

손상된 복합재 로터 블레이드의 고주기 피로수명 평가[§]

기영중*[†] · 김승호* · 한정호** · 정재권** · 허장욱***

* 한국항공우주연구원, ** 국방과학연구소, *** 방위사업청

High Cycle Fatigue Life Evaluation of Damaged Composite Rotor Blades

Young-Jung Kee*[†], Seung-Ho Kim*, Jeong-Ho Han**, Jae-Kwon Jung**, Jang-Wook Heo***

* Rotor Dept. of Korea Aerospace Research Institute

** Agency for Defense Development

*** Defense Acquisition Program Administration

(Received February 29, 2012 ; Revised July 25, 2012 ; Accepted July 26, 2012)

Key Words: Composite Blade(복합재 블레이드), Flaw Tolerance(내결함), Impact Damage(충격손상), Safe Life(안전수명), High Cycle Fatigue(고주기피로), Fatigue Test(피로시험)

초록: 헬리콥터 로터 시스템은 동적인 하중이 부가되는 구조물로서 복합재료로 제작된 주로터 및 꼬리로터 블레이드를 포함하고 있으며, 복합재료의 피로특성은 내구성과 신뢰성이 우수한 로터 블레이드를 설계하고 제작하기 위해 매우 중요한 요소라 할 수 있다. 최근까지 안전수명 개념을 기반으로 동적인 하중이 부가되는 복합재 구성품의 피로수명을 평가해왔으나, 제작공정 중 발생 가능한 결함과 운용 중 외부물체의 충돌로 인한 강도저하 현상을 적합하게 고려할 수 없는 단점이 있었다. 손상허용 개념을 통해 이와 같은 단점들은 극복할 수 있으나, 현재까지 효율적이며 경제적으로 적용할 수 있는 방법이 제시되지 못하고 있다. 내결함 안전수명 개념은 손상허용 개념과 마찬가지로 결함과 손상의 영향을 고려할 수 있으며, 민수 또는 군용헬기에 대해 적용이 가능하다. 따라서 본 논문에서는 결함과 손상이 적용된 복합재 로터 블레이드에 대해 내결함 안전수명 개념을 이용하여 피로시험을 수행하는 방법과 시험데이터를 이용한 피로수명 평가 절차를 제시하였다.

Abstract: Helicopter rotor systems are dynamically loaded structures with many composite components such as the main and the tail rotor blades. The fatigue properties of composite materials are extremely important to design durable and reliable helicopter rotor blades. The safe-life methodology has generally been used in the helicopter industry to substantiate dynamically loaded composite components. However, it cannot be used to evaluate the strength reducing effects of flaws and defects that may occur during manufacturing and operational usage. The damage tolerance methodology provides a proper means to overcome this shortcoming; however, it is difficult to economically apply it to every composite component. The flaw tolerant methodology is an equivalent option to the damage tolerance methodology for civil and military rotorcraft. In this study, the flaw tolerant safe-life evaluation is described and illustrated by means of successful application to substantiate the retirement time of composite rotor blades.

1. 서 론

헬리콥터 로터 블레이드의 피로수명 평가는 회전익 항공기의 감항인증규정인 FAR-27/29^(1,2)와 AC-27/29^(3,4)에 제시된 바와 같이 안전수명(safe life), 내결함 안전수명(flaw tolerant safe life) 및 파손안전(fail safe) 개념에 따라 독립적으로 적용

하거나 2가지 이상을 결합하여 적용할 수 있다. 여기서 안전수명은 결함(flaw)과 손상(damage)이 없다는 전제하에 피로파괴(fatigue failure)가 발생하는 시점을 평가하여 교체시기(replacement time)를 결정하는 것이며, 파손안전은 결함과 손상의 성장을 허용하되 임계치(threshold limit)에 도달하는 시점을 평가하여 검사주기(inspection interval)를 설정하는 것이 목적이다. 이에 반해 내결함 안전수명은 이미 적용된 결함과 손상이 더 이상 성장하지 않는 검사주기를 평가하는 것이 목적이며, 만약 검사주기가 교체시기를 상회하는 경우에는 별도로

§ 이 논문은 2012년도 대한기계학회 재료 및 파괴부문 춘계학술대회(2012. 2. 16.-17., 제주대) 발표논문임

† Corresponding Author, naltlguy@kari.re.kr

© 2012 The Korean Society of Mechanical Engineers

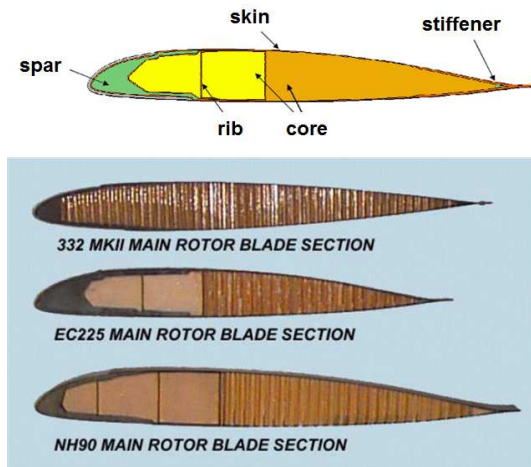


Fig. 1 Internal structures of composite rotor blade

검사 주기를 설정하지 않게 된다.

민수용 또는 군용 회전익항공기의 로터 블레이드에 대한 피로평가는 1950년대부터 안전수명(safe life) 개념을 통해 수행되었다. 특히 복합재 블레이드의 경우 피로수명곡선(S-N curve)과 하중스펙트럼(load spectrum)의 조합에 의한 누적손상(cumulative damage) 평가를 통해 매우 신뢰도가 높은 피로수명을 예측할 수 있었다. 그러나 안전수명 개념만으로는 제작과정에서 발생하는 결함(flaw or defect)이나 운용 중 발생할 수 있는 충격손상(impact damage)에 의한 강도 저하(strength reducing) 현상들을 적합하게 평가할 수 없는 한계가 있다. 따라서 1980년대 이후 회전익 항공기의 복합재 구성품에 대한 피로 평가 시 결함과 손상의 영향을 함께 고려해야 하는 필요성이 대두⁽⁶⁾ 되었으며, 이를 통해 내결함 안전수명(flaw tolerant safe life) 및 파손안전(fail safe) 개념을 통한 피로 평가 요구조건이 감항인증규정에 반영되었다.

Fig. 1에 나타낸바와 같이 로터 블레이드를 구성하는 주요 부품으로 스파(spar), 림(rib), 스킨(skin) 및 코어(core) 등이 있으며, 스파는 블레이드 회전 시 발생하는 원심력과 공기력에 의한 플랩모멘트 및 래그모멘트를 지지하기 위한 부품으로써 유연하고 성형성이 우수한 일방향 유리섬유(UD glass, 0°)를 이용하여 제작된다. 림은 스파와 결합하여 비틀림모멘트를 지지하기 위한 토션박스를 형성하고, 스킨은 블레이드의 공기역학적인 형상을 유지하기 위한 구성품으로써 탄소섬유(carbon fabric, ±45°)를 사용하여 제작한다. 또한 로터 블레이드는 두께방향으로의 강화가 부

족한 구조적 특성으로 인해 외부 물체가 충돌(FOD, Foreign Object Damage)할 경우 내부 구조물의 손상 발생이 용이한 단점을 가지고 있다. 따라서 이와 같은 특성을 고려하여 피로수명을 평가하는 방법으로 손상허용 개념을 적용할 수 있다. 그러나 현재까지 결함과 손상의 성장을 식별하기 위한 효율적인 검사방법이 제시되지 못하고 있으며, 헬리콥터 로터와 같이 회전속도가 빠른 동적구성품의 경우 고정익항공기에 비해 검사주기가 도래하는 시점이 빠를 수밖에 없어 유지보수비용이 많이 소요되는 문제가 있다. 이에 반해 내결함 안전수명 개념은 손상허용 개념과 동등하게 결함과 손상의 영향을 고려할 수 있는 동시에 보다 효율적이며 경제적으로 복합재 로터 블레이드의 피로수명을 평가할 수 있으며, 선진 헬리콥터 제작사들이 적용^(6,7)하고 있는 방법이기도 하다. 따라서 본 논문에서는 복합재 로터 블레이드에 대해 내결함 안전수명 개념을 바탕으로 피로시험을 수행하는 방법과 시험데이터를 이용한 피로수명 평가 절차를 제시하였다.

2. 결함 및 손상의 적용

2.1 내결함 안전수명

내결함 안전수명 평가방법에 의한 복합재 로터 블레이드의 피로시험은 이미 적용되어 있는 결함이 사전에 설정된 교체시기 또는 검사주기 이내에 측정 가능한 결함으로 성장하지 않아야 하며, 또 다른 결함도 발생시켜서는 안 된다. 또한 잔여강도 확인시험(residual strength proof test)을 통해 극한하중이 3초 이상 부가되더라도 구조적인 파손이 발생되지 않음을 입증해야 한다.

2.1.1 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. 여러 형태의 결함을 블레이드에 구현하여 내결함 안전수명을 평가하기 위해서는 제작공정에 대한 체계적인 분석이 선행되어야 하며, 해당 결함들을 검출하고 평가할 수 있는 방법도 동시에 제시되어야 한다. 또한 AC 20-107B⁽⁸⁾에 제시된 바와 같이 Building Block 개념에 따라 coupon, element, component 등의 단계로 구분된 시편의

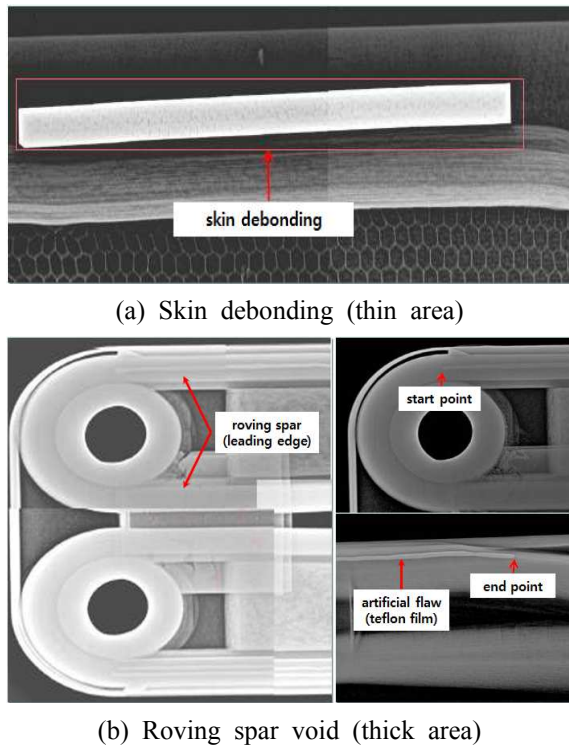


Fig. 2 Non-destructive inspection results of rotor blade with artificial flaws

피로시험을 통해 결함의 형태에 따른 강도 저하의 영향을 평가할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 블레이드 제작과정 중 이물질의 유입 또는 충격 손상에 의한 결함(debonding, void)을 모사하기 위해 복합재 적층 시 테프론필름(teflon film)을 삽입하였으며, 실제 블레이드 시편에 적용된 결함들을 X-Ray 검사를 통해 확인한 결과를 Fig. 2에 나타내었다.

2.1.2 충격손상

블레이드에 가해지는 충격손상은 제작과정 중 공구 또는 치구의 낙하에 의해 발생할 수 있으며, 항공기 운용과정에서 활주로 주위의 FO(Foreign Object)와의 충돌 등에 의해 발생할 수 있다. 따라서 충격손상에 의해 발생하는 결함의 형태와 크기 및 적용부위 등을 결정하기 위해서는 블레이드의 제작과정과 항공기 운용 분석을 통해 위협요소를 식별하는 업무가 반드시 수행되어야 하며, 각각의 위협요소에 대한 충격에너지의 수준을 결정할 필요가 있다. 회전익 항공기의 운용 과정에서 발생 가능한 충격손상의 위협과 해당 충격에너지의 수준⁽⁹⁾을 Table 2에 나타내었다.

복합재 블레이드의 제작과정과 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.

- BVID(Barely Visible Impact Damage)
검사자의 일반적인 육안검사에 의해 식별이 불가능한 손상
- CVID(Clearly Visible Impact Damage)
검사자의 육안검사에 의해 식별이 가능한 손상
충격손상을 적용하기 위해 일반적으로 구형 충돌체(Φ25.4mm)를 사용하며, 충돌체의 중량 또는 높이 조절을 통해 충격에너지를 부가함으로써 블레이드 시편에 인위적인 결함을 적용하는 것이 가능하다. 충격손상 적용을 위해 Fig. 3에 제시된

Table 1 Flaw types and applying area

	Leading Edge	Thick Area	Thin Area
Flaw Types	Scratch Delamination Poor Bonding	Scratch Sharp Dent Void Foam Crack Delamination	Scratch Smooth Dent Sharp Dent Piercing Dent Debonding Delamination

Table 2 Impact threats and energy level⁽⁹⁾

	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	34
	dropped tools	9
	dropped parts	14
	aircraft refueling nozzles	15
	pneumatic starter coupling	8
	toot traffic impact	41
	boot impact	8.5
	edge and corner impact	22
terrain objects	51	

바와 같이 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 가능여부를 평가하기 위해 여러 단면으로 절단된 블레이드 시편을 이용하여 Pre-test를 수행하였으며, 충격에너지가 증가할수록 충격에너지가 적용된 부분에서 scratch, sharp dent, debonding,

delamination 및 foam crack 등이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. Pre-test 수행 이후 블레이드 시편의 검사 결과를 Fig. 4에 나타내었다. 블레이드 시편의 육안검사 결과 BVID 생성을 위해 최대 30J까지 충격손상을 적용할 수 있음을 확인하였으며, 피로수명 평가에 사용될 블레이드 시편에 동일한 수준의 충격에너지를 적용하였다.

2.2 블레이드 시편

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. Fig. 5는 피로시험에 사용된 Attachment section과 Airfoil section 시편이 시험치구에 장착된 모습과 시험하중에 의해 변형된 모습을 보여주고 있다.



Fig. 3 Configuration of impact test equipment

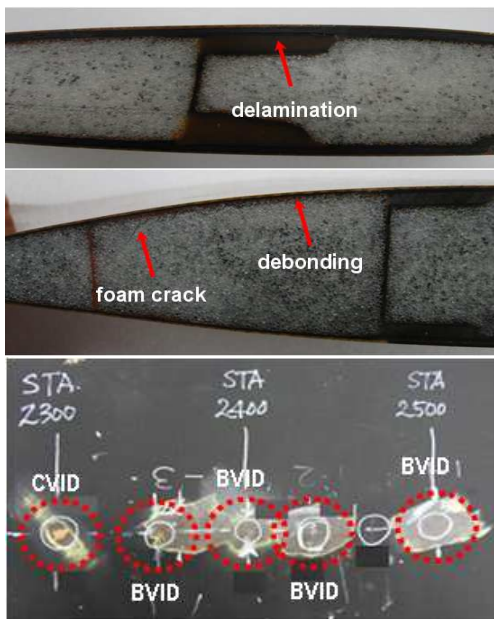


Fig. 4 Pre-test results of sectioned blade



(a) Attachment section



(b) Airfoil section

Fig. 5 Rotor blade fatigue test specimens

3. 블레이드 피로시험

3.1 시험하중 적용

3.1.1 수명시험법

수명시험법은 요구되는 수명에 대해 1배수 수명 이상의 하중스펙트럼을 부가하여도 복합재 구조물에 피로파괴가 발생하지 않음을 확인함으로써 피로수명 요구도 만족여부를 입증하는 시험방법이다. 또한 주요 구조부재와 주변 구조물을 함께 조립하여 피로시험을 수행할 수 있어 실제 비행상태와 가장 근접하게 하중분포와 시험체의 거동을 모사할 수 있는 장점이 있다. 따라서 광범위한 시험체의 거동을 확인해야할 필요가 있는 경우에 적합한 방법이며, 일반적으로 고정익 항공기의 피로시험에 적용되고 있다.

3.1.2 S-N 시험법

S-N 시험법은 복합재 구조물 제작에 사용된 각각의 복합소재에 대해 피로한계(fatigue limit)값을 획득할 목적으로 수행된다. 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 가능하여 피로시험 결과의 활용도를 극대화시킬 수 있는 장점이 있다. 따라서 회전익 항공기와 같이 해석을 통해 예측된 동적하중의 불확실성이 상대적으로 높은 경우 효과적으로 적용할 수 있는 시험법이라 할 수 있다. 따라서 본 연구에는 S-N 형식의 피로시험법을 적용하여 피로시험을 수행할 수 있도록 시험치구의 형상을 결정하였다.

S-N 형식의 피로시험을 위한 시험하중은 크게 두 단계로 구분하여 적용할 수 있다. 이중 1단계 시험하중은 블레이드 단면 중에서 구조적 안전여유(structural margin)가 최소인 부위에 사용되는 복합소재의 안전수명곡선을 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.

3.2 시험치구

Attachment 부위 피로시험은 유압작동기를 이용하여 원심력을 부가하며, 전기모터와 편심이 있는 회전디스크를 이용하여 플랩모멘트와 래그모멘트를 부가할 수 있도록 하였다. 또한 시험치구에 부착되는 블레이드 시편의 장착각을 조정함으로써 플랩모멘트와 래그모멘트의 적용비율을 변경할 수 있도록 하였다. Fig. 6(a)에 Attachment 부위 시편에 시험하중을 부가하기 위한 방법과 시험치구의 형상을 나타내었다.

Airfoil 부위 피로시험은 블레이드 시편의 공진현상을 이용하여 시험하중을 부가하는 방법을 적용하였으며, 이를 위해 전기모터와 편심디스크를 이용하여 블레이드 한쪽 끝단을 수직으로 가진 하는

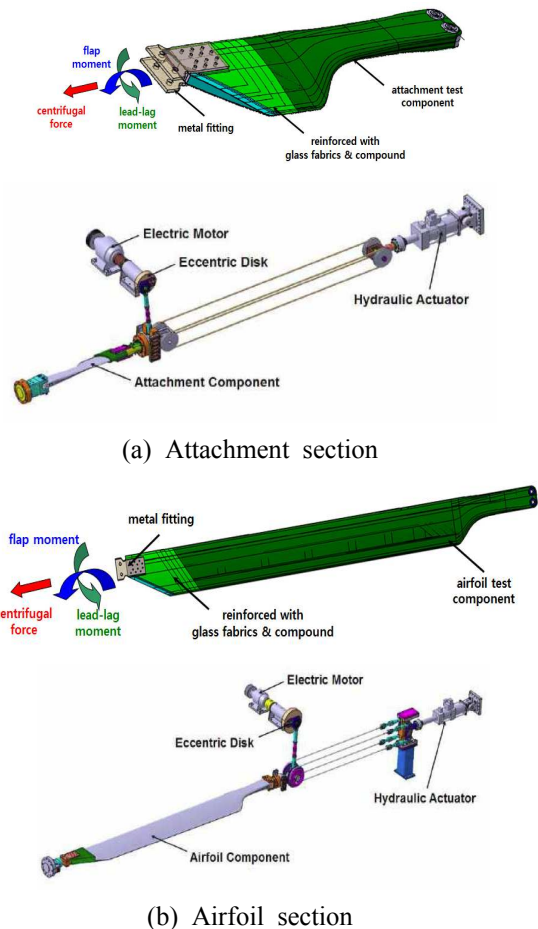
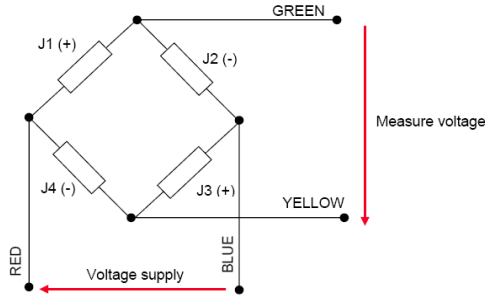
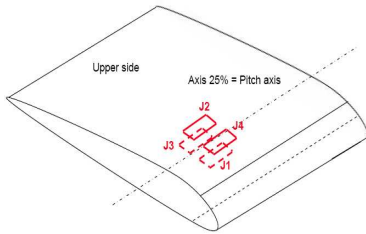


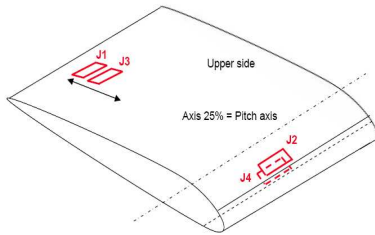
Fig. 6 Fatigue test rigs for composite rotor blades



(a) Full-bridge circuit configuration



(b) Flap moment sensors



(c) Lag moment sensors

Fig. 7 Full bridge circuits for moment measurement

방법을 적용하였다. 또한 공진현상에 의해 플랩 방향의 변형이 용이하도록 블레이드 양쪽 끝단에 회전이 자유로운 지지조건을 적용하였다. 수직 방향 가진을 통해 블레이드 시편에 공진이 발생하게 되면 블레이드 길이방향으로 일정하게 유지되어야 하는 원심력이 블레이드의 변형에 따라 동적으로 변하는 상황이 발생한다. 실제 비행 상황에서는 원심력의 변화는 미미하기 때문에 동적인 변화값을 최소화해야 할 필요가 있으며, 이를 위해유압 작동기의 실린더블록에 축압기(accumulator)를 직렬로 연결하여 유압댐퍼(hydraulic damper)의 기능을 담당하도록 하였다. Fig. 6(b)에 Airfoil 부위 시편에 시험하중을 부가하기 위한 방법과 시험치구의 형상을 나타내었다.

3.3 시험하중 측정

블레이드 시편에 부가되는 플랩모멘트와 래그모멘트를 측정하기 위해 4개의 스트레인게이지(strain gage)로 구성된 full-bridge 회로를 사용하였

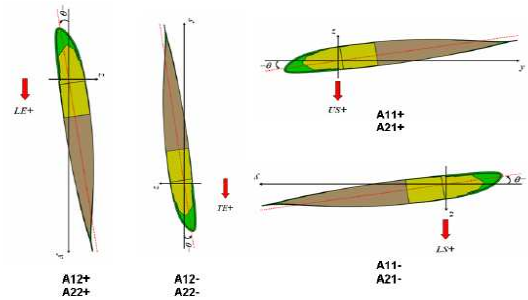
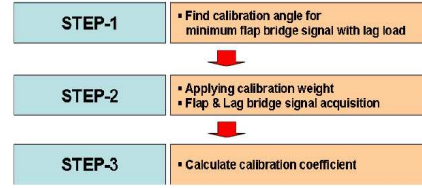


Fig. 8 Moment sensors load calibration procedures

다. 플랩모멘트의 경우 1/4시위선(quarter chord line)을 기준으로 블레이드 윗면과 아랫면에 각각 2개씩 게이지를 부착하여 브리지회로를 구성하였으며, 래그모멘트의 경우 블레이드 앞전(leading edge)과 뒷전(trailing edge)에 각각 2개씩 게이지를 부착하여 브리지회로를 구성하였다. 특히 블레이드 뒷전에 부착되는 게이지는 해당 단면의 주축(principal axis)이 블레이드 윗면과 교차하는 지점을 기준으로 부착함으로써 플랩모멘트가 부가될 경우 래그모멘트 측정용 브리지회로의 출력신호가 최소가 되도록 하였다. Fig. 7에 모멘트 측정을 위한 브리지회로의 구성과 스트레인게이지 부착 위치를 나타내었다.

브리지회로를 이용하여 모멘트를 측정하기 위해서는 하중보정(load calibration) 과정이 필요하며, 총 3단계로 구분할 수 있다. 이 중 첫 번째 단계는 래그모멘트만을 부가하였을 때 플랩모멘트 측정용 브리지회로의 출력신호가 최소가 되도록 게이지 부착 위치를 튜닝 하는 과정이며, 두 번째 단계는 Fig. 8에 나타낸 바와 같이 플랩방향과 래그방향으로 보정하중(calibration weight)을 증가시켜가며 브리지회로를 통해 출력되는 전압신호(mV/V)를 측정하는 과정이다. 또한 세 번째 단계는 브리지회로로 부터 측정된 전압신호를 이용하여 보정계수(calibration coefficient)를 산출하는 과정이며, 식 (1)과 같이 보정계수와 브리지회로 출력값의 연산을 통해 모멘트 값으로 변환이 가능하다.

$$\begin{Bmatrix} M_{flap} \\ M_{lag} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} 10^{-6} \Delta R / R_{flap} \\ 10^{-6} \Delta R / R_{lag} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

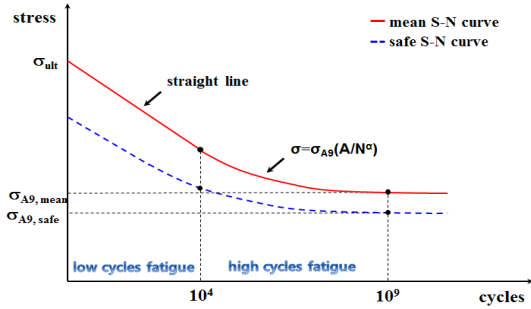


Fig. 9 Mean and safe S-N curves

4. 피로수명 평가

4.1 피로수명곡선 생성

S-N 시험법을 이용하여 복합재 블레이드의 피로수명을 평가하기 위해서는 블레이드 제작에 사용된 각각의 복합소재에 대한 피로수명곡선이 필요하다. 피로수명곡선은 10^4 사이클을 기준으로 저주기피로(low cycle fatigue) 영역과 고주기피로(high cycle fatigue) 영역으로 구분할 수 있으며, 특히 로터 블레이드의 경우 고주기 영역에서의 진동하중이 피로수명에 중요한 영향을 미치게 된다. 고주기 영역에서의 피로수명곡선을 생성하기 위해 Fig. 9에 나타낸바와 같이 Wöhler Equation을 적용하였으며, 여기서 σ_{A9} 은 10^9 사이클의 시험하중이 부가된 시점에서의 응력값으로서 피로한계(fatigue limit)를 의미하며, σ_{ult} 는 극한응력을 의미한다. 또한 피로시험을 통해 생성된 피로수명곡선은 평균곡선(mean curve)을 의미하기 때문에 식 (2)~(4)에 제시된바와 같이 시험데이터의 편차(q)와 안전계수(safety factor, k)를 이용하여 안전곡선(safe curve)을 생성할 수 있다. 여기서 안전계수 k 는 실험데이터의 통계적 분석에 따른 신뢰도(k_p)와 파손확률(k_r)의 함수로써 나타낼 수 있으며, 편차 q 는 블레이드 시편의 수량(n)과 각각의 시편에 대해 획득된 피로한계 값의 함수로 표현할 수 있다.

$$\log(\sigma_{A9\ safe}) = \log(\sigma_{A9\ mean}) - k \cdot q \quad (2)$$

$$k = \left[k_r + k_p \sqrt{\frac{1}{n} \left(1 - \frac{k_p^2}{A} \right) + k_r^2 \frac{1}{A}} \right] / 1 - \frac{k_p^2}{A} \quad (3)$$

$$q = \sqrt{\sum (\log \sigma_i - \log \sigma_{mean})^2 / n - 1} \quad (4)$$

$$\text{Fatigue Life} = \text{Required Life} / \text{Total Damage} \quad (5)$$

$$\cdot A = 2(n - 1)$$

$$\cdot k_p : \text{constant corresponding to risk of } 10^{-6} (=4.77)$$

Table 3 Equivalent stress calculation results

Load No.	Static Load (MPa)	Dynamic Load (MPa)	Equivalent Load (MPa)	Realized Cycles
1	108.8	19.8	50.1	75919
2	107.0	18.2	45.9	683271
3	67.6	15.9	37.9	97920
4	66.5	19.3	46.0	456960
5	66.2	23.7	56.4	97920
6	65.7	13.1	31.1	881280
7	64.9	13.8	32.8	4112640
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
77	68.7	50.1	119.8	16565
78	71.5	33.0	79.1	22385
79	68.2	31.1	74.2	104366
80	66.6	32.3	77.1	22358
81	63.6	4.2	10.0	125370
82	61.4	3.1	7.5	1128332

$$\cdot k_p : \text{constant corresponding to confidence of } 90\% (=1.28)$$

$$\cdot n : \text{number of test specimen}$$

4.2 누적손상 평가

식 (2)~(4)을 이용하여 생성된 피로수명곡선에 대해 블레이드 수명의 1배수에 해당하는 하중스펙트럼을 적용하여 누적손상(cumulative damage)을 계산할 수 있으며, 식 (5)를 통해 최종적으로 복합재 블레이드의 피로수명을 평가할 수 있다. 이때 S-N curve는 순수하게 동적하중만을 고려하여 평가한 결과이므로, 정적하중(static load)과 동적하중(dynamic load)으로 구분되어있는 하중스펙트럼을 S-N curve에 직접적으로 적용하기가 불가능하다. 따라서 정적하중(σ_{sta})과 동적하중(σ_{dyn})으로 구분되어 있는 하중스펙트럼을 피로수명곡선에 직접적으로 적용하여 누적손상을 평가하기 위해서 식 (6)~(7)에 나타낸바와 같이 등가하중(σ_{ae})으로 변환하는 과정이 필요하다.

$$\sigma_{ae} = \sigma_{dyn} \quad (\sigma_{dyn} / \sigma_{sta} > 0.9) \quad (6)$$

$$\sigma_{ae} = K \sigma_{dyn} \quad (\sigma_{dyn} / \sigma_{sta} \leq 0.9) \quad (7)$$

$$\cdot K = (1 + 1.5 \sigma_{A9\ safe}) (1/R - 1/R_0)$$

$$\cdot R : \text{stress ratio, } \sigma_{dyn} / \sigma_{sta}$$

$$\cdot R_0 = 0.9$$

블레이드의 피로수명 평가를 위해 적용한 하중스펙트럼과 식 (6)~(7)을 이용하여 등가하중을 계산한 결과를 Table 3에 제시하였다. 또한 블레이

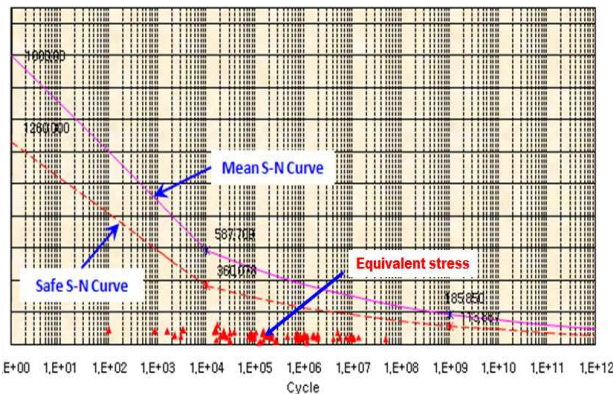


Fig.10 Cumulative damage calculation results, roving spar

드의 스파 제작에 사용된 유리섬유(UD glass roving spar, Hexcel TVR-380)의 피로수명곡선과 Table 3에 제시된 하중스펙트럼을 이용하여 누적손상을 평가한 결과를 Fig. 10에 나타내었다.

5. 결론

복합재 헬리콥터 로터 블레이드의 피로수명을 평가하기 위하여 내결함 안전수명 개념을 적용하였으며, S-N 시험법에 따라 시험하중을 부가하였다. 피로시험에 사용된 블레이드 시체는 제작공정 중 발생 가능한 결함을 모사하기 위하여 복합재 적층 시 테프론필름을 삽입하였다. 또한 항공기 운용중 외부 물체의 충격에 의한 손상에 대해 육안식별이 가능한 한계를 확인하기 위해 충격시험을 수행하였으며, BVID 생성을 위한 최대충격에너지의 경계 값을 30J로 결정하였다. 제작결함과 충격손상이 동시에 적용된 블레이드 시편을 이용하여 피로시험을 수행하였다. 시험데이터 분석을 통해 생성된 피로수명

곡선과 하중스펙트럼을 이용하여 누적손상을 계산하였으며, 이를 통해 복합재 로터 블레이드의 피로수명을 평가할 수 있었다.

후 기

본 논문은 지식경제부 한국형헬기 민군겸용 구성품개발사업(KARI 주관)의 연구 결과 중 일부입니다.

참고문헌

- (1) FAR Part-27, Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft.
- (2) FAR Part-29, Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft.
- (3) AC-27-1B, Certification of Normal Category Rotorcraft.
- (4) AC-29-2C, Certification of transport category rotorcraft.
- (5) Everett, R. A., 1999, "Technical Evaluation Report in 1999 Specialists' Meeting on Application of Damage Tolerance Principles for Improved Airworthiness of Rotorcraft," RTO-MP-24, pp. T1~T10.
- (6) Adams, D.O., 1999, "Flaw Tolerant Safe-Life Methodology," ADP010648.
- (7) Rauch, P. and Quillien C., 2003, "Advanced Technologies for High Performance NH90 Blade," 59th Annual AHS Forum.
- (8) AC-20-107B, Composite Aircraft Structure, 2009
- (9) USAAVRADCOTR-80-D-16, Advanced Structures Maintenance Concepts.