

## 論文

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.12.1107>

## 모델 불확실성을 고려한 레이저 피닝 구조물의 피로 수명 예측

임종빈\*, 박정선\*\*

## Fatigue Life Prediction of a Laser Peened Structure Considering Model Uncertainty

Jongbin Im\* and Jungsun Park\*\*

## ABSTRACT

In this paper, the fatigue life of a laser peened structure was predicted. In order to calculate residual stress induced by laser peening finite element simulation was carried out. Modified Goodman equation was used to consider the effect of compressive residual stress induced by laser peening in fatigue analysis. In addition, additive adjustment factor approach was applied to consider S-N curve model uncertainty. Consequently, the reliable bounds of the predicted fatigue life of the laser peened structure was determined.

## 초 록

본 논문에서는 레이저 피닝(Laser peening) 구조물에 대한 피로 수명을 예측하였다. 레이저 피닝에 의해 생성된 압축잔류응력(Compressive residual stress)을 계산하기 위해서 유한요소 시뮬레이션(Finite element simulation)을 수행하였고, 피로 수명 예측 시에 압축잔류응력 효과를 고려하기 위해서 수정된 Goodman 식을 사용하였다. 또한, S-N 선도 모델 불확실성(Model uncertainty)을 고려한 피로 수명 예측을 위해 부가 적용 인자 접근법(Additive adjustment factor approach)을 적용하여 예측된 피로 수명의 신뢰 구간(Reliable bounds)을 결정하였다.

**Key Words** : Model Uncertainty(모델 불확실성), Additive Adjustment Factor Approach(부가 적용 인자 접근법), Laser Peening(레이저 피닝), Fatigue Life Prediction(피로 수명 예측), Aircraft Lug(항공기 러그)

## 1. 서 론

항공우주 구조물의 파괴는 대부분 운영 상태에서 반복적으로 받게 되는 하중에 의해 발생하며, 이러한 반복적인 하중에 의한 파괴 현상을 피로 파괴라 한다. 구조물의 피로 강도를 향상

시키는 것은 무게, 형상 및 재료 등에 대한 제약으로 인해 어려움이 존재 한다. 표면처리기법(Surface treatment method)은 기존 구조의 무게, 형상, 재질 등의 변화 없이 구조물의 취약 부위에 압축잔류응력(Compressive residual stress)을 발생시켜 피로 강도를 높이는 방법이다. 레이저 피닝(Laser peening)은 이러한 표면처리기법 중의 하나로써 최근에 많은 연구가 진행되고 있다.

초기의 레이저 피닝에 대한 연구는 철, 알루미늄, 티타늄 등의 다양한 재료에 압축응력이 어떻게 분포 되는지를 실험을 통해 분석하는 것이었다[1,2]. 하지만 실험을 통한 분석은 많은 시간이

† 2011년 9월 28일 접수 ~ 2011년 11월 22일 심사완료

\* 정희원, 한국항공우주연구원

교신저자, E-mail: jongbinim@gmail.com

대전광역시 유성구 과학로 115

\*\* 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

소요되며 레이저 피닝의 다양한 파라미터들의 영향에 대한 분석에 어려움이 있었다. 이에 최근에는 유한요소 시뮬레이션 방법을 적용하여 레이저 피닝에 의해 발생하는 잔류응력 현상에 대한 연구가 진행되고 있다[3,4]. Warren[5] 등은 다양한 레이저 피닝 파라미터 등에 의한 AISI 52100 steel의 잔류응력 영향을 시뮬레이션을 통해 분석하여 실험결과와 비교하였고, Ding[6] 등은 유한 요소 시뮬레이션 기법을 적용하여 두께가 얇은 구조물에 대한 양면 레이저 피닝에 대한 연구를 티타늄 재료에 대하여 수행하였다.

피로 하중 및 잔류 응력에 의한 특성을 분석하기 위하여 구조물의 수명 예측을 수행한다. 구조물의 피로 수명 예측은 피로 하중, 피로 물성 등의 많은 불확실성 요소들 때문에 편차가 존재하며, 이러한 편차를 고려하기 위하여 신뢰성 기반 피로 수명 예측이 수행되고 있다[7,8]. Akama[9]는 베이지안 분석을 통하여 균열 성장 수명 예측을 수행하였으며, Harlow와 Wei[10]는 신뢰성 기반 피로 수명 예측을 위한 근사모델 및 시뮬레이션 기법에 대한 연구를 7075-T6 알루미늄과 SUJ2 베어링 스틸을 통해 수행하였다.

본 연구에서는 항공기 러그(Aircraft lug) 구조물의 피로강도를 향상시키기 위해 레이저 피닝을 적용시켰을 때의 피로수명의 변화를 예측하였으며, 피로수명 예측 시에 S-N 선도 모델 불확실성을 고려한 피로해석 방법을 제시하였다. 본문의 2장에서는 S-N 선도 모델 불확실성(Model uncertainty)을 정량화하는 방법을 설명하였고, 3장에서는 레이저 피닝에 의해 발생하는 압축잔류응력을 계산하기 위한 시뮬레이션 기법을 소개하였다. 4장에서는 항공기 러그(Aircraft lug) 구조물의 취약 부위에 대해 레이저 피닝 전과 후의 피로 수명을 예측하였으며, 5장에서는 모델 불확실성을 고려했을 때의 피로수명을 예측하였다.

## II. 모델 불확실성

공학에서는 다양한 조건에서 문제의 현상을 수치적으로 파악하기 위하여 원인과 결과를 묘사하는 많은 모델들이 사용된다. 이러한 모델들에는 재료의 비선형 거동에서의 높은 변형률 변화를 표현하는 식, 비선형 스프링 시스템에서의 힘과 변위 관계 식, 피로해석 시의 누적손상 모델 등과 최근에 많은 분야에서 활용되고 있는 근사함수를 들 수 있다. 이렇듯 공학에서는 하나의 현상을 표현하는 다양한 모델들이 존재하며, 이 중에서 현재의 문제를 가장 잘 표현할 수 있는

모델을 선택하여 결과를 도출한다. 여러 모델 중에서 하나의 모델을 선택하는 과정에서 발생하는 불확실성을 모델 불확실성(Model uncertainty) 또는 모델 선택의 불확실성(Model-selection uncertainty)이라 표현한다[11, 12]. 일반적으로 적합한 모델은 관측된 자료를 바탕으로, 관측 결과를 가장 잘 근사적으로 표현할 수 있을 때 선택된다. 그렇지만 현재 관측된 결과 이외의 새로운 자료를 습득 하였을 때에는 현재 선택된 모델이 아닌 다른 모델이 더욱 정확한 결과를 도출할 수 있는 개연성이 존재한다. 그러므로 불확실성이 높은 공학 문제의 해결에 있어서 보다 신뢰성 있는 결과를 얻기 위해서는 변수들의 불확실성뿐만 아니라 모델 불확실성 또한 고려되어야 한다.

### 2.1 부가 적응 인자 접근법

본 연구에서는 모델 불확실성을 고려하기 위하여 부가 적응 인자 접근법(Additive Adjustment Factor Approach)을 적용하였다[13]. 부가 적응 인자 접근법에서 시스템 반응 예측은 다음 식(1)과 같이 표현된다.

$$y = y^* + E^* \quad (1)$$

여기서,  $y^*$ 는 가장 적합한 모델을 통해 얻은 반응 값이고,  $E^*$ 는 확률적 부가 적응 인자이며,  $y$ 는 수정된 반응 값을 나타낸다.

고려되는 모델들에 의해 예측된 응답 값과 각 모델의 적합 확률을 알고 있다면,  $y$ 와  $E^*$ 의 평균(mean)과 분산(variance)은 다음의 식(2)~(5)에 의해서 계산되어진다.

$$E(E^*) = \sum_{i=1}^N P(M_i)(y_i - y^*) \quad (2)$$

$$Var(E^*) = \sum_{i=1}^N P(M_i)(y_i - E(y))^2 \quad (3)$$

$$E(y) = y^* + E(E^*) \quad (4)$$

$$Var(y) = Var(E^*) \quad (5)$$

여기서,  $E(\cdot)$ 는 평균,  $Var(\cdot)$ 는 분산을 나타낸다.  $y_i$ 는 모델  $M_i$ 에 의해서 예측된 응답 값을 의미하고,  $P(M_i)$ 는 모델  $M_i$ 이 갖는 적합도 확률을 나타내며,  $N$ 은 고려되는 모델의 수를 나타낸다.

### 2.2 S-N 선도 모델 불확실성

피로해석의 결과는 S-N 선도의 작은 기울기의 변화에도 큰 영향을 받는다. 이에 본 연구에서는 모델 불확실성의 고려 대상의 하나로 피로해석의 S-N 선도를 설정하였다. 응력-수명 피로해석 방

법에서 일반적으로 Basquin 식을 이용하여 S-N 선도를 나타낸다[14]. 본 연구에서는 Basquin 식 이외에도 S-N 선도를 나타내기 위하여 1차, 2차 회귀모형을 적용하였다. 본 연구에서의 피로 수명 예측 대상은 항공기 러그 구조물로 그 재료는 티타늄(Titanium)이다. 티타늄의 응력-수명 데이터는 MIL-HDBK-5J(2003)의 자료를 사용하였으며, 이 데이터를 이용하여 표현된 S-N 선도는 식(6)~(8)에 나타내었다. 식(6)은 Basquin, 식(7)은 1차 회귀모형, 식(8)은 2차 회귀모형을 나타낸다.

$$\text{Log}(S_{\max}) = 2.9986(\text{Log}(N_f))^{-0.061596} \quad (6)$$

$$\text{Log}(S_{\max}) = 2.9986 - 0.061596\text{Log}(N_f) \quad (7)$$

$$\text{Log}(S_{\max}) = 4.5182 - 0.6033(\text{Log}(N_f)) + 0.046317(\text{Log}(N_f))^2 \quad (8)$$

여기서,  $S_{\max}$ 는 유효 응력(effective stress),  $N_f$ 는 피로수명을 나타낸다.

### III. 레이저 피닝

레이저 피닝(Laser Peening, LP)은 표면처리 기법의 하나로 항공기 터빈블레이드, 러그 구조물, 원자로 구조물 등의 금속 구조물에 적용되면서 그 활용 영역을 넓혀가고 있는 최신의 기법이다. 레이저 피닝은 금속 부품의 표면에 압축 잔류응력을 발생시킨다. 이 압축잔류응력은 높은 에너지의 레이저 펄스에 의해서 생성된 플라즈마가 금속 부품의 내부로 강한 충격파를 발생시켜 생성되어진다. 레이저 피닝은 전통적인 표면처리 기법인 쇼트 피닝(Shot peening)에 비교하여 보다 높은 압축 잔류응력을 생성시키며, 약 4배나 깊은 곳까지 압축 잔류응력을 발생시킨다. 쇼트 피닝은 굴곡이 많은 복잡한 구조 형상이나 두께가 얇은 구조물에는 적용하기 어려운 반면, 레이저 피닝은 이런 모든 구조물에 적용할 수 있는 장점을 지니고 있다. Fig. 1은 레이저 피닝 프로세스를 보여주고 있다. 레이저 펄스가 도달할 금속 표면에는 흡수재를 코팅하여 레이저에 의해 발생된 플라즈마가 발산하지 않고 응집되게 도와주며, 플라즈마에 의해 발생될 충격파가 더 많이 금속 재료의 안쪽으로 작용하게 하는 역할을 한다. 플라즈마에 의해 생성된 충격파 압력은 재료의 소성변형을 일으키며, 이렇게 발생된 소성변형은 금속 재료의 표면 및 내부에 압축 잔류응력을 생성하게 된다. 레이저 피닝을 적용할 때의 부정적인 영향은 구조물 내부에 압축잔류응력이 아닌 인장잔류응력이 발생한다는 것이다. 그래서

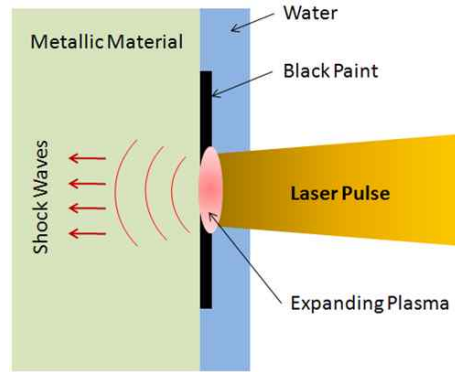


Fig. 1. Laser peening process

인장잔류응력의 부정적인 역할을 최소화고 구조물의 임계 영역(critical region)에 인장잔류응력이 발생하지 않도록 레이저 피닝의 다양한 변수들을 조절하며, 레이저 피닝을 수십에서 수백번을 임계 영역에 넓게 분포하도록 적용한다.

#### 3.1 레이저 피닝 시뮬레이션

본 연구에서는 레이저 피닝에 의해서 발생하는 잔류응력을 확인하기 위한 방법으로 유한요소 기반 시뮬레이션을 적용하였다. 이를 위해 상용 프로그램인 ABAQUS를 이용하였으며, 이 시뮬레이션은 두 단계로 구성된다. 첫 번째 단계는 ABAQUS/Explicit를 이용한다. 이 단계에서는 플라즈마 압력에 의해서 생성되는 transient data를 얻는다. 두 번째 단계에서는 ABAQUS/Implicit를 이용하여 전 단계서 획득한 transient data를 바탕으로 정적 평형 상태의 결과를 도출하여 최종적인 잔류응력을 얻게 된다. 이러한 두 단계 방법은 효율적인 시뮬레이션 수행을 통한 안정적인 결과를 얻을 수 있도록 해 준다.

#### 3.2 유한요소 모델

대부분의 피로파괴는 구조물에서 응력이 집중되는 곳에서 발생한다. 이러한 응력이 집중되는 위치중의 하나가 곡선 형상의 모서리(Edge) 부분이다. 본 연구에서는 피로해석 대상인 항공기 러그 형상을 고려하여 Fig. 2의 피닝 영역(Peening region)을 설정하여 레이저 피닝 시뮬레이션에 사용하였다. 시뮬레이션에서 전체구조가 아닌 피닝 영역의 작은 부분만을 고려한 것은 레이저 피닝은 레이저가 쏘아진 극소 부위에만 영향을 미치기 때문이며, 또한 시뮬레이션은 매우 높은 유한요소 mesh quality를 필요로 하는 동해석이기에 때문에 효율적인 해석을 위하여 사용하였다. 구

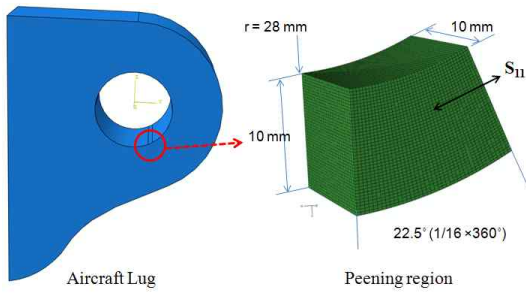


Fig. 2. Full and peening region

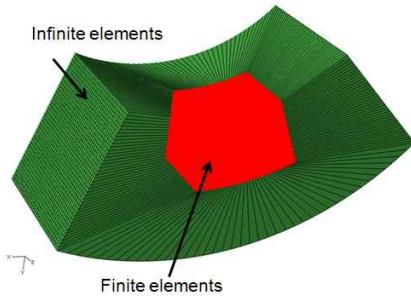


Fig. 3. LP simulation model

조물의 그 외의 부분을 표현하기 위해서 Fig. 3 과 같이 무한요소(Infinite element)를 사용하였다. Fig. 3에서 유한요소(Finite element) 부분이 Fig. 2에서의 피닝 영역을 의미한다.

Fig. 3의 모델은 8절점 육면체 유한요소 512,000 개와 무한요소 25,600개를 사용하였다. 모델의 재료는 러그 구조물의 재료인 Ti-6Al-4V를 사용하였다.

ABAQUS/Explicit 해석시 안정적인 결과를 얻기 위해서는 time step이 중요하다. 그래서 레이저 피닝 시뮬레이션에서는 식(9)[15]를 적용하여 time step을 결정하였다. 또한 정상상태(steady state) 결과를 얻기 위하여 4,000ns를 solution time으로 사용하였다[15].

$$\Delta t_{stable} = L^e / \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (9)$$

여기서,  $L^e$ 는 유한요소의 길이,  $E$ 는 재료 탄성 계수,  $\rho$ 는 재료의 밀도를 나타낸다.

### 3.3 레이저 피닝 파라미터

레이저에 의해서 구조물의 표면에 작용하는 압력은 매우 짧은 시간동안 작용하며, 레이저 펄스의 형상과 시간에 매우 큰 영향을 받는다. 본

Table 1. JC material model parameters

	A(MPa)	B(MPa)	C	n
Ti-6Al-4V	950.228	603.3825	0.0198	0.1992

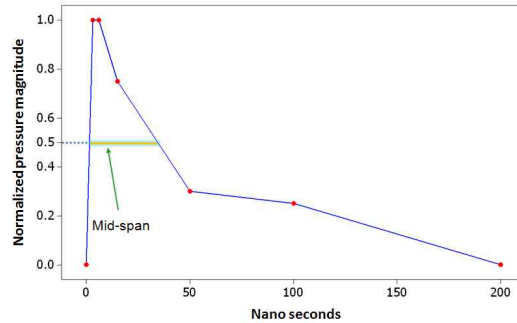


Fig. 4. Laser pulse

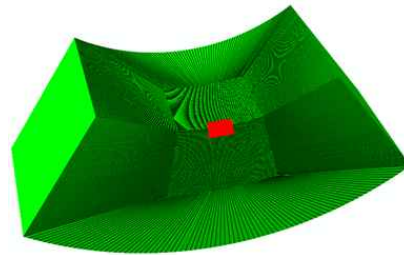


Fig. 5. Laser spot shape and location

연구에서는 실제 레이저 시스템에서 사용하는 레이저 펄스 형상을 표현하기 위하여 Fig. 4와 같은 형상과 시간을 설정하여 레이저 피닝 시뮬레이션에서의 하중변화 과정을 모사하는데 사용하였다. 레이저 peak 압력은 5 GPa를 사용하였으며, 사각형(4×4mm)의 레이저 spot을 사용하였다. 사용한 레이저 spot 형상과 위치는 Fig. 5에 나타내었다.

레이저 피닝은 소성 변형을 야기하므로 이를 표현할 수 있는 정확한 재료 물성 표현식이 필요하다. 본 연구에서는 Ti-6Al-4V 재료의 높은 strain-rate를 신뢰성 있게 표현할 수 있는 Jonson-Cook(JC) 표현식을 식(10)과 같이 사용하였으며, Ti-6Al-4V에 대한 JC 상수는 Table 1에 나타내었다[16].

$$\sigma = [A + B \epsilon^n][1 + C \ln \frac{\dot{\epsilon}}{\dot{\epsilon}_0}] \quad (10)$$

여기서,  $\sigma$ 는 effective stress이고, A, B, C는 재료 상수이며, n은 경화지수(hardening exponent)

이다.  $\dot{\epsilon}/\dot{\epsilon}_0$ 은 정규화된 effective plastic strain rate를 나타낸다.

### 3.4 레이저 피닝 시뮬레이션 결과

본 연구에서는 사각형 형상의 레이저 spot을 적용한 시뮬레이션을 수행하였으며, 그 결과 발생한 잔류응력(S11 응력) 결과를 Fig. 6에 나타내었다. 최대의 압축잔류응력은 -448.5 MPa로 나타났으며, 가장 취약 부분으로 인식되는 모서리 가운데(Fig. 6의 A)에서의 압축잔류응력은 -165.6 MPa로 나타났다.

## IV. 항공기 러그 구조물의 피로해석

항공기 러그 구조물의 취약 부위에 대해 레이저 피닝을 적용하였을 때, 압축잔류응력의 영향으로 인해 변화한 피로 수명을 예측하였다. 수명 예측을 위해서 본 연구에서는 응력-수명(stress-life) 방법을 적용하였으며, 그 과정은 Fig. 7에 나타내었다[17].

레이저 피닝에 의해 생성된 압축잔류응력 효과를 피로 수명 예측에 고려하기 위해서 본 연구에서는 식(11)과 같이 수정된 Goodman 방정식을

을 사용하였다[18].

$$\frac{\sigma_a}{\sigma'_e} + \frac{\sigma_m - \sigma_{resi}}{S_u} = 1 \quad (11)$$

여기서,  $\sigma_{resi}$ 는 잔류응력,  $S_u$ 는 극한 강도(ultimate strength),  $\sigma_a$ 는 응력 진폭(stress amplitude),  $\sigma_m$ 은 평균 응력(mean stress)을 나타내며,  $\sigma'_e$ 는 응력-수명(S-N) 관계식에서 사용되는 유효 응력(effective stress)을 나타낸다.

### 4.1 피로 하중 스펙트럼

항공기 러그 구조물의 피로해석을 수행하기 위해서는 러그 구조물이 운용 중에 받게 되는 하중 이력이 필요하다. 본 연구에서는 이러한 하중 이력을 표현하기 위해서 전투기의 피로하중을 얻기 위해서 고안된 FALSTAFF(Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue)[19]을 적용하였다. FALSTAFF는 200개의 임무에 따른 비행 하중 데이터를 표현하며, 1~32 단계의 하중으로 구성되어 있다. FALSTAFF에 의해서 구현된 하중스펙트럼은 Fig. 8에 나타나 있다.

### 4.2 러그 구조물의 정해석

앞 절에서 구한 피로하중 스펙트럼을 적용하기 위해서는 하나의 기준 하중에서의 정적해석결과 즉 응력 결과가 필요하다. 이를 위해서 본 연구에서는 러그 구조물에 대하여 유한요소해석을 수행하였으며 그 결과는 Fig. 9에 나타나 있다.

본 연구에서 사용된 하중은 32 단계의 피로하중스펙트럼 중에서 26단계에 해당하며, 그 결과 688 MPa의 응력을 얻었다.

### 4.3 피로해석 결과

변동 피로하중에 의해서 발생하는 피로 수명을 예측하기 위해서 Miner의 누적 손상법칙[20]

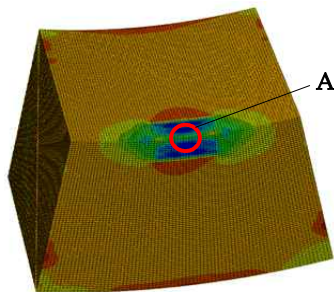


Fig. 6. Residual stresses distribution

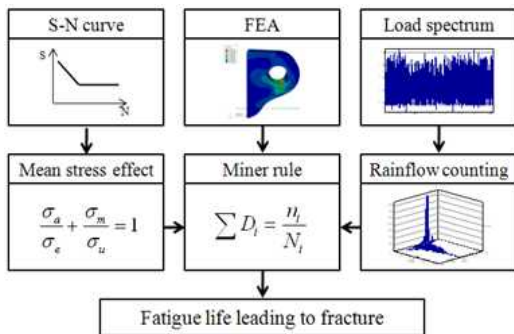


Fig. 7. Stress-life based fatigue analysis

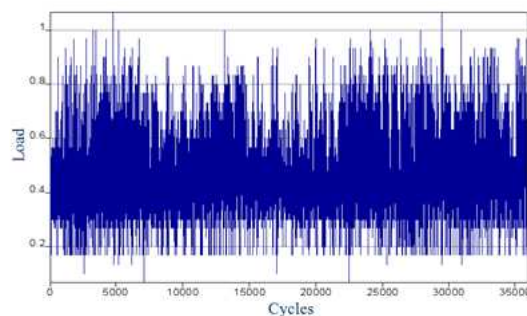


Fig. 8. Fatigue load spectrum for 200 flights

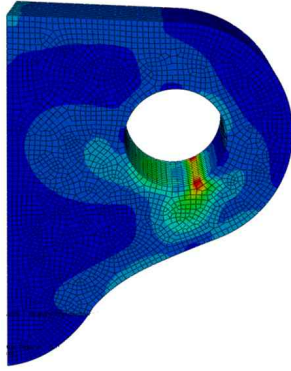


Fig. 9. Finite element analysis result

을 적용하였으며, 이를 위하여 피로하중 이력에 대한 레인플로우집계법(Rainflow counting)[21]을 적용하여 S-N 선도와 비교할 수 있는 단순화된 형태의 하중이력으로 변환하였다. 리그 구조물의 피로 수명 예측은 가장 취약 부분(최대 응력이 발생하는 지점)에서 피로 파괴가 일어난다는 가정 하에, 그 부위에 레이저 피닝에 의해 생성된 압축잔류응력이 작용한다고 설정하였으며, 그 때의 압축잔류응력은 3.4절의 결과에서 구조물의 모서리 중앙 부위의 -165.6 MPa를 사용하였다. 레이저 피닝 전과 후의 피로 해석 결과가 Table 2에 나타나 있다.

피닝 전의 피로해석 결과를 살펴보면 세 모델 모두 다른 결과를 보여 주고 있으며, 특히 2차 회귀함수를 적용하였을 때의 결과는 다른 두 모델에 의한 결과와 큰 차이를 보이는 것을 알 수 있었다. 피닝 후의 2차 회귀함수를 적용한 결과에서는 피닝 전의 결과와는 다르게 다른 두 모델과의 차이가 상대적으로 크지 않음을 알 수 있었다. 이는 2차 회귀 함수는 높은 응력 상태와 낮은 응력 상태에서의 피로수명에 대한 기울기가 다르게 적용되기 때문으로 보여 진다.

S-N 선도의 세 모델을 적용한 피로해석 결과를 보면 피닝 후에 피로 수명이 모두 증가하는 것을 확인 할 수 있었다. Basquin 식을 적용하였을 때는 피닝 후에 약 207배의 수명이 증가하였

Table 2. Fatigue life prediction results

	Fatigue life prediction		
	Basquin	Linear regression	Quadratic regression
Unpeened	$2.5793 \times 10^5$	$3.0883 \times 10^5$	$2.6072 \times 10^6$
Peened	$5.3447 \times 10^7$	$2.9087 \times 10^7$	$1.9902 \times 10^7$

고, 선형 회귀 모델을 적용하였을 때에는 약 94배, 2차 회귀 모델을 적용하였을 때는 약 7.6배의 수명이 증가하는 것으로 예측 되었다.

## V. 모델 불확실성을 고려한 피로해석

### 5.1 두 모델을 고려한 피로해석 결과

본 연구에서 소개한 부가 적용 인자 접근법을 이용하여 S-N 선도 모델 불확실성을 고려한 리그 구조물의 피로 수명을 예측하기 위해서는 각 모델이 갖는 적합도 확률( $P(M_i)$ )이 필요하다. 본 절에서는 세 개의 S-N 선도 모델 중에서 Basquin 모델과 선형 회귀 모델만을 고려하여 각각의 적합도 확률이 동일하다고 가정하여 각각 0.5를 사용하였다. Table 2의 피로 수명 예측 결과와 식 (2)~(5)을 이용하여 예측된 리그 구조물의 피로수명이 Table 3에 나타나 있다. 평균값을 기준으로 피닝 후의 피로수명이 약 145배 증가함을 알 수 있었다.

모델 불확실성을 고려하여 예측 된 피로 수명의 신뢰성 구간을 설정하기 위하여 확률론적 방법을 적용하였다. 예측된 피로 수명이 정규분포를 갖는다고 가정하였을 때, 95% 신뢰도에 위한 신뢰 구간은 식(12)과 (13)에 의해서 구해진다.

$$\text{Lower bound} \approx \mu - 1.96\sigma \quad (12)$$

$$\text{Upper bound} \approx \mu + 1.96\sigma \quad (13)$$

여기서,  $\mu$ 는 평균,  $\sigma$ 는 표준편차를 나타낸다.

식(12)과 (13)에 의해서 예측된 결과는 Table 4에 나타나 있다.

피닝 전의 상한 값과 피닝 후의 하한 값을 비교해 보면 피닝 후의 수명은 약 52배 증가하는

Table 3. Fatigue life prediction result with two model uncertainty

	Fatigue life prediction	
	Mean	Standard deviation
Unpeened	$2.8338 \times 10^5$	$2.545 \times 10^4$
Peened	$4.1267 \times 10^7$	$1.218 \times 10^7$

Table 4. Reliable bounds of fatigue life

	Fatigue life prediction	
	Lower bound	Upper bound
Unpeened	$2.3349 \times 10^5$	$3.3326 \times 10^5$
Peened	$1.7394 \times 10^7$	$6.5139 \times 10^7$



것을 알 수 있다. 이는 평균값 기준의 145배에 비해 약 2.7배 작은 값으로 레이저 피닝의 효과가 보다 작게 나타남을 의미한다.

**5.2 세 모델을 고려한 피로해석 결과**

본 절에서는 본 연구에서 사용한 세 개의 S-N 선도 모델 모두를 고려하였다. 고려한 세 개의 S-N 선도 모델의 적합도 확률이 동일하다고 가정하였고, 일반적으로 사용되는 Basquin 식에 의한 결과가 식(1)의  $y^*$ 의 값으로 설정하였다. 다만 적합도 확률의 합이 '1'이 되어야 함으로 Basquin 식의 확률을 0.33334로 설정하였고 나머지 두 선형 회귀 식은 각각 0.33333로 설정하였다. 예측된 러그 구조물의 피로수명이 Table 5에 나타나 있다.

피닝 전의 수명은 5.1절의 두 모델 불확실성을 고려한 결과에 비해서 세 모델의 불확실성을 고려한 결과가 더 길게 예측 되었으며, 피닝 후의 수명은 더 짧게 예측되었다. 이는 피닝 전의 2차 회귀 모델을 적용한 피로 수명예측이 다른 두 모델에 비해 약 10배 크게 예측되었기 때문이다. 세 모델의 불확실성을 고려하였을 때의 피닝 후의 평균 수명은 피닝 전에 비해 약 32배 증가함을 알 수 있었다.

모델 불확실성을 고려하여 예측 된 피로 수명의 95% 신뢰도에 위한 신뢰 구간을 Table 6에 나타내었다.

피닝 전의 피로 수명 예측 결과에서 표준 편차가 평균 값보다 크게 나타나 95% 신뢰도에서의 신뢰 구간의 하한 값이 정의되지 않았으며, 피닝 전의 상한 값과 피닝 후의 하한 값을 비교해 보면 피닝 후의 수명은 약 2배 증가하는 것을

알 수 있었다.

표준 편차가 증가한 이유는 상대적으로 피로 수명이 길게 예측된 2차 회귀모델의 모델 적합도가 다른 두 모델과 동일하게 적용되어 2차 회귀 모델에 의해서 예측된 수명이 다른 두 모델에 의해 예측된 수명에 영향을 미친 결과로 풀이된다.

**VI. 결 론**

본 논문에서는 표면처리방법의 하나인 레이저 피닝을 적용한 항공기 러그 구조물의 피로 수명을 예측 하였다. 레이저 피닝에 의해 발생하는 압축잔류응력을 계산하기 위하여 시뮬레이션 기법을 적용하였으며, 수정된 Goodman 식을 이용하여 피로 수명 예측 시에 압축잔류응력 효과를 고려하였다. 또한 S-N 선도 모델 불확실성에 의한 피로 수명 영향을 고려하기 위하여 부가 적용인자 접근법을 사용하였다. 세 개의 S-N 선도 모델에 의해서 예측된 피로 수명에 대하여 평균과 표준 편차를 구하였으며 이를 바탕으로 95% 신뢰도에서 예측된 피로수명의 신뢰구간을 설정하였다. 모델 불확실성을 고려하여 예측된 피로 수명을 통해 예기치 못한 상황에서의 구조물의 피로 수명을 가늠해 볼 수 있었으며, 피닝 효과에 대한 편차를 헤아릴 수 있었다.

본 연구에서 적용한 모델 불확실성 고려 방법은 다양한 균열 진전 모델들을 적용한 피로 균열 수명 예측, 비선형 재료 거동 특성 예측 등의 분야에 적용되어 신뢰성 있는 확률적 반응값을 예측하는데 활용할 수 있을 것이다.

**참고문헌**

- 1) Peyre, P., Berthe, L., Scherpereel, X., and Fabbro, R., "Laser-shock processing of aluminum-coated 55C1 steel in water-confinement regime, characterization and application to high-cycle fatigue behavior," *Journal of Material Science*, Vol. 33, 1998, pp.1421~1429.
- 2) Clauer, A. H., Fairand, B. P., and Wilcox, B. A., "Laser shock hardening of weld zones in aluminum alloys," *Metallurgical and Materials Transactions A*, Vol. 8, No.12, 1977, pp.1871~1876.
- 3) Cheng, G. J., and Shehadeh, M. A., "Dislocation behavior in silicon crystal induced by laser shock peening: A multiscale simulation approach," *Scripts Materialia*, Vol. 53, Issue 9,

**Table 5. Fatigue life prediction result with three model uncertainty**

	Fatigue life prediction	
	Mean	Standard deviation
Unpeened	1.0579×10 <sup>6</sup>	1.0956×10 <sup>6</sup>
Peened	3.4144×10 <sup>7</sup>	1.4154×10 <sup>7</sup>

**Table 6. Reliable bounds of fatigue life**

	Fatigue life prediction	
	Lower bound	Upper bound
Unpeened	-	3.2054×10 <sup>6</sup>
Peened	6.4028×10 <sup>6</sup>	6.1887×10 <sup>7</sup>

2005, pp.1013~1018.

4) Wu, B., Tao, S., and Lei, S., "Numerical modeling of laser shock peening with femtosecond laser pulses and comparisons to experiments," *Applied Surface Science*, Vol. 256, Issue 13, 2010, pp.4376~4382.

5) Warren, A. W., Guo, Y. B., and Chen, S. C., "Massive parallel laser shock peening: Simulation, analysis, and validation," *International Journal of Fatigue*, Vol. 30, Issue 1, 2008, pp.188~197.

6) Ding, K., and Ye, L., "FEM Simulation of two sided laser shock peening of thin sections of Ti-6Al-4V alloy," *Surface Engineering*, Vol. 19, No. 2, 2003, pp.127~133.

7) Bedi, R., and Chandra, R., "Fatigue-life distributions and failure probability for glass-fiber reinforced polymeric composites," *Composites Science and Technology*, Vol. 69, Issue 9, 2009, pp.1381~1387.

8) Kwon, K., and Frangopol, D. M., "Bridge fatigue reliability assessment using probability density functions of equivalent stress range based on field monitoring data," *International Journal of Fatigue*, Vol. 32, Issue 8, 2010, pp.1221~1232.

9) Akama, M., "Bayesian analysis for the results of fatigue test using full-scale models to obtain accurate failure probabilities of the Shinkansen vehicle axle," *Reliability Engineering and System Safety*, Vol. 75, Issue 3, 2002, pp.321~332.

10) Harlow, D. G., and Wei, R. P., "Probability modeling and material microstructure applied to corrosion and fatigue of aluminum and steel alloys," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 76, Issue 5, 2009, pp.695~708.

11) Burnham, K. P., and Anderson, D. R., *Model selection and multi-inference: a practical information-theoretic approach*, Second Edition, NewYork, NY: Springer, 2002.

12) Vamos, T., "Epistemic background problems of uncertainty," *First International Symposium on Uncertainty Modeling and Analysis*, College Park, MD, USA, 1990, pp.96-100.

13) Nilsen, T., and Aven, T., "Models and model uncertainty in the context of risk analysis," *Reliability Engineering and System Safety*, Vol. 79, Issue 3, 2003, pp.309~317.

14) Stephens, R. I., Fatemi, A., Stephens, R. R., and Fuchs, H. O., *Metal Fatigue in Engineering*, Second Edition, John Wiley and Sons, Published in Canada, 2001.

15) Ding, K., and Ye, L., *Laser Shock Peening*, CRC Press LLC, Published in North America, 2006.

16) Amarchinta, H. K., Grandhi, R. V., Langer, K., and Stargel, D. S., "Material model validation for laser shock peening process simulation," *Modelling and Simulation in Materials Science and Engineering*, Vol. 17, No. 1, 2009, 015010.

17) Bannantine, J. A., Comer, J. J., and Handrock, J. L., *Fundamentals of Metal Fatigue Analysis*, Prentice Hall, 1989.

18) 박영철, 장병욱, 임종빈, 이정진, 이수용, 박정선, "틸트 로터형 항공기의 플레퍼론 연결부에 대한 크리깅 기반 피로해석," *한국항공우주학회*, 제36권, 제6호, 2008, pp.541~549.

19) Aicher, W., Branger, J., Van-Dijk, G. M., Ertelt, J., Hück, M., De-Jonge, J. B., Lowak, H., Rhomberg, H., Schütz, D., and Schütz, W., *Description of a Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue Evaluation*, NLR Netherlands, 1976.

20) Miner, M. A., "Cumulative Damage in Fatigue," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 12, 1945, pp.A159~A164.

21) Anthes, R. J., "Modified rainflow counting keeping the load sequence," *International Journal of Fatigue*, Vol. 19, No. 7, 1997, pp.529~535.