

고열 터빈의 균열성장수명 평가 및 신뢰성 분석

장병욱* · 박정선** · 김현재*** · 전승배***

Crack Growth Life Estimation and Reliability Analysis of High Temperature Turbine

Byungwook Jang* · Jungsun Park** · Hyunjae Kim*** · Seungbae Chen***

ABSTRACT

In the fatigue analysis and the components design, uncertainties are caused by the variances of geometry data and applied loads, and the scatter of material properties. In this paper, fatigue crack growth life of turbine is evaluated by fracture mechanics and the reliability analysis is accessed by the fist order second moment method and Monte Carlo simulation.

초 록

가스터빈엔진에서 고열부의 수명은 안전성 평가와 신뢰성 분석을 위하여 설계 시부터 면밀히 평가 되어야한다. 수명평가 과정에서는 구조 형상의 불확실성, 작용하중의 변동성, 재료물성의 분포 등으로 인해 계산된 수명 또한 불확실하게 되며, 불확실 인자들에 대한 수명의 강건성을 확보하기 위하여 신뢰성 평가가 요구된다. 본 논문에서는 고온, 고회전하는 가스터빈엔진 터빈의 피로균열 성장수명을 선형탄성파괴역학(LEFM)을 적용하여 계산하였으며, 1차 신뢰도법(FORM)과 몬테카를로 시뮬레이션기법을 사용하여 계산된 수명의 신뢰도를 평가하였다.

Key Words: Low Cycle Fatigue Life(저주기 피로수명), Crack Growth Life(균열성장수명), Reliability Analysis(신뢰성 분석), FORM(1차 신뢰도법), Monte Carlo(몬테카를로 시뮬레이션)

1. 서 론

가스터빈엔진에서 터빈은 고온의 연소가스에 의한 열하중과 고회전에 의한 원심력등 극한의 환경에 반복적으로 노출된다. 이러한 환경에서

터빈 휠에는 항복응력에 근접하는 응력을 야기 하는 높은 하중이 반복적으로 작용되며, 고온에서의 재료강도 저하의 영향으로 인해 터빈 휠은 저주기 피로수명을 가진다[1]. 저주기 피로수명의 대부분은 피로균열의 생성에 소비된다. 하지만, 사용 중 엔진의 안전성 확보를 위한 점검 주기의 산정과 계산된 수명의 강건성을 확보하기 위하여 균열성장 수명의 평가와 불확실 인자에 대한 신뢰성 해석이 요구된다.

* 한국항공대학교대학원 항공우주 및 기계공학과
** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
*** 삼성테크윈(주) 파워시스템연구소
연락처, E-mail: jungsun@kau.ac.kr

2. 피로균열 성장해석

선형탄성파괴역학(LEFM)은 균열성장해석에서 가장 널리 사용되는 방법으로 균열이나 결함을 갖는 부재에 탄성이론을 적용하는 것을 기본으로 한다. LEFM에서 응력확대계수(K)는 가장 중요한 변수이며, 피로균열의 성장속도는 K 에 크게 의존한다. LEFM에서는 균열성장속도를 나타내기 위하여 많은 식들이 제안되어 있으며, 일반적인 균열성장 해석에서는 Eq. 1과 같은 Paris의 식이 가장 널리 사용된다[2].

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (1)$$

Equation 1에서 C 와 m 은 재료상수이고, ΔK 는 하중 사이클에서 응력확대계수의 차인 응력확대계수폭(stress intensity factor range)이다.

구조물에 가변진폭 하중이 작용하는 경우 과대하중의 작용에 따른 균열선단에서 소성영역의 영향에 의해 균열성장이 지연되는 균열단힘이 발생한다. 균열단힘 하에서는 특정 크기 이상의 인장응력에서만 균열이 성장하는데, 하중의 작용에 따라 닫힌 균열이 완전히 개방될 때의 응력을 균열열림응력(crack opening stress, σ_{op})이라 한다. σ_{op} 은 Eq. 2에서 정의되는 유효응력확대계수폭(effective stress intensity factor range, ΔK_{eff})을 통하여 균열성장해석에 적용 된다[3].

$$\begin{aligned} \Delta K_{eff} &= K_{max} - K_{op} \\ &= f(g)(\sigma_{max} - \sigma_{op})\sqrt{\pi a} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, K_{op} 는 σ_{op} 를 사용하여 계산한 응력확대계수이고, σ_{max} 는 부재에 작용하는 최대인장응력이다. 본 연구에서는 J. C. Newman의 균열단힘모델을 사용하여 작용하중에 대한 터빈의 균열열림응력을 계산하였다[4].

균열이 있는 부재의 파단수명(N_f)는 초기균열길이(a_i)와 최종균열길이(a_f)에 대하여 Eq. 3과 같이 적분 형태로 계산할 수 있다.

$$N_f = \int_{a_i}^{a_f} \frac{1}{C(\Delta K_{eff})^m} da \quad (3)$$

3. 신뢰성해석

신뢰성란 구조물의 안전성이 설계자가 원하는 설계영역 안에 있을 확률을 의미한다. 즉, 신뢰성이 높다는 것은 구조물의 안전성을 높게 평가할 수 있다는 것이다. 신뢰성 해석의 첫 번째 과정은 구조물의 안전과 파괴를 판단하는 기준인 상태함수(performance function, $g(X)$)를 정의하는 것이다. 상태함수는 신뢰성 해석을 하고자 하는 목적함수로 구조문제에서는 Eq. 4와 같이 저항성분(resistance)과 하중성분(load)의 차로 정의할 수 있으며, $g(X) = 0$ 인 경우에는 한계 상태 방정식(limit state equation)이라 한다[5].

$$g(X) = R - L \quad (4)$$

한계상태방정식은 구조물의 안전성과 불안정성을 구분하는 파괴면(failure surface)을 정의한다. 한편 저항성분 R 과 하중성분 L 이 모두 각각의 확률분포함수를 갖는 확률변수로 고려되는 경우에 파괴확률은 Eq. 5와 같이 파괴영역에서 분포함수의 적분으로 계산할 수 있다.

$$P_f = \iint_{g(X) < 0} f_{R,L}(r, l) dr dl \quad (5)$$

4. 터빈의 균열성장해석

4.1 해석모델

본 연구에서는 헬리콥터용 APU의 터빈 휠에 대한 균열성장 수명해석과 신뢰성분석을 수행하였다. 해석에 사용한 모델은 Fig.1와 같으며, 형상의 변화가 심한 스칼롭(scallop)에 응력집중에 따라 발생된 균열에 대한 해석을 수행하였다. 터빈 휠과 같이 형태가 복잡하고 작용 하중에 의한 응력-변형률의 관계에 비선형성이 강한 경우에 응력확대계수는 유한요소법과 같은 수치해법

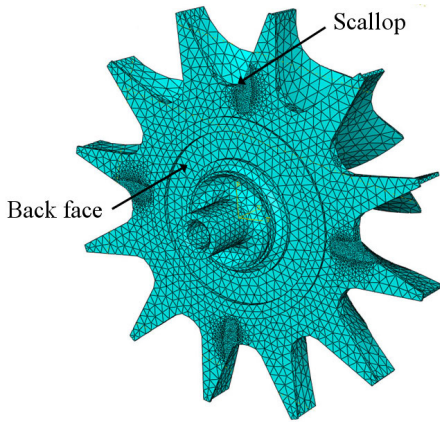


Fig. 1 Turbine wheel FEM model

으로 계산해야 한다. 유한요소법을 사용하여 임의의 균열에서 균열전단의 응력확대계수를 계산하기 위해서는 각 균열 길이에 대한 유한요소 모델이 필요하다. 따라서 터빈 휠의 스칼롭 근처에 생성된 $a_i=1\text{mm}$ 의 초기 균열이 $a_f=6\text{mm}$ 의 최종 균열길이까지 성장하는데 필요한 수명을 계산하기 위하여 1~6mm까지 균열길이를 0.5mm씩 증가시켜 11개의 균열 모델을 생성하여 해석하였다.

4.2 수명해석 결과

균열모델의 해석 결과 균열전단에 재료의 항복응력 이상의 응력이 집중되었으며, 항복응력 이상의 응력이 발생하는 범위는 균열길이에 따라 증가 하였다. 각 균열 길이에서 계산된 응력확대계수의 변화는 Fig. 2과 같다. 피로해석 시에는 사이클 내에서의 최대응력확대계수와 최소응력확대계수의 차인 ΔK 가 중요한 변수로 사용된다. 본 연구에서는 ΔK_{\max} 만이 균열성장예 영향을 미친다고 가정하고 터빈의 균열성장수명을 평가하였다. 각 균열길이에서의 최대 응력확대계수와 Newman의 균열단합이론을 적용하여 계산한 균열열림응력확대계수, 유효응력확대계수의 계산 결과는 Fig. 3과 같다.

해석에 사용된 터빈 휠의 재료는 In-718로 고온에서의 Paris 계수는 $C=1.1 \times 10^{-9}, m=2.5$ 정도로 추정하여 사용하였다. Paris 계수와 앞에서

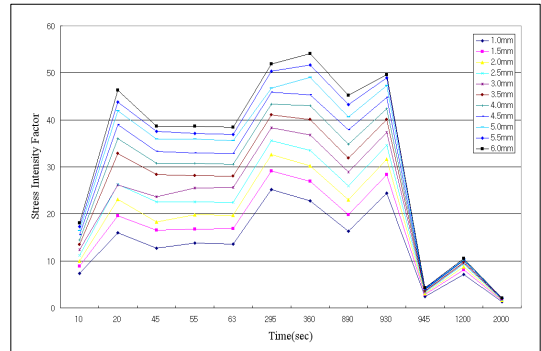


Fig. 2 Stress intensity factor

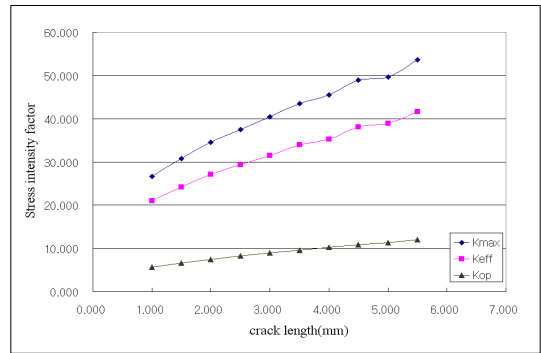


Fig. 3 Effective stress intensity factor range

계산된 유효응력확대계수폭을 사용하여 Eq. 3의 적분을 계산한 결과 터빈 휠의 균열성장수명은 $N_{growth} = 1030\text{ repeat}$ 이었다.

5. 터빈휠 수명의 신뢰성해석

5.1 상태함수의 정의

터빈 휠의 균열성장 수명에 대한 신뢰성 해석을 위하여 각 균열길이에서의 최대응력확대계수, 균열열림응력확대계수, 초기 균열길이, Paris계수 C, m 을 확률변수로 설정하고, 분포의 형태를 정규분포(normal distribution)로 가정하였다. 각 변수의 평균은 수명해석 시 사용한 값으로 사용하였으며, 표준편차는 평균의 1/20~1/50로 하였다.

수명에 대한 신뢰성 해석에서는 피로 해석과정에서 계산된 전체수명 N_{total} 에서 구조물의 허용수명 N_{allow} 을 뺀 값을 상태함수로 지정하고,

이 값이 음이 되는 경우를 파괴로 판단하고 파괴확률을 계산한다. 본 연구에서는 균열성장 수명에 대한 신뢰성 해석을 수행하기 위하여 Eq. 6과 같이 균열성장 수명 N_{growth} 과 균열성장 수명의 허용수명의 차를 상태함수로 정의하였다.

$$g(X) = N_{growth} - N_{allow} \quad (6)$$

5.2 신뢰성 해석 결과

균열성장 수명의 신뢰성 해석을 위한 한계상태방정식의 경우 여러 가지 변수들이 복잡하게 배열되어있고, 지수 등의 영향으로 계산이 수렴되지 않는 문제가 잘 발생된다. 본 연구에서는 이러한 문제를 해결하고자 개선된 일계이차모멘트법과 몬테카를로시뮬레이션을 사용하여 균열성장 수명의 신뢰성 해석을 수행하였다. 몬테카를로시뮬레이션을 사용하여 구조물의 신뢰성 해석을 수행하기 위해서는 각 확률변수에 대한 랜덤데이터의 생성이 필요하다. 본 연구에서는 MATLAB을 이용하여 불확실 변수에 대하여 각 100,000개의 랜덤데이터를 생성하여 신뢰성 해석에 사용하였다. 신뢰성 해석결과 허용수명에 대한 터빈 휠의 균열성장 수명에서의 파괴확률은 Fig. 4와 같으며, N_{growth} 에서의 파괴확률은 10% 이상으로 높게 평가되었다. 신뢰성 해석결과를 사용하여 95%의 신뢰도를 만족하는 균열성장 수명은 $(N_{growth})_{95\%} = 940repeat$ 로 나타났다.

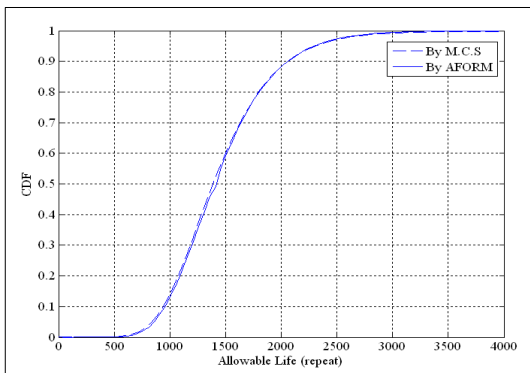


Fig. 4 Probability of failure for crack growth life

6. 결 론

본 논문에서는 가스터빈엔진의 일종인 헬리콥터용 APU의 터빈 휠에 대한 수명을 평가하고 신뢰성을 분석하였다. 적용 모델의 해석결과 결론론적으로 계산된 수명에서 구조물의 신뢰도는 불확실변수들의 효과에 의해 90%이하로 평가되었으며, 신뢰성 해석을 통하여 높은 신뢰도 수준을 만족하는 수명을 선정함으로써 구조물의 안전성을 증가시킬 수 있는 결론을 얻었다.

후 기

본 연구는 한국형헬기(KHP) 민군 겸용 구성품 개발 사업의 지원으로 이루어졌으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. R.N. Tadros, K. Rezai, "Crack Growth Analysis of Gas Turbine Engine Component," AIAA/ASME /SAE/ASEE 24th Joint Propulsion Conference,1988
2. Paris, P. C. and Erdogan, F., "A Critical Analysis of Crack Propagations Laws," Trans. ASME, Basic Eng., Vol. D85, 1963, pp. 528-534.
3. Elber, W., "The Significance of Fatigue Crack Closure. Damage Tolerance in Aircraft Structure," American Society for Testing and Materials, 1971
4. Newman, J. C., Chang, J. B., "A Crack-Closure Model for Predicting Fatigue Crack Growth Under Random Loading," NASA TM-81941, 1981
5. Haldar, A., Mahadevan, S., Probability, Reliability and Statistical Methods in Engineering Design, John Wiley & Sons, 2002