

공진현상을 이용한 실물 복합재 헬리콥터 블레이드의 피로수명 평가

기영중*, 김태주**, 김승호***

Resonant Fatigue Testing of Full-Scale Composite Helicopter Blades

Young-Jung Kee*, Tae-Joo KIM**, Seung-Ho Kim**

Abstract

Fatigue properties of composite materials are extremely important to design durable and reliable helicopter rotor blades. However, it is very difficult to apply conventional fatigue test loads in short period. Therefore, accelerating test speed and facilitating spectrum load realization are required. In this study, we have developed a fatigue testing method that uses a resonance of simply supported beam type blade specimen. This test consists in exciting the blade specimen with a frequency that corresponds to its natural frequency. In that case, the test specimen similar to a beam fixed between two pivot points starts vibrating and is significantly deformed. Resonant fatigue tests were performed by changing exciting vertical amplitude and frequency, and S-N curves of each composite materials were successfully obtained.

키워드 : 로터 블레이드(rotor blade), 피로시험(fatigue test), 공진(resonance), 헬리콥터(helicopter), 복합재 블레이드 (composite blade)

1. 서 론

헬리콥터 블레이드는 비행에 필요한 양력, 추력 및 조종력을 발생시키는 대표적인 비행안전품목 (flight safety part)으로서 1980년대부터 블레이드 제작에 복합재료가 본격적으로 사용되기 시작하였다. 특히 금속재료에 비해 중량절감에 유리하며, 복잡한 형상으로의 가공성, 적층방법을 통한 기계적 물리량 변화 및 내피로(fatigue tolerance) 특성이 우수하여 블레이드 이외의 주요 비행안전품목에 섬유강화 복합재료(fiber reinforced composites)를 적용하는 비율이 증가하는 추세이다.

비행시 로터 블레이드 주위에 발생하는 주기적인 형태의 공력 변화는 고주기 특성의 반복하중으로

작용하여 블레이드의 피로수명에 중요한 영향을 미치게 되며, 수명요구조건 만족여부를 입증하기 위해 해석적인 방법뿐만 아니라 실물 블레이드 시편을 이용한 피로시험을 수행하는 것이 필요하다. 복합재 블레이드의 피로평가는 회전익 항공기의 감항인증규정인 FAR-27/29[1]과 AC-27/29[2]에 제시된 바와 같이 안전수명(safe life), 내결함 안전수명(flaw tolerant safe life) 또는 파손안전(fail safe) 개념에 따라 독립적 또는 결합 적용하여 수행할 수 있다. 또한 피로시험에 사용되는 블레이드 시편은 구조적인 취약부위를 포함하여 여러 개의 단면으로 나누어 사용하거나 전체 블레이드를 동시에 사용하는 것이 가능하다.

접수일(2010년 1월 6일), 수정일(1차 : 2010년 4월 7일, 2차 : 2010년 6월 17일, 게재 확정일 : 2010년 10월 1일)

* 로터팀/naltguy@kari.re.kr ** 로터팀/ktj@kari.re.kr *** 로터팀/kseungho@kari.re.kr

본 연구에서는 실물 복합재 헬리콥터 블레이드의 피로수명을 평가하기 위한 방법으로 안전수명 개념을 적용하였으며, 제작과정에서 발생 가능한 제작결함(manufacturing flaw)을 적용하는 동시에 블레이드 시편의 공진현상을 이용함으로써 기존의 피로시험 수행을 위해 소요되는 기간보다 단축시킴으로써 효율적으로 피로수명을 평가할 수 있는 시험방법을 제시하였다.

2. 본 론

2.1 블레이드 구조

로터 블레이드는 회전시 발생하는 원심력과 플랩 및 래그모멘트를 지지하기 위한 스파, 토션박스 와 공기역학적인 형상을 유지하기 위한 스킨 등으로 구성된다. 이 외에도 블레이드 표면에 생성된 얼음을 제거하기 위한 제빙장치, 모래 및 먼지 입자에 의한 침식, 낙뢰로 인한 파손을 방지하기 위한 보호물 등이 있다. 스파와 토션박스 및 스킨의 제작에 유리섬유와 탄소섬유가 사용되며, 복합재료의 적층과 성형의 용이함을 위한 코어(core) 자재로써 하드폼 및 허니컴 등이 사용된다. 그림 1에 블레이드 내부구조물의 명칭과 실제 운용중인 헬리콥터 블레이드의 단면 형상을 나타내었다.

2.2 블레이드 시편

피로시험용 블레이드 시편은 블레이드의 기하학적인 특성과 내부 구조, 제작에 사용되는 소재의 특성,

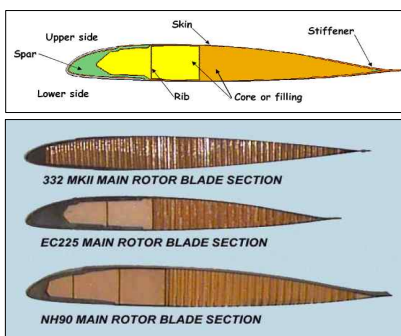


그림 1. 블레이드 단면 구조 및 명칭

하중분포 등을 고려하여 형상을 결정하게 되며, 블레이드 전체를 사용하거나 특정 부위만을 절단(sectioned blade specimen)하여 시편으로 제작하게 된다. 로터 블레이드에 가해지는 하중은 회전으로 인한 원심력과 블레이드 주위의 공기력분포에 의한 플랩모멘트, 래그모멘트 및 비틀림모멘트로 구분할 수 있다.

특히 블레이드 루트 부위(attachment test part)의 경우 원심력, 플랩 및 래그모멘트가 피로수명에 중요한 영향을 미치며, 블레이드 중앙부위(airfoil test part)는 플랩모멘트와 래그모멘트가 피로수명을 결정짓는 요소라 할 수 있다.

2.2 피로시험 수행방법

로터 블레이드의 피로시험을 수행하기 위한 방법으로 블레이드가 운용되는 조건을 고려하여 예측된 운용하중이나 실제 비행시험을 토대로 측정된 운용하중을 이용하여 요구되는 수명의 2~4배에 해당하는 시간동안 블레이드 시편에 시험하중을 부가하여 피로파괴가 발생하지 않음을 입증하는 수명시험법(life test method)이 있으며, 일정진폭의 시험하중을 부가하여 블레이드 시편의 피로파괴를 유발함으로써 피로수명곡선(S-N curve)을 획득하여 피로수명을 평가하는 S-N 시험법(S-N test method)이 있다.

2.2.1 수명시험법

1배수 수명 이상의 하중스펙트럼을 부가하여도 해당 구조물에서의 피로파괴가 발생하지 않음을 입증하기 위해 수행한다.

일반적으로 2배수 수명에 해당하는 하중스펙트럼을 부가하여도 피로파괴가 발생하지 않음을 확인함으로써 피로수명 요구도를 입증하게 되며, 주요 구조부재와 주변 구조물의 피로 거동을 실제와 가장 근접하게 모사할 수 있는 장점이 있다. 또한 실제 비행에서 동적인 하중의 영향을 비교적 적게 받으며, 광범위한 시험체의 피로거동을 확인해야 할 필요가 있는 구조물의 피로시험에 적합한 방법이라 할 수 있다.

2.2.2 S-N 시험법

해당 구조물의 피로물성치(fatigue limit, scatter 등)를 획득할 목적으로 파괴가 발생할 때까지 시험을 수행한다. 획득된 피로물성치의 통계적 분석을 통하여 파손확률이 3σ이하가 될 수 있는 안전수명곡선(safe S-N curve)을 생성하고, 실측 또는 해석에 의해 생성된 하중스펙트럼에 의한 누적손상을 통해 피로수명 요구도를 입증하게 된다. 하중예측의 오류가 발생한 경우나 항공기의 비행한계 및 운용방법이 변경되어 하중스펙트럼이 변경되는 경우에도 적용이 가능하여 피로시험용 시편의 활용도를 극대화시킬 수 있는 장점이 있다. 특히 회전익 항공기는 고정익 항공기에 비해 해석적인 방법을 통해 예측된 동적 하중의 불확실성이 상대적으로 높기 때문에 로터 시스템을 구성하는 요소들의 경우에는 S-N 피로 시험법을 주로 적용하고 있으며, 본 연구에서도 S-N 형식의 피로 평가법을 적용하기에 적합하도록 시험치구를 제작하였다.

2.3 시험하중 부가

앞서 설명한바와 같이 본 연구에서는 블레이드의 피로수명 평가를 위해 S-N 형식 시험법을 적용하였으며, 블레이드 시편의 피로파괴를 발생시키기 위해 일정진폭의 반복하중을 부가하였다. 고주기 영역에서의 피로특성을 평가하기 위해서는 $10^6 \sim 10^9$ 사이클에 해당하는 수준에서 피로파괴가 발생하도록 하는 것이 일반적이므로 상당한 시험 기간이 소요된다. 따라서 효율적으로 피로시험을 수행하기 위해서는 시험하중을 부가하는 속도를 증가시킬 필요가 있다. 따라서 본 연구에서는 블레이드 시편의

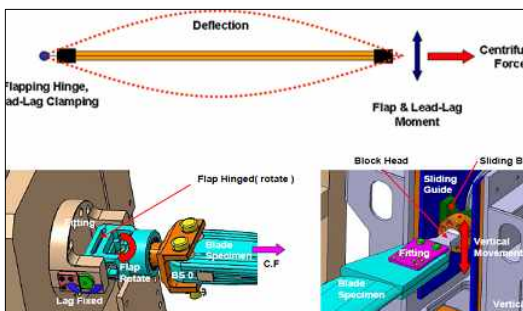


그림 2. 공진현상을 이용한 시험하중 적용방법

양쪽 끝단을 회전이 자유롭도록 단순지지(simple support)하며, 블레이드 시편의 공진이 발생하도록 시험하중을 가진[3]함으로써 목표하중을 부가하는 동시에 시험 기간을 최소화할 수 있는 방법을 적용하였다. 블레이드 시편의 공진현상을 이용하여 피로시험하중을 적용하기 위한 방법을 그림 2에 나타내었다.

로터 블레이드는 회전으로 인한 원심력과 블레이드 주위의 공기력 변화에 의한 플랩모멘트와 래그모멘트가 동시에 작용하므로, 피로시험을 수행할 경우에도 이와 같은 상황을 적절하게 모사할 수 있어야 한다. 특히 플랩모멘트와 래그모멘트는 블레이드 각 단면의 기하학적인 형상에 따라 특정한 비율로 발생되기 때문에 이를 구현할 수 있도록 시험치구를 제작해야 한다. 본 연구에서는 하나의 유압작동기를 이용하여 수직하중만을 부가하되 블레이드의 장착각(setting angle)을 조절함으로써 플랩모멘트와 래그모멘트가 목표로 하는 비율로 동시에 부가되도록 하였다.

S-N 형식의 피로시험을 위한 시험하중은 크게 2단계로 구분하여 적용하였다. 1단계 하중은 블레이드 단면 중에서 구조적 안전여유(margin of safety)가 최소인 부위에 사용되는 소재의 안전곡선(safe curve)을 기준으로 10^6 사이클에서 피로파괴를 유발하도록 하는 하중으로서 시험 하중이 정상적으로 부가되는지의 여부와 데이터 획득에 이상이 없음을 확인 하는데 목적이 있다. 또한 2단계 하중은 1단계와 마찬가지로 안전여유가 최소인 부위에 사용되는 소재의 평균곡선(mean curve)을 기준으로 10^6 사이클에서 피로파괴를 유발하도록 시험하중이다. 이때 1단계와 2단계에 적용되는 모멘트 비율은 동일하게 유지함으로써 실제 비행시 발생하는 하중조건을 모사할 수 있도록 하였다.

수직방향 가진을 통해 블레이드 시편에 공진이 발생하게 되면 블레이드 길이방향(spanwise direction)으로 일정하게 유지되어야 하는 원심력이 블레이드 변형에 의해 동적으로 변하게 되는 상황이 발생한다. 실제 비행 상황에서도 블레이드에 작용하는 플랩모멘트와 래그모멘트의 변화에 비해 원심력의 변화는 미미하기 때문에 그 크기를 최소화해야 할 필요가 있다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 유압작동기(hydraulic actuator)의 실린더 블록에 축압기(accumulator)를 직접 연결하여 유압댐퍼(hydraulic damper) 역할을

수행함으로써 원심력의 변화를 최소화 하였으며, 그 형상을 그림 3에 나타내었다.



그림 3. 원심력을 부가하기 위한 유압작동기 및 축압기 설치 형상

2.4 시험하중 측정센서

블레이드 시편에 부가되는 원심력과 수직하중을 측정하기 위하여 로드셀을 사용하였다. 또한 블레이드의 각 단면에 부가되는 플랩모멘트와 래그모멘트 측정을 위해서는 4개의 스트레인 게이지로 구성된 Full-Bridge 회로를 사용하였으며, 그 형상을 그림 4에 나타내었다.

Full-Bridge 회로를 통해 모멘트를 측정하기 위해서는 하중보정(load calibration)을 필요로 하며, 플랩모멘트와 래그모멘트가 가능한 연성되어 측정되지 않는 위치에 스트레인 게이지가 부착되도록 하였다.

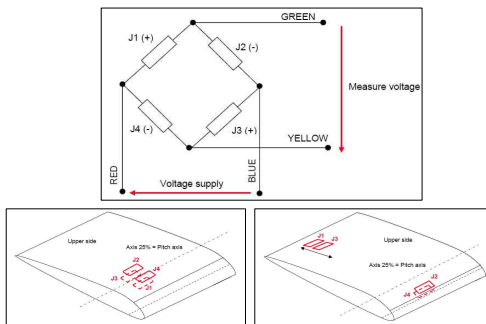
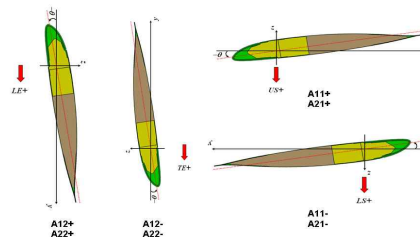
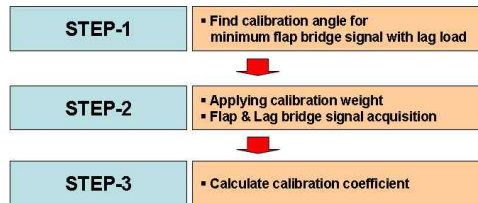


그림 4. Full-Bridge 회로구성 및 게이지 부착위치

하중보정의 첫 번째 단계는 래그모멘트를 부가하

였을 때 플랩모멘트의 측정값이 최소가 되도록 하는 각도를 찾는 과정이며, 두 번째 단계는 첫 번째 과정에서 구해진 각도에 따라 단계적으로 보정하중(calibration weight)을 증가시켜가며 브리지 회로를 통해 측정되는 전압신호를 측정하는 과정이며, 세 번째 과정은 브리지 회로로부터 저장된 전압신호를



$$\begin{bmatrix} FM \\ DM \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 10^{-6} \Delta R / R_{flap} \\ 10^{-6} \Delta R / R_{drag} \end{bmatrix}$$

그림 5. Full-Bridge 회로 하중보정 절차

모멘트 값으로 변환시키기 위한 보정계수(calibration coefficient)를 산출하는 과정이다. 플랩모멘트와 래그모멘트를 측정하기 위해 필요한 브리지 회로의 하중보정 과정을 그림 5에 제시하였다.

3. 피로수명 평가

3.1 피로수명곡선 생성

복합재 블레이드의 피로수명 평가를 위해서는 블레이드 제작에 사용된 각각의 복합소재에 대한 피로수명곡선이 필요하며, 10^4 사이클을 기준으로 저주기(low cycle frequency)영역과 고주기(high cycle frequency)영역으로 구분된다. 로터 블레이드의 경우 고주기 영역에서의 진동하중이 피로수명에 중요한 영향을 미치며, 고주기 영역에서의 피로수명곡선을 생성하기 위하여 Wöhler Equation을

적용하였으며 관련 수식을 식(1)에 나타내었다. 피로 시험을 통해 생성된 피로수명곡선은 평균곡선 (mean curve)을 의미하기 때문에 피로시험에 사용된 시제수량과 시험결과의 산포도(scatter factor)를 고려한 안전계수(safety factor)를 적용하여 생성된 안전곡선(safe curve)이 필요하며, 관련 수식을

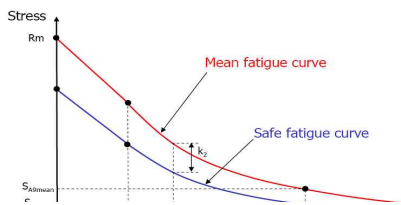


그림 6. 평균수명곡선 및 안전수명곡선

식(2)에 제시하였다. 식(2)에서 k 는 시편수량, 복합 재료의 특성 및 피로파괴의 확률에 대한 함수로 표현되며, q 는 피로시험 결과들에 대한 표준편차 (standard deviation)를 의미한다.

피로수명곡선은 평균응력이 0인 조건에서 응력 진폭에 따라 나타나는 수명을 정의하기 때문에 평균응력이 0이 아닌 상태의 하중들로 구성되는 하중스펙트럼을 그대로 적용할 경우 응력의 크기가 동일하더라도 피로수명에 차이를 나타낼 수 있다. 따라서 평균응력의 영향을 고려하기 위하여 식(3)과 같이 Goodman Equation을 적용한다. 피로시험 결과로부터 평균수명곡선과 안전수명곡선을 생성하기 위한 방법을 그림 6에 나타내었다.

$$\sigma = \sigma_{A9} (A/N^q) \quad (1)$$

$$\log(\sigma_{A9_{safe}}) = \log(\sigma_{A9_{mean}}) - k \cdot q \quad (2)$$

$$\sigma_{ac} = \sigma_{dyn} (1 + ((1.5 \cdot \sigma_{A9_{safe}}) / \sigma_{-kq}) (1/R_1 - 1/R_0)) \quad (3)$$

3.2 피로수명 평가

블레이드 단면에서 측정된 플랩모멘트와 래그모멘트 및 하중사이클 수의 데이터를 이용하여 블레이드 제작에 사용된 각각의 복합소재에 대한 피로한계(fatigue limit)을 산출하며, 식(1)과 (2)를 이용하여 피로수명 곡선을 생성할 수 있다. 따라서 상기 과정을 통해 생성된 피로수명 곡선에 블레이드

가 운용되는 조건을 고려하여 예측된 운용하중이나 실제 비행시험을 토대로 측정된 하중 데이터를 적용하여 누적손상(cumulative damage)을 산출하게 되며, Miner's Rule[4]에 따라 누적손상이 1이 되었을 때 피로파괴가 발생하는 것으로 가정하여 수명을 평가하게 된다. 블레이드 시편이 공진되도록 하기 위한 가진주파수는 원심력의 크기에 따라 가장 크게 영향을 받게 되며, 본 연구에서는 공진 주파수의 범위를 4.5~5Hz가 되도록 원심력의 크기를 설정하였다.

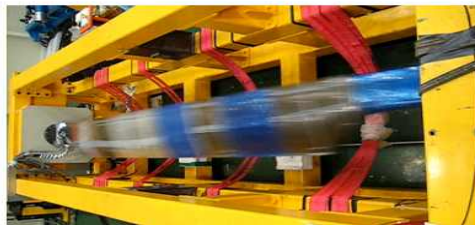
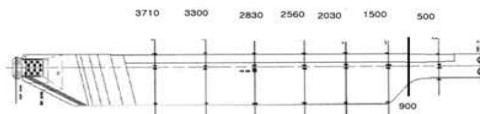


그림 7. 하중 측정센서 부착위치 및 블레이드 시편 형상

블레이드 시편에 부가되는 플랩모멘트와 래그모멘트를 측정하기 위하여 블레이드 스패 방향으로 각각 8개의 Full-Bridge 센서를 부착하였으며, 블레이드 시편의 형상과 하중 측정센서의 부착 위치를 그림 7에 나타내었다. 시험하중 측정결과 플랩모멘트는 수직가진 위치인 블레이드 루트 부위에서 가장 크게 측정이 되었으며, 블레이드 팁 부위로 갈수록 감소됨을 볼 수 있었다. 래그모멘트는 블레이드 루트 부위에서 가장 작게 측정이 되었으며, 블레이드 팁 부위에서 최대가 되는 것을 확인하였다. 또한 블레이드 시편의 공진현상에 의해 블레이드 중앙부위에서의 변형이 최대가 되었으며, BS-1200~BS-2500 단면까지의 플랩모멘트가 거의 변화가 없어 1개의 블레이드 시편을 통해 여러 단면의 피로평가를 동시에 수행할 수 있었다. 블레이드 시편 각 단면에서 측정된 플랩모멘트와 래그모멘트의 분포를 그림 8에 나타내었다. 피로수명 요구도를 만족함을 입증하기 위해 총 75만 사이클 동안 피

로시험을 진행하였으며, 시험하중만을 부가하는데 약 45시간이 소요되었다. 그림 8에서 보는 바와 같이 블레이드 중앙부위의 플랩모멘트가 비슷한 수준으로 부가되어 동시에 2~3개 단면에 대한 피로평가가 가능하였으며, 블레이드 루트의 경우 수직 가진장치와 연결되어 모멘트 하중이 상대적으로 높게 측정됨을 알 수 있었다.

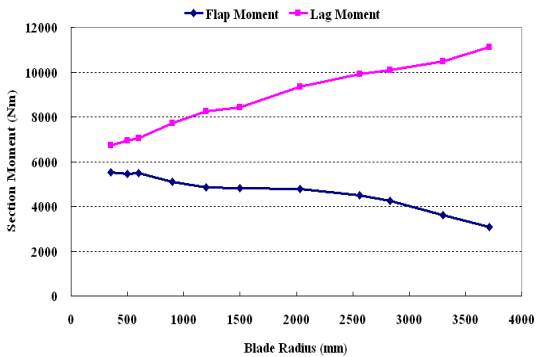


그림 8. 블레이드 변형 형상 및 하중 분포

피로시험 데이터를 이용하여 생성된 피로수명 곡선에 블레이드가 운용되는 조건을 고려하여 예측된 하중스펙트럼을 적용하여 누적손상을 산출하게 되며, 식(4)에 의해 안전수명을 평가하였다. 그림 9에 피로수명곡선과 하중스펙트럼에 의한 누적손상 평가결과를 제시하였다.

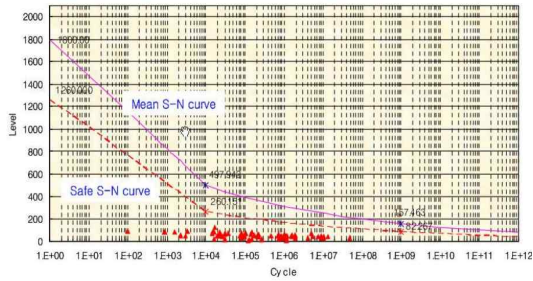
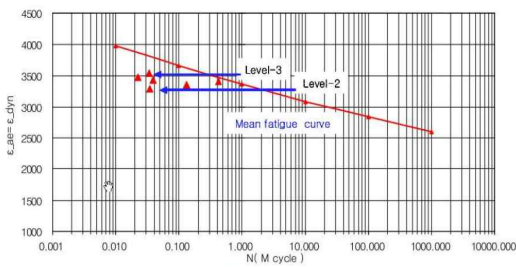


그림 9. 하중스펙트럼에 의한 누적손상 평가

$$Safe\ Life = \frac{Required\ Fatigue\ Life}{Total\ Damage} \quad (4)$$

4. 결 론

S-N 형식의 피로평가 방법을 적용하여 실물 복합재 헬리콥터 블레이드의 피로시험을 수행하였다. 일반적으로 구성품 수준의 경우 시험하중 부가속도가 0.5~1Hz 수준이나, 공진현상을 이용함으로써 4.5~5Hz까지 증가시킬 수 있어 피로시험 수행에 소요되는 기간을 8배 이상 단축시킬 수 있었다. 또한 원심력을 부가하기 위한 유압작동기와 서보밸브 블록 사이에 축압기를 연결하여 유압댐퍼(hydraulic damper) 기능을 수행하도록 하였으며, 이를 통해 블레이드 공진에 의한 원심력의 동적 변화를 저감시킬 수 있었다. 안전수명 개념에 근거하여 복합재 블레이드의 피로시험을 수행하기 위해 필요한 시편의 형상, 하중측정센서 보정, 시험하중 적용 및 S-N 형식의 피로수명 평가 방법을 확립하였으며, 본 연구결과는 회전익 항공기용 로터 블레이드의 피로평가 뿐만 아니라 풍력 발전용 블레이드와 동적인 하중이 피로수명에 중요한 영향을 미치는 복합재료 구조물의 피로수명 평가에도 적용될 수 있을 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

1. FAR Part-27/29, Airworthiness Standards, Section 571, Fatigue Evaluation of Structure

2. AC 29-2C-MG-8, Substantiation of Composite Rotorcraft Structure
3. 기영중, 송근웅, 허해규, 정재권, 제16회 지상 무기학술대회, 헬리콥터 로터 블레이드 피로 시험설비 설계
4. Miner. M. A., "Cumulative damage in fatigue", Trans. ASME, J. Appl. Mech., Vol.12, pp.159-164 (1945)