

## 복합재 헬리콥터 로터 블레이드의 피로 및 손상허용 평가 방안

기영중<sup>1,†</sup>, 백승길<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup>한국항공우주연구원 회전익기술팀

### Fatigue and Damage Tolerance Evaluation of Composite Helicopter Rotor Blades

Young-Jung Kee<sup>1,†</sup> · Seung Kil Paek<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup>Rotor Department, Korea Aerospace Research Institute

**Abstract** : Fatigue evaluations for the rotor blades of commercial or military rotorcraft have been carried out using the safe life concept since 1950s. Particularly, in the case of a rotor blade made of a composite material, a highly reliable fatigue life could be predicted by evaluation the cumulative damage using combination of fatigue life curve and load spectrum. However, there is a limit in adequately evaluating the strength reducing phenomena caused by damages or defects generated during the manufacturing process or impact damage induced by operational usages, using only the safe life concept. In this study, the fatigue evaluation process based on the damage tolerance concept is described and illustrated by means of successful application to substantiate the retirement time of composite rotor blades.

**Key Words** : Fatigue/Damage Tolerance, Composite Structure, Rotor System, Helicopter Blade

## 1. 서 론

헬리콥터 로터 시스템은 항공기의 전체 성능을 좌우하는 동시에 비행 특성을 결정하는 핵심적인 구성품이다. 이중 주로터 블레이드는 허브와 조종 장치로부터 회전력과 조종력을 전달 받아 비행에 필요한 양력과 추력, 조종력을 발생시키는 구성품이며, 꼬리로터 블레이드는 헬리콥터의 요우축(yaw axis)에 대한 운동을 제어하기 위해 추력을 발생시키는 구성품이다. 헬리콥터 로터 블레이드는 고속으로 회전하면서 일괄피치(collective pitch) 또는 주기적인 피치(cyclic

pitch) 조절을 통해 비행에 필요한 양력, 추력 및 조종력을 발생시키게 된다. 특히 제자리비행시에는 블레이드의 회전에 의해 발생하는 공기력의 분포가 회전축에 대해 대칭인 특성을 보이거나, 항공기의 전진 속도가 증가할수록 주기적으로 하중이 변하는 특성을 나타내게 된다. 또한 이러한 주기적인 공기력의 변화는 로터 블레이드에 고주기 특성의 피로하중으로 작용한다. 따라서 블레이드 설계 시 하중에 의한 구조물의 정적 안정성을 확인해야할 뿐만 아니라 주기적인 반복하중에 의한 피로특성을 파악함으로써 수명 요구도를 만족할 수 있는가를 검토할 필요가 있다.

1970년대 이후로 로터 블레이드 제작에 복합재료를 적용하는 비율이 점차 증가하였으며, 현재는 블레이드 내부의 거의 모든 구조물을 복합재료를 이용하여 제작하고 있다. 이는 중량대비 탄

Received: Aug. 26, 2014 Revised: Sep. 24, 2014 Accepted: Sep. 27, 2014

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2294, E-mail: naltlguy@kari.re.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

성과 강도가 높고 피로특성이 우수하며, 적층각을 적절하게 조정함으로써 요구되는 동특성을 만족시키는 동시에 다양한 형태의 외부하중에 대처할 수 있기 때문이다.

국의 선진 회전익항공기 제작사들은 로터 블레이드 개발을 위해 전통적으로 안전수명설계(safe life design) 개념을 적용하고 있으며, 이를 기반으로 한 설계, 해석 및 시험평가 방법을 정립해 왔다. 안전수명평가는 블레이드 제작에 사용된 복합재료의 피로수명곡선(S-N curve)과 하중스펙트럼(load spectrum)을 조합하여 선형 누적손상(linear cumulative damage rule, Miner's Rule)을 평가할 수 있으며, 이를 통해 블레이드의 교체시기(replacement time)를 결정할 수 있다[1,2]. 그러나 회전익항공기가 다양한 비행임무와 환경조건에서 운용됨에 따라 외부물체의 충돌이나 운영자의 부주의에 의해 손상이 발생할 수 있는 위험성이 높다. 특히 복합재 블레이드의 경우 두께방향으로의 강화가 부족한 구조적인 특성으로 인해 이물질(FOD, Foreign Object Damage)과 충돌할 경우 스킨(skin)과 스파(spar), 코어(foam core)와 같은 내부 구조물에 손상이 발생하기 쉬운 단점을 가지고 있으며, 안전수명 개념만으로는 외부충격에 의해 발생하는 결함(flaws or defects)에 의한 강도저하(strength reducing) 현상을 평가할 수 없는 한계가 있다. 따라서 1980년대 이후로 제작공정과 항공기 운용 중 발생 가능한 결함과 손상을 고려하여 피로특성을 평가할 수 있도록 내결함 안전수명(flaws tolerant safe-life) 개념과 파손안전(fail safe) 개념이 정립되었으며, 이를 이용한 설계, 해석 및 시험평가 방법이 소개되었다[3,4]. 또한 최근에는 고정익 항공기와 동일하게 내결함 안전수명과 파손안전 설계가 통합된 손상허용(damage tolerance) 설계의 요구도가 회전익항공기의 감항인증규정[5~7]에 반영되었다. 본 논문에서는 회전익항공기의 복합재 로터 블레이드의 피로특성을 평가하기 위한 관련규정을 분석하고, 선진항공제작사와 국내 헬기 개발사업 등을 통해

적용된 사례들을 검토함으로써 손상허용 설계를 적용한 피로평가 방법을 고찰하고자 한다.

## 2. 관련 규정

기존의 로터 피로평가는 FAR 27/29.571과 AC-27/29에 제시된 바와 같이 안전수명(safe life), 내결함 안전수명(flaws tolerant safe life) 및 파손안전(fail safe) 개념에 따라 독립적으로 적용하거나 2가지 이상을 결합하여 적용할 수 있었다. 그러나 개정된 FAR 27/29.573과 AC(Advisory Circular)[7]에서는 Fig.1과 같이 손상을 여러 단계로 구분하고 있으며, 각 단계별로 허용되는 손상의 크기와 강도의 범위를 제시하고 있다.

### 1) Category 1

정기검사 또는 운용 중 검사(field inspection) 과정에서 육안으로 식별이 불가능한 손상(BVID, Barely Visible Impact Damage)을 포함하며, 제작이나 운용 중 예상되는 실제적인 충격손상에 대해 구조물의 강도가 극한하중(ultimate load)을 감당할 수 있음을 입증해야 함

### 2) Category 2

정기검사 또는 운용 중 검사를 통해 육안으로 식별이 가능한 손상(VID, Visible Impact Damage)을 포함하고, 손상을 식별할 수 있는 검사방법이 제시되어야 하며, 손상이 존재하더라도 구조물의 강도가 제한하중(limit load)을 감당할 수 있음을 입증해야 함

### 3) Category 3

항공기에 발생된 손상을 특수한 검사방법 없이도 식별할 수 있으며, 적절한 수리절차가 제시되어야 함. 수리된 이후 구조물의 강도가 제한하중을 감당해야 함

### 4) Category 4

회전체 기계류의 파손, 조류충돌 또는 우박 등에 의한 충격(Discrete Source Damage)을

받더라도 비행 중 발생하는 하중을 감당해야 함

5) Category 5

항공기의 운항 또는 지상 운용 중 발생하는 손상으로서 구조물의 설계기준 또는 인증범위를 벗어나는 규모의 손상을 포함하며, 수리가 완료되더라도 새로운 인증절차가 필요로 함

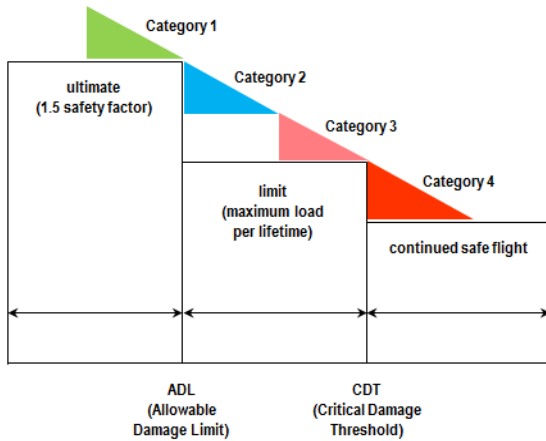


Fig. 1 Design load levels versus categories of damage severity

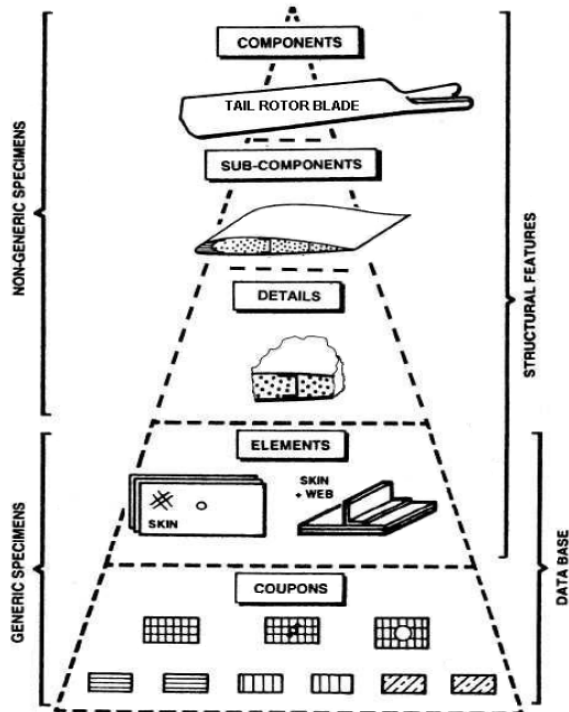


Fig. 2 Schematic diagram of building block approach

Table 1 Flaw types and applying area

	Leading Edge	Thick Area	Thin Area
Damage Types	scratch delamination poor bonding	scratch sharp dent void foam crack delamination	scratch smooth dent sharp dent piercing dent debonding delamination

3. 사례 분석을 통한 평가 방안

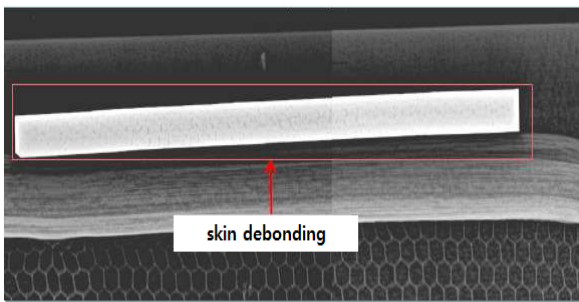
3.1 제작결함

복합재 블레이드의 제작과정 중 발생 가능한 결함의 주요 원인으로는 이물질의 유입, 치구/공구 낙하에 의한 충격손상 등이 대표적이며, 이에 따라 발생하는 결함의 형태를 Table 1에 나타내었다. 국외 선진 항공사의 경우 결함과 손상의 형태, 크기 및 적용위치 등을 제작과정과 운용과정에 대한 체계적인 분석을 통해 결정하고 있으며, 이를 감항당국으로 제출하여 승인을 받고 있다. 또한 AC[7]에 제시된 바와 같이 Building Block Approach 개념에 따라 coupon, element, component 등의 단계로 구분된 시편의 피로시험을 통해 결함의 형태에 따른 강도 저하의 영향을 평가할 수 있으며, Fig. 2와 같이 피라미드 형태로 시편 수를 구성하여 시험평가를 수행한다. 국내에서 수행된 한국형 기동헬기 개발사업(KUH, Korean Utility Helicopter)에서는 블레이드 제작과정 중 이물질의 유입 또는 충격손상에 의한 결함 (debonding, void)을 모사하기 위해 복합재 적층시 테프론 필름(teflon film)을 사용하였으며, 실제 블레이드 시편에 적용된 결함들을 X-Ray 검사를 통해 확인한 결과를 Fig. 3에 나타내었다.

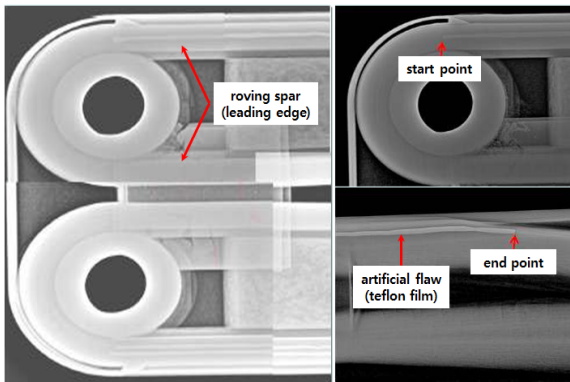
3.2 충격손상

복합재 블레이드에 적용가능한 충격손상의 형태와 크기, 해당부위 등은 제작과정 및 운용과정

의 분석을 통해 설정되며, 피로시험 결과를 통해 최종적으로 입증할 수 있다. 블레이드에 가해지는 충격손상의 주요 원인으로서는 제작공정 중 공구와 치구의 낙하에 의해 발생할 수 있으며, 항공기 운용 과정에서는 활주로 주위 FO(Foreign Object)의 충돌 및 블레이드 이송 중 충격에 의해 발생할 수 있다. 회전익 항공기의 운용 과정에서 발생 가능한 충격손상의 위협과 해당 충격 에너지의 수준을 Table 2[8]에 제시하였다.



a) Skin debonding (thin area)



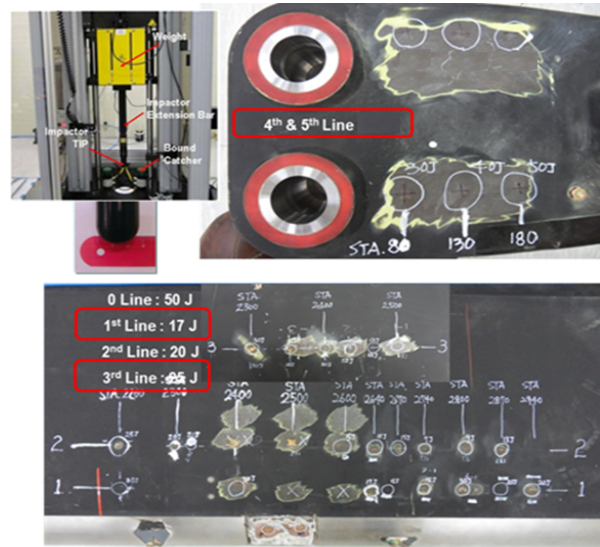
b) Roving spar void (thick area)

**Fig. 3** Non-destructive inspection results of rotor blade with artificial flaws

복합재 블레이드의 제작공정과 운영 중에 발생할 수 있는 충격손상에 의한 결함은 육안검사를 통한 식별 가능여부에 따라 BVID와 CVID로 구분되며, 실물 블레이드의 피로시험 수행 이전에 사전 시험(Pre- test)을 통해 충격에너지의 수준에 따른 손상유형과 크기를 분석함으로써 BVID와 CVID를 생성하기 위한 충격에너지의 경계 값을 결정할 수 있다. 내에서 수행된 한국형 기동헬기

**Table 2** Impact threats and energy level[8]

	Impact Threats	Energy Level (Joule)
Damage induced during aircraft operation	runway stones	5-136
	tire debris	“
	hailstone	1-5
Damage induced during maintenance	stowed baggage	36
	dropped tools	9
	dropped parts	14
	aircraft refueling nozzles	15
	pneumatic starter coupling	8
	foot traffic impact	41
	boot impact	8.5
	edge and corner impact	22
	terrain objects	51



**Fig. 4** Pre-test results of sectioned blade

개발사업에서는 충격손상을 적용하기 위해 일반적인 구형 충돌체(Φ25.4mm)를 사용하였으며, 충돌체의 중량과 높이 조절을 통해 충격에너지를 부가함으로써 블레이드 시편에 인위적인 결함을 적용하였다. 충격하중을 부가하기 위한 장비로 Instron사의 충격시험기(Dynatup model, 9250HV)를 사용하였다. 충돌체의 낙하높이는 125cm(max), 중량은 14.7kg(max) 까지 적용할 수 있으며, 충격에너지는 2.5~945J이 적용가능하다. 충격에너지의 수준에 따라 생성되는 손상의 육안식별 가능여부

를 평가하기 위해 여러 단면으로 절단된 블레이드 시편을 이용하여 Pre-test를 수행하였다. 충격에너지가 증가할수록 충격에너지가 적용된 부분에서 scratch, sharp dent, debonding, delamination 및 foam crack 등이 발생하는 것을 확인할 수 있었으며, Pre-test 수행 이후 블레이드 시편을 절단하여 검사한 결과를 Fig. 4에 나타내었다. 블레이드 시편의 육안검사 결과 BVID 생성을 위해 최대 30J까지 충격손상을 적용할 수 있음을 확인할 수 있었다.

### 3.3 블레이드 피로수명 평가

#### 3.3.1 블레이드 피로수명 평가

피로시험을 위한 블레이드 시편은 블레이드의 기하학적인 특성과 내부 구조, 제작에 사용되는 복합소재의 특성, 하중분포 등을 고려하여 형상을 결정할 수 있다. 따라서 블레이드 전체를 사용하거나 특정 부위만을 여러 개로 절단(sectioned blade)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 부위의 경우 원심력과 플랩모멘트 및 래그모멘트가 피로수명을 결정하는 중요한 요소이며, 나머지 부분은 원심력에 비해 플랩모멘트와 래그모멘트가 피로수명에 미치는 영향이 더 크다.

#### 3.3.2 시험하중 적용

로터 구성품의 피로시험은 일반적으로 S-N 시험법을 이용하여 수행된다. S-N 시험법은 복합재 블레이드 제작에 사용된 각각의 복합소재에 대해 피로한계(fatigue limit)값을 획득할 목적으로 수행된다. 또한, 피로시험을 통해 획득된 피로한계 값의 통계적 분석을 통해 안전수명곡선(safe S-N curve)을 생성할 수 있으며, 이후 안전수명곡선에 하중스펙트럼을 적용하여 누적손상을 평가함으로써 피로수명을 결정하게 된다. 특히

항공기의 비행한계 또는 운용방법이 변경되어 하중스펙트럼이 변경되는 경우에도 적용이 가능하며 피로시험 결과의 활용도를 극대화 시킬 수 있는 장점이 있다. 따라서 회전의 항공기와 같이 해석을 통해 예측된 동적하중의 불확실성이 상대적으로 높은 경우 효과적으로 적용할 수 있는 시험법이다.

S-N 형식의 피로시험을 위한 시험하중은 크게 두 단계로 구분하여 적용할 수 있다. 이중 1단계 시험하중은 블레이드 단면 중에서 구조적 안전여유(structural margin of safety)가 최소인 부위에 사용되는 복합소재의 안전수명곡선(safe S-N curve)을 기준으로  $10^6$  사이클에서 피로파괴를 유발하도록 하는 시험하중이며, 블레이드 시편에 시험하중이 정상적으로 부가되는지의 여부와 시험데이터 획득에 문제가 없음을 확인하는데 목적이 있다. 또한 2단계 시험하중은 구조적 안전여유가 최소인 부위에 사용되는 복합소재의 평균수명곡선(mean S-N curve)을 기준으로  $10^6$  사이클에서 피로파괴를 유발하도록 하는 시험하중이다. 이때 1단계와 2단계에 적용되는 플랩모멘트와 래그모멘트의 비율을 동일하게 유지하는 것이 중요하다.

#### 3.3.3 피로수명곡선 생성

S-N 시험법을 이용하여 복합재 블레이드의 피로수명을 평가하기 위해서는 블레이드 제작에 사용된 각각의 복합소재에 대한 피로수명곡선이 필요하다. 피로수명곡선은  $10^4$  사이클 이하의 영역을 저주기피로(low cycle fatigue) 영역으로 구분하며, 이상의 영역을 고주기피로(high cycle fatigue) 영역으로 구분한다. 특히 로터 블레이드의 경우 고주기 영역에서의 동적하중이 피로수명에 중요한 영향을 미치게 된다. 고주기 영역에서의 피로수명곡선을 생성하기 위해 Fig. 5에 나타낸바와 같이 Wöhler Equation을 적용하였으며, 여기서  $\sigma_{A9}$ 은  $10^9$  사이클의 시험하중이 부가된 시점에서의 응력 값으로서 피로한계(fatigue limit)

를 의미하며,  $\sigma_{ult}$  는 극한응력을 의미한다. 또한 식(1)과 같이 시험데이터의 편차( $q$ )와 안전계수 (safety factor,  $k$ )를 이용하여 평균수명곡선으로부터 안전수명곡선을 생성할 수 있다.

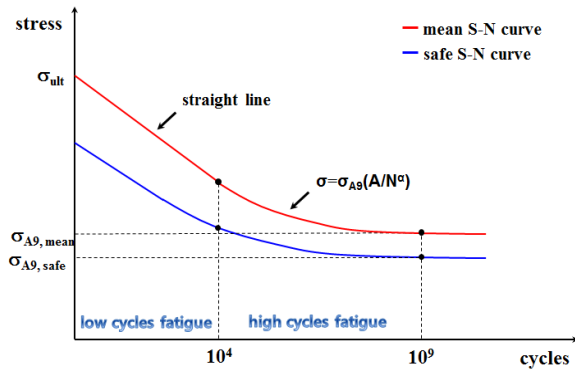


Fig. 5 Pre-test results of sectioned blade

$$\log(\sigma_{A9safe}) = \log(\sigma_{A9mean}) - k \cdot q \quad (1)$$

#### 4. 결론

본 논문에서는 복합재 헬리콥터 블레이드의 피로수명 평가 시 손상허용 개념을 적용하기 위해 관련규정을 분석하고, 선진항공제작사와 국내 헬기 개발사업 등을 통해 적용된 사례들의 검토결과를 제시하였다. 복합재 블레이드에 적용가능한 결함과 손상의 형태, 크기 및 적용위치 등을 결정하기 위해서는 제작공정과 운용과정에 대한 체계적인 분석이 필수적이다. 따라서 선진항공국가와 같이 우리나라도 민간부문과 군에서 운용중인 회전익항공기의 운영 데이터를 수집하여 체계화하고, 이에 대한 분석을 통해 결함과 손상의 유형을 정의함으로써 복합재 블레이드뿐만 아니라

항공기의 여러 복합재 구성품에 대한 피로평가에 활용하는 방안이 필요하다.

#### 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 주요사업 “소음저감을 위한 능동제어 로터 국제협력 연구” 과제 결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

- [1] D. J. Reddy, 1980, Qualification Program of the Composite Main Rotor Blade for the Model 214B Helicopter, AHS Journal
- [2] David O. Adams, 1986, Full-scale Fatigue Testing of Advanced Fiber Composite Components, AHS Journal
- [3] David O. Adams, 1999, Flaw Tolerant Safe Life Methodology, RTO Meeting Proceedings 24
- [4] Patrice Rauch, 2003, Advanced Technologies for High Performance NH90 Blade, 59<sup>th</sup> Annual AHS Forum
- [5] ZFAR Part 27.573, Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Composite Rotorcraft Structures, Normal category rotorcraft
- [6] FAR Part 29.573, Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Composite Rotorcraft Structures, Transport category rotorcraft
- [7] AC-20-107B, Composite Aircraft Structure, 2009
- [8] USAAVRADCOM-TR-80-D-16, Advanced structures maintenance concepts