

## 노후항공기의 비파괴시험 평가 (Nondestructive Testing of Aging Aircraft)

권 오 양\*  
 Oh-Yang Kwon\*

초 록 전 세계적으로 항공기의 노후화에 따른 안전성 확보와 수명연장을 위한 대책 연구가 활발하다. 미국의 경우 군용기(주로 수송기)의 평균수명은 40년을 넘어서고 있으며 이들은 아직도 20~30년 더 사용될 예정이다. 민간항공기의 경우에도 군용기만큼은 아니지만 노후화하고 있기는 마찬가지이다. 수명연장을 위해 여러가지 비파괴검사 기술이 활용되고 있으며, 새로운 비파괴 시험·평가·검사 방법들이 속속 개발되고 있다. 항공기의 안전을 위협하는 기체구조 손상의 2대 주범으로는 부식과 피로를 꼽을 수 있으며, 이를 탐지하고 평가하기 위한 경제적인 검사방법에 대한 연구가 미국을 중심으로 활발하게 진행되고 있는데, 이에 대한 최근 현황을 살펴본다.

### 1. 서 론

노후항공기(aging aircraft)란 최초 설계수명을 넘긴 항공기의 총칭이다[1]. 현재 미국에서 운항되는 많은 군용기와 민간항공기가 이에 포함된다. 미국 공군(USAF)의 경우 보유 항공기의 37%, 대수로는 2,368대의 각종 항공기가 최초 설계수명을 훨씬 넘긴 25년 이상 운항되고 있다. 이를 구체적으로 살펴보면 1997년 5월 현재 599대의 C/KC-135기가 25년을 넘어섰으며 평균 기령 35.5년, 94대의 B-52기는 평균 기령 34.8년, 220대의 C-141기는 평균 기령 30년, 451대의 T-38기는 평균 기령 29년 등이다. 한편 대표적인 민간 항공사인 Northwest 항공사의 1996년 12월 통계를 살펴보자.

Northwest 항공사가 보유한 391대의 항공기 중 200대 이상이 20년 넘게 사용되고 있음을 알 수 있다. 다른 통계에 의하면 Boeing사가 공급한 약 8,000대의 민간항공기 중 20%가 이미 20년 이상 사용되고 있다[2]. 군용기의 경우에는 국방예산의 삭감에 따라, 민간항공기의 경우에는 항공사의 재정압박과 항공여행 수요의 급증에 따라, 노후항공기들은 값비싼 신형 항공기의 구입을 줄이는 하나의 대안으로 남을 것이 분명한 이상

Table 1 Northwest항공사의 보유항공기와 평균 기령 (1996년 12월 현재)

기 종	대 수	평균 기령
Airbus A320	50	5.1
Boeing B727	43	17.6
Boeing B747	33	15.1
Boeing B757	48	7.3
McDonnell-Douglas DC 9	176	26.4
McDonnell-Douglas DC 10	33	22.7
McDonnell-Douglas MD 82	8	14.5
계	391	18.9

상당기간 더 사용될 전망이다. 실제로 군용(수송)기는 약 80년 동안 사용될 것이며, 민간항공기도 약 40년 동안 사용될 것으로 추정되는데, 이것은 최초의 설계수명을 훨씬 초과하는 것이다.

항공기가 노후화 함에 따라 기체 구조의 건전성 확보는 매우 심각한 문제가 되었다. 최근에 일어난 가장 극적인 사례로는 1988년 4월 29일 하와이에서 일어난 Aloha 항공사의 B737기 사고를 들 수 있는데, 하와이 제도의 섬과 섬 사이 상공을 정상속도로 순항하던 항공기의 객실 동체 윗부분이 뜯겨져 날아가 버렸고 사망자

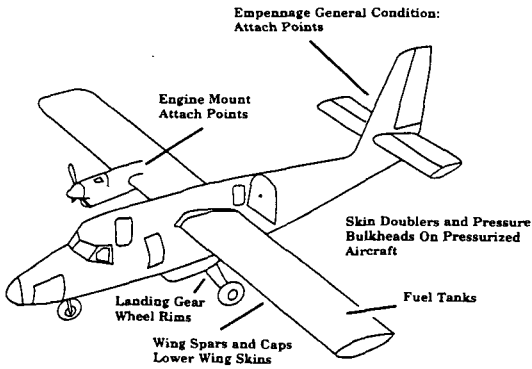


Fig. 1 Areas most susceptible to cracks. Adopted from [13]

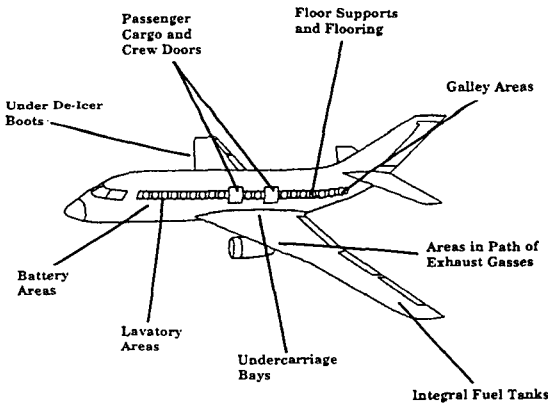


Fig. 2 Areas most susceptible to corrosion. Adopted from [13]

도 있었지만, 다행히 사고기는 비상착륙에 성공하였다. 이 사고는 표면까지 연결된 피로균열과 표면 직하의 부식 및 균열을 탐지하고 평가할 수 있는 신뢰성 있는 비파괴시험검사 기술의 필요성을 크게 부각시켰다. Fig. 1과 2는 각각 항공기 구조에서 피로균열과 부식에 특별히 취약한 부위를 보여준다.

제 1세대 제트여객기라 할 수 있는 B-707(공군의 C/KC135에 해당), B-747, DC-9, DC-10 등은 1950년대와 1960년대에 정적인 강도와 파손-안전(fail-safe) 개념에 입각하여 설계되었다. 이 방식은 잉여분(redundancy)에 의존하는 것으로 우발적인 손상과 부식에 의한 성능저하를 탐지할 수 있는 충분한 여유를 제공하였으므로 이들 항공기는 몇 건의 우발적

인 사고를 제외하면 안전성에 관한 비교적 양호한 기록을 가지고 있다.

1970년대 들어서 손상허용설계(damage-tolerance approach) 개념이 정립되어 처음에는 군용기에[1], 그 다음에는 민간항공기에도 도입되었다[2]. 손상허용설계에서는 항공기 설계수명 이내에 심각한 피로, 부식, 우발적 손상 등이 발생하여도 손상이 탐지될 때까지 기체의 나머지 다른 부분이 파손이나 지나친 소성변형 없이 통상적인 하중을 견딜 수 있어야 한다는 요구조건을 명확히 하고 있다[5,6]. 손상허용설계 방식은 구조적 취약부의 설정, 응력 스펙트럼의 확보, 최초 품질의 결정, 파괴역학적 계산, 정기검사의 요구조건을 명시한 기체 구조의 유지보수계획 등을 필요로 한다[7]. (Fig. 3참조) 이러한 새로운 접근방법은 피로손상 특히 노후항공기의 경우처럼 여러 곳에서 동시에 발생하는 피로균열에 대해서는 redundancy개념이 부적합한 때문에 그 필요성이 대두되었다.

1970년대 후반부터 강화된 피로손상검사 프로그램이 실시되었으며, 그 후 노출되지 않은 균열과 부식의 방

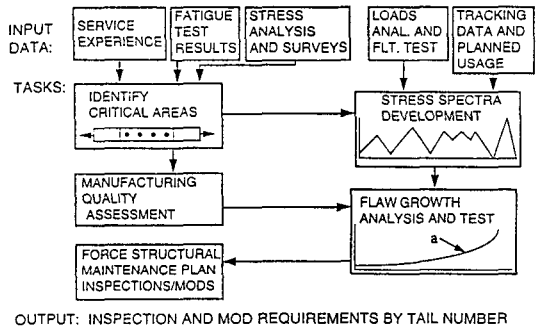


Fig. 3 The damage-tolerance approach of USAF. From preprint of [7]

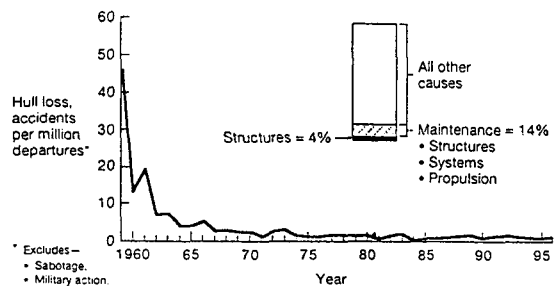


Fig. 4 Safety records of world-wide commercial jet fleet. From preprint of [2]

지 및 제어와 함께 광범위분포 피로손상(WFD: wide-spread fatigue damage) 문제에 대처하기 위한 새로운 검사항목의 정립이 이루어지고 있다[8]. 산업계의 전반적인 의견은 노후항공기 문제는 가닥이 잡혔으며, 항공기 안전도는 변함없이 유지되고 있다는 것이다[2]. (Fig. 4 참조) 그러나 노후항공기를 유지 보수하는 비용은 보통 이상으로 높으며, 현재의 검사기술은 비용, 검사속도, 신뢰성 측면에서 모두 많은 문제점을 가진 것으로 보인다.

예를 들어 볼트구멍에 대한 와전류탐상 기술은 C-141 수송기 날개를 검사하는데 사용할 수 있는데, 이 비행기의 내부 날개 아래쪽에는 날개 길이방향으로 splice-joint들이 있어 길이 1.8mm 이상의 균열을 가진 볼트구멍은 모두 검사해야 한다[9]. 이러한 균열은 이 항공기의 수명을 좌우할 수 있기 때문이다. 그러나 균열이 두 번째 층에서 발생하면 이를 검사하기 위해서는 약 7,400개의 fastener(볼트, 나사, 리벳)를 모두 제거해야 하는데 이는 비행기 한 대 당 9,400 man-hour의 노동력이 추가로 필요한 것을 의미한다. 이러한 시간과 비용 외에도 작업 중 fastener 구멍의 손상가능성과 연료탱크 기밀성의 저하 가능성 때문에 현재로서는 와전류탐상으로 표면까지 도달한 균열을 탐지하기 위하여 120일마다 한번씩(매우 노후한 항공기의 경우 30일마다 한번씩) 표면을 훑고 있다[10]. 이러한 사례뿐만 아니라 또 다른 경우에도 보다 효율적인 비파괴검사 방법이 요구되고 있다.

참고문헌[11~15]는 노후항공기의 안전성과 비파괴 시험평가에 관한 직접·간접적인 여러가지 정보를 제공하고 있으며, 새로운 비파괴시험·평가·검사 방법의 개발에 관한 정보는 참고문헌[16]과 함께 같은 제목으로 매년 발행되는 논문집(Review of Progress in QNDE) 등에서 얻을 수 있다.

## 2. 부식 (Corrosion)

부식은 외부는 육안검사로 내부는 방사선 투시법으로 검사하고 있다. 다만 겉으로 나타나지 않은 부식의 경우 특히 표면층의 벽두께의 감소를 측정하는데는 와전류시험과 함께 초음파 두께 측정기도 적용하고 있다[17].

방사선투시 방법은 매우 잘 확립된 기술 중의 하나이며 특히 전체 체적을 검사할 수 있는 가장 최적의 방법이다. 그러나 방사선투시 데이터의 분석, 저장, 및 불

러오기 등의 방법들이 개선되어야만 한다. 새롭게 개발된 것 중의 하나로 디지털 방사선투시 또는 컴퓨터화 방사선투시를 들 수 있다[18]. 이는 필름대신 광반응성인(P)을 코팅한 건판을 사용한 것이다. 인 코팅층은 X선이나  $\gamma$ 선을 쬐이면 여기상태로 되었다가 낮은 에너지의 빛(photon)에 의해 발광하게 되는데, 따라서 약 8시간동안 코팅층에 영상 데이터가 남아있게 된다. 최근에 사용되는 건판에서는 2가의 유퀴리움이온  $\text{Eu}^{2+}$ 이 3가인  $\text{Eu}^{3+}$ 로 변환되고 여기된 전자는 할로젠 이온의 공공(vacancy)에 포집된다. 그 다음은 보통 사진건판과 비슷한 방법으로 처리되지만 한가지 차이점은 지름 20~100 $\mu\text{m}$ 으로 집속된 레이저 빔으로 주사하여 데이터를 읽을 때 자동적으로 3가( $\text{Eu}^{3+}$ )에서 2가( $\text{Eu}^{2+}$ )로 환원된다는 점이다. 광측진성 발광은 PMT(photo-multiplier tube)로 포착되고 다시 전기신호로 변환된다. 보통 4백만~3천2백만 화소(pixel)이면 흔히 쓰는 방사선투시용 필름 크기 18×24cm에서 35×45cm 정도를 대신할 수 있으며 2.5~20 lines/mm의 분해능을 갖는다. 포착된 방사선 투시 데이터는 디지털화하여 저장함으로써 분석, 처리, 다시 불러오기 작업이 용이하다. 사진 필름의 경우 H-D곡선이 비선형적인데 반하여 노출과 발광관계는 선형적이다. 명암(gray scale)의 dynamic range도 매우 커서 D값을 1에서 5까지 향상시킬 수 있는데, 이는 약 80dB에 해당한다. PMT의 민감도나 레이저 빔의 세기를 조절하면 명암은 관심부위를 가장 잘 관찰할 수 있도록 조절이 가능하다. 또한 노출이 잘못되어도  $\pm 2X$ 까지는 수정할 수 있다. 다만 가장 큰 단점으로는 영상판독기가 고가라는 점을 들 수 있는데, 이는 검사물량이 많으면 크게 문제되지 않을 것이다.

와전류시험(ECT)은 단층 또는 복층 구조의 두께감소를 정량화 하는데 적합하다. 초음파시험과는 달리 이 방법은 구조적으로 연결되지 않은 복층구조에도 적용할 수 있다. Hagemaiier[19]는 현재 상용화된 와전류시험 장비로도 DC-10 동체 표면을 검사하였을 때 5%의 두께감소까지 측정할 수 있음을 밝히고 있다.

펄스 와전류시험(Pulsed ECT)은 1970년부터 사용되었지만, 최근에 디지털화된 데이터에 신호처리를 행하고 또한 C-scan 방식을 채택함으로써 성능이 크게 향상되었다. Moulder[20] 등은 절대치 코일을 사용하여 두께 1mm의 Al2024 시험판에서 5%의 두께감소를 측정하였다. 이때의 중심 주파수는 약 20kHz이었다. 이 방법의 한계치는 두께감소 2~3% 정도로 추

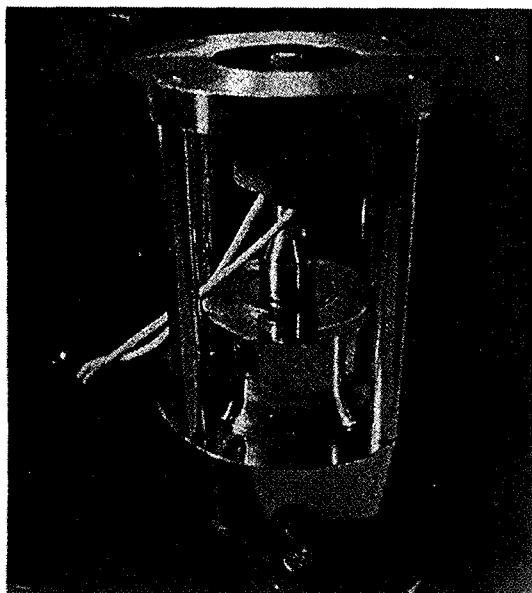


Fig. 5 The structure of a rotating head, self-nulling probe. Adopted from (49)

정된다. 이 방법은 나중에 언급할 driplless bubbler 나 열화상(thermal wave imaging) 처리와 함께 미국 FAA의 노후항공기 프로그램의 인정을 받았으며 상업화하는 단계에 와 있다(21).

와전류시험에서 이룩한 또 하나의 기술혁신은 자동 영점보정 탐촉자의 개발이다(22). 이 탐촉자의 예는 Fig. 5와 같으며, 전기적으로 격리된 두 개의 동심원 코일로 구성되어 있다. 탐촉자를 전도성 재료에 놓아둠으로써 바깥쪽 exciter 코일은 안쪽의 sensing 코일

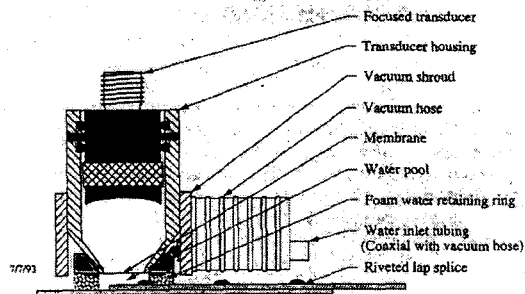


Fig. 7 The construction of a driplless bubbler Adopted from (24)

에 의한 출력을 영점보정할 수 있다. 자동 영점보정 탐촉자의 출력은 주파수(2~20KHz)와 알루미늄 스킨의 두께에 의존한다. 출력이 비선형적으로 나타나는 단점은 있지만, 여러 주파수에서의 출력을 통합하고 inversion이나 neural network와 같은 신호처리 기법을 사용하면 층간 간격이 일정하지 않더라도 두번째 층의 두께 변화를 5% 이내로 측정할 수 있다(Fig. 6).

초음파 C-scan은 또 하나의 검증된 비파괴검사 방법인데, 항공기 구조 검사에 이를 적용하기 위하여 driplless bubbler를 개발하였다(23,24). (Fig. 7 참조) 이는 표준형 15MHz 수침센서가 약 50mm길이의 물이 채워진 원통 속에 들어있고 그 밑바닥은 멤브레인으로 되어있어 검사대상체에 접촉하는 구조로 되어있다. 멤브레인은 물기등을 통하여 센서와 음향적으로 접촉상태를 유지하며 내부의 물은 이를 통하여 계속 순환되고 물기등은 일련의 브러쉬 실링으로 가두어진다. 이

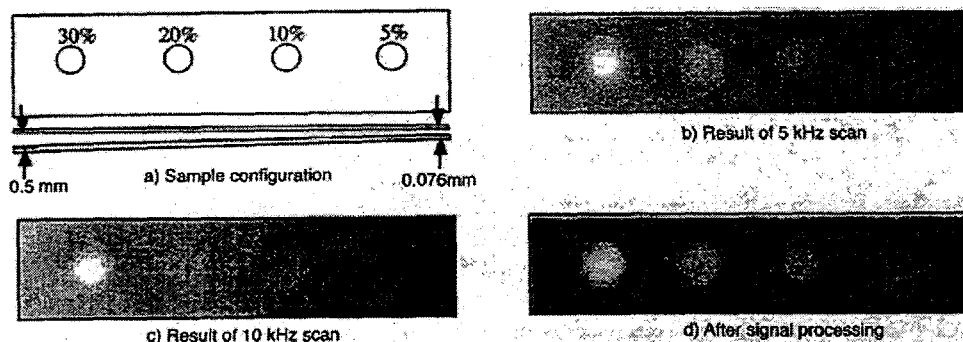


Fig. 6 Sample configuration and scan results at 5 and 10 KHz and after signal processing with NASA self-nulling probe. Adopted from (22)

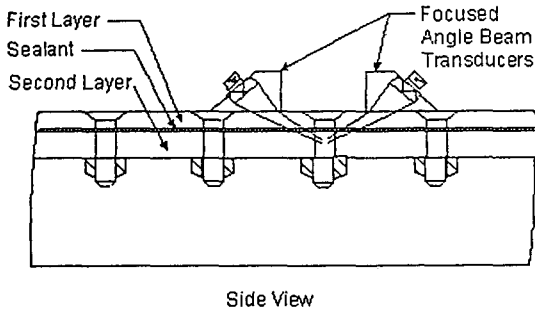


Fig. 8 A schematic diagram of ultrasonic technique for the second layer inspection

bubbler를 휴대용 로봇 스캐너 및 고속 데이터취득 및 처리장치와 연결하여 하나의 시스템을 구성하면, 우리가 실험실에서 수조를 사용하는 C-scan에서 얻는 것과 비슷한 수준으로 항공기 동체 내부구조 중의 겹치기 접합(lap joint) 연결부에 발생한 부식을 평가할 수 있다.

다른 또 하나의 초음파시험 방법이 항공기 구조의 두 번째 층을 검사하는데 사용되고 있는데 바로 DC-9 날개의 lower tee cap 및 stringer에서 발생하는 ex-foliation부식과 응력부식균열(SCC)을 탐지하는 것이다(19,25). 두번째 층을 검사하기 위한 이 방법은 두 개의 초음파 탐촉자를 웨지를 사용하여 알맞은 각도로 경사각을 설정한 다음 pitch-catch방식으로 초음파를 주고 받는다(Fig. 8 참조). 이 방법에서는 초음파가 층과 층 사이의 접착제를 통과하여 두 번째 층의 밑면에서 반사될 때 반사신호(echo)의 변화를 전파시간(time-of-flight) 측정법으로 탐지한다. 폐기된 DC-9 항공기의 날개부분으로부터 제작된 표준시편의 4~7% 두께감소를 C-scan 방법으로 확실히 찾을 수 있었다. 이 방법은 현재 FAA의 공인을 받아 육안검사를 대신하여 사용되고 있으며 육안검사서 항공기 1대당 376 man-hour가 필요한 일을 48 man-hour로 낮출 수 있다.

열화상처리 또는 적외선 화상처리 방법은 외부에서 가해준 일이나 기계적인 에너지 또는 열적인 질량변화 등에 의해 발생하는 표면온도의 변화를 활용한다(26-29). 여러 가지의 다른 조합이 사용되고 있지만 기본적으로 모든 방법에서 적외선 카메라를 필요로 하는데, 최근에는 그 가격도 낮아지고 사용범위나 휴대성도 많이 개선되었다. 이 방법은 수 제곱미터에 이르는 상대

적으로 넓은 구역을 비접촉으로 신속하게 측정할 수 있으며 와전류시험이나 초음파시험처럼 탐촉자를 움직여 주는 스캐너 장치가 필요하지도 않다.

열원의 크기가 주기적으로 변하면 변조된 열파(modulated thermal wave)가 대상체에 주입된다(27, 30). 이 열파의 감쇠는 재료의 열확산도와 열파의 변조 주파수에 의존한다. 표면온도의 변화를 변조주파수의 특정 위상과 동조시키면 감추어진 어떤 불규칙성을 열화상으로 나타낼 수 있다. 이 방법은 표면 방열도(emissivity)의 변화, 불균일한 열원 및 반사되는 열파에 의한 문제점을 극복할 수 있는 점이 돋보인다.

플래시램프를 사용하여 약 5ms정도의 지속시간을 갖는 열 펄스를 사용하면 펄스 열파가 재료에 주입된다(28,29). 얇은 두께의 판에서는 내부로 들어간 열파가 표면으로 돌아오지만 두꺼운 구조에서는 열파가 계속 진행한다. 그 결과로 시간에 따른 온도변화를 구할 수 있으며 이것이 두께측정의 기본원리이다. 열화상처리 방법으로는 얻을 수 있는 한계는 약 1%의 두께감소이다. DC-9의 표피 부식(Fig. 9), B747의 보강재(doubler)와 tear strap의 박리, C/KC-135의 fastener구멍 주위의 입체부식 등의 탐지가 성공적으로 수행되었다.

기계적(진동) 에너지를 열원으로 사용하면 구조체의 깊은 곳까지 침투할 수 있는 이점이 있다(30). 보다 큰 열원을 사용하므로 부식된 구역에서의 현저한 열파의 감쇠를 쉽게 측정할 수 있기도 하다. 화상신호를 처리함에 있어서 진동의 특정 위상과 동조시키면 lock-in 효과를 볼 수도 있다.

지금까지 언급한 방법들은 기본적으로 모두 1~5%의 두께감소를 탐지해야하는 목표를 달성하고 있다. 남

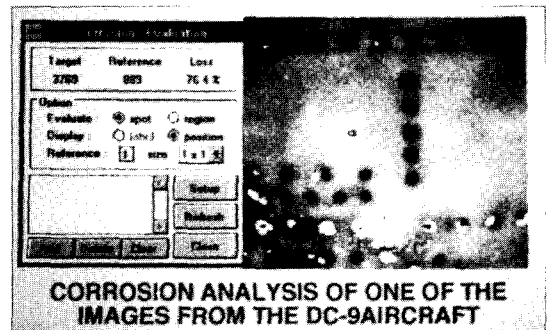


Fig. 9 Thermal wave image of DC-9 belly skin, showing backside corrosion. From preprint of (28)

은 과제는 현장 적용성의 향상을 위해 검사비용을 절감하고 데이터 관리가 쉬운 시스템을 개발하는 것이다. 즉, 검사방법의 신뢰도 향상과 장비개발 그리고 검사비용의 절감이 숙제로 남아 있는 것들이다.

### 3. 피로균열 (Fatigue Cracks)

균열은 비행기 구조에서도 가장 심각한 결함이며 끊임없는 탐지의 대상이다. 지난 20년간 연구의 결과 특히 동체 (fuselage)에는 이륙-운항-착륙의 과정에서 가압과 감압이 반복되는 때문에 원주방향으로 매우 높은 응력이 걸리므로 피로균열이 동시 다발로 나타난다는 사실이 입증되었다[1,2]. 흔히 동체 바깥층 skin은 접시머리 (flush-headed) fastener를 사용하므로 조립을 위해서는 countersink를 만들게 된다. 이때 countersink의 날카로운 모서리는 피로균열을 생성하는 응력집중의 원인을 제공한다. 수많은 작은 균열들이 특정한 줄을 따라 배열된 fastener구멍 주위에 발생한다[19]. 이를 가리켜 광범위분포 피로손상 (WFD: widespread fatigue damage)이라 부른다. (Fig. 10 참조) WFD는 다중균열 (multiple cracks)로 규명할 수 있으며, 이는 인접한 균열로 연결되는 경우 구조의 파손원인이 된다[2]. 균열의 연결은 개별 균열의 소성역이 서로 접하게될 때 발생한다[31]. 이러한 균열의 연결 때문에 구조의 잔류강도는 급격히 저하하게 되므로, 일단 WFD 문턱값을 넘어서면 훨씬 자주 검사를 필요로 한다. (Fig. 11 참조) WFD가 잘 발생하는 구조로는 표피 접합부, stringer, stringer attachments, wing splice, rib-stiffener attachments 등을 들 수 있다[2]. 일반적으로 WFD는

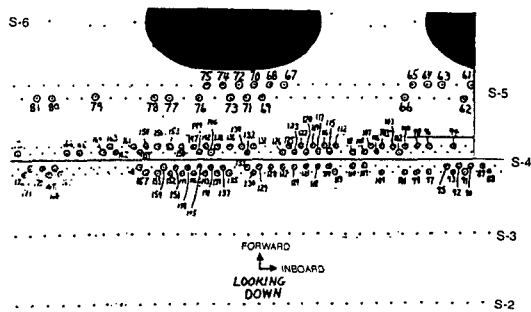


Fig. 10 WFD on stringers (S-4 & S-5) discovered in teardown inspection of B707-300. Adopted from preprint of [1]

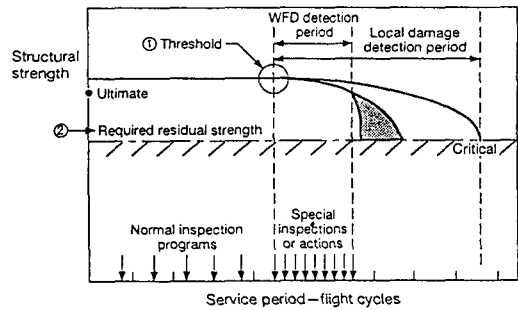


Fig. 11 WFD detection scheme and the structural strength vs. service period. From preprint of [2]

피로균열이 발생하고 성장하기 쉬운 일련의 fastener구멍들과 관련이 많다. 물론 모든 fastener는 결함 발생의 소지를 갖고 있지만, 그리고 NDT를 적용할 때도 신경쓰는 부분이지만, 단독 피로균열에 비하여 WFD의 존재는 훨씬 심각한 결과를 초래하게 된다.

대형 수송기에서는 80% 이상의 검사가 육안검사이다 [17]. 비행기 구조에서 대부분의 피로균열은 육안검사에 의해 발견된다. 탐지확률 (POD: probability of detection)은 유지보수검사 기록으로부터 결정하게 된다[6]. POD는 손상허용설계에서는 매우 중요하지만 다른 한편으로는 검사자를 비롯한 다른 여러 가지 변수에 민감한 측면도 있다. 전통적으로 크고 긴 균열을 중요시해 왔는데 이는 이들 균열이 매우 빠르게 성장하며 탐지하고 대처할 여유가 거의 없는 때문이다. Aloha 항공사의 사고 이후 검사자들은 매우 작은 균열 까지도 훑어 찾고 있는 것으로 보인다. 이렇게 하여 탐

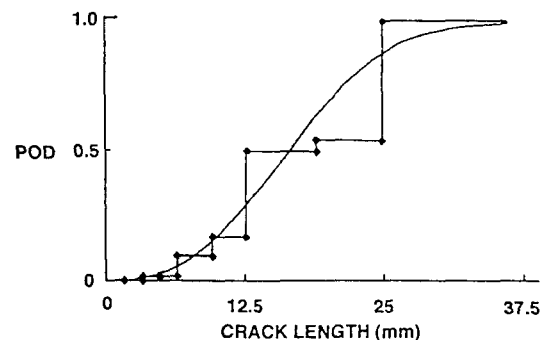


Fig. 12 Estimated POD for cracks on Japanese B747 fleet. Data from [6]

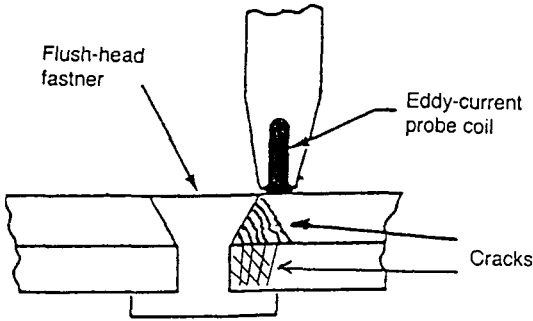


Fig. 13 Crack under flush-head fastener and an eddy-current probe. Adopted from [19]

지된 평균 균열길이가 1970년대의 40mm에서 1990년대에는 20mm로 낮아졌다.(Fig. 12 참조) 그러나 구조의 건전성을 보증하기 위해서는 큰 균열은 단 하나라도 놓쳐서는 안된다는 점을 명심해야 한다.

와전류탐상법은 아마도 가장 많이 쓰는 균열탐지 방법일 것이다. fastener를 제거한다면 피로균열은 bolt-hole ECT라 불리는 회전탐촉자 와전류탐상으로 높은 신뢰도로 탐지가 가능하다. Coulter[32]는 보통 조건하에서는 알루미늄의 경우 탐지한계를 0.25mm, 티타늄의 경우 0.38mm로 잡고 아주 이상적인 조건하에서는 각각 0.18mm와 0.25mm까지 내려갈 수 있음을 보고하였다. Flush-headed fastener 주위로부터 멀리까지 진전된 균열에 대해서는(Fig. 13 참조), fastener를 제거하지 않고 탐지 할 수 있는 한계가 약 2.5mm정도이다. 최신의 ECT장비는 펄스 ECT로 24개 탐촉자를 갖는 멀티형 또는 회전형 탐촉자를 가진 것으로 fastener가 알루미늄이든 steel이든 불문하고 탐지한계는 약 1.0~1.3mm정도로 매우 좋다[19,33]. 이 방법에 대한 POD를 살펴보면 0.

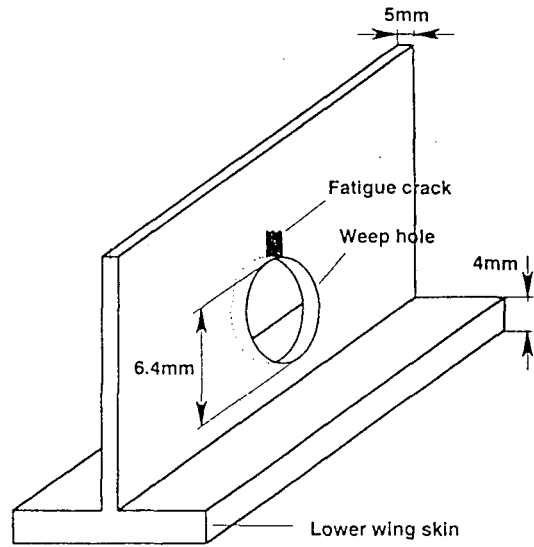


Fig. 15 Weep-hole crack geometry on the vertical riser of wing fuel tank. Adopted from [35]

8mm에 대하여 약 90%, 1.3mm에 대해서는 100%이며 탐지가 가능한 최소길이는 0.25mm였다. 신호대잡음비(SNR)가 10dB일 때 실험실 조건에서 얻을 수 있는 탐지한계(100% POD)는 0.6mm이다. 두 번째 층의 균열에 대해서는 조금 높은 값을 가지며, 알루미늄 리벳인 경우 1.3mm, steel 리벳인 경우 1.9mm이다. 대부분의 이러한 검사방법은 template를 사용하여 수동적으로 수행된다. 따라서 매우 노동집약적인 방법이다.

자동 스캔장치(9, 19, 34)를 결합한 ECT탐촉자는 훨씬 복잡한 접합부도 능률적으로 검사할 수 있다. Hagemeyer[19]가 DC-10의 crown splice나 동체 꼭대기의 접합부를 검사한 예가 이에 해당한다.

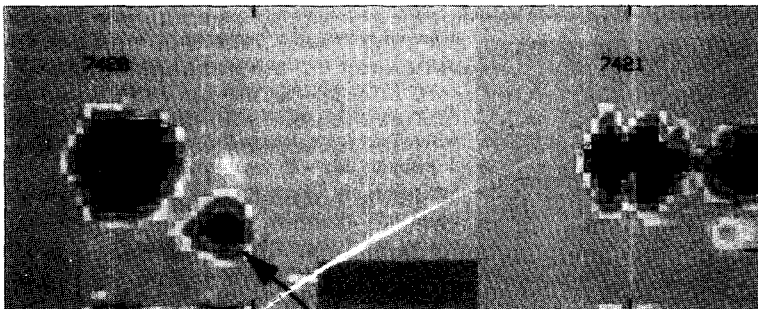
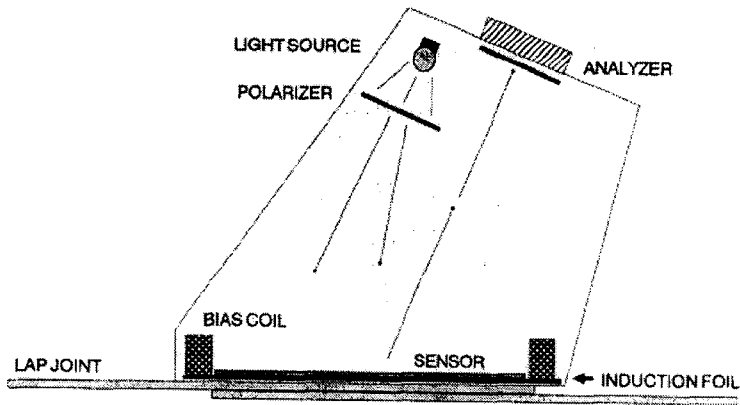


Fig. 14 Scanned image of a fastener hole with a crack. From preprint of [9]

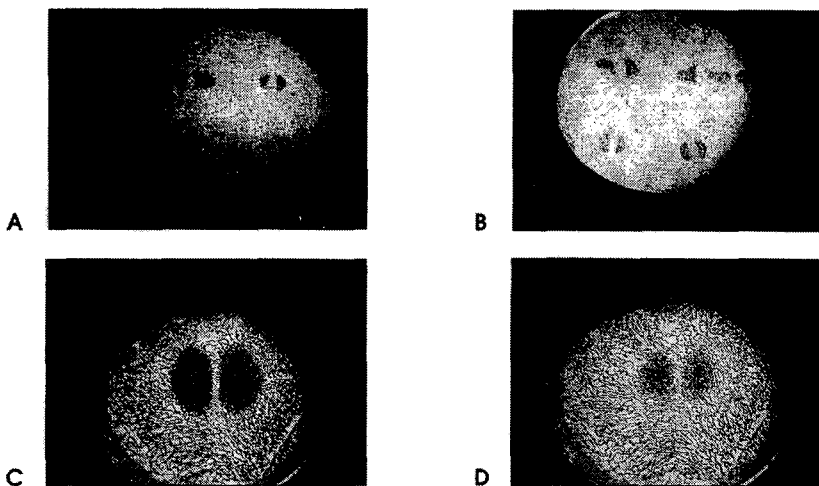
Splice접합은 동체 skin을 종방향과 횡방향으로 모두 결합시킨 것이다. 두 방향으로 모두 두께 1.6mm의 표면층과 그 아래에 있는 두께 4.8mm의 longeron과 doubler에 대하여 모두 피로균열을 검사해야 한다. 3.5kHz로 작동하는 ECT탐촉자를 사용한 첫 scan에서는 longeron과 finger doubler의 두꺼운 부분을 검사하였다. 또한 패턴인식법과 신호처리기술을 도입하였다. 이 방법은 X-ray 방사선투시법을 대체하였으며 man-hour를 100에서 4로 96% 절감하였다[33].

방사선 투시법은 피로균열 탐지에는 별로 안 쓰인다. 그러나 다른 방법이 모두 무용지물일 때에는 역시 사용하게 된다. 앞에서 언급한 DC-10 crown joints의 ECT 검사 시에는 98매의 방사선투시 사진을 찍었는데, 이는 모두 휴식시간 중 작업자들이 없는 틈을 타서 수행되었다[19].

초음파시험 방법은 적합한 스캐닝 장치의 미개발로 그 동안 잘 활용되지 못하였다. 최근에 개발된 휴대용 스캐닝 장치[9, 10, 19, 34]는 이러한 문제를 해결하고



(a)



(b)

Fig. 16 a) Schematic construction of MOI instrument  
b) MOI crack image with rotating field



있는 것으로 보인다. 피로균열 탐지에는 경사각 탐촉자를 사용한 pitch-catch 방식이 효과적이다. DC-9의 lower wing spanwise splice나 DC-9 wing-box tee caps, 그리고 C-141의 spanwise splice 등에 적용한 예가 성공사례 들이다(9,10). 지름 6.4mm의 fastener 구멍에서 발생한 1.3mm 이상의 균열이 탐지의 대상이다(Fig. 14).

기종별로 특별한 피로균열 문제가 나타나기도 한다. C-141의 lower wing stiffener(35) (Fig. 15)의 weep-hole 균열의 경우 미 공군이 45대를 퇴역시켰으며 116대를 1993년부터 공중재급유를 받지 못하도록 하고 있다.

때로는 전혀 다른 검사방법이 개발되기도 하는데 대부분 어떤 특별한 문제를 해결하기 위한 것이다. 최근 개발된 MOI법(36-38)은 그러나 비교적 폭 넓게 적용될 수 있다. MOI는 magneto-optic eddy-current inspection을 말하며 균열과 부식된 균열의 실제 영상을 보여준다. 검사속도와 검사의 용이성 면에서 수동식 ECT나 휴대용 스캐너보다 훨씬 개선된 방법이다. Fig. 16의 (a)는 MOI 검사장치의 원리를, (b)는 MOI법으로 얻은 영상을 보여준다. 이 방법에 의해 상품화된 장비가 지난 수년간 많이 나타났으며 미국 공군과 항공기 제작사들이 채택하고 있다.

#### 4. 기타 가능성 있는 방법

몇 가지 가능성 있는 방법들이 각각 다른 개발단계에 있으며 어떤 것은 기존의 어려운 검사방법들을 대체할 수 있는 후보로 간주되고 있다. 예를 들면 laser ultrasonics, guided wave ultrasonics(39-44), acoustic emission(45-48) 등이 그것들이다. 이 방법들은 노후항공기 검사현장에서 사용되기에는 아직 해결해야할 점들이 많지만, 항상 추구되는 방향은 저렴하고 신속하게 광범위한 검사를 행할 수 있는 방법의 개발이다. 이들에 대한 자세한 소개는 지면관계로 생략하며 특별히 관심있는 분들은 참고문헌을 찾아보거나 저자에게 연락해보기 바란다.

#### 5. 맺는말

노후항공기의 수명연장에 필요한 비파괴 시험평가의 가능성과 문제점을 살펴보았다. 현존하는 NDT/NDI 방법들이 문제를 해결하는데 상당 부분 유효한 것으로

판단되며, robotics, scanner, DSP 등과 결합할 경우 장래는 밝다. 그러나 검사비용 절감을 위한 노력이 더욱 필요하며 보다 효율적인 방법이 개발되어야 한다. 바로 이 때문에 여러 가지 기능이 종합된 체계적인 검사방법이 지속적으로 추구되는 것이다.

#### 후 기

이 기사의 내용은 1997년 10월 8-11일 한국비파괴 검사학회 주최로 제주도에서 개최된 FENDT'97에서 미국 UCLA의 Professor K. Ono의 초청강연 원고를 바탕으로 하여 부분적으로 침삭한 것이며, 원고의 대부분이 AFOSR의 지원으로 수행된 과제 F49620-93-1-0320(연구책임자: Ajit K. Mal)의 결과로 작성되었던 것임을 밝히고 이에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- [1] J.W. Lincoln, "Aging aircraft - USAF experience and actions", Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [2] Ulf G. Goranson, "Boeing structural airworthiness initiatives", Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [3] R. Hadcock, "Aging airframe structural life enhancement: An Overview", Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [4] J.L. Rudd, "Aging aircraft technology in the USAF", Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [5] US Federal Aviation Administration Advisory Circular 25.571-1A, March (1986)
- [6] J. Brewer, P. Mengert and R. Disario, "Probability of visual crack detection from japanese maintenance data", Review of Progress in Quantitative Non-

- destructive Evaluation, Vol. 16B, eds. D. O. Thompson and D.E. Chimenti, Plenum Press, New York, NY, pp. 2029-2036, (1996)
- [7a] J.W. Lincoln, "Risk assessments of aging aircraft", Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft, July 1997, Ogden, UT, 1(1997) in press
- [7b] J.W. Lincoln, "The USAF approach to attaining structural integrity of aging aircraft", Structural Integrity In Aging Aircraft, eds. C.I. Chang and C.T. Sun, AD-Vol. 47, ASME, New York, NY, (1995), pp. 9-18
- [8] Jim C.I. Chang, "Aging aircraft science ad technology issues and challenge and USAF aging aircraft program", Structural Integrity In Aging Aircraft, eds. C. I. Chang and C.T. Sun, AD-Vol. 47, ASME, New York, NY, pp. 1-8, (1995)
- [9] Roy T. Mullis and Timothy MacInnis, "C-141 spanwise splice advanced NDI method", Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [10] G. Andrew, Timothy MacInnis and T. Mullis, "Second-layer ultrasonic inspection of C-141 splice joints", Non-destructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware, eds. R.D. Rempt and A.L. Broz, SPIE-International Society for Optical Engineering, Bellingham, WA, pp. 436-443, (1996)
- [11] Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [12] Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware, eds. R.D. Rempt and A.L. Broz, SPIE-2945, SPIE-International Society for Optical Engineering, Bellingham, WA, (1996)
- [13] Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports, Aerospace Hardware, and Materials, eds. T.M. Cordell and R. D. Rempt, SPIE-2455, SPIE-International Society for Optical Engineering, Bellingham, WA, (1995)
- [14] Nondestructive Inspection of Aging Aircraft, eds. M.T. Valley, N.K. Del Grande and A. S. Kobayashi, SPIE-2001, SPIE-International Society for Optical Engineering, Bellingham, WA, (1993)
- [15] Structural Integrity In Aging Aircraft, eds. C.I. Chang and C.T. Sun, AD-Vol. 47, ASME, New York, NY, (1995)
- [16] Review of Progress in Quantitative Non-destructive Evaluation, Vol. 16A and 16B, eds. D.O. Thompson and D.E. Chimenti Plenum Press, New York, NY, (1996) and previous annual volumes
- [17] C.D. Smith, "Federal aviation administration aircraft inspection R and D programs", Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware, eds. R.D. Rempt and A.L. Broz, SPIE-2945, SPIE, Bellingham, WA, pp. 200-209, (1996)
- [18a] "Fuji computed radiography for NDT", Fuji NDT Systems, Roselle, IL, 23p, (1997)
- [18b] D. Wysnewski, "FCR, a cost-effective radiographic method for the NDE of aging aircraft", Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [19] D. Hagemaiier, "Improved NDI techniques for aircraft inspection", Non-destructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware, eds. R.D. Rempt and A.L. Broz, SPIE-2945, SPIE, Bellingham, WA, pp. 235-248, (1996)

- [20] J. C. Moulder, J. A. Bieber, W. W. Ward III, and J. H. Rose, "Scanned pulse eddy-current instrument for inspection of aging aircraft", *Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware*, eds. R.D. Rempt and A.L. Broz, SPIE-2945, SPIE-International Society for Optical Engineering, Bellingham, WA, pp. 2-13, (1996)
- [21] Anon., FAA newsletter, NAARP NEWS, April-June 1997, pp. 5
- [22] W.P. Winfree, "New nondestructive technique for inspection of aircraft structures", *Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware*, eds. R. D. Rempt and A.L. Broz, SPIE-2945, SPIE, Bellingham, WA, pp. 88-95, (1996)
- [23] T.C. Patton and D. K. Hsu, "Doing focused immersion ultrasonics without the water mess", *Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation*, Vol. 13A, eds. D.O. Thompson and D.E. Chimenti, Plenum Press, New York, WA, pp. 701-708, (1994)
- [24] D. J. Bernard and D. K. Hsu, "NDI of aircraft fuselage structure using the dripless bubbler ultrasonic scanner", *Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware*, eds. R.D. Rempt and A.L. Broz, SPIE-2945, SPIE, Bellingham, WA, pp. 404-415, (1996)
- [25a] I. Komsky, J. Achenbach, G. Andrew, B. Grills, J. Register, G. Linkert, G. Hueto, A. Steinber, M. Ashbaugh, D. Moore and H. Weber, "An ultrasonic technique to detect corrosion in DC-9 wing box from concept to field application", *Mat. Eval.*, Vol. 53, pp. 848-852, (1995)
- [25b] I. Komsky and J. Achenbach, "Ultrasonic imaging of corrosion and fatigue cracks in multilayered airplane structures", *Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware*, eds. R.D. Rempt and A. L. Broz, SPIE-2945, SPIE-International Society for Optical Engineering, Bellingham, WA, pp. 380-388, (1996)
- [26] G. Busse, "Imaging with optically generated thermal waves", *IEEE Trans. Sonics and Ultrasonics*, Vol. SU-32, pp. 355-364, (1985)
- [27] G. Busse, D. Wu, and W. Karpen, "Thermal wave imaging with phase-sensitive modulated thermography", *J. Appl. Phys.*, Vol. 71, pp. 3962-3965, (1992)
- [28] Xiaoyan Han, Lawrence D. Farvo and Robert L. Thomas, "Thermal wave imaging for detection and quantification of corrosion and disbonds in aging aircraft", *Proc. The First Joint Dod/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft*, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [29] L. D. Farvo, X. Han, T. Ahmed, P. K. Kuo and R. L. Thomas, "Measuring corrosion thinning by thermal-wave imaging", *Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware*, eds. R.D. Rempt and A. L. Broz, SPIE-2945, SPIE-International Society for Optical Engineering, Bellingham, WA, pp. 374-379, (1996)
- [30] A. Salerno, D. Wu, G. Busse, and J. Rantala, "Thermographic inspection with ultrasonic excitation", *Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation*, Vol. 16A, eds. D.O. Thompson and D.E. Chimenti, Plenum Press, New York, NY, pp. 345-352, (1996)
- [31] David Y. Jeong and Pin Tong, "Threshold of multiple site damage in

- aging airplanes", *Structural Integrity In Aging Aircraft*, eds. C.I. Chang and C.T. Sun, AD-Vol. 47, ASME, New York, NY, pp. 63-71, (1995)
- [32] R. Coulter, "Teardown inspection and failure analysis of full-scale fighter airframe fatigue test articles", *Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft*, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [33] D. Hagemaiier, "Improved NDI techniques for aircraft inspection", *Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft*, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [34a] Y. Bar-Cohen, P. Backes and B. Joffe, "Multifunction automated crawling system (MACS)", *Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware*, eds. R. D. Rempt and A.L. Broz, SPIE-2945, SPIE-International Society for Optical Engineering, Bellingham, WA, pp. 74-77, (1996)
- [34b] M.W. Siegel, W.M. Kaufman and C.J. Alberts, "Mobile robots for difficult measurements in difficult environments: application to aging aircraft inspection", *Robotics and Autonomous Systems*, Vol. 11, No. 3-4, pp. 187-194, (1993)
- [35] Peter B. Nagy, Mark Blodgett and Matthew Golis, "Weep hole inspection by circumferential creeping waves", *NDT&E*, Vol. 27, pp. 131-142, (1994)
- [36] Gerald L. Fitzpatrick, D. K. Richard, L. Skaugset, Eric Y. C. Shih, and William C. L. Shih, "Magneto-optic/eddy current imaging of aging aircraft: A new NDI technique", *Mat. Eval.*, Vol. 51, pp. 1402-1407, (1993)
- [37] D. K. Thome, G. L. Fitzpatrick, R. L. Skaugset and W. C. L. Shih, "Aircraft corrosion and crack inspection using advanced magneto-optic imaging technology", *Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware*, eds. R. D. Rempt and A.L. Broz, SPIE-2945, SPIE-International Society for Optical Engineering, Bellingham, WA, pp. 365-373, (1996)
- [38] W. C. L. Shih, G. Fitzpatrick, R. Skaugset and D. Thome, "Further development in magneto-optic/eddy current imaging for aging aircraft inspections", *Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft*, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [39] R. B. Thompson, "Experiences in the use of guided ultrasonic waves to scan structures", *Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation*, Vol. 16A, eds. D.O. Thompson and D.E. Chimenti, Plenum Press, New York, NY, pp. 121-128, (1996)
- [40] J. L. Rose, "Recent advances in guided wave NDE", *1995 IEEE Ultrasonics Symposium Proceedings*, eds. M. Levy et al., IEEE, New York, NY, Vol. 1, pp. 761-770, (1995)
- [41] A. Mal, Z. Chang, and M. Gorman, "Interaction of Lamb waves with defects in a semi-infinite plate", *Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation*, Vol. 16A, eds. D.O. Thompson and D.E. Chimenti, Plenum Press, New York, NY, pp. 153-160, (1996)
- [42] A. Mal, Z. Chang, D. Guo and M. Gorman, "Lap joint inspection using plate waves", *Nondestructive Evaluation of Aging Aircraft, Airports and Aerospace Hardware*, eds. R. D. Rempt and A.L. Broz, SPIE-2945, SPIE-International Society for Optical Engineering, Bel-

- lingham, WA, pp. 128-137, (1996)
- [43] A. Mal. "Characterization of materials degradation due to corrosion and fatigue in aerospace structures", AFOSR NDE Program Review, April 1996, Warner-Robins AFB, GA, (1996)
- [44] Z. Chang and A. Mal. "Wave propagation in a plate with defects", Review of Progress in Quantitative Non-destructive Evaluation, July 1997, San Diego, CA (1997) in press
- [45] S. May, I. Seale, S. Ziola and N. Phelps. "F-16 structural crack monitoring by means of broadband acoustic emission", Proc. The First Joint DoD/FAA/NASA Conf. on Aging Aircraft, July 1997, Ogden, UT, (1997) in press
- [46] K. Ono and Q. Huang. "Pattern recognition analysis of acoustic emission signals", Progress in Acoustic Emission VII, Japanese Society for Non-Destructive Inspection, Tokyo, Japan, pp.69-78, (1994)
- [47] S. Birge and K. Ono. "Acoustic emission signal analysis during fatigue of aluminum", J. Acoustic Emission, Vol. 15 (1997) to be published; based on S. Birge, MS Thesis, UCLA, Los Angeles, CA (1997)
- [48] Dawei Guo, Ajit Mal and Kanji Ono. "Wave theory of acoustic emission in composite laminates", J. Acoustic Emission, Vol. 14 pp. S19-S46, (1996)
- [49] R. A. Wincheski and Min Namkung. "New inspection tools for aging aircraft", Aerospace America, March 1998, pp. 27-29