

헬리콥터 복합재료 꼬리로터 블레이드 피로시험

Farigue Tests of Composite Tail Rotor Blade of Helicopter

송근웅† · 장준환* · 정재권**

Keun-Woong Song, Jun-Hwan Jang and Jae-Kwon Jung

1. 서 론

헬리콥터 로터 시스템은 헬리콥터의 성능 및 안정성을 좌우하는 핵심구성품으로, 헬리콥터 개발 시 최우선적으로 개발되는 구성품 중 하나이다. 신규 개발된 로터시스템은 반드시 피로수명 평가를 통해 설계 수명에 대한 입증을 수행해야 한다.

회전의 항공기의 감항인증규정인 FAR-27/291,2 와 AC-27/293,4에 제시된 바와 같이 블레이드의 피로수명 평가는 안전수명(safe life), 내결함 안전수명(flaw tolerant safe life) 및 파손안전(fail safe) 개념에 따라 독립적으로 적용하거나 2가지 이상을 결합하여 적용할 수 있다.

이에 한국항공우주연구원(이하 KARI)에서는 헬리콥터 꼬리로터 블레이드 피로시험을 수행할 수 있는 피로시험설비를 구축하여 복합재료 꼬리 로터 블레이드의 피로시험을 수행하였다.

본 논문에서는 여러 가지 피로시험 기법 중 KARI 에서 적용하는 시험 기법과 시험 수행 및 그 결과에 대해 기술하였다.

2. 꼬리블레이드 피로시험

2.1 헬리콥터 복합재료 꼬리블레이드

헬리콥터 꼬리로터 블레이드는 꼬리로터 허브/조종으로부터 회전력과 피치 조종력을 전달받아 헬리콥터의 요우 축 제어를 위한 추력을 발생시키는 구성품이다. 비행 시 발생하는 원심력과 모멘트를 지지하기 위한 스파, 토션박스 등의 내부 구조물과 공

기역학적인 형상을 유지하기 위한 스킨 등으로 구성된다. 그 외에도 블레이드 표면에 생성된 얼음을 제거하기 위한 제빙장치, 모래 및 먼지 입자에 의한 침식, 낙뢰로 인한 파손을 방지하기 위한 침식방지 쉴드 등이 있으며, 그 단면형상을 그림 1에 나타내었다.

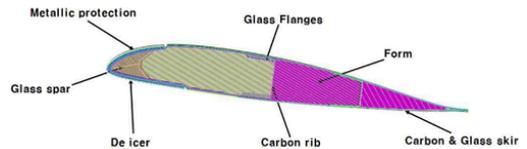


Fig. 1 Tail Blade Internal Structures

2.2 꼬리 블레이드 피로시험

(1) 시험 기법

피로시험에서 안전수명 개념은 균열(crack)이 발생하는 시점을 평가하여 교체시기(replacement time)를 결정하는 것이 목적이며, 파손안전 개념은 이미 적용되어 있는 균열 또는 결함(flaw)의 성장 특성 (crack growth characteristics)을 평가함으로써 균열 및 결함의 길이가 임계치에 도달하는 시점을 평가하여 검사주기(inspection interval)를 설정하는 것이 목적이다. 또한 내결함 안전수명 개념은 이미 적용되어 있는 균열 또는 결함이 성장하는 시점을 평가함으로써 검사주기를 설정하며, 검사주기가 목표수명을 만족하는 경우에는 검사주기를 별도로 설정하지 않는다.

KARI에서는 내결함 안전수명 평가 방법을 적용하여 꼬리블레이드 피로수명 평가를 수행하였으며, 이를 위해 제작결함과 충격손상을 적용하였다.

제작 결함이하는 것은 블레이드 제작과정 중 발생하는 결함 및 이물질의 유입 등으로 인한 결함을 모사하기 위한 방안으로 테프론 테이프(teflon tape) 등을 삽입하여 인위적인 결함을 생성하는 방법이 있으며, 해석을 통해 식별된 구조적인 취약부위 또는

† 송근웅; 정회원, 한국항공우주연구원
E-mail : skw@kari.re.kr
Tel : 042-860-2196 , Fax : 042-860-3590
* 대한항공
** 국방과학연구소

제작공정 분석을 통해 결함의 발생 위험이 높은 부위에 적용하게 된다. 충격손상은 블레이드에 적용 가능한 충격손상의 형태와 크기, 해당부위 등은 제작공정 및 운용과정의 분석을 통해 설정되었다.

(2) 시험 수행

헬리콥터 꼬리블레이드의 피로시험은 Attachment part와 Airfoil-section part로 나누어 시험하였다.

꼬리로터 블레이드 Attachment 부위 피로시험은 BS-0 단면의 로빙스파에 대한 피로특성 평가를 위해 수행되었으며, 유압작동기를 이용하여 원심력을 추가하였다. Airfoil 부위 피로시험은 구조적으로 가장 취약한 부위인 BS-600 단면에 적용된 복합소재의 피로특성을 평가하기 위해 원심력과 굽힘하중을 추가하였다. 시편이 장착된 각각의 형상은 아래 그림 2와 같다.



(a) Attachment (b) Airfoil-section

Fig. 2. Tail Blade Fatigue Test

시험 시제는 각각 8개씩이며, 모든 시험 시제는 제작결함이 적용되었으며, 충격손상까지 적용된 시제는 각각 2개씩이다.

시험 하중은 해석결과에서 제시된 수준에서부터 S-N 시험법에 따라 추가되며, 사이클 수에 따라 단계별로 증가시키게 된다. 특이한 사항은 피로시험 하중이 극한하중보다 높을 경우, 잔여강도 시험을 생략할 수 있다.

(3) 시험 결과 분석

복합재 블레이드의 피로수명 평가를 위해서는 블레이드 제작에 사용된 각각의 복합소재에 대한 피로수명곡선이 필요하며, 피로수명곡선은 10^4 사이클을 기준으로 저주기(low cycle frequency) 영역과 고주기(high cycle frequency)영역으로 구분할 수 있다.

로터 블레이드의 경우 고주기 영역에서의 진동하중이 피로수명에 중요한 영향을 미치며, 피로시험을 통해 생성된 피로수명곡선은 평균곡선(mean curve)을 의미하기 때문에 피로시험에 사용된 시제수량과 시험결과와 산포(scatter factor)를 고려하여 식안전수명곡선(safe curve)을 생성할 수 있다.

피로시험 데이터의 통계적 분석을 통해 airfoil section의 스파 제작에 사용되는 유리섬유(UD glass tape, 0°)와 립과 스킨에 사용되는 탄소섬유 (carbon fabric, ±45°)의 피로수명곡선 및 누적손상 평가 결과를 그림 3, 4에 나타내었다.

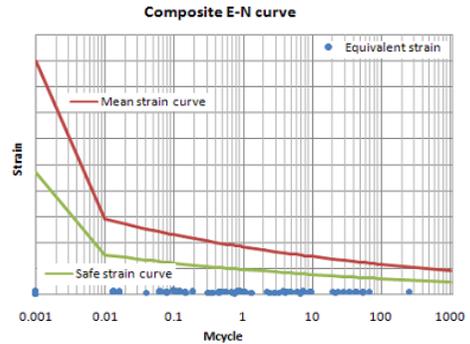


Fig. 3. Attachment component safe S-N curve, roving spar

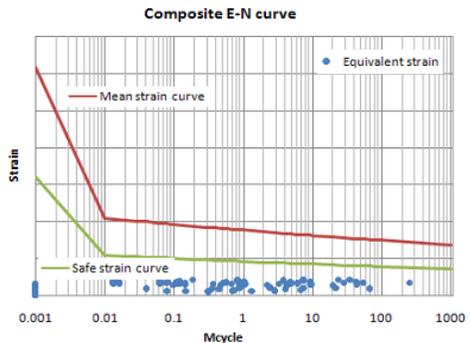


Fig. 4. Airfoil component safe S-N curve, Carbon fabric +/-45°

3. 결 론

KARI에서는 내결함 안전수명 개념을 바탕으로 헬리콥터 복합재료 꼬리블레이드에 대한 피로수명 평가를 수행하였다. 제작결함과 충격손상을 적용한 시험시제에 S-N 시험법으로 하중을 추가하였으며, 시험 데이터 분석을 통해 생성된 피로수명 곡선으로 복합재료 꼬리로터 블레이드의 피로 안전수명을 평가할 수 있었다.

후 기

동 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI 주관) 연구결과 중 일부임.