

## 헬리콥터 무베어링 로터 허브 복합재 유연보 피로 안전수명 해석

김태주\*, 기영중, 김덕관, 김승호

Fatigue Safe Life Analysis of  
Helicopter Bearingless Rotor Hub Composite Flexbeam

Taejoo Kim\*, Youngjoong Kee, Deog-kwan Kim and Seung-ho Kim

Rotorcraft Technology Division Rotor Department, Korea Aerospace Research Institute

## ABSTRACT

After we designed Bearingless rotor hub system for 7,000lb class helicopter, flexbeam fatigue analysis was conducted for validation of requirement life time 8,000 hours. sectional structural analysis method applying elastic beam model was used. Fatigue analysis for two sections of flexbeam which were expected to weak to fatigue damage from result of static analysis was conducted. Extension, bending and torsion stiffness of flexbeam section shape was calculated using VABS for structure analysis. S-N curve of two composite material which composed flexbeam was generated using wohler equation. Load analysis of bearingless rotor system was conducted using CAMRAD II and load analysis result was applied HELIX/FELIX standard load spectrum to generate bearingless rotor system load spectrum which was used flexbeam fatigue safe life analysis.

## 초 록

7,000lb 급 헬리콥터를 위한 무베어링 로터 허브 시스템을 설계한 후, 무베어링 로터 허브 시스템의 주요 구성품 중 하나인 유연보에 대해 요구수명 8,000시간을 만족하는지 확인하기 위한 피로해석을 수행하였다. 2차원 탄성 보 모델에 대한 단면 구조해석 방법을 적용하였으며, 정적구조해석을 통해 피로손상에 취약할 것으로 예상되는 두 단면에 대한 피로해석을 수행하였다. 구조해석을 위해 VABS를 사용하여 유연보 단면 형상에 대한 인장, 굽힘 및 뒤틀림 강성을 계산하였고, wohler equation을 적용하여 유연보를 구성하는 두 가지 복합재 소재에 대한 S-N 곡선을 생성하였다. CAMRAD II를 통해 무베어링 로터 시스템의 하중해석을 수행하였으며, 하중해석 결과를 HELIX/FELIX 표준하중 스펙트럼에 적용하여 무베어링 로터 시스템의 하중 스펙트럼을 생성한 후, 이를 통해 피로해석을 수행하였다.

**Key Words** : Bearingless Rotor Hub(무베어링 로터 허브), Flexbeam(유연보), Torque-tube(토크튜브), Fatigue Safe Life(피로 안전 수명)

† Received: April 5, 2013 Accepted: June 13, 2013

\* Corresponding author, E-mail : ktj@kari.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

## I. 서 론

FAR(미 연방 항공규격)-29.571 구조물 피로검증(Fatigue evaluation of structure) 항목에 따르면 비행 중 파손 시 치명적인 결과를 초래하는 구성품은 중요 구조 품목(Principal Structural Elements)로 구분하여 교환주기 혹은 검사주기를 설정하고, 이를 통해 요구되는 운영수명 동안 운영하중 내의 극한의 하중조건에 지속적으로 노출되어도 치명적인 파괴(Catastrophic failure)가 발생하지 않아야 한다고 규정하고 있다[1]. 이에 따라 많은 항공기 설계/제작 업체들은 구성품 개발 과정 중에 피로해석을 수행하고, 그 결과에 따른 구성품을 생산한 후 피로시험을 수행하여 요구수명 만족여부를 검증하는 일을 수행하고 있다.

헬리콥터 구성품 중 로터 시스템은 회전을 통해 양력 및 추력을 발생시킬 뿐만 아니라 항공기 자세제어를 위한 조종력까지 발생시키는 매우 중요한 요소로 구분되며 비행 중 발생하는 다양한 하중에 대해 요구수명 기간 동안 견뎌내야 하는 중요 구조 구성품으로 구분된다. 이러한 로터 시스템의 허브 구성품은 헬리콥터 개발 초기 시소형 허브(Seesaw hub) 및 전관절형 허브(Articulated Hub)에서 시작하여 무힌지 허브(Hingeless Hub)를 거쳐 무베어링 허브(Bearingless Hub)로 발전해 나아가고 있다[2~4].

본 논문에서는 무베어링 로터 허브의 복합재 구성품인 유연보(Flexbeam)에 대한 피로해석 수행내용을 기술하였다.

## II. 본 론

### 2.1 무베어링 로터 허브 시스템

헬리콥터 로터 허브 시스템은 블레이드와 헬리콥터 동체를 연결시켜주어 엔진에서 발생하는 회전력을 블레이드로 전달해주며, 이와 동시에 회전을 통해 블레이드에서 발생하는 양력을 동체로 전달해주는 역할을 한다. 이 과정에서 헬리콥터 로터 허브 시스템은 블레이드의 움직임을 위해 플랩(Flap), 리드래그(Lead-lag), 페더링(Feathering) 3개의 회전운동을 하게 되며, 이러한 움직임을 위해 3축에 대한 힌지를 가지게 된다.

무베어링 로터 허브 시스템은 3축의 회전 움직임을 물리적 변형을 통해 구현한다. 이는 기계적 힌지로 회전 움직임을 구현하는 전관절형 허브 시스템과는 다른 형태로서, 강도 대비 유연한 복합소재(Composite Material)를 사용하면서 보의

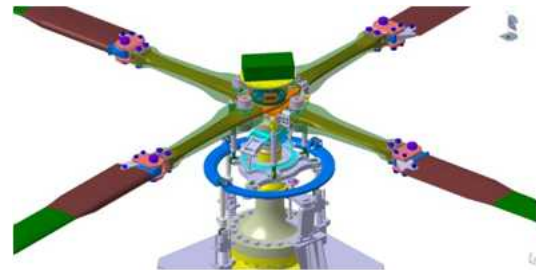


Fig. 1. Bearingless Rotor Hub System

단면 형상을 조절하여 소재의 강성특징과 단면형상의 2차 관성모멘트의 조합을 통해 위치별 회전 강성을 다르게 함으로써, 회전 강성이 상대적으로 약한 곳이 헬리콥터 로터 허브 시스템의 회전축을 구성하도록 한다. 이는 허브 시스템의 부품수를 줄여주고, 중량을 줄여주는 특징이 있다.

무베어링 로터 허브 시스템은 크게 유연보와 토크 튜브로 구성된다. 유연보는 블레이드로부터 발생하는 원심력 및 플랩 굽힘하중과 리드래그 굽힘하중을 지지한다. 토크 튜브는 피치 로드로부터 전달되는 조종력을 유연보에 전달하여 블레이드 받음각을 조절하는 역할을 하며, 이 과정에서 뒤틀림 하중을 지지하게 된다. Fig. 1은 무베어링 로터 허브 시스템을 나타내고 있다.

### 2.2 무베어링 로터 허브 유연보 피로해석

피로수명 요구도가 8,000시간인 무베어링 로터 허브 유연보에 대한 피로해석을 수행하였다. 피로해석 수행을 위한 구조해석 방법으로는 2차원 단성 보 모델에 대한 단면 구조해석을 적용하였다. 그리고 제작 소재에 대한 S-N 곡선을 도출하여 2차원 단면에 대한 하중별 변형률을 계산하여 각 하중에 대한 피로 손상을 계산한 후 피로 손상의 누적결과를 통해 유연보 구성품의 피로수명을 계산하였다. 헬리콥터 로터 구성품 중 블레이드와 허브의 경우 원심력 하중이 다른 하중에 비해 매우 크게 작용하며, 무베어링 로터 허브에 작용하는 전단하중은 토크 튜브에서 지지하므로 무베어링 로터 허브 구성품인 유연보의 경우 원심력과 굽힘하중에 의한 인장 변형을 계산을 통해 구조해석 수행이 가능하다[5].

피로해석 수행을 위해서 유연보의 Span 방향에 대한 위치별 2차원 단면 강성을 도출하였으며, 피로해석 위치는 정적구조해석을 통해 상대적으로 취약하다고 판단되는 두 영역에 대해 수행하였다. Fig. 2는 유연보의 형상 및 피로해석 위치를 나타내고 있다.

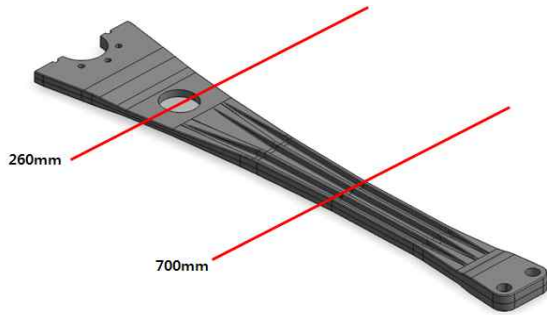


Fig. 2. Fatigue Analysis Section of Flexbeam

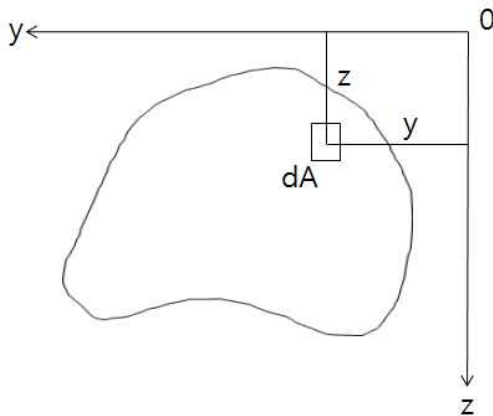


Fig. 3. 2D Section Coordination and Symbol

2.2.1 단면별 강성 계산

보 형상에 대한 일반적인 단면 강성은 인장강성 EA(Span 방향 강성 - x방향)과 굽힘강성  $EI_y$  (플랩 방향 강성 - y축 기준 회전) 굽힘강성  $EI_z$  (래그 방향 강성 - z축 기준 회전), 그리고 뒤틀림 강성 GJ(페더링 방향 강성 - x축 기준 회전)로 구분한다. 단면 형상이 원점을 중심으로 대칭인 경우 커플링 현상은 없거나 매우 작으므로 무시한다. 재료 물성치 E, G를 제외한 나머지 계수를 구하는 일반적인 식은 다음과 같다.

$$A = \int_A dA \tag{1}$$

$$I_y = \int_A z^2 dA \tag{2}$$

$$I_z = \int_A y^2 dA \tag{3}$$

$$J = \int_A (z^2 + y^2) dA = I_y + I_z \tag{4}$$

본 논문에서는 유연보의 Span 방향 단면별 강성을 구하기 위해 유효요소 해법을 사용하여 단면물리량 해석 수행이 가능한 VABS(Variation Asymptotic Beam Sections)를 사용하였다[6].

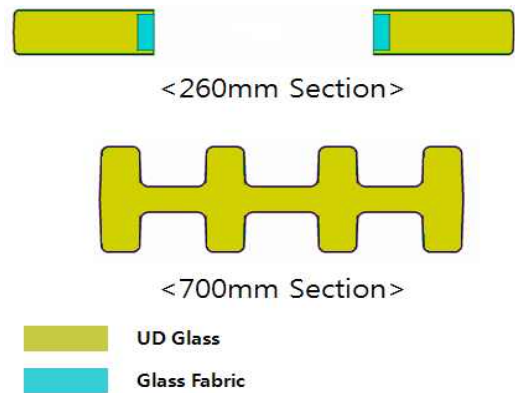


Fig. 4. Analysis Section Shape of Flexbeam

Table 1. Flexbeam Section Analysis Result

Analysis Section	260mm	700mm
$EA(N)$	8.20E+07	8.18E+07
$EI_y(N \cdot mm^2)$	1.37E+10	4.40E+09
$EI_z(N \cdot mm^2)$	4.99E+11	6.87E+10
$GJ(N \cdot mm^2)$	1.95E+09	3.22E+08

Fig. 4는 해석을 수행한 단면의 형상 및 해석위치를 나타내고 있으며, Table 1은 각 단면에 대한 강성 해석결과를 나타내고 있다.

2.2.2 S-N Curve 생성

무베어링 로터 구성품인 유연보와 토크 튜브 피로해석을 수행하기 위해서 유연보 주요 소재인 Glass Fabric 0/90과 UD Glass에 대한 평균 S-N 곡선을 Wohler equation을 통해 생성하였다[7]. 식(5)는 Wohler equation을 나타내고 있다.

$$\sigma/\sigma_{A9} = A/N^\alpha \tag{5}$$

where A : Material Constant (Glass = 1.9)

$\sigma_{A9}$  : Mean Fatigue Limit

N : Number of Cycle

$\alpha$  : Material Constant (Glass = 0.1)

Wohler equation은 N=10,000 이상의 영역에서만 적용되며, 10,000 이하에서는 소재의 극한응력 값에서 직선을 연결하여 S-N 곡선을 완성한다. 이렇게 완성된 평균 S-N 곡선에 대해 안전계수를 적용하여 안전 S-N 곡선을 생성한다. 피로해석을 위한 안전 S-N 곡선 생성을 위해서는 Wohler equation을 통해 얻어진 그래프에 안전계수 0.3을 적용하며, 피로시험결과를 통한 안전

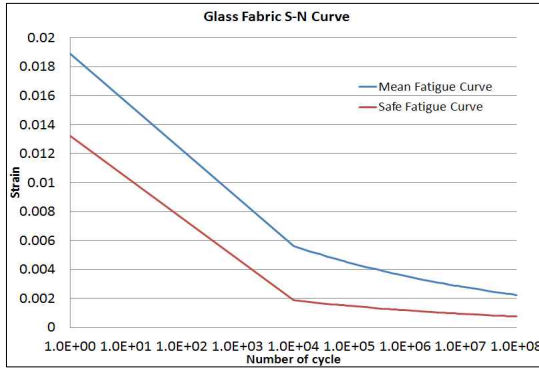


Fig. 5. Glass Fabric S-N Curve

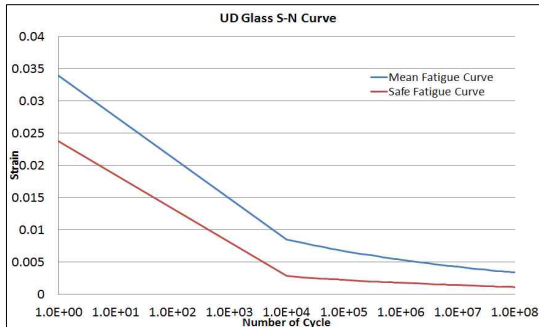


Fig. 6. UD Glass S-N Curve

S-N 곡선을 생성할 경우 시험을 수행한 시제 수량에 따라 다른 안전계수를 적용한다. 또한 안전 S-N 곡선을 생성하기 위한 안전 극한 응력은 안전계수 0.7을 적용한다. Fig. 5,6은 Glass Fabric 0/90과 UD Glass의 평균 S-N 곡선 및 안전 S-N 곡선을 나타내고 있다.

2.2.3 등가응력 생성

유연보에 적용하는 주요 하중은 원심력 하중 ( $F_x$ )과 플랩 굽힘하중( $M_y$ ), 래그 굽힘하중( $M_z$ )이 있다. 그 외에 플랩 및 래그방향 전단하중과 뒤틀림 하중도 작용하지만 주요 하중에 비해 크기 및 영향성이 미비하거나 하중 대비 높은 강성으로 인해 피로 손상이 매우 작으므로 피로수명 도출을 위한 하중으로 고려하지 않았다. 주요 하중에 대한 각 단면별 응력은 다음의 식 6을 통해 도출하였다.

$$\sigma_{total} = \sigma_{Fx} + \sigma_{My} + \sigma_{Mz} \tag{6}$$

$$\sigma_{Fx} = \frac{F_x}{A}$$

$$\sigma_{My} = \frac{M_y \times z}{I_y}$$

$$\sigma_{Mz} = \frac{M_z \times y}{I_z}$$

where y, z : Max. stress position

헬리콥터 로터 허브 시스템에 적용되는 하중은 정하중(Static load)과 동하중(Dynamic load)의 조합으로 나타난다. 이렇게 도출된 하중 스펙트럼으로 피로 손상을 계산하기 위해서 각각의 정하중과 동하중을 식 6에 적용하여 정응력(Static stress,  $\sigma_{sta}$ )와 동응력(Dynamic stress,  $\sigma_{dyn}$ )를 계산한 다음 그 결과를 Goodman's law (식 7)를 적용하여 하중 스펙트럼에 대한 등가응력(Equivalent stress,  $\sigma_{eq}$ )을 계산하였다[8].

$$\text{When } \frac{\sigma_{dyn}}{\sigma_{sta}} > 0.9, \sigma_{eq} = \sigma_{dyn} \tag{7}$$

else

$$\sigma_{eq} = \sigma_{dyn} \times \left( 1 + \left( \frac{1.5 \times \sigma_{A9safe}}{\sigma_{rmkq}} \right) \left( \frac{\sigma_{sta}}{\sigma_{dyn}} - \frac{1}{R_0} \right) \right)$$

where  $\sigma_{A9safe}$  : Mean Fatigue Limit

$$\sigma_{rmkq} : 0.7 \times \sigma_{yield}$$

$$R_0 : 0.9$$

2.3 피로해석 수행을 위한 하중 생성

2.3.1 무베어링 로터 시스템 하중 생성

무베어링 로터 시스템의 하중 해석을 위해서 상용 프로그램인 CAMRAD II(Ver. 4.8)를 사용하였다[9]. 7,000 lb 급 헬리콥터를 기준으로 하여 직경이 11.5m 인 4엽 무베어링 로터 시스템을 구성하였다. 유연보 및 블레이드는 탄성 보 모델로 구성하였으며, 공기력 계산을 위해 블레이드 에어포일의 양력, 항력 및 모멘트 계수를 받음각과 마하수로 표현한 테이블 파일을 구성하여 블레이드 스펜 방향으로 공력 패널을 분포시켰다 [10]. Table 2와 Fig. 7은 각각 무베어링 로터 시스템의 CAMRAD II 모델링에 적용된 주요 설계 변수와 모델링 형상을 나타내고 있다.

Table 2. Bearingless Rotor Design Value

Design Variable	Value
Rotor Radius(m)	5.74
Number of Blades	4
Blade Chord(m)	0.36
Solidity( $\sigma$ )	0.08
Airfoil Shape	NACA 23012
Blade Twist(deg)	-12
Rotor Speed(RPM)	349

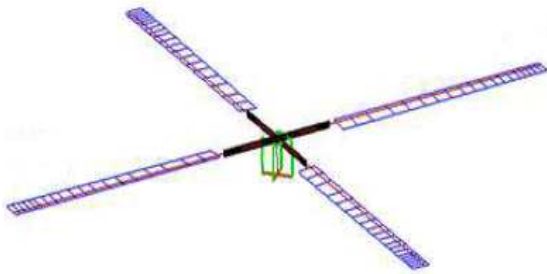


Fig. 7. Bearingless Rotor CAMRAD II Model

하중을 계산하기 위한 비행조건은 이륙, 전진 비행, 자동회전 비행 등의 기동 형태를 구분하여 비행 속도에 따라 최대 2.8G의 하중을 받도록 설정하였다. CAMRAD II를 통해 도출되는 하중은 헬리콥터 로터 시스템의 스펙 방향으로 위치별 하중으로 나타나며, 해석하고자 하는 단면의 하중을 통해 2차원 단면 해석을 수행하였다.

2.3.2 무베어링 로터 허브 하중 스펙트럼 생성

무베어링 로터 허브 유연보 피로수명 평가를 위해 HELIX/FELIX 표준하중 스펙트럼을 적용하여 하중 스펙트럼을 생성하였다[11]. HELIX/FELIX 표준하중 스펙트럼은 영국, 독일, 네덜란드가 참여하여 Sea King, Puma, Lynx 등 총 500여대의 헬기와 4가지 기본 임무에 대한 7,500시간의 운용데이터를 통계적으로 처리하여 만들어진 자료로써 초기 연구단계의 헬리콥터용 하중 스펙트럼으로 응용이 가능하다. 여기서 HELIX는 전관절형 로터에 대한 표준하중 스펙트럼이며, FELIX는 무힌지 로터에 대한 표준하중 스펙트럼을 나타낸다. 무베어링 로터 허브는 전관절형 로터 허브보다 무힌지 로터 허브에 가까우므로 FELIX를 적용하여 하중 스펙트럼을 산출하였다.

FELIX 하중 스펙트럼은 총 22가지의 기동형태로 구분되어 있으며, 이를 기반으로 훈련비행, 인원 공수, 의무후송 및 산불진화 4개의 비행임무를 분류하였다. Table 3은 22가지의 기동형태를 나타내고 있다.

각 비행임무 별로 기동형태를 조합하여 비행이력을 구분하였으며 이를 통해 단위블록 당 49회의 비행이력이 적용되어 총 68시간의 비행시간을 구성하였다. 그리고 이를 기반으로 8,000 운영시간을 만족하는 43개의 하중으로 구성된 하중 스펙트럼을 생성하였다. Fig. 8~13은 피로해석을 수행할 유연보 단면에 적용되는 하중 스펙트럼을 나타내고 있으며, Fig. 14는 각 하중별 부가 사이클 수를 나타내고 있다.

Table 3. Maneuver Type for Load Spectrum

No.	Maneuver Type	No.	Maneuver Type
1	Take-off	12	Sideway flight port
2	FWD flight 0.2V <sub>NE</sub>	13	Sideway flight starboard
3	FWD flight 0.4V <sub>NE</sub>	14	Rearwards
4	FWD flight 0.6V <sub>NE</sub>	15	Spot turns
5	FWD flight 0.8V <sub>NE</sub>	16	Auto-rotation
6	FWD flight 0.9~1.1 V <sub>NE</sub>	17	AR large amplitude
7	Max. power climb 70knot	18	Recoveries from AR
8	Transition to hover	19	Control Reversals 0.4 V <sub>NE</sub>
9	Hover	20	Control Reversals 0.7 V <sub>NE</sub>
10	Cruise turns 0.4~0.8 V <sub>NE</sub>	21	Descent
11	Cruise turns 0.8~1.0 V <sub>NE</sub>	22	Landing

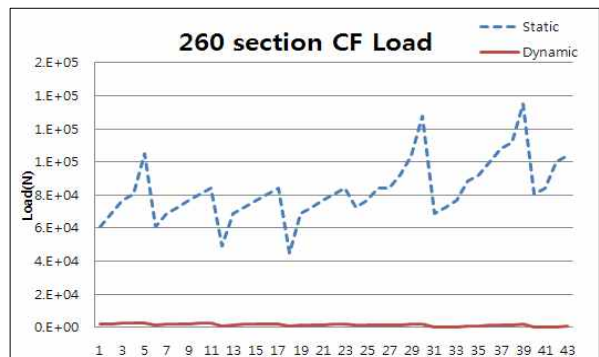


Fig. 8. Centrifugal Load - 260mm Section

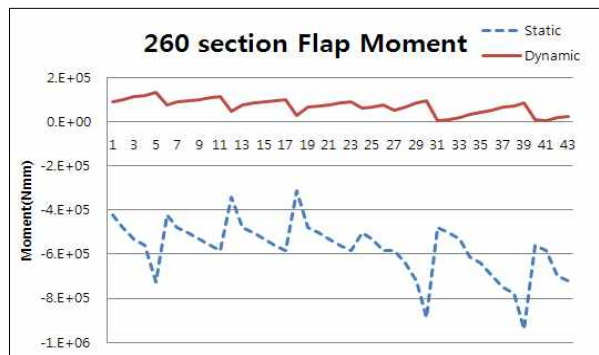


Fig. 9. Flap Moment - 260mm Section

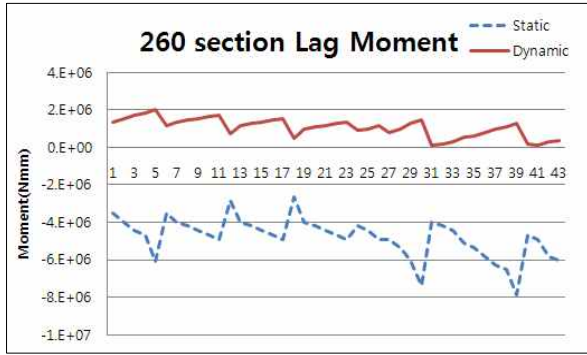


Fig. 10. Lag Moment - 260mm Section

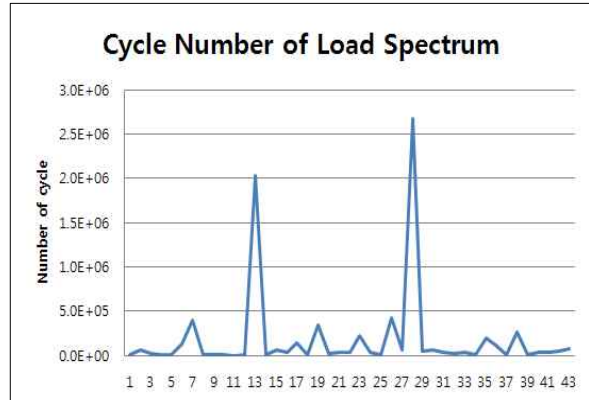


Fig. 14. Load Cycle Number

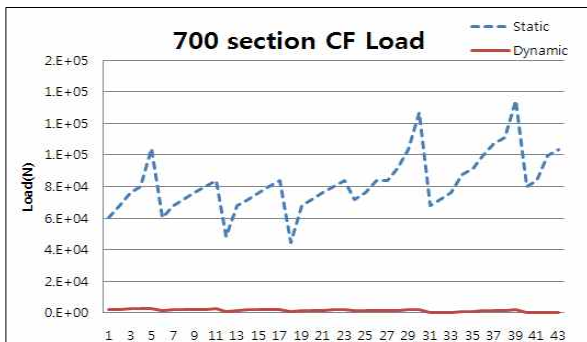


Fig. 11. Centrifugal Load - 700mm Section

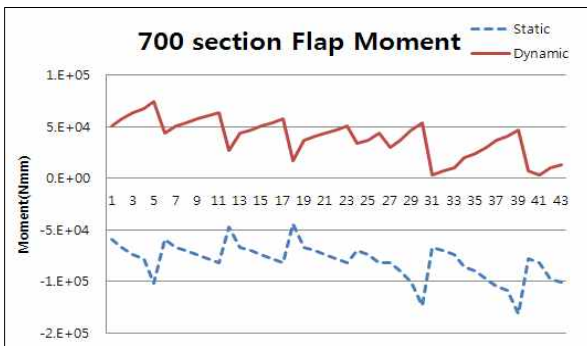


Fig. 12. Flap Moment - 700mm Section

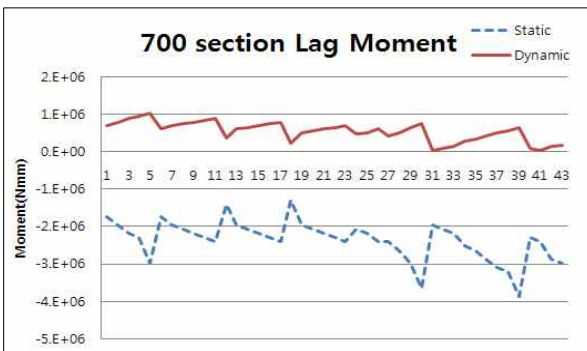


Fig. 13. Lag Moment - 700mm Section

### 2.4 유연보 피로수명 평가

앞선 과정을 통해 도출된 등가응력에 대해 소재에 대한 온도 계수, 소재 특성 감소 계수, 비행 하중 보정 계수 등의 안전 계수를 적용하여 최종 등가응력을 도출하였다. 그리고 이렇게 도출된 최종 등가응력을 통해서 등가 변형률을 계산하고 이를 안전 S-N 곡선에 대입하여 각 등가 변형률 당 파손 사이클 수를 계산하였다. 이렇게 도출된 결과를 Miner's rule(식 8)을 적용하여 각 하중조건에 대한 손상계수를 도출하여 전체 피로손상을 계산하였다[12].

$$D = \sum D_i = \sum \frac{n_i}{N_i} \quad (8)$$

where  $D$  = Total damage

$D_i$  = Elementary damage in each load

$n_i$  = Number of cycle in each load

$N_i$  = Failure cycle in each load

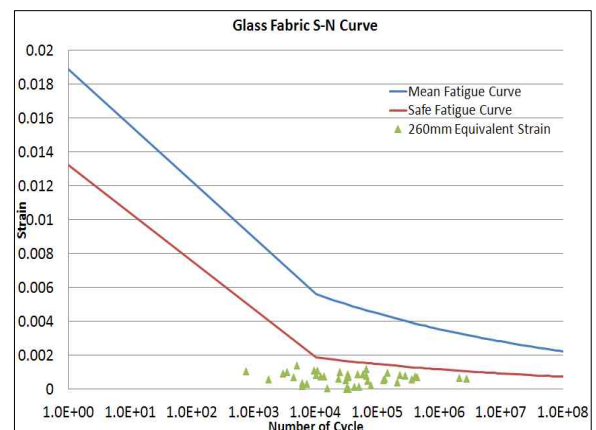


Fig. 15. Equivalent strain vs Numbe of cycle with S-N Curve - 260mm section

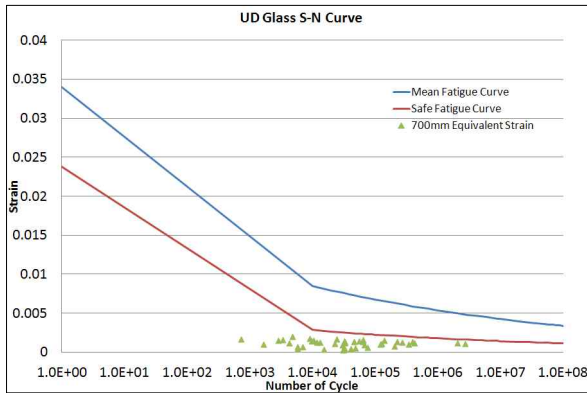


Fig. 16. Equivalent strain vs Number of cycle with S-N Curve - 700mm section

Table 4. Flexbeam Section Fatigue Analysis Result

Flexbeam Section	Total Damage(D)	Fatigue Life (Hrs)
260mm (Glass Fabric)	0.22495	35,563
700mm (UD Glass)	0.31	25,803

Figure 15, 16은 각각 유연보 260mm 단면과 700mm 단면에 대해 하중조건별 등가변형률에 대한 부가 사이클 수를 S-N 곡선과 비교하여 나타내고 있다. 이 그래프를 통해 각 하중에 대한 파손 사이클 수  $N_i$ 를 확인할 수 있다. 따라서 하중 스펙트럼에서 주어진 각 하중별 부가 사이클 수  $n_i$ 와 Fig. Fig. 15, 16을 통해 도출된 각 하중별 파손 사이클 수  $N_i$ 를 Miner's rule에 적용하여 각 하중별 피로손상 및 전체 피로손상을 계산하였다. Table 4는 각 단면별 전체 피로손상과 이를 통해 도출한 유연보 피로수명을 나타내고 있으며 이를 통해 유연보는 피로수명 요구도 8,000시간을 만족함을 알 수 있다.

### III. 결 론

본 논문에서는 헬리콥터 무베어링 허브 복합재 구성품인 유연보에 대한 피로해석 수행 내용을 기술하였다. 2차원 단면 해석 수행을 위해 유한요소 해석 프로그램인 VABS를 사용하여 2차원 단면 물리량 해석을 수행하였으며, HELIX/FELIX 표준 하중 스펙트럼 생성방법을 이용하여 하중 스펙트럼을 생성하였고, Wohler equation을

이용한 S-N 곡선을 적용하여 피로 손상을 계산하였다. 그 결과 구조적으로 가장 취약하다고 판단되는 260mm 단면의 Glass Fabric 소재 영역과 700mm 단면의 UD Glass 소재 영역의 피로수명이 각각 약 35,000시간과 26,000 시간인 것으로 확인되어 요구수명 8,000시간을 만족하는 것으로 확인되었다. 본 해석결과를 기반으로 유연보의 시제품을 제작하여 피로시험을 수행한 후, 시험 결과를 통해 무베어링 로터 허브 유연보 구성품의 피로수명을 최종 확인하게 된다.

### 후 기

본 논문은 지식경제 기술혁신사업(항공우주부품기술개발사업) 무베어링 로터 허브시스템 개발사업의 연구결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

### References

- 1) FAR-29 Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft
- 2) Bielewa, R. L., Cheney, M. C., Jr., and Novak, R. C., "Investigation of a Bearingless Rotor Concept Having a Composite Primary Structure", NASA, 1976, CR-2637
- 3) Harris, F. D., Cancio, P. A., and Dixon, P. G., "The Bearingless Main Rotor", Third European Rotorcraft and Powered-Lift Aircraft Forum, 1977
- 4) Helmut, H., "Will Rotor Hubs Lose Their Bearings, A Survey of Bearingless Main Rotor Development", The 18th European Rotorcraft Forum, 1992
- 5) Li, Leihong, "Structural Design of Composite Rotor Blades with Consideration of Manufacturability, Durability, and Manufacturing Uncertainties", Georgia Institute of Technology, 2008
- 6) Carlos Cesnik, Rafael Palacios, "UM/VABS Release 1.02 Theoretical Manual", Aerospace Dept - The University of Michigan, 2003
- 7) Wohler A., "Wohler's experiments on the strength of metals", Engineering, 1867
- 8) John Goodman, "Mechanics Applied to Engineering 8th Edition", Longmans Green and

Co., 1914

9) Johnson, W., "CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics", Johnson Aeronautics, Palo Alto, CA, 2007

10) Kee, Y.J., Yun, C.Y., Kim, D.K., and Kim, S.H., "Structural Loads Analysis of Bearingless Helicopter Rotor System", KSAS

Fall Conference, 2011, pp 45

11) P.R. Edwards, J. Darts, "Standardized Fatigue Loading sequences for Helicopter Rotors(HELIX and FELIX)", NLR TR 84043 U Part 1 and 2, 1984

12) M. A. Miner, "Cumulative Damage in Fatigue", Trans. ASME, J. Appl. Mech., Vol 12, 1945, pp159~164