

공진현상을 이용한 복합재 블레이드의 피로시험

기영중* · 이상원** · 박선규***

Resonant fatigue testing of composite rotor blades

Youngjung Kee* · Sangwon Lee** · Seonkyu Park**

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.

Key Words: Rotor Blade, Fatigue Test, Resonance, Composite Blade, Helicopter

1. 서 론

로터 블레이드는 엔진의 회전력을 전달받아 항공기의 비행에 필요한 양력, 추력 및 조종력을 발생시키는 장치로써 회전시 블레이드 주위에 발생하는 주기적인 형태의 공력 변화는 고주기 특성의 반복하중으로 작용하여 블레이드의 피로 수명에 중요한 영향을 미치게 된다. 따라서 회전익 항공기를 개발함에 있어 로터 블레이드의 성능과 수명은 매우 중요한 요구조건으로 꼽힌다.

블레이드의 수명은 항공기를 운영함에 있어 유지비용에 큰 영향을 주기 때문에 수요자의 요구 조건을 충족시킬 수 있도록 개발되어야 하므로 수명요구도 만족여부를 확인하기 위하여 피로 평가를 수행하게 된다.

로터 블레이드의 피로평가는 수송용 회전익 항공기의 감항인증규정인 FAR 29.571[1]에 제시된 바와 같이 안전수명(safe life), 내결함 안전수명(flaw-tolerant safe life) 또는 파손안전(fail safe) 개념에 따라 독립적 또는 혼합 적용하여 수행할 수 있다. 또한 피로시험에 사용되는 블레이드 시편은 구조적인 취약부위를 포함하여 블레이드를 여러 개의 단면으로 나누어 사용하거나 전체 블레이드를 동시에 사용하는 것이 일반적이다.

* 한국항공우주연구원

** 한국항공우주연구원

*** (주) 한국항공우주산업

연락처, E-mail: naltguy@kari.re.kr

본 연구에서는 피로수명 평가를 위해 블레이드 제작과정에서 발생 가능한 제작결함(manufacturing flaw)의 영향을 고려할 수 있도록 내결함 안전수명 개념을 적용하였으며, 블레이드 중앙부위의 피로특성을 하나의 시편을 통해 평가할 수 있도록 하였다.

2. 블레이드 피로시험

2.1 시편 형상

피로시험용 시편은 블레이드의 기하학적인 특성과 내부 구조, 제작에 사용되는 소재의 특성, 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, 레그모멘트 및 비틀림모멘트로 구분할 수 있다. 특히 블레이드 루트 부위(attachment test part)의 경우 원심력이 피로특성에 중요한 영향을 미치며, 블레이드 중앙부위(airfoil test part)는 플랩모멘트와 레그모멘트가 피로특성을 결정짓는



(a) Attachment test part



(b) Airfoil test part

Fig.1 Blade specimen configuration

요소라 할 수 있다. 본 연구에서 사용된 피로 시험용 블레이드 시편의 형상을 Fig.1에 나타내었다.

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 수명을 평가하는 S-N형식 시험법(S-N type test)이 있다. 특히 회전의 항공기는 고정익 항공기에 비해 해석적인 방법을 통해 예측된 하중의 불확실성이 상대적으로 높기 때문에 로터시스템을 구성하는 요소들의 경우에는 S-N 형식의 피로시험법을 주로 적용하고 있으며, 본 연구에서도 S-N 형식의 피로 평가법을 적용하기에 적합하도록 시험치구를 제작하였다. 또한 S-N 형식 피로시험법은 로터 블레이드와 같이 고주기 피로(high cycle fatigue) 특성을 갖는 구조물의 피로평가에 일반적으로 쓰이는 방법이기도 하다.

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 부가해야 한다. 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 양쪽 끝단을 회전이 자유롭도록 단순지지(simply support)하며, 블레이드 시편의 공진이 발생하도록 시험하중을 가진[3] 함으로써 목표하중을 부가하는 동시에 시험 기간을

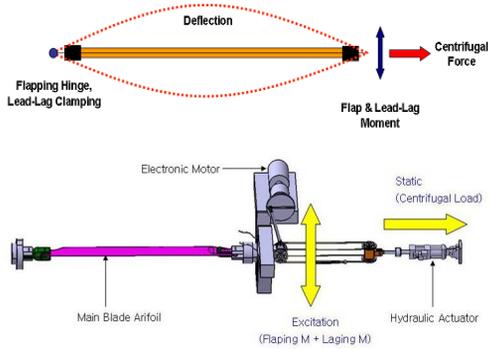


Fig.2 Fatigue test load realization concept

최소화할 수 있는 방법을 적용하였으며, 시험하중을 적용하기 위한 방법을 Fig.2에 나타내었다.

로터 블레이드는 회전으로 인한 원심력과 블레이드 주위의 공기력 변화에 의한 플랩모멘트와 래그 모멘트가 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 장작각(setting angle)을 조절함으로써 플랩모멘트와 래그모멘트가 목표로 하는 비율로 연성되어 부가되도록 하였다.

S-N 형식의 피로시험을 위한 시험하중은 크게 2단계로 구분할 수 있다. 1단계 하중은 블레이드 단면중에서 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 유지하도록 하였다.

시험하중 가진을 통해 블레이드 시편에 공진이 발생하게 되면 블레이드 길이방향(spanwise direction)



Fig.3 Hydraulic actuator for centrifugal load realization

으로 일정하게 부가되어야 하는 원심력이 동적으로 변하게 되는 상황이 발생한다. 실제 비행 상황에서도 블레이드에 작용하는 플랩모멘트와 래그 모멘트의 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 Fig.3에 나타내었다.

24 하중 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 Fig.4에 나타내었다.

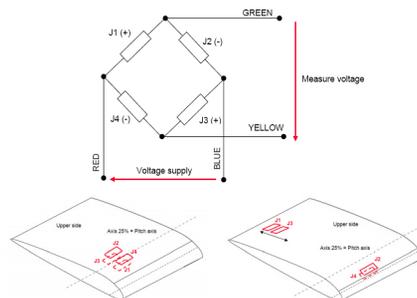


Fig.4 Full-bridge configuration and attaching area

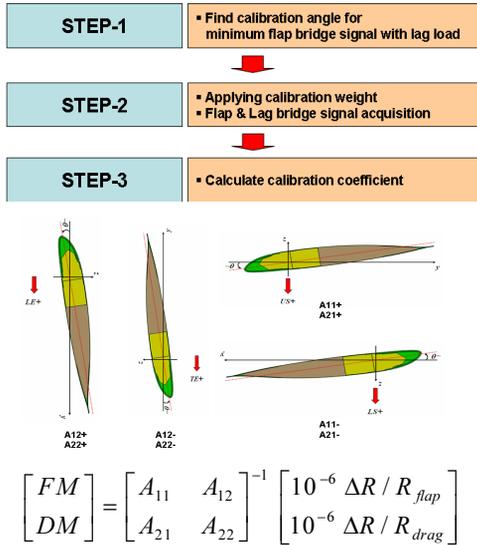


Fig.5 Strain gage calibration procedure

브리지 회로를 통해 모멘트를 측정하기 위해서는 하중보정(load calibration)을 필요로 하며, 플랩 모멘트와 래그모멘트가 가능한 연성되어 측정되지 않는 위치에 스트레인 게이지를 부착하는 것이 중요하다. 하중보정의 첫 번째 단계는 래그모멘트를 부가하였을 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 모멘트 값으로 변환시키기 위한 보정계수(calibration coefficient)를 산출하는 과정이다.

3. 피로수명 평가

3.1 피로수명곡선 생성

복합재 블레이드의 피로수명 평가를 위해서는 블레이드 제작에 사용된 각각의 복합소재에 대한 피로수명곡선이 필요하다. 피로수명곡선을 생성하기 위해 본 연구에서는 고주기피로 영역에 Wöhler Equation을 적용하였으며, 관련 수식을 식(1)에 나타내었다.

피로시험을 통해 생성된 피로수명곡선은 평균곡선(mean curve)을 의미하기 때문에 피로시험에 사용된 시제수량과 시험결과 산포도(scatter factor)를 고려한 안전계수(safety factor)를 적용하여 생성된 안전곡선(safe curve)이 필요하며, 관련 수식을 식(2)에 제시하였다. 식(2)에서 k 는 시편수량, 복합재료의 특성 및 피로 파괴의 확률에 대한 함수로 표현되며, q 는 피로 시험 결과들에 대한 표준편차(standard deviation)를 의미한다.

피로수명곡선은 평균응력이 0인 조건에서 응력진폭에 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.

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

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

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

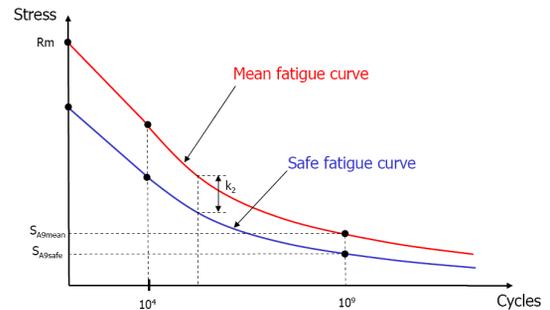


Fig.6 Mathematical modeling of S-N curve

3.2 피로수명 평가

블레이드 단면에서 측정된 플랩모멘트와 래그모멘트 및 하중 사이클 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 블레이드가 운용되는 조건을 고려하여 예측된

운용하중이나 실제 비행시험을 토대로 측정된 하중 데이터를 적용하여 누적손상(cumulative damage)을 산출하게 되며, Miner's Rule[2]에 따라 누적손상이 1이 되었을 때 피로파괴가 발생하는 것으로 가정하여 수명을 평가하게 된다.

블레이드 시편이 공진되도록 하기 위한 가진 주파수는 원심력의 크기에 따라 가장 크게 영향을 받게 되며, 본 연구에서는 공진주파수의 범위를 4.5-5Hz가 되도록 하였다. 블레이드 시편 공진시 각 단면에서 측정된 플랩모멘트와 래그모멘트의 분포를 Fig.7에 나타내었다. 수명요구도를 만족를 입증하기 위해 총 75만 사이클 동안 피로시험을 진행하였으며, 시험하중만을 부가하는데 약 45시간이 소요되었다. Fig.7에서 보는 바와 같이 블레이드 중앙부위의 플랩모멘트가 비슷한 수준으로 부가되어 동시에 2-3개 단면에 대한 피로 평가가 가능하였으며, 블레이드 루트의 경우 수직 가진장치와 연결되어 모멘트 하중이 상대적으로 높게 측정됨을 알 수 있었다. 시험 데이터를 통해 생성된 피로수명곡선 생성결과와 블레이드 운용되는 조건을 고려하여 예측된 하중스펙트럼(load spectrum)을 적용하여 계산된 누적손상을 Fig.8에 나타내었다.

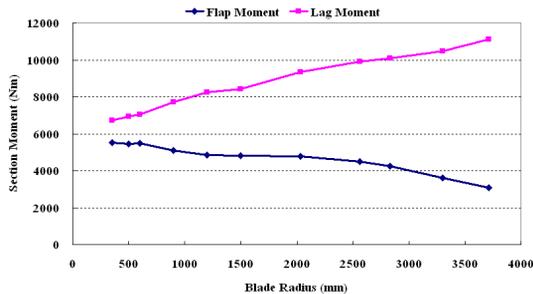


Fig.7 Flap/Lag moment distribution

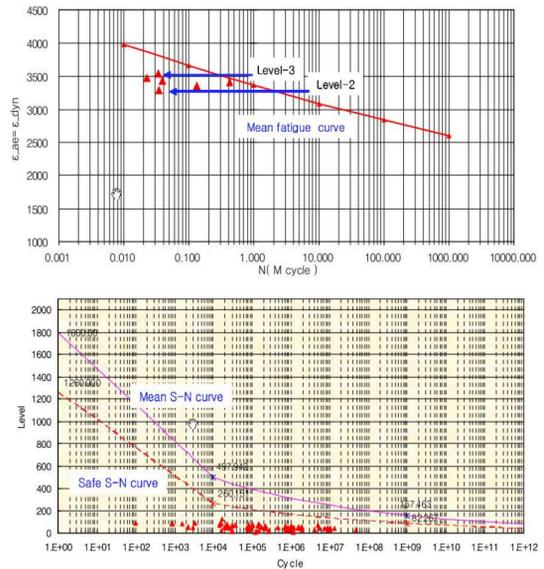


Fig.8 S-N curve and total damage review results

4. 결 론

내결함 안전수명 개념에 근거하여 복합재 블레이드의 피로시험을 수행하기 위해 필요한 시편의 형상, 하중측정센서 보정, 시험하중 적용 및 S-N 형식의 피로수명 평가 방법을 소개하였다. 본 연구결과는 회전익 항공기용 로터 블레이드의 피로평가 뿐만 아니라 풍력발전용 블레이드와 복합재료로 제작된 일반 구조물의 수명 평가에도 적용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 논문은 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품 개발사업(KARI 주관) 연구결과 중 일부입니다.

참고문헌

[1] FAR-29, Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft
 [2] Miner. M. A., "Cumulative damage in faituge", Trans. ASME, J. Appl. Mech., Vol.12, pp.159-164 (1945)
 [3] 김영중, 송근용, 허해규, 정재권, “헬리콥터 로터 블레이드 피로시험설비 설계”, 제16회 지상무기학술대회