

# 기본임무를 수행하는 기동헬기에 적용될 무베어링 허브 복합재 구성품 피로수명 해석

## Bearingless Rotor Hub Composite Component Fatigue Analysis of Utility Helicopter to perform the Basic Mission

김태주† · 기영중\* · 김덕관\* · 김승호\*

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

**Key Words** : Bearingless Rotor(무베어링 로터), Flexbeam(유연보), Torque tube(토크 튜브), Load spectrum (하중 스펙트럼), S-N Curve(S-N 곡선)

### ABSTRACT

Rotor system is a very important part which produces lift, thrust and control force in helicopter. Component of rotor system must endure various flight load for the required life. In helicopter rotor system, bearingless rotor system is the highest technology rotor system compare with articulated and hingeless rotor system. Bearingless rotor system is not include mechanical flap hinge, lag hinge and pitch bearing. Bearingless rotor component flexbeam which made by composite material has conduct hinge and bearing role instead of mechanical flap hinge, lag hinge and pitch bearing. These characteristics has less part number and lass weight than others. In this paper, conduct safe life analysis of bearingless composite component flexbeam and torque tube applying to utility helicopter load condition.

### 기 호 설 명

- $EA$  : 인장 강성
- $EI_{yy}$  : 플랩 굽힘강성
- $EI_{zz}$  : 래그 굽힘강성
- $GJ$  : 뒤틀림 강성
- $C_m$  : 재료 상수(Glass=1.9, Carbon=1.3)
- $\sigma_{A9}$  : 평균 피로 제한 응력
- $\sigma_{A9safe}$  : 안전 평균 피로 제한 응력
- $N$  : 하중 부가 횟수
- $\alpha$  : 재료 상수(Glass=0.1, Carbon=0.037)
- $\sigma_{rmkq}$  : 항복응력의 0.7배
- $D$  : 총 손상

- $D_i$  : 각 하중별 손상
- $N_i$  : 각 하중에 대한 피로파손 부가 수
- $n_i$  : 각 하중의 부가 횟수

### 1. 서 론

FAR(미 연방 항공규격)-29.571<sup>(1)</sup> 구조물 피로검증(Fatigue evaluation of structure) 항목에 따르면 비행 중 파손 시 치명적인 결과를 초래하는 구성품은 중요 구조 구성품(Principal Structural Elements)로 구분하여 교환주기 혹은 검사주기를 설정하고, 이를 통해 요구되는 운영수명동안 운영하중 내의 극한의 하중조건에 지속적으로 노출되어도 치명적인 파괴(Catastrophic failure)가 발생하지 않아야 한다고 규정하고 있다. 이에 따라 많은 항공기 설계/제작 업체들은 구성품 개발 과정 중에 피로해석을 수행하고, 구성품 생산 후 피로시험을 수행하여 요구

† 교신저자; 정회원, 한국항공우주연구원 회전익기술팀  
E-mail : ktj@kari.re.kr

Tel : 042-860-2275 , Fax : 042-870-3520

\* 한국항공우주연구원 회전익기술팀

수명 만족여부를 검증하는 노력을 수행하고 있다.

헬리콥터 구성품 중 로터 시스템은 회전을 통해 양력 및 추력을 발생시킬 뿐만 아니라 항공기 자세 제어를 위한 조종력까지 발생시키는 매우 중요한 요소로 구분되며 비행 중 발생하는 다양한 하중에 대해 요구수명 기간 동안 견뎌내야 하는 중요 구조 구성품으로 구분된다. 이러한 로터 시스템은 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.

본 논문에서는 기본입무를 수행하는 기동헬기 장착을 목표로 설계한 무베어링 허브의 중요 복합재 구성품인 유연보(Flexbeam)와 토크 튜브(Torque tube)에 대한 피로해석 수행내용을 기술하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 무베어링 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 로터 허브 시스템은 블레이드의 움직임에 의해 플랩(Flap), 리드래그(Lead-lag), 페더링(Feathering) 3개의 회전운동을 하게 되며, 이러한 움직임을 위해 3축에 대한 힌지를 가지게 된다.

무베어링 허브 시스템은 3축의 회전 움직임을 물리적 변형을 통해 구현한다. 이는 일반적인 기계적 힌지로 회전 움직임을 구현하는 전관절형 허브 시스템과는 다른 형태로서, 복합재를 이용해 보의

단면 형상을 조절하여 위치별 회전 강성을 다르게 함으로써 로터 허브 시스템의 회전축을 구성하게 된다. 이러한 방법은 로터 허브 시스템의 부품수를 줄여주고, 중량을 줄여주는 장점이 있다.<sup>(2)</sup>

이러한 무베어링 로터 시스템은 크게 유연보와 토크 튜브로 구성된다. 유연보는 블레이드로부터 발생하는 원심력 및 플랩 굽힘하중과 리드래그 굽힘하중을 지지하며, 토크 튜브는 피치 로드로부터 전달되는 조종력을 유연보에 전달하여 블레이드 받음각을 조절하는 역할을 하며, 이 과정에서 뒤틀림 하중을 지지한다.<sup>(3)</sup> fig 1은 무베어링 허브 시스템을 나타내고 있다.

### 2.2 무베어링 허브 피로해석

현재 한국항공우주연구원 회전익기술팀에서 개발 중인 무베어링 허브 시스템은 최대중량 7,000lb 급 유무인 기동헬기에 장착을 목적으로 하며, 피로수명 요구도는 유사 헬리콥터인 EC-135의 요구 수명시간 10,000시간의 80%인 8,000시간으로 정하였다. 이러한 무베어링 허브 시스템의 복합재 구성품인 유연보와 토크 튜브에 대한 피로해석을 수행하였으며 피로해석 수행을 위하여 각 구성품에 사용된 소재별 S-N 곡선을 도출하고 각 구성품에 대해 2차원 탄성보 모델을 적용하여 2차원 단면에 대한 단면 하중을 적용하여 각 하중별 변형률을 통해 각 구성품에 대한 피로 손상을 도출하는 방법을 사용하였다.

이러한 피로해석 수행을 위해서 유연보와 토크 튜브의 Span 방향에 대한 위치별 2차원 단면 강성을 도출하였으며, 헬리콥터 비행 기동에 따라 발생하는 하중을 각 단면별로 도출하여 유연보와 토크 튜브에 대한 2차원 단면 해석을 수행하였다.

### 2.5 복합재 소재 물성치 확보

복합재 구성품을 제작하기 위한 복합재 소재의 물성치를 쿠펜시험을 통해 확보하였다. 일반적으로 소재에 대한 물성치는 소재 제작업체에서 제공이 되지만, 시제 제작업체의 제작 공정에 따라 소재 물성치에 편차가 발생할 수 있으므로 시제 제작업체에서 쿠펜을 제작하여 시험을 수행하였다. 쿠펜 시험을 수행한 소재는 유연보의 주 구조물 소재인 Glass

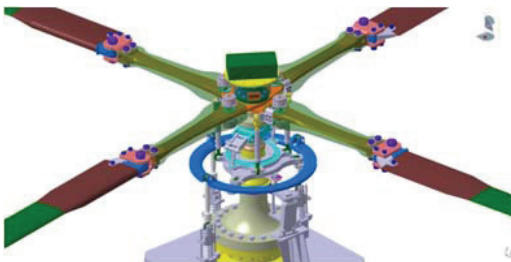


Fig 1. Bearingless Hub System

Table 1. Composite Material Property

Material Property	E (Gpa)	G (Gpa)
UD Glass	51.5	4.8
Carbon fabric 0°/90°	62.9	3.8
Carbon fabric ±45°	13.1	23.5
Glass fabric 0°/90°	23.6	3.3
Glass fabric ±45°	10.1	8.5

UD와 토크 튜브의 주 구조물 소재인 Glass Fabric, Carbon fabric에 대해 인장, 굽힘, Inter laminar shear, In-plane shear 시험을 ASTM 규격<sup>(4-7)</sup>에 맞게 수행하였으며, 이를 통해 다음의 소재 물성치를 확보하였다.

#### 2.4 무베어링 허브 복합재 구성품 단면 해석

유연보와 토크튜브는 span 방향으로 수직이 되는 2차원 단면 형상에 따라 각 단면별 강성이 다르게 구성된다. 일반적인 단면 강성은 인장강성  $EA$ (Span 방향 강성)과 굽힘강성  $EI_{yy}$ (y축 기준 회전), 굽힘강성  $EI_{zz}$ (z축 기준 회전), 그리고 뒤틀림 강성  $GJ$ (x축 기준 회전)로 구분한다. 단면 형상이 원점을 중심으로 대칭인 경우 커플링 현상은 없거나 매우 미미하므로 본 해석에서는 무시한다. 재료 물성치 E, G를 제외한 나머지 계수를 구하는 일반적인 식을 식 (1~4)를 통해 나타내었다.

$$A = \int_A dA \quad (1)$$

$$I_{yy} = \int_A z^2 dA \quad (2)$$

$$I_{zz} = \int_A y^2 dA \quad (3)$$

$$J = \int_A (z^2 + y^2) dA = I_{yy} + I_{zz} \quad (4)$$

본 논문에서는 유연보의 Span 방향 단면별 강성을 구하기 위하여 유한요소 해법을 사용한 단면물리량 해석 프로그램 VABS(Variation Asymptotic Beam Sections)<sup>(8)</sup>을 사용하였다. 다음의 fig 2, 3은 유연보와 토크튜브의 각 단면별 강성 값을 나타내고 있다.

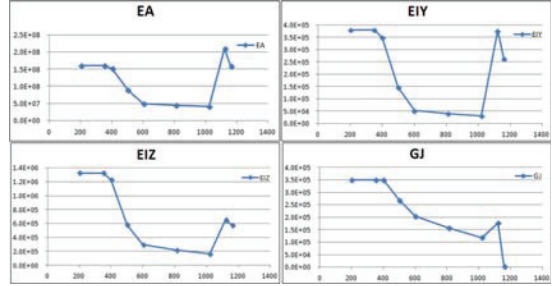


Figure 2. Torque Tube Sectional Property

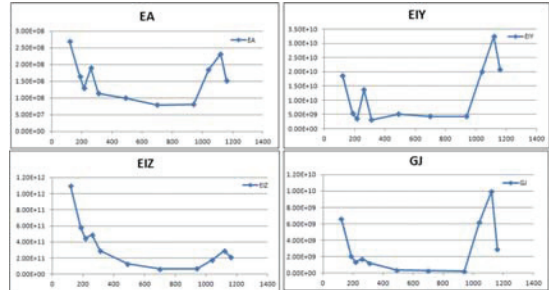


Figure 3. Flexbeam Sectional Property

무베어링 허브 유연보와 토크튜브에 대한 단면 해석 결과를 통해 정적구조해석을 수행하여 정적구조마진이 가장 낮은 두 영역을 선정하여 각 영역에 대한 피로해석을 수행하기로 하였다. 유연보의 경우 허브 중심으로부터 260mm 떨어진 단면(이하 260mm 단면)과 허브 중심으로부터 700mm 떨어진 단면(이하 700mm 단면)의 구조마진이 가장 낮았으며, 토크 튜브의 경우 허브 중심으로부터 810mm 떨어진 단면(이하 810mm 단면)과 허브 중심으로부터 1020mm 떨어진 단면(이하 1020mm 단면)의 구조마진이 가장 낮았다.<sup>(9)</sup> 따라서 유연보와 토크튜브의 피로해석 단면은 각각 260mm 단면과 700mm 단면, 그리고 810mm 단면과 1020mm 단면에 대해 수행하기로 하였다. 다음의 figs 4, 5는 각

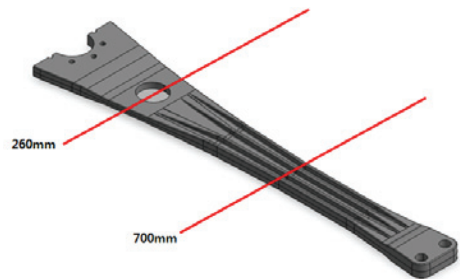


Figure 4. Flexbeam Fatigue Analysis Section

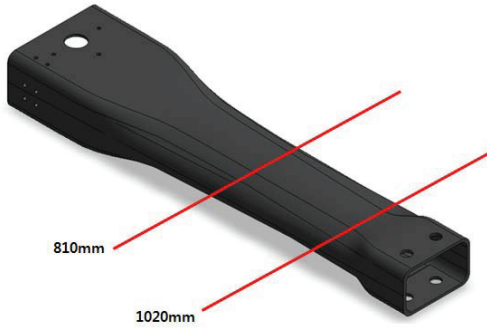


Figure 5. Torque Tube Fatigue Analysis Section

구성품에 대한 해석단면의 위치를 나타내고 있다.

## 2.5 하중 스펙트럼 생성

무베어링 로터 복합재 구성품 피로수명 평가를 위해 HELIX/FELIX 표준하중 스펙트럼<sup>(10)</sup>을 적용하여 하중 스펙트럼을 생성하였다. HELIX/FELIX 표준하중 스펙트럼은 영국, 독일, 네덜란드가 참여하여 Sea King, Puma, Lynx 등 총 500여대의 헬기들의 기본 임무에 대한 7,500시간의 운용데이터를 통계적으로 처리하여 만들어진 자료로써 초기 연구단계의 헬리콥터용 하중 스펙트럼으로 응용이 가능하다. 여기서 HELIX는 전관절형 로터 시스템에 대한 표준하중 스펙트럼이며, FELIX는 무한지 로터 시스템에 대한 표준하중 스펙트럼을 나타낸다.

무베어링 로터 시스템은 전관절형 허브 시스템보다 무한지 허브 시스템에 가까우므로 FELIX를 적용하여 하중 스펙트럼을 산출하였다. 또한 본 허브 시스템은 기동헬기 장착을 목적으로 하였으므로 기동헬기의 기본임무를 바탕으로 하중 스펙트럼을 산출하였다.

기동헬기의 일반적인 기본임무는 훈련 비행, 인원 공수, 의무 후송, 산불 진화로 구분이 된다. 그리고 각각의 임무에 대해서는 임무 수행에 필요한 기동형태가 적용된다. Table 2에 나타난 기동형태는 기동헬기가 기본임무를 수행할 경우 필요한 20가지의 기동형태를 나타내고 있다.

이렇게 구분된 기동형태를 바탕으로 각 비행 임무별로 기동형태를 조합하고, 단위블록 당 49회의 비행이력을 적용하여 블록 당 68시간의 비행시간이 소요되도록 구성하였다. 그리고 이를 기반으로 8,000시간의 비행운영 시간을 만족하도록 하중 스펙트럼을 산출하였다.

Table 2. Maneuver type for load spectrum

No.	Maneuver Type	No.	Maneuver Type
1	Take-off	11	Cruise turns 0.8~1.0 VNE
2	FWD flight 0.2VNE	12	Sideway flight port
3	FWD flight 0.4VNE	13	Sideway flight starboard
4	FWD flight 0.6VNE	14	Rearwards
5	FWD flight 0.8VNE	15	Spot turns
6	FWD flight 0.9~1.1 VNE	16	Autorotation(AR)
7	Max. power climb 70knot	17	AR large amplitude
8	Transition to hover	18	Recoveries from AR
9	Hover	19	Descent
10	Cruise turns 0.4~0.8 VNE	20	Landing

## 2.6 S-N Curve 생성

무베어링 로터 구성품인 유연보와 토크 튜브 피로해석을 수행하기 위해서 유연보의 주요 구조부재인 UD Glass와 토크 튜브의 주요 구조부재인 Carbon Fabric  $\pm 45^\circ$ 에 대한 평균 S-N 곡선을 Wohler equation(식 5)을 통해 생성하였다.

$$\sigma/\sigma_{A9} = C_m/N^\alpha \quad (5)$$

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 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. figs 6, 7은 UD Glass와 Carbon Fabric  $\pm 45^\circ$  소재에 대한 평균 S-N 곡선 및 안전 S-N 곡선을 나타내고 있다.

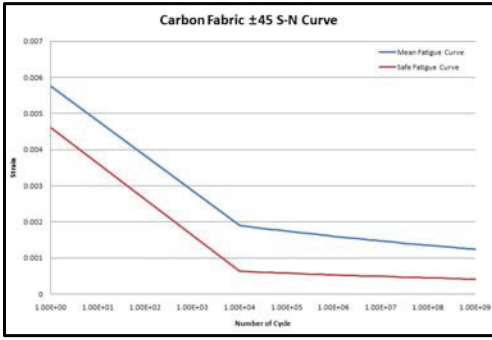


Figure 6. Carbon Fabric ±45° S-N Curve

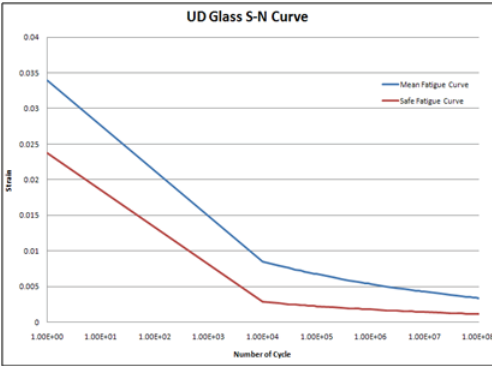


Figure 7. UD Glass S-N Curve

## 2.7 등가 응력(Equivalent Stress) 생성

유연보 및 토크 튜브에 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 (6~9)을 통해 도출하였다.

$$\sigma_{total} = \sigma_{F_x} + \sigma_{M_y} + \sigma_{M_z} \quad (6)$$

$$\sigma_{F_x} = \frac{F_x}{A} \quad (7)$$

$$\sigma_{M_y} = \frac{M_y \times z}{I_y} \quad (8)$$

$$\sigma_{M_z} = \frac{M_z \times y}{I_z} \quad (9)$$

where y, z : Max. stress position in 2D section

FELIX를 통해 생성된 하중 스펙트럼은 각 기동별로 정하중(Static load)과 동하중(Dynamic load)의 조합으로 나타난다. 이렇게 도출된 하중 스펙트럼으로 피로 손상을 계산하기 위해서 각각의 정하중과 동하중을 식 (6)에 적용하여 정응력(Static stress,  $\sigma_{sta}$ )와 동응력(Dynamic stress,  $\sigma_{dyn}$ )을 계산한 다음 그 결과를 Goodman's law<sup>(11)</sup>(식 10)를 적용하여 하중 스펙트럼에 대한 등가 응력(Equivalent stress,  $\sigma_{eq}$ )을 계산하였다.

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

else

$$\sigma_{eq} = \sigma_{dyn} \times \left( 1 + \left( \frac{1.5 \times \sigma_{A95safe}}{\sigma_{kq}} \right) \left( \frac{\sigma_{sta}}{\sigma_{dyn}} - \frac{1}{0.9} \right) \right) \quad (10)$$

## 2.8 유연보 피로수명 평가

앞선 과정을 통해 도출된 등가응력에 대해 소재에 대한 온도 계수(Glass  $K_t=1.3$ , Carbon  $K_t=1.4$ ), 소재 특성 감소 계수( $K_m=1.2$ ), 비행 하중 보정 계수( $K_f=1.2$ )와 같은 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<sup>(12)</sup>(식 11)을 적용하여 각 기동조건에 대한 손상계수를 도출하여 전체 피로손상을 계산하였다.

$$D = \sum D_i = \sum \frac{n_i}{N_i} \quad (11)$$

유연보의 피로해석은 앞서 설명한 260mm 단면과 700mm 단면에 대해 수행하였다. figs 8, 9는 각각 260mm 단면과 700mm 단면에 대해 하중조건별 등가 변형률에 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

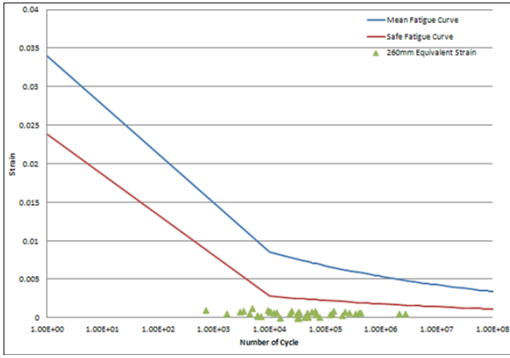


Fig 8. Applying cycle number of each equivalent strain for flexbeam 260mm section

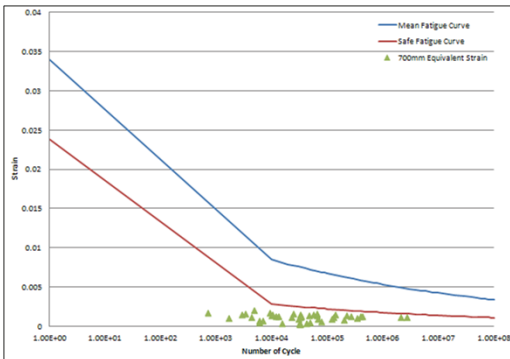


Fig 9. Applying cycle number of each equivalent strain for flexbeam 700mm section

Table 3 Flexbeam sectional fatigue analysis result

Flexbeam Section	Total Damage(D)	Fatigue Life (Hrs)
260mm	0.00145	5,523,600
700mm	0.41	19,546

부가 사이클 수  $n_i$ 와 figs 9, 10을 통해 도출된 각 하중별 파손사이클 수  $N_i$ 를 식(11)에 적용하여 각 하중별 피로손상 및 전체 피로손상을 계산하였다. table 3은 각 단면별 전체 피로손상과 이를 통해 도출한 유연보 피로수명을 나타내고 있다.

## 2.8 토크 튜브 피로수명 평가

토크 튜브 역시 유연보와 동일한 방법으로 전체 피로손상을 계산하였다. figs 10~11은 각각

810mm 단면과 1020mm 단면에 대해 하중조건별 증가 변형률에 대한 부가 사이클 수를 S-N 곡선과 비교하여 나타내고 있다. 토크 튜브 역시 유연보와 마찬가지로 하중 스펙트럼에서 주어진 각 하중별 부가 사이클 수  $n_i$ 와 figs 11, 12를 통해 도출된 각 하중별 파손 사이클 수  $N_i$ 를 식(11)에 적용하여 각 하중별 피로손상 및 전체 피로손상을 계산하였다. table 4는 각 단면별 전체 피로손상과 이를 통해 도출한 토크 튜브 피로수명을 나타내고 있다.

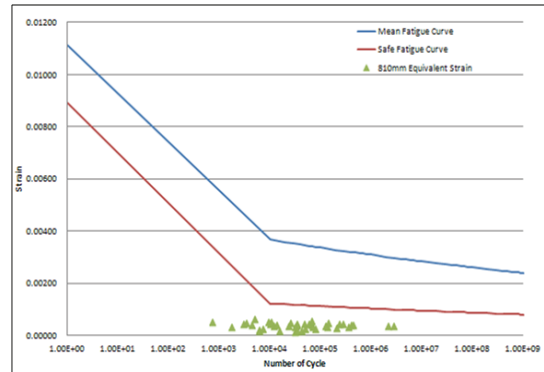


Fig 10. Applying cycle number of each equivalent strain for torque tube 810mm section

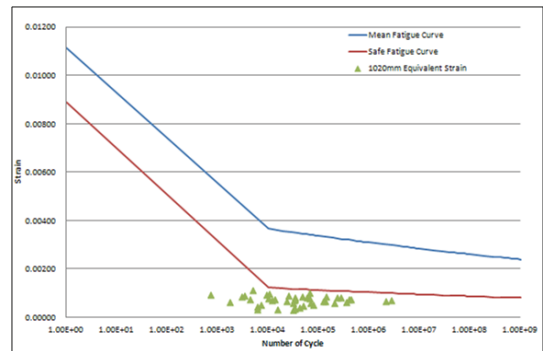


Fig 11. Applying cycle number of each equivalent strain for torque tube 1020mm section

Table 4 Torque tube sectional fatigue analysis result

Torque tube Section	Total Damage(D)	Fatigue Life (Hrs)
810mm	3.64E-8	Infinite
1020mm	0.058	138,749

### 3. 결 론

본 논문에서는 7,000lbs 급 기동헬기에 장착을 목적으로 하는 무베어링 허브 개발과정에 필요한 복합재 구성품에 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 목표수명 8,000시간에 준하는 기동헬기에 대한 하중 스펙트럼을 생성하였고, S-N 곡선을 이용한 피로 손상 계산을 통한 피로해석을 수행하였다.

피로해석 결과 유연보의 경우 플랩 굽힘힌지 영역의 피로수명이 가장 낮게 나왔으나 요구수명 8,000시간은 만족하는 것으로 확인되었으며, 토크 튜브의 경우 주어진 하중 스펙트럼에 대해 매우 낮은 피로손상이 발생하는 것으로 확인되어 피로파손의 위험성은 없는 것으로 확인되었다.

추후 본 해석결과를 기반으로 유연보 및 토크 튜브를 시제작하여 피로시험을 수행한 후, 시험결과를 통해 피로수명을 최종적으로 확인할 예정이다.

### 후 기

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

### 참 고 문 헌

(1) FAR-29 Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft

(2) Kim, T. J., Yun, C. Y., Kee, Y. J., Kim, S. H. and Jung, S. N., 2013, Dynamic Characteristic Study of Hingeless Blade Stiffness Reinforcement for Bearingless Rotor Whirl Tower Test, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering. Vol. 23, No. 2, pp. 105~111.

(3) Kim, D.K., Kim, M.H., Yun, C.Y., Kim T.J., and Kim S.H., 2011, A Conceptual Study on the Bearingless Rotor Hub System of Helicopter,

Proceeding of the 2011 Korean Society for Noise and Vibration Engineering Spring conference, pp. 484~489

(4) ASTM D3039: Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials

(5) ASTM D3518: Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a  $\pm 45^\circ$  Laminate

(6) ASTM D790: Standard Test Method for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating materials

(7) ASTM D2344: Standard Test Method for Short Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates

(8) Carlos Cesnik, Rafael Palacios, 2003, UM/VABS Release 1.02 Theoretical Manual, Aerospace Dept - The University of Michigan

(9) Technology Development of Bearingless Main Rotor Hub System Report

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

(11) John Goodman, 1914, Mechanics Applied to Engineering 8th Edition, Longmans Green and Co.

(12) M. A. Miner, 1945, Cumulative Damage in Fatigue, Trans. ASME, J. Appl. Mech., Vol 12, pp 159~164