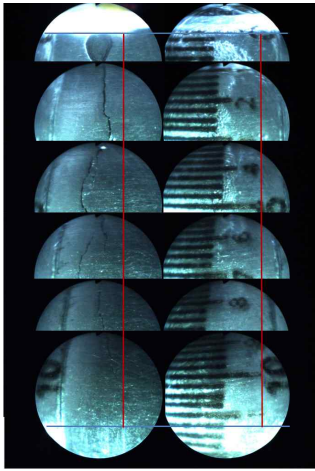


Fig. 11 Images for crack propagation using endoscope for FCL W2

를 나타낸 것으로 해석 및 실험결과는 잘 일치함을 알 수 있으며 FCL W4 또한 동일한 결과를 얻었다. 이를 통하여 FE 해석의 타당성뿐만 아니라 본 논문에서 사용한 FCL W2 및 W4 시험편의 설계 타당성 역시 검증하였다.

이와 같이 그 타당성이 입증된 시험편을 대상으로 피로균열진전시험을 수행하기 위하여 시험편의 평균응력을 이용하여 피로응력 스펙트럼을 피로하중 스펙트럼으로 변환하였다. 이러한 피로하중 스펙트럼을 유압식 피로시험기(Instron 8801)에 입력하여 먼저 Type #1(동일 재료 가공 시험편)에 대한 피로균열진전시험을 수행하였다. 실험 수행에 있어 가장 곤란한 것은 균열 발생시점을 확인하는 것이다. 균열 발생시점이 명확히 정의되지 않으면 정확한 피로균열진전수명 산출이 불가능하다. 이의 해결을 위하여 FCL W2 및 W4 각각에 대하여 6개의 시험편을 사용하여 피로균열의 발생 시점을 확인하였으며 이를 바탕으로 Type #1 FCL W2 및 W4 시험편에 대한 피로균열진전시험을 실시하였다. 여기서 피로균열 발생의 정의는 인지 가능한 균열 진전이 발생하였을 경우로 설정하였으며 이러한 균열발생 시점부터 피로균열진전수명을 카운트하였다. 피로균열이 발생한 시점부터 FCL W2 및 W4 시험편에 대하여 각각 500비행시간 및 50비행시간 간격으로 산업용 내시경으로 체결 구멍 내부의 균열 사진을 촬영하고 해당하는 비행시간을 기록하였다. Fig. 11은 내시경으로 촬영된 체결 구멍 내부 균열 사진의 예를 나타낸 것이다. Fig. 12는 파손된 FCL W2 시험편을 나타낸 것으로, 피로균열은 가공된 노치로부터 진전이 시작되었으며 이의 진전 양상은 균열 진전 깊이와 방향이 상이한



Fig. 12 Fractured FCL W2 specimen

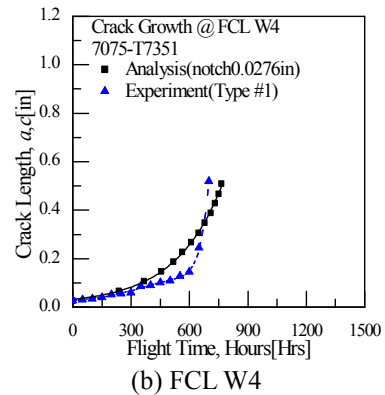
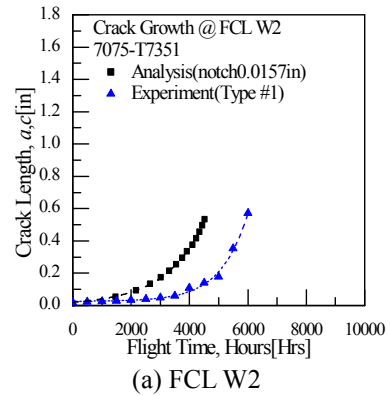


Fig. 13 Comparison between experiment and analysis results for Type #1 specimen

반타원형태임을 확인할 수 있다.

이러한 실험 조건 및 방법에 따라 수행된 피로 균열진전시험의 결과를 3.1절의 절차에 따른 해석 결과와 함께 Fig. 13에 나타내었다. 여기서 해석 결과는 실제 시험편의 초기 피로균열 크기를 적용하여 산출된 결과이다. 그림에서 FCL W2 및 W4의 실험과 해석결과는 각각 약 25% 및 10%의 수명 차이를 보이고 있으며 이의 원인은 피로균열진전 해석시에 SwRI 보고서에 기반한 물성치를 사용하였기 때문이라고 판단된다. 일반적으로 피로 균열진전거동에는 재료의 불균질성(inhomogeneity) 및 랜덤하중 등의 영향으로 상당한 불확실성이 존

재한다.⁽¹⁹⁾ 따라서 이러한 실험결과는 시험방법 등에 존재하는 불확실성 및 이로 인한 변동성 (variation)을 고려한 산포 범위내에 들어가며 동시에 FCL W2 및 W4 모두 실험결과는 해석결과와 유사한 $a-N$ 곡선 기울기를 가지므로 본 논문의 실험방법 및 결과는 타당성을 가진다고 판단된다.

이와 같이 그 타당성이 입증된 실험방법을 이용하여 본 논문의 핵심인 FCL W2 및 W4의 Type #2 시험편(실제 항공기 주익 구조물에서 채취한 시험편)에 대한 시험을 실시하였다. Fig. 14는 이의 결과를 정리하여 나타낸 것으로 Type #1 및 Type #2에 대한 실험결과와 해석결과(초기 피로균열 길이 반영)와 비교하여 나타낸 것이다. 먼저 해석결과를 살펴보면 Fig. 13의 결과와 매우 유사한 결과를 보이고 있으며 이는 초기 피로균열의 길이만 상이할 뿐 모두 동일한 해석 조건을 적용하였으므로 당연한 결과로 생각된다. FCL W2에 대한 결과를 나타낸 Fig. 14(a)를 살펴보면 Type #1(동일 재료 가공 시험편) 및 Type #2(주익 구조물 채취 시험편)의 실험결과는 중간 정도의 수명 영역에서 일부 거동이 상이하지만 전체적으로 매우 유사한 피로균열진전거동과 수명을 나타내고 있다. 또한 Fig. 14(b)를 살펴보면 FCL W4의 경우, Type #1 및 Type

#2 시험편 간의 파단수명의 실험결과는 약 25% 정도의 차이가 있지만 이 역시 허용 가능한 산포 범위에 존재한다고 판단된다.

이와 같이 약 30년 이상의 운영 기간을 갖는 항공기 주익 구조물에서 채취한 Type #2 시험편의 결과와 신규로 생산된 재료에서 가공한 Type #1 시험편의 실험결과를 비교했을 때 일부 차이가 발생하지만 전반적으로 거의 동일한 피로균열진전거동을 보인다고 판단된다. 따라서 항공기 주익 구조물의 피로임계부위 FCL W2 및 W4은 항공기 운영 기간에 따른 열화 현상은 없으며 신규 생산 재료와 동일한 손상허용성을 가지는 것으로 판단된다. 이는 손상허용성 즉 피로균열진전거동의 열화 현상은 부식(corrosion) 및 취화(brittleness) 현상 등에서 발생하므로 본 항공기의 운영환경이 열화현상을 발생시킬 수 있을 정도의 환경이 아니기 때문으로 판단된다.

4. 결 론

(1) 장기운영 항공기 주익 구조물의 피로임계부위를 대상으로 피로균열진전해석을 수행하고 이의 결과를 SwRI 보고서의 피로수명과 비교 평가하여 피로응력 스펙트럼 산출 및 균열진전해석 방법론의 타당성을 확인하였다.

(2) 항공기 주익 구조물에서 채취 가능한 피로균열진전 시험편을 설계하였으며 유한요소해석 및 인장시험을 통하여 이의 타당성을 검증하였다.

(3) 항공기 주익 구조물과 동일 재료에서 가공된 시험편에 대한 균열진전시험 및 해석을 통하여 피로균열진전시험 방법론의 타당성을 확인하였다.

(4) 실제 항공기 주익 구조물에서 채취한 시험편 및 이와 동일한 신규 생산 재료로 가공한 시험편에 대한 피로균열진전시험을 수행하고 이의 결과를 검토하여 실제 항공기 주익 구조물의 운행 기간에 손상허용성의 변화를 평가하였다.

후 기

본 논문은 공군 군수사령부 예하 항공기술연구소 및 2014년도 군산대학교 교수장기국외연수경비의 지원에 의하여 연구되었음.

참고문헌 (References)

(1) Kim, Y. J., Kim, H. G., Kim, C. Y., Chang, J. J. and Lee, M. Y., 2013, " Fatigue Analysis to Determine the

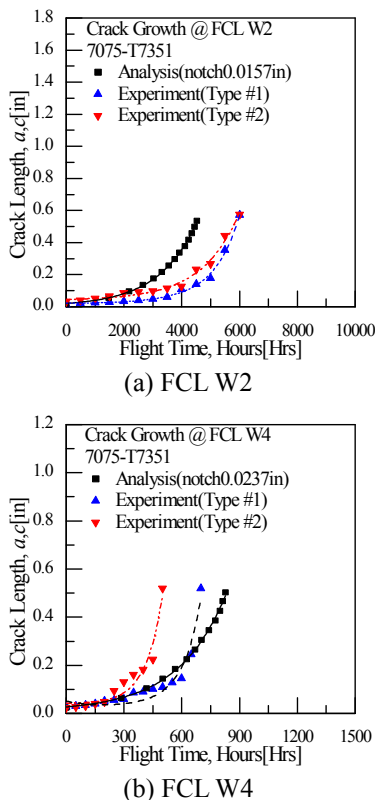


Fig. 14 Comparison between experiments of Type #1 and Type #2 specimens

- Repair Limit for the Damaged Fastener Hole of Aging Aircraft(P-3CK),” *Proceeding of JKASAS*, pp. 959~966.
- (2) Kang, K. W., Koh, S. K., Choi, D. S. and Kim, T. S., 2010, “Fatigue Life and Stress Spectrum of Wing Structure of Aircraft,” *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 34, No. 9, pp. 1185~1191.
- (3) Kim, W. D., 2007, “Fatigue Life Prediction of Composite Patch for Edge Cracked Aluminum Plate,” *Trans. of the KSAS*, Vol. 35, No. 1, pp. 51~57.
- (4) Lee, D. H., Kwon, A. J., You, W. H., Choi, J. B. and Kim, Y. J., 2009, “Evaluation of Fatigue Crack Initiation Life in a Press-Fitted Shaft Considering the Fretting Wear,” *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 33, No. 10, pp. 1091~1098.
- (5) Hur, J. W., 2010, “Study on Fatigue Life Estimation for Aircraft Engine Support Structure,” *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 34, No.11, pp. 1667~1674.
- (6) Hu, D., Wang, R., Fan, J and Shen, X., 2012, “Probabilistic Damage Tolerance Analysis on Turbine Disk Through Experimental Data,” *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 87, pp.73~82.
- (7) Lee, H. C., Lee, B. W and Goo, B. U., 2011, “Extending Service Life of Military Aging Aircraft,” *Trans. of the KSAS*, pp. 907~911.
- (8) Baker, A., 1999, “Bonded Composite Repair of Fatigue-cracked Primary Aircraft Structure,” *Composite Structures*, Vol. 47, pp. 431~443.
- (9) Ferreira V. Mattos, D., Mello Junior, Alberto, W.S., Ribeiro, F. N. and Jun, J., 2009, “F-5M DTA Program,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 1, No. 1, pp. 113~120.
- (10) NASGRO, 2014, “Fracture Mechanics and Fatigue Crack Growth Analysis Software,” Reference Manual, Version 7.1.
- (11) Chun, Y.C., Jang, Y.J., Chung, T.J. and Kang, K.W., 2015, “Stress Spectrum Algorithm Development for Fatigue Crack Growth Analysis and Experiment for Aircraft Wing Structure,” *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 39, No. 12, pp. 1281~1286.
- (12) SwRI Report, 1996, “F-5 FMS Durability and Damage Tolerance Update Revised Final DADTA Report – F-5E/F Republic of Korea Air Force,” SwRI 06-4222.
- (13) Shim, D. J., Rudland, D. and Harris, D., 2011, “Modeling of Subcritical Crack Growth due to Stress Corrosion Cracking: Transition from Surface Crack to Through-wall Crack,” PVP2011-57267, ASME Pressure Vessels and Piping Conference, Baltimore, Maryland, USA.
- (14) ASTM E466-15, 2015, “Standard Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials,” ASTM International.
- (15) ABAQUS Version 6.14, Dassault Systems Simulia, Inc.
- (16) ASTM E8M-15a, 2015, Standard Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials, ASTM International.
- (17) Chun, Y. C., Jang, Y. J., Chung, T. J. and Kang, K. W., 2015, “Stress Spectrum Algorithm Development for Fatigue Crack Growth Analysis and Experiment of Aircraft Wing Structure,” *KSME 15MF FR02A02*, pp. 81~92.
- (18) Willenborg, J., Engle, R.M. and Wood, H.A., 1971, “A Crack Growth Retardation Model Using an Effective Stress Concept,” AFFDL-TM-71-1- FBR.
- (19) Kim, J.K. and Shim, D.S., 2000, “Variation in Fatigue Crack Growth due to the Thickness Effect,” *International Journal of Fatigue*, Vo. 22, No. 7, pp. 611~618.