

## 와전류탐상검사를 이용하여 탐지 가능한 볼트홀 내부 균열 길이 연구

이두열<sup>\*†</sup> · 양성운<sup>\*</sup> · 박종운<sup>\*</sup> · 백세일<sup>\*</sup> · 김순길<sup>\*</sup>

\* 공군 항공기술연구소

### Investigation of Detectable Crack Length in a Bolt Hole Using Eddy Current Inspection

Dooyoul Lee<sup>\*†</sup>, Seongun Yang<sup>\*</sup>, Jongun Park<sup>\*</sup>, Seil Baek<sup>\*</sup> and Soonkil Kim<sup>\*</sup>

\* Aero Technology Research Institute, Republic of Korea Air Force

(Received December 21, 2016 ; Revised April 10, 2017 ; Accepted April 12, 2017)

**Key Words:** Eddy Current Inspection(와전류탐상검사), Probability of Detection(탐지확률)

**초록:** 물리모델과 기계학습방법을 이용한 모델지원탐지확률(MAPOD, Model-assisted Probability of Detection) 실험계획법과 운용 중 결함이 발생한 부품을 사용하여 탐지확률을 측정하는 방법을 연구하였다. 검사방법은 와전류탐상검사를 적용하였고 검사대상은 볼트홀 표면에 존재하는 피로균열이다. 모델 지원탐지확률을 이용한 결과 실험요인이 큰 폭으로 감소하였다. 몬테카를로(Monte Carlo) 시뮬레이션을 이용하여 시편 균열길이 측정의 불확실성을 탐지확률에 반영함으로써 사용 중 결함품을 사용하여 비파괴검사장비사의 기량검증을 수행할 수 있었다.

**Abstract:** In this study, the physics-based model and machine learning technique were used to conduct model-assisted probability of detection (MAPOD) experiments. The possibility of using in-service cracked parts was also investigated. Bolt hole shaped specimens with fatigue crack on the hole surface were inspected using eddy current inspection. Owing to MAPOD, the number of experimental factors decreased significantly. The uncertainty in the crack length measurement for in-service cracked parts was considered by the application of Monte Carlo simulation.

### 1. 서 론

손상허용설계에 따라 제작된 항공기는 주기적인 검사를 통해 주요 기골의 건전성을 유지한다. 공군 항공기의 경우 항공기구조건전성계획(ASIP, Aircraft Structural Integrity Program)에 의거 피로 취약부위(Fatigue Critical Location)에 대한 검사를 주기적으로 실시하고 있다.<sup>(1)</sup> 피로취약부위의 검사주기는 균열성장속도 및 탐지 가능한 균열길이의 함수로 동일한 사용조건에서 균열탐지를 위해 사용하는 비파괴검사 시스템의 능력이 검사주기 설정에 큰 영향을 미친다.<sup>(2)</sup> 따라서 구조손상에

따른 위험도를 최소화하기 위해 비파괴검사 시스템의 능력을 확인하는 것은 항공기 구조수명관리 의 핵심요소다.<sup>(3)</sup>

비파괴검사 시스템의 능력은 탐지확률(POD, Probability of Detection) 곡선을 이용하여 정량적으로 측정할 수 있다. 탐지확률은 일반적으로 균열길이가 알려져 있는 시편에 대한 균열길이별 탐지/미탐지(Hit/Miss)나 신호크기 정보를 획득하여 구할 수 있다.<sup>(4,5)</sup> 탐지확률 산출 시 가장 어려운 문제는 결함을 내포하는 시편을 제작하고 결함의 크기를 정확히 측정하는 것이다. 때문에 시편제작에 장시간이 소모되고 도입비용도 매우 고가이다. 사용 중 결함이 발생한 부품을 사용하여 탐지확률을 측정할 사례도 있으나 균열길이 측정

† Corresponding Author, [ido010@airforce.mil.kr](mailto:ido010@airforce.mil.kr)

© 2017 The Korean Society of Mechanical Engineers

의 어려움으로 인해 실제 사용이 곤란하다.<sup>(6)</sup>

이와 같은 문제를 해결하기 위해 모델지원탐지 확률을 이용할 수 있다.<sup>(7)</sup> 모델지원탐지 확률은 모델을 이용하여 일부 실험을 대체하는 방법으로 전달함수(XFN, Transfer Function)를 이용하는 방법과 전체모델지원(Full Model-assisted) 방법이 있다. 전달함수를 이용하는 방법은 가공이 용이한 인공균열을 내포한 시편을 대상으로 검사신호를 수집한 후 실제 균열에서 발생하는 신호와의 상관관계를 이용하여 탐지확률을 추정하는 방법이다. 전체모델지원 방법은 물리모델(Physics-based Model)을 사용하여 일부 비용과 시간이 많이 소요되는 실험을 대체하는 방법이다.

본 연구에서는 전체모델지원 탐지확률 실험계획법과 운용 중 결함이 발생한 부품을 사용하여 탐지확률을 측정하는 방법을 연구하였다. 비파괴 검사 물리모델과 기계학습방법을 이용하여 중요 인자를 추출한 후 실험계획을 수립하였다. 운용 중 결함이 발생한 부품의 사용에 따른 불확실성은 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 고려하였다. 검사방법은 와전류탐상검사를 적용하였고 검사 대상은 볼트홀 표면에 존재하는 피로균열이다. 현재 검사주기는 미 공군에서 제시한 탐지 가능 균열길이인 0.10in(2.54mm)를 기준으로 설정되어 있다.

## 2. 시편 및 실험방법

### 2.1 시편

시편은 피로균열이 발생한 J85 엔진 압축기 1 단계 회전익을 사용하였다. 형상은 Fig. 1과 같으며 탱-스플라이스조인트(Tang-Splice Joint)를 이

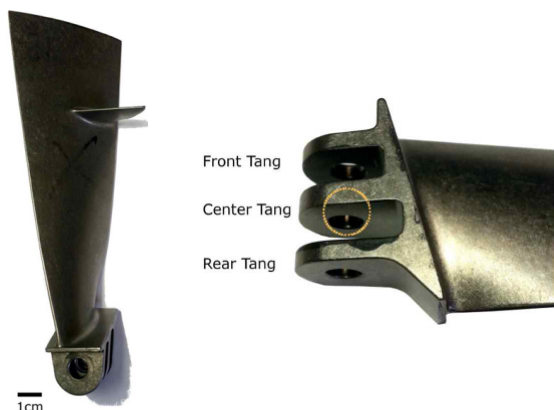


Fig. 1 Shape of J85 engine compressor 1st stage rotor blade and its tangs

용하여 디스크에 결합된다. 재료는 Ti-6Al-4V로  $\alpha+\beta$ 계 합금이다. 이 합금은 강도특성, 가공성 그리고 용접성 등 주요 물성에서 양호한 특성을 나타내고, 비교적 고온인 300°C까지 견딜 수 있어 항공기 엔진 및 기체 구조재료로 다양하게 사용되고 있다. 재료의 기계적 특성은 Table 1과 같다. 결합원인분석 결과 균열은 최대응력이 작용하는 가운데 탱 홀의 중심부에서 발생하였고, 프레팅(Fretting)에 의해 생성된 초기균열에서 피로 균열이 성장한 것으로 확인되었다.<sup>(8)</sup> 대표적인 균열형상은 Fig. 2와 같다.

총 65개의 시편이 사용되었으며, 결합시편 42개, 비결합시편 23개로 구성되어 있다. 각 결합시편에는 하나의 균열이 존재하고, 전체적으로 결합시편의 균열크기가 고르게 분포하도록 확보하였다. 결합시편과 비결합시편은 무작위로 섞어 검사원이 결합크기나 유무를 예측하지 못하도록 하였다. 일부 시편은 실험 종료 후 개방하여 균열깊이와 표면에서의 길이를 측정하였다. 비개방 시편의 경우 개방시편의 결과와 측정된 신호크기의 상관관계를 이용하여 추정하였다.

Table 1 Material property of Ti-4Al-6V used for J85 engine compressor 1st stage rotor blade

Ti-4Al-6V (Grade 5), STA	
Modulus of Elasticity	114GPa
Poisson Ratio	0.33
Yield Stress	1100MPa
Ultimate Stress	1170MPa

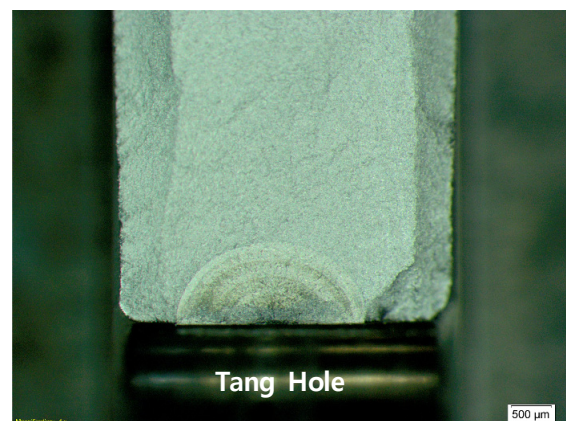
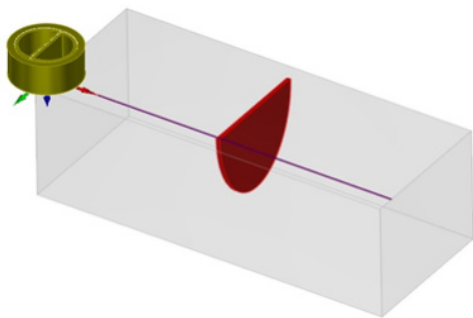


Fig. 2 Typical shape of fatigue crack at the center of J85 compressor blade tang

**Table 2** Ranges of Input Variables for the Simulation of Eddy Current Inspection

Factor	Range	Unit
Frequency	0.8 ~ 2	MHz
Crack Length/2	0.1 ~ t/2	mm
Crack Depth	0.1 ~ t	mm
Scan Path	0 ~ t	mm
Lift-off	0 ~ 1	mm
Conductivity	0.4 ~ 1	%IACS



**Fig. 3** Modeling of a bolt hole center crack for CIVA eddy current inspection simulation

2.2 주요 실험인자 선정방법

실험계획 수립 시 시용될 주요 인자를 식별하기 위해 비파괴검사 소프트웨어인 CIVA를 이용하여 다양한 실험조건에 대한 시뮬레이션을 실시하였다. 실험요인은 주파수, 균열길이, 균열깊이, 스캔경로, Lift-off 그리고 전기전도도이다. 시뮬레이션 조건은 MATLAB의 lhsdesign 함수를 이용하여 획득하였다. 해당 함수는 Latin Hypercube Sampling을 실시하여 모든 변수를 실험공간에 균일하게 뿌려주는 역할을 수행한다. 각 변수의 범위는 Table 2와 같다.

사용된 모델의 형상은 Fig. 3과 같다. 피검사체는 원형을 나타내고 있으나 실제 검사 수행 시 사용되는 탐촉자(Probe)는 충분히 작기 때문에 국부적으로 평면을 지나가는 형태로 볼 수 있다. 따라서 일정한 두께를 갖는 평판형태로 모델링을 수행하였다. 모델의 폭과 길이는 탱의 폭과 탱홀의 원주길이와 같다. 두께는 탱 홀과 탱 외부 표면과의 최소 두께로 설정하였고 와전류 표준침투깊이보다 충분히 큰 것을 확인하였다. 탐촉자는 Reflection/Differential Type으로 모사하였다. Reflection Type 탐촉자는 송신부와 수신부가 분리되어 있으며 송신코일이 수신코일을 외부에서



**Fig. 4** Experiment set up for eddy current inspection data acquisition

동그랗게 감싸는 형태를 하고 있다. 수신부는 Differential Type으로 되어 있으며 두 개의 D형 코일을 내장하고 있다. 탐촉자는 컴퓨터단층촬영(Computed Tomography) 장비를 이용하여 내부구조와 치수를 확인 후 모델링하였다. 균열끝단은 타원형을 유지한다고 가정하였다.

와전류탐상검사 신호의 크기는 선정된 변수의 함수로 표현이 가능하며 메타모델은 해당 함수를 컴퓨터 시뮬레이션 결과 값을 이용하여 초평면(Hyperplane)으로 생성한 것을 의미한다. 메타모델은 가우시안프로세스(Gaussian Process)를 이용하여 생성하였다.<sup>(9)</sup> 최종적으로 민감도분석을 통해 와전류탐상검사 신호의 분산에 크게 영향을 주는 주요인자를 식별하였다. 민감도분석은 분산기반 방법(Variance-based Method)을 사용하여 수행하였다.<sup>(10)</sup>

2.3 탐지확률 산출방법

와전류탐상검사 신호는 Nortec 500D와 Olympus RA-2000 Bolt Hole Scanner를 이용하여 측정하였다. 획득된 신호는 0%부터 100% 강도로 표시되며, 실험시작 전 표준시편을 이용하여 장비를 교정하였다. 신호측정은 J85 엔진을 운영하는 4개 기지의 비파괴검사반을 대상으로 실시하였으며, 각 반별 3~4명의 검사원을 무작위로 선정하여 실험을 수행하도록 하였다(Fig. 4).

사용된 탐지확률 모델은 다음과 같다.<sup>(4)</sup>

$$POD(a) = 1 - \Phi\left(\frac{y_{th} - \mu(a)}{\sigma}\right) \quad (1)$$

여기서  $\Phi$ 는 정규누적분포함수(Cumulative Normal

Distribution Function),  $y_m$ 는 판정기준(Detection Threshold),  $\mu(a)$ 는 균열길이별 평균 신호크기 그리고  $\sigma$ 는 신호크기의 표준편차를 의미한다. 식 (1)의 파라미터는 선형모델로부터 구할 수 있다. 신호와 균열길이의 선형모델은 다음과 같다.

$$\hat{y} = \beta_0 + \beta_1 x + \epsilon \quad (2)$$

여기서  $\beta_0$ 와  $\beta_1$ 은 선형모델의 파라미터를 나타내며,  $\epsilon$ 은 측정오차를 나타낸다. 측정오차는 정규분포한다고 가정하였다.

$$\epsilon \sim N(0, \tau^2) \quad (3)$$

식 (2)의 파라미터는 최대우도법(Maximum Likelihood)을 이용하여 구하였다. 최대우도법의 경우 우도함수의 Hessian을 이용하여 각 파라미터의 분산, 공분산 행렬을 용이하게 구할 수 있는 장점이 있다.<sup>(11)</sup> 식 (2)와 식 (1)의 파라미터는 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$\mu = \frac{y_{th} - \beta_0}{\beta_1} \quad (4)$$

$$\sigma = \frac{\exp(\log(\tau))}{\beta_1} = \frac{\tau}{\beta_1} \quad (5)$$

$\mu$ 와  $\sigma$ 의 분산은 델타방법(Delta Method)를 구할 수 있으며 이 때  $\beta_0$ ,  $\beta_1$ ,  $\epsilon$ 의 분산, 공분산 행렬이 사용된다.<sup>(12)</sup> 탐지 가능한 균열길이( $a_{90/95}$ )는 95% 신뢰수준에서 90%의 확률로 탐지할 수 있는 균열길이를 의미한다. 90% 확률로 탐지 가능한 균열길이의 분산은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$Var(a_{90}) = Var(\mu + \Phi^{-1}(0.9)\sigma) \quad (6)$$

전체 검사원의  $a_{90/95}$  또한 분포를 나타내며, 이 분포의 95% 신뢰구간 상한값을 볼트홀 와전류 탐상검사로 측정이 가능한 균열 크기로 볼 수 있다.

### 3. 결과 및 토론

#### 3.1 민감도분석 및 실험계획

각 실험조건에서 계산된 결과를 이용하여 생성한 메타모델은 Fig. 5와 같다. 와전류탐상검사 신호는 Lift-off와 균열길이( $r_1$ )에 크게 반응하는 것

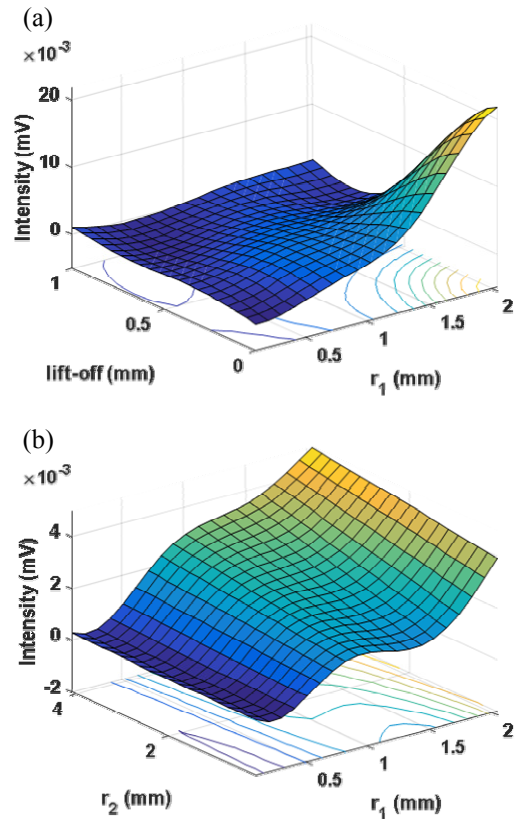


Fig. 5 Metamodels generated using the result of CIVA simulation show ECI intensity is dependent on crack length ( $r_1$ ), crack depth ( $r_2$ ) and lift-off

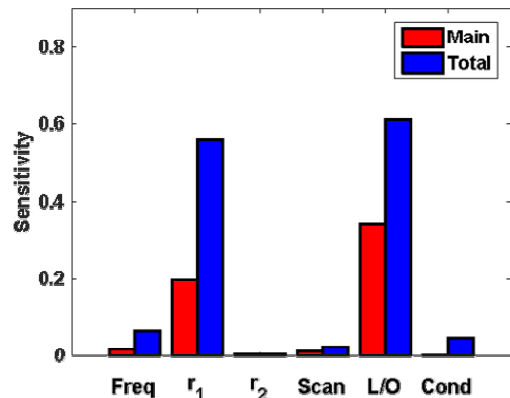


Fig. 6 Sensitivity analysis showing the two important factors crack length ( $r_1$ ) and lift-off (L/O). Other factors, frequency (Freq), crack depth ( $r_2$ ), scan path (Scan) and conductivity (Cond), show much smaller sensitivity indices

을 확인하였다[Fig. 5(a)]. 반면 균열깊이( $r_2$ )는 균열길이에 비해 신호의 크기에 큰 영향을 미치지 않음을 확인할 수 있다[Fig. 5(b)]. 주파수와 전기



전도도는 균열길이가 큰 경우에만 영향을 미치는 것으로 확인되었다. 스캔경로는 균열길이가 중간 정도인 경우 좀 더 큰 영향을 미치는 것으로 확인되었다. 이는 균열길이가 두께보다 작을 경우 균열이 스캔경로에 포함되거나 제외될 가능성이 있기 때문인 것으로 판단된다.

민감도분석 결과는 Fig. 6과 같다. 앞서 관찰한 바와 같이 균열길이( $r_i$ )와 Lift-off(L/O)가 높은 전체민감도(Total Sensitivity)를 나타내었다. 이외에 주파수, 전기전도도, 스캔경로 그리고 균열깊이 순으로 전체민감도가 높았으나 절대 값은 균열길이와 Lift-off에 비해 매우 작은 값을 나타낸다. 따라서 실제 실험 시 균열길이와 Lift-off를 제외한 인자에 의한 신호 크기 변화는 잡음으로 간주해도 무방한 것으로 판단된다.

균열길이와 Lift-off 중 실험 시 통제가 가능한 부분은 균열길이이다. Lift-off의 경우 통제가 불가능하며 따라서 검사원의 기량에 크게 영향을 받을 것으로 판단된다. 주파수, 전기전도도, 스캔경로 그리고 균열깊이에 의한 영향은 잡음으로 간주하였다. 이외에 검사원의 기량은 환경에 따라 영향을 받으며 여기에는 검사반의 온도, 습도, 소음 등이 있으며 모두 잡음에 기여한다고 가정하였다. 따라서 고려할 인자는 균열길이, 검사원 그리고 검사반이다.

실험인자 중 검사원은 검사반에 내재(Nested)되어 있다. 왜냐하면 실험에 참여하는 검사원은 검사반별로 다르기 때문이다. 따라서 내재설계를 이용하여 각 검사반별, 검사원별로 통계적으로 유의미한 차이가 있는지 확인할 수 있다.

3.2 잡음분석

비결함시편을 이용하여 잡음에 대한 분석을 실시하였다. 잡음분석을 통해 판정기준을 설정할 수 있다. 만약 판정기준이 지나치게 낮으면 2종 오류가 증가하여 비결함품을 결함품으로 판정하는 확률이 증가한다. 반면 판정기준이 지나치게 높으면 1종 오류가 증가하여 결함품을 비결함품으로 판정하는 위험이 발생한다. 따라서 검사반별, 검사원별 잡음수준을 비교하여 기량에 통계적으로 유의미한 차이가 있는지 확인할 수 있다.

앞서 설명한 바와 같이 검사원은 검사반에 내재되어 있으므로 내재실험설계를 사용하였다. 사용된 선형모델은 다음과 같다.

$$y_{ijk} = \mu + \tau_i + \beta_{j(i)} + \epsilon_{(ij)k} \tag{7}$$

여기서  $y_{ijk}$ 는  $i$ 번째 검사반에 소속된  $j$ 번째 검사원이  $k$ 번째 검사에서 획득한 신호의 크기,  $\mu$ 는 신호의 평균값,  $\tau_i$ 는  $i$ 번째 검사반의 영향,  $\beta_{j(i)}$ 는  $i$ 번째 검사반에 소속된  $j$ 번째 검사원의 영향 그리고  $\epsilon_{(ij)k}$ 는 측정오차를 나타낸다. 요인 중 검사반은 고정인자(Fixed Factor)인 반면 검사원의 경우 무작위인자(Random Factor)이다. 따라서 검정하고자 하는 가설은 다음과 같다.<sup>(9)</sup>

$$H_0 : \tau_i = 0 \tag{8}$$

$$H_0 : \sigma_{\beta}^2 = 0 \tag{9}$$

여기서  $\sigma_{\beta}^2$ 는  $\beta_{j(i)}$ 의 분산을 나타낸다. 식 (8)은 검사반 사이 그리고 식 (9)는 검사원 사이에 잡음수준에 차이가 없다는 가설을 나타낸다. 가설검정에 필요한 통계량은 통계소프트웨어인 JMP를 이용하여 계산하였다. Table 3은 통계분석 결과로 Inspector는 검사반에 내재된 검사원, Residual는 측정오차를 나타내고, 각 파라미터의 추정치(Estimate)와 표준오차(Std Error), 그에 따른 95% 신뢰구간이 표시되어 있다. Inspector의 경우 95%

Table 3 Parameters estimated from noise analysis

Parameter	Estimate	Std Error	95% Lower	95% Upper
Inspector [base]	2.96	1.48	0.064	5.85
Residual	3.99	0.33	3.41	4.74

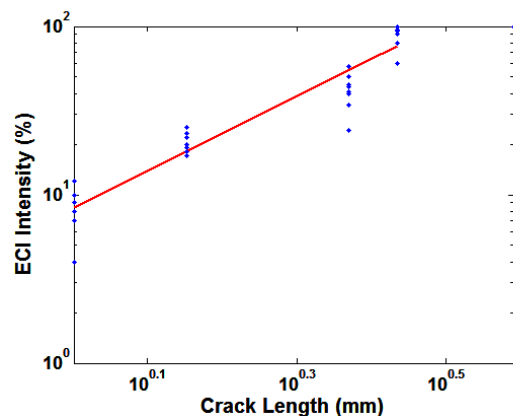


Fig. 7 Relationship between ECI intensity and crack length

신뢰수준에서 검사원의 분산이 0 이상이므로 식 (9)의 귀무가설을 기각할 수 있어 검사원 간의 잡음수준 차이가 존재한다고 판단된다. 반면 고정인자인 검사반의 경우 유의확률(P-value)이 0.67로 검사반 사이에 통계적으로 유의미한 잡음수준의 차이가 존재하지 않는 것으로 판단된다. 일반적으로 유의확률이 0.05 미만일 경우 귀무가설을 기각할 수 있다.

3.3 신호분석

균열길이와 신호 크기의 선형모델을 생성하기 위해서는 결함시편의 균열길이를 확인해야 한다. 본 연구에서는 일부 시편(5개)을 개방 후 광학현미경을 이용하여 균열길이를 확인하였다. 신호크기가 100% 미만인 시편(4개)의 균열길이와 신호크기는 Fig. 7과 같이 로그-로그 평면에서 선형적인 관계를 나타낸다. 비개방균열의 경우 선형모델과 각 시편의 평균 신호 크기 측정치를 이용하여 균열길이를 추정하였다.

Fig. 7의 선형모델은 파라미터 추정치의 불확실성과 측정오차로 인해 예측 값 또한 불확실성을 갖는다. 선형모델 기울기의 95% 신뢰구간은 2.04부터 2.39이고, 절편의 95% 신뢰구간은 2.00부터 2.24이다. 선형모델 파라미터의 불확실성과 그에 따른  $a_{90/95}$ 의 불확실성은 몬테카를로 시뮬레이션(Monte Carlo Simulation)을 이용하여 고려하였다.

전체적인 탐지 가능 균열길이를 산출하기에 앞서 개별 검사원의 와전류탐상검사 신호를 분석하여 탐지확률곡선을 산출하였다. 개별 검사원의 탐지확률곡선은 신호크기와 균열길이의 선형모델 [식 (2)]을 산출한 후 탐지확률 모델의 파라미터를 추정하여 구할 수 있다. 와전류탐상검사 신호

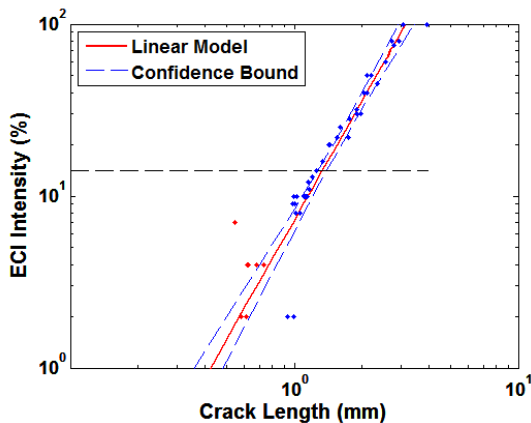


Fig. 8 Linear model for inspector No. 8

크기와 균열길이의 선형모델은 Fig. 8과 같다. 선형모델을 이용하여 식 (1)의 탐지확률 모델 파라미터를 추정하였으며 개별 검사원의 탐지확률곡선은 Fig. 9와 같다. 해당 검사원의  $a_{90/95}$ 는 1.66mm임을 확인하였다.

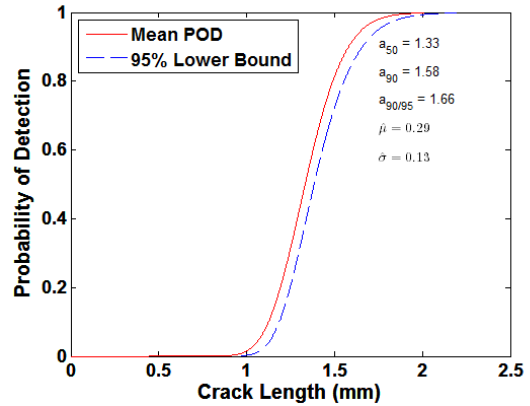


Fig. 9 Probability of detection curve for inspector No. 8

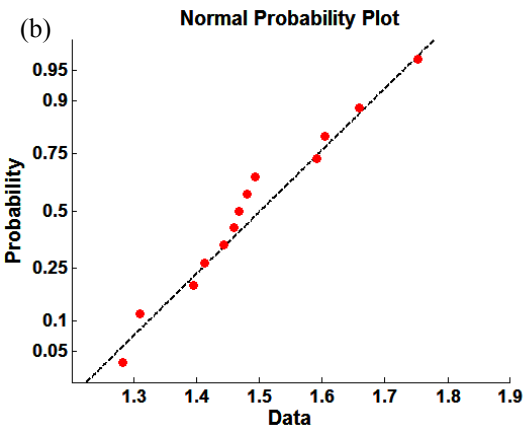
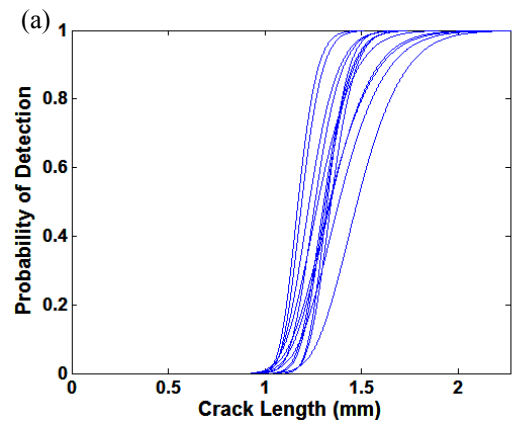


Fig. 10 Probability of detection curve with 95% confidence level

3.4 탐지확률 종합 및 탐지 가능 균열길이

전체 검사원에 대한 95% 신뢰수준의 탐지확률 곡선의 종합은 Fig. 10(a)와 같다. 95% 신뢰수준에서 90% 확률로 탐지 가능한 균열길이( $a_{90/95}$ )는 최소 1.2mm부터 최대 1.7mm 사이에 분포하고 있다. 전체  $a_{90/95}$ 를 확률지에 타점한 결과[Fig. 10(b)] 정규분포하고 있고,  $a_{90/95}$ 의 95% 신뢰구간 상한 값은 1.71 mm로 현재 기준으로 사용하고 있는 균열길이인 2.54 mm보다 32% 가량 우수한 기량을 나타내는 것으로 확인되었다.

각 검사원의 탐지확률곡선은 균열길이와 와전류탐상검사 신호 크기의 선형모델을 기반으로 산출된다. 일부 시편을 개방하여 균열길이를 확인하였기 때문에 비개방시편의 경우 균열길이 추정치의 불확실성이 존재한다. 해당 불확실성은 선형모델의 오차에 기인한다. 선형모델의 오차는 파라미터 추정치의 불확실성 및 측정오차에서 비롯되며 탐지확률 모델 파라미터 추정치의 불확실성으로 전파한다. 이와 같은 불확실성을 고려하기 위해 몬테카를로 시뮬레이션을 실시하였다. 몬테카를로 시뮬레이션은 확률론적인 계산을 수행하는 간단한 방법으로 파라미터 혹은 변수의 분포로부터 무작위로 표본을 추출하여 계산을 수행한다. 선형모델 파라미터는 95%는 신뢰구간에 균일하게 분포한다고 가정한 후 표본을 추출하여 95% 신뢰수준에서  $a_{90/95}$ 를 산출하였다. 결과는 Fig. 11과 같으며  $a_{90/95}$ 는 대략 1.6mm부터 1.85mm 사이에 분포하고 있음을 확인할 수 있다. 균열길이 추정치의 불확실성이 감소할수록  $a_{90/95}$ 의 변동이 감소하므로 균열개방 후 길이를 측정한 시편의 개수가 증가할수록 좀 더 정확한 결과를 얻을

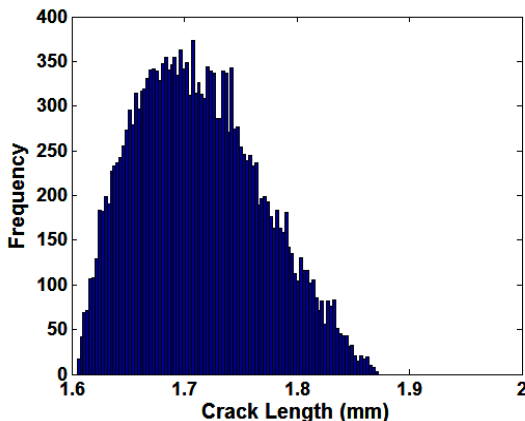


Fig. 11 Histogram of detectable crack length obtained from Monte Carlo simulation

수 있으리라 판단된다.

3.5 검사주기에 미치는 영향

피로균열을 갖는 구조물의 신뢰도는 외부 하중과 비파괴검사 능력의 함수다. 동일한 외부 하중에서 비파괴검사의 기량이 높으면 높을수록 검사 후 높은 신뢰도를 확보할 수 있어 좀 더 긴 검사주기를 설정할 수 있다. 베이저안(Bayesian) 통계추론을 이용하여 비파괴검사 탐지확률과 검사주기의 관계를 살펴보자. 먼저 베이저안 정리는 다음과 같다.

$$\pi(\theta|x) = \frac{\pi(\theta)f(x|\theta)}{f(x)} \tag{10}$$

여기서  $\pi(\theta)$ 는 사전밀도함수,  $f(x|\theta)$ 는  $\theta$ 가 주어진 상태에서  $X=x$ 가 관측될 조건부 밀도함수 그리고  $\pi(\theta|x)$ 는  $X=x$ 가 관측된 조건하에서  $\theta$ 에 대한 사후 정보(Posterior Information)을 요약한 사후분포이다. 균열성장모델로 예측한 현재의 균열길이 분포는 사전(Prior)분포이다. 비탐지확률(Probability of No-detection)은 우도(Likelihood)이고, 최종적으로 확인된 균열길이 분포는 사후(Posterior)분포이다. 비탐지확률은 다음과 같다.

$$POND = 1 - POD \tag{11}$$

Fig. 12는 비탐지확률이 주어질 때 검사 전·후의 균열길이 분포의 예를 나타낸다. 탐지확률이 향상되는 경우 검사 후 균열길이의 사후분포는 좀 더 왼쪽으로 이동한다.<sup>(2)</sup> 반대의 경우 검사 후 회복되는 신뢰도의 크기가 작기 때문에 반복검사

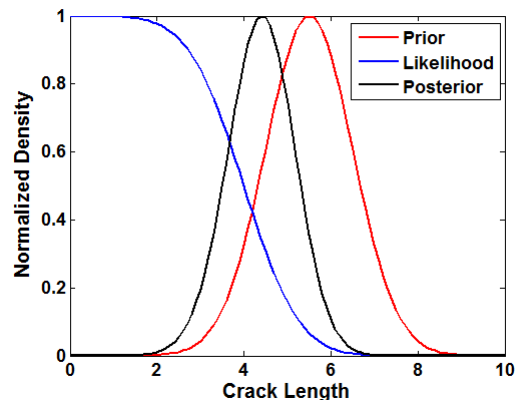


Fig. 12 Example to show the Bayesian view of the effect of probability of no-detection on crack length distribution (no dimension)

의 주기가 짧아진다. 본 연구에서 각 탐지확률별 균열길이 분포가 기존에 비해 향상된 결과를 나타내기 때문에 검사주기 산정에 적용할 경우 볼트홀 형상을 갖는 구조물의 검사주기를 연장할 수 있을 것으로 판단된다.

#### 4. 결 론

물리모델과 기계학습방법을 이용하여 모델지원 탐지확률 실험계획을 수립한 결과 실험요인이 큰 폭으로 감소하여 실제 실험에 필요한 시간과 비용을 줄일 수 있었다. 또한 사용 중 결함이 발생한 부품을 사용하여 탐지확률을 측정된 결과 시편제작 혹은 획득에 필요한 노력이 크게 감소한 반면 불확실성은 감당할 수 있는 수준에서 증가하였다. 공군 비파괴검사 정비사의 기량을 정량적으로 측정된 결과 기존 대비 32% 가량 탐지 가능 균열길이의 단축이 확인되었다. 탐지 가능 균열길이의 단축은 검사주기의 연장으로 이어져 항공기 운영비용 감소에 기여할 것으로 판단된다.

#### 후 기

이 연구는 공군 항공기술연구소의 지원에 의해 연구되었으며 지원기관에 감사드립니다.

#### 참고문헌 (References)

- (1) Department of Defence Standard Practice, 2005, Aircraft Structural Integrity Program (ASIP), MIL-STD-1530C.
- (2) Lee, D. and Achenbach, J. D., 2016, "Analysis of the Reliability of a Jet engine Compressor Rotor Blade Containing a Fatigue Crack," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 83, No. 4, p. 041004.
- (3) Gallager, J. P., Babish, C. A. and Malas, J. C., 2005, "Damage Tolerant Risk Analysis Techniques for Evaluating the Structural Integrity of Aircraft Structures," *Proceedings of the 11<sup>th</sup> International Conference on fracture*, Turin, Italy.
- (4) Department of Defense Handbook, 2004, Non-destructive Evaluation System Reliability Assessment, MIL-HDBK-1823A.
- (5) Li, M., Meeker, W. Q. and Hovey, P., 2011, "Joint Estimation of NDE Inspection Capability and Flawsize Distribution for In-service Aircraft Inspections," *Statistics Preprints*, p. 76.
- (6) Singh, R., 2000, Three Decades of NDI Reliability Assessment, Report No. Karta-3510-99-01, Submitted to AF NDI Office.
- (7) Thompson, R. B., 2008, "A Unified Approach to the Model-assisted Determination of Probability of Detection," *Review of Quantitative Nondestructive Evaluation*, Vol. 27, pp. 1685~1692.
- (8) Lee, B. W., Suh, J., Lee, H. and Kim T. G., 2011, "Investigations on Fretting Fatigue in Aircraft Engine Compressor Blade," *Eng. Failure Anal.*, Vol. 18, No. 7, pp. 1900~1908.
- (9) Montgomery, D. C., 2012, Design and Analysis of Experiments, 8th ed., Wiley, Hoboken, NJ, pp. 523~530
- (10) Satelli, A., Ratto, M., Andres, T., Campolongo, F., Cariboni, J., Gatelli, D., Saisana, M. and Tarantola, S., 2008, Global Sensitivity Analysis: The Primer, Wiley, Chichester, UK, pp. 155~167.
- (11) Pawitan, Y., 2001, In All Likelihood, Oxford University Press, Oxford, UK, pp. 30~35.
- (12) Tanner, M. A., 2012, Tools for Statistical Inference: Methods for the Exploration of Posterior Distributions and Likelihood Functions, Springer Science & Business Media, New York, p. 34.