

# 복합재료 기준형 블레이드를 장착한 축소 힌지없는 허브시스템의 진동특성과 피로수명 예측

## The Vibration Characteristic and Fatigue Life Estimation of a Small-scaled Hingeless Hub System with Composite Rectangular Blades

송근웅† · 김준호\* · 김덕관\*\* · 주진\*\*\*

Song Keun Woong, Kim Jun Ho, Kim Duck Kwan and Joo Jin

**Key Words** : Helicopter(헬리콥터), Rotor(로터), Hub(허브), vibration(진동), Flap(플랩), Torsion(비틀림), Lead-lag(리드래그), Aeroelastic Stability(공력탄성학적 안정성), Fatigue test(피로시험),

### ABSTRACT

This paper described that rotating test and fatigue test of a small-scale hingeless hub system with composite rectangular blades. Generally Rotating stability and fatigue test technique is one of Key-technology on test and evaluation for helicopter rotor system. Rotating test of hingeless rotor system was achieved by means of rotor vibration characteristic and aeroelastic stability test. GSRTS, equipped with hydraulic actuator and 6-component rotating balance was used to test hingeless rotor system, especially for an observation of blade motion including flapping, lagging and feathering. Rotating test was done in hover and forward flight condition. Small-scaled blade fatigue test condition was determined by blade load analysis with the reference table of composite materials(S-N curve). Fatigue test bench was developed for the estimation of blade fatigue life, and tested its characteristic.

### 1. 서론

헬리콥터의 로터 시스템은 헬리콥터의 양력, 추력 및 제어를 담당하는 핵심 시스템으로 헬리콥터의 성능 및 안정성을 좌우한다. 헬리콥터의 안정성은 크게 공력탄성학적 안정성과 공력기계적 안정성으로 나눌 수 있다. 그러나 이 모든 안정성의 기본은 로터 시스템의 진동 특성이다[1].

로터 시스템은 허브시스템과 블레이드로 이루어진다. 특히 블레이드는 로터 시스템 회전시 플랩/래그/토션모드의 운동을 하게 된다. 이러한 블레이드 운동은 피로 하중으로 작용하며 블레이드 개발시 피로 수명 예측은 필수적이다.

허브 시스템의 과도한 진동은 특히, 공력탄성학적 안정성 측면에서 면내 감쇠계수(in-plane damping)가 작은 경우

심각한 불안정성에 의한 진동을 유발하게 된다. 블레이드에 발생하는 공력탄성학적 불안정성은 플랩과 래그모드가 주요 인자이다. 일반적으로 플랩모드는 공기역학적인 감쇠로 쉽게 감쇠되며, 래그모드는 플랩모드보다 낮은 감쇠비를 갖는다. 공력탄성학적 불안정성은 플랩과 래그모드가 연성이 되었을 때 발생하게 되는 것이며, 두 모드의 연성은 코리올리스 힘과 공기력에 기인된다. 이러한 공력탄성학적 불안정성은 헬리콥터 로터 시스템 개발시 고려해야 할 중요한 요소이며, 선진국의 경우 1970년대 이후에는 관절형 로터 시스템뿐만 아니라 힌지없는 허브시스템 또는 베어링없는 허브시스템 개발을 위한 공력탄성학적 안정성 시험을 꾸준히 수행해오고 있다[1].

본 연구에서는 동역학적인 축소(Froude - scale)를 통해 제작된 힌지없는 로터 시스템의 공력탄성학적 안정성 시험을 통해 축소 힌지없는 허브시스템의 진동 특성을 파악하였다. 또한 측정된 블레이드 하중과 해석결과로부터 피로하중을 산출하여 축소 블레이드 피로시험을 수행하였다.

### 2. 축소 힌지없는 로터 시스템의 진동특성

#### 2.1 이론적 배경

회전익을 단순블레이드와 플랩/래그 힌지가 있는 로터 시스템을 모델링하면 다음과 같다.

† 책임저자, 정회원, 한국항공우주연구원  
E-mail : skw@kari.re.kr  
Tel : (042) 860-2196, Fax : (042) 860-2604

\* 한국항공우주연구원

\*\* 한국항공우주연구원

\*\*\* 한국항공우주연구원

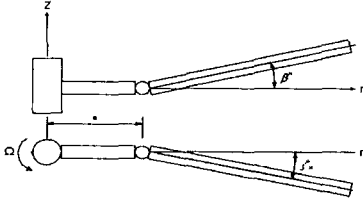


Fig.1 Simple Blade Model

$$\text{Flap} : \beta + \nu_\beta \frac{2}{\beta} \beta - 2 \beta_0 \zeta = \gamma \bar{M}_\beta \quad (1)$$

$$\text{Lag} : \zeta + \nu_\zeta \frac{2}{\zeta} \zeta + 2 \frac{\omega_{\zeta 0}}{\Omega^2} \zeta_L \zeta + 2 \beta_0 \beta = \gamma \bar{M}_\zeta \quad (2)$$

식(1),(2)에서  $\nu_\beta$ 와  $\nu_\zeta$ 는 각각 회전시 플랩 래그 진동수이며,  $\zeta_L$ 은 래그 댐퍼에 의한 점성 감쇠계수이고,  $\beta_0$ 는 원심력과 공기력에 의한 플랩 변위이다.

$$\nu \frac{2}{\beta} \beta_0 = \gamma \bar{M}_{\beta 0} + \frac{\omega_{\beta 0}^2}{\Omega^2} \beta_\rho \quad (3)$$

식(3)에서  $\beta_\rho$ 는 프리콘각(precone angle)이다.  $\bar{M}_\beta$ 와  $\bar{M}_\zeta$ 는 플랩과 래그 힌지에 대한 섭동 공력 모멘트이며  $\gamma$ 는 락 넘버(lock number)이며,  $\omega_{\beta 0}$ 와  $\omega_{\zeta 0}$ 는 비회전시 플랩, 래그 진동수이다.

블레이드 공력을 살펴보면, 준정상 이론을 이용하여 공기력을 얻는다.  $u_T$ 와  $u_P$ 는 속도 성분이다.

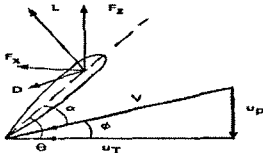


Fig.2 Aerodynamic force of Blade

$$F_z = L = \frac{1}{2} \rho a c (u_T^2 \theta - u_P u_T) \quad (4)$$

$$F_x = L \frac{u_P}{u_T} + D = \frac{1}{2} \rho a c \left( \frac{c_d}{a} u_T^2 + u_P u_T \theta - u_P^2 \right) \quad (5)$$

섭동 성분은

$$F_z = \frac{1}{2} \rho a c \left\{ \delta u_T (2u_T \theta - u_P) + \delta u_P (-u_T) + \delta \theta (u_T^2) \right\} \quad (6)$$

$$F_x = \frac{1}{2} \rho a c \left\{ \delta u_T \left( 2 \frac{c_d}{a} u_T + u_P \theta \right) + \delta u_P (u_T \theta - 2u_P) + \delta \theta (u_P u_T) \right\} \quad (7)$$

여기서  $\rho$ 는 공기밀도,  $a$ 는 블레이드 양력 곡선 기울기(lift curve slope),  $c$ 는 코드길이(chord)이다. 유동성분은,

Steady :

$$\begin{aligned} u_T &= \Omega r & \frac{u_T}{\Omega R} &= x \\ u_P &= \Omega r R & \frac{u_P}{\Omega R} &= \lambda \end{aligned} \quad (8)$$

Perturbation :

$$\begin{aligned} \delta u_T &= -\gamma \zeta & \frac{\zeta u_T}{\Omega R} &= -x \zeta \\ \delta u_P &= \gamma \beta & \frac{\zeta u_P}{\Omega R} &= x \beta \\ \delta \theta &= -k_\beta \beta - k_\rho \zeta \end{aligned} \quad (9)$$

여기서  $x = r/R$ 이며,  $\lambda$ 는 로터 디스크의 유도 유입 변수이다.

$$\bar{M}_\beta = \frac{1}{\rho a c \Omega^2 R^4} \int_0^R F_z (r-e) dr \quad (10)$$

공기역학적 측면에서 e(hinge offset)의 영향이 적으므로 미소값으로 가정하면,

$$\begin{aligned} \bar{M}_\beta &= \frac{1}{\rho a c \Omega^2 R^4} \int_0^R F_z r dr \\ \bar{M}_\zeta &= \frac{1}{\rho a c \Omega^2 R^4} \int_0^R F_x r dr \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} (\bar{M}_\beta)_{\text{steady}} &= \int_0^1 \left\{ \left( \frac{u_T}{\Omega R} \right)^2 - \left( \frac{u_P}{\Omega R} \right) \left( \frac{u_T}{\Omega R} \right) \right\} x dx \\ &= \frac{\theta}{8} - \frac{\lambda}{6} \end{aligned} \quad (12)$$

이제 피치  $\theta$ 와 유입량(inflow)  $\lambda$ 가 블레이드의 길이에 대해 일정하다고 가정하자. 항력(drag force)은 양력(lift force)에 비해 매우 작으므로  $\zeta_0$ 는 무시할 수 있고, 때문에

$(\bar{M}_\zeta)_{\text{steady}}$ 는 중요하지 않다.

$(\bar{M}_\beta)$  perturbation

$$\begin{aligned} &= \frac{1}{\rho a c \Omega^2 R^4} \int_0^R \delta F_z r dr \\ &= \frac{1}{2} \int_0^1 \left\{ \frac{\delta u_T}{\Omega R} \left( 2 \frac{u_T}{\Omega R} \theta - \frac{u_P}{\Omega R} \right) - \frac{\delta u_P}{\Omega R} \frac{u_T}{\Omega R} + \delta \theta \left( \frac{u_T}{\Omega R} \right)^2 \right\} x dx \\ &= -\zeta \left( \frac{\theta}{4} - \frac{\lambda}{6} \right) - \frac{\beta}{8} - \frac{1}{8} (k_\beta \beta + k_\rho \zeta) \end{aligned} \quad (14)$$

$(\bar{M}_\zeta)$  perturbation

$$\begin{aligned} &= \frac{1}{\rho a c \Omega^2 R^4} \int_0^R \delta F_x r dr \\ &= \frac{1}{2} \int_0^1 \left\{ \frac{\delta u_T}{\Omega R} \left( 2 \frac{c_d}{a} \frac{u_T}{\Omega R} + \frac{u_P}{\Omega R} \theta \right) + \frac{\delta u_P}{\Omega R} \left( \frac{u_T}{\Omega R} \theta - 2 \frac{u_P}{\Omega R} \right) + \delta \theta \frac{u_P}{\Omega R} \frac{u_T}{\Omega R} \right\} x dx \\ &= -\zeta \left( \frac{1}{4} \frac{c_d}{a} + \frac{\lambda \theta}{6} \right) + \beta \left( \frac{\theta}{8} - \frac{\lambda}{3} \right) - (k_\beta \beta + k_\rho \zeta) \frac{\lambda}{6} \end{aligned} \quad (15)$$

정상해(Steady solution)는 다음과 같다.

$$\beta_0 = -\frac{\gamma}{\nu_{\beta e}^2} \left( \frac{\theta}{8} - \frac{\lambda}{6} \right) + \frac{\omega_{\beta 0}^2}{\Omega^2} \beta_\rho \frac{1}{\nu_{\beta e}^2} \quad (16)$$

$$\zeta_0 \approx 0$$

식(16)에서  $\nu_{\beta e}^2 = \nu_\beta^2 + \frac{\gamma}{8} k_\beta$ 이다.

섭동 방정식은

$$\begin{aligned} &\beta + \frac{\gamma}{8} \beta + \left( \nu_\beta^2 + \frac{\gamma}{8} k_\beta \right) \beta \\ &+ \left[ -2\beta_0 + \gamma \left( \frac{\theta}{4} - \frac{\lambda}{6} \right) \right] \zeta + k_\rho \frac{\gamma}{8} \zeta = 0 \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} &\zeta + \left[ 2 \frac{\omega_{\zeta 0}}{\Omega} \zeta_L + \gamma \frac{c_d}{4a} + \frac{\lambda \theta}{6} \right] \zeta \\ &+ \left( \nu_\zeta^2 + \frac{\gamma}{6} k_\rho \lambda \right) \zeta + \left[ 2\beta_0 - \gamma \left( \frac{\theta}{8} - \frac{\lambda}{3} \right) \right] \beta + \frac{\gamma}{6} k_\rho \lambda \beta = 0 \end{aligned} \quad (20)$$

이식은 일반적인 스프링-질량-감쇠기(spring-mass-damper) 시스템으로 다음 형태로 표현할 수 있다.

$$[M] \begin{Bmatrix} \beta \\ \zeta \end{Bmatrix} + [C] \begin{Bmatrix} \beta \\ \zeta \end{Bmatrix} + [K] \begin{Bmatrix} \beta \\ \zeta \end{Bmatrix} = 0 \quad (21)$$

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} \beta \\ \zeta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\gamma}{8} & -2\beta_o + \gamma\left(\frac{\theta}{4} - \frac{\lambda}{6}\right) \\ 2\beta_o - \gamma\left(\frac{\theta}{8} - \frac{\lambda}{3}\right) & 2 - \frac{\omega_{to}}{\Omega} \zeta_L + \gamma\left(\frac{c_d}{4a} + \frac{\lambda\theta}{6}\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \zeta \end{bmatrix} \\
 & + \begin{bmatrix} v_\beta^2 + \frac{\gamma}{8} k_{P_i} & \frac{\gamma}{8} k_{P_i} \\ \frac{\gamma}{6} k_{P_i} \lambda & v_\zeta^2 + \frac{\gamma}{6} k_{P_i} \lambda \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \zeta \end{bmatrix} = 0 \quad (22)
 \end{aligned}$$

이 운동방정식의 해로부터 각 모드별 고유진동수 및 감쇠계수를 구할 수 있다. 본 연구에서는 로터시스템 전용 설계/해석 도구인 미국 ART사의 FLIGHTLAB을 이용하여 해석하였다.

### 3. 축소 힌지없는 로터 시스템의 진동특성 시험

#### 3.1 시험 장치

##### (1) GSRTS

KARI의 GSRTS(General Small-scaled Rotor Test System)는 축소 로터 시험장비로 본 연구를 위해 힌지없는 허브 시스템이 장착되었다[2].

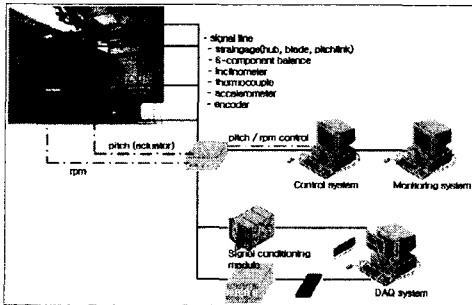


Fig.3 Control/DAQ system of GSRTS

GSRTS에는 6분력 회전밸런스, 30채널 가변 프리앰프, 80채널 slip-ring, snubber system, 유압가진장치 등이 장착되어 있으며, 축소 로터 회전시험시 센서신호 저장 및 비디오 레코딩 시스템으로 시험영상도 함께 저장한다.

##### (2) 축소 힌지없는 허브시스템 설계/제작

그림4의 힌지없는 허브시스템은 Lynx 헬리콥터의 힌지없는 로터 시스템 개념을 적용하여 설계하였다. 축소형 허브를 설계하기 위한 초기 크기 예측을 위해 Lynx 로터를 1/6로 축소하였으며 예측된 초기 크기를 바탕으로 허브 플레이트, 피치 베어링 어셈블리 및 플렉서를 설계하였다[5].

그림5의 기준형 블레이드는 실물크기 Lynx 헬리콥터 금속재료 블레이드의 구조적 특성을 모사할 수 있도록 설계하였으며 기준값으로 1/6 프루드 축소값을 표준으로 삼았다.

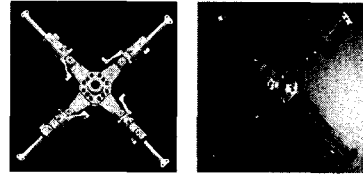


Fig.4 Small-scaled Hingeless Hub System



Fig.5 Composite Rectangular Blade

Table 1 Blade Properties

Property	Value
mass	221.71 g
center of gravity	34.16%(22.08 mm)
Elastic axis	31.03%(20.06 mm)
flap frequency	6.7251 Hz
lag frequency	26.8776 Hz
Flap bending stiffness	16.92 Nm <sup>2</sup>
Chord bending stiffness	270.33 Nm <sup>2</sup>
Torsion rigidity (GJ)	22.14 Nm <sup>2</sup>

#### 3.2 축소 로터 진동 특성시험

##### (1) 비회전시 진동 특성

본 연구에 사용된 힌지없는 허브시스템은 안정성을 확보하기 위한 댐퍼가 장착되어 있었으나, 진동특성 시험을 위해 댐퍼를 탈착한 후 시험하였다. 비회전시험은 C-clamp를 이용하여 회전 스와시판을 고정시킨 후 수행하였다. 비회전시 측정된 고유진동수는 다음과 같다.

Table 2 Blade Non-rotating Natural Frequency

	flap	lag	torsion
FLIGHTLAB	4.76 Hz	5.46 Hz	101.57 Hz
측정값	4.24 Hz	5.73 Hz	116.40 Hz

##### (2) 회전시험 기법

로터 시스템 회전시험을 위해서는 여러 가지 준비과정이 필요하다. 먼저 축소 모델의 각 센서에 대한 보정(calibration)을 수행하였고, 블레이드의 밸런싱(balancing)과 트랙킹(tracking)을 맞춘 다음, 마지막 단계로 회전 운동 시험을 수행하였다.

로터 시스템의 진동특성을 알아보기 위해서는 블레이드의 운동 모드, 고유진동수, 감쇠계수 등을 측정해야 한다. 이를 위해서는 블레이드가 운동을 하도록 가진을 해주어야 한다. GSRTS는 유압가진기를 이용하여 원하는 주파수로 스와시판을 가진할 수 있다. 가진은 플랩방향으로 이루어지며 플랩 운동이 발생되면 순차적으로 래그 운동이 발생된다.

시험조건에 맞는 피치각과 회전수로 GSRTS를 구동한 후

회전시 래그모드 고유진동수로 가진을 하며, 이때부터 데이터 획득 프로그램을 가동하여 각 모드의 신호를 저장한다. 이 과정을 회전수와 콜렉티브 피치각에 따라 반복 수행하여 데이터를 저장한다. 저장된 각 신호는 MBA(Moving Block Analysis) 프로그램을 이용하여 고유진동수와 감쇠계수를 산출하게 된다.

### (3) 정지비행

정지비행시 진동특성 시험을 수행하기 위한 조건은 다음과 같다.

- 시험 회전수 : 20, 40, 70, 90, 100 % (기준 780 rpm)
- 콜렉티브 피치각 : -2, 0, 2, 4, 6, 8°



Fig.6 GSRTS on Ground

회전시 고유진동수를 측정하기 위한 가진주파수는 FLIGHTLAB을 이용하여 얻은 해석결과중 progressing lag mode frequency와 regressing lag mode frequency를 사용하여 1차 가진하였고, 1차 가진 결과로부터 다시 가진주파수를 설정하여 2차 가진을 실시하였다.

측정된 고유진동수와 감쇠계수는 다음과 같다.

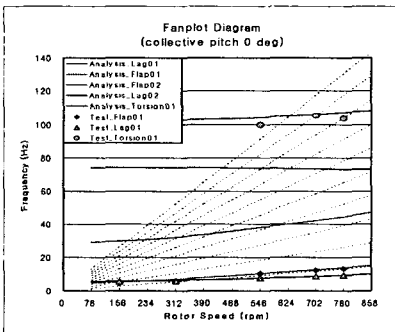


Fig.7 Blade Rotating Natural Frequency

Table 3 Blade Rotating Natural Frequency

rpm	1st Flap	1st Lag	1st Torsion
156	4.7659	5.6105	99.24
312	5.6826	5.9687	99.20
546	10.3463	7.5108	100.14
702	12.3491	8.6357	105.32
780	13.4113	9.2376	104.03

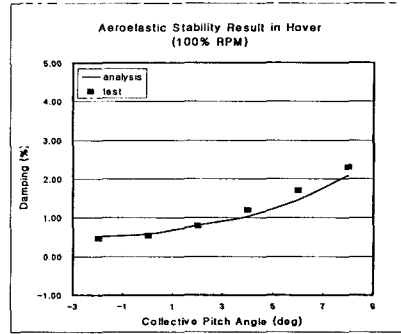


Fig.8 Lag Damping Ratio in Hover(780rpm)

### (4) 전진비행

전진비행조건은 다음과 같다.

- 전진비(advanced ratio)/동체 tilt angle : 0.1/-0.84°, 0.25/-4.01°
- 시험 회전수 : 40, 100 %rpm
- 콜렉티브 피치각 : -2, 0, 2, 4, 6, 7.2/7.9°
- 풍속 : 8.7~21.8 m/s

전진비행시는 동체를 앞쪽으로 기울여야 하며 angle device를 이용하여 시험조건에 맞게 세팅하였다.

전진비행시 트림은 블레이드 플랩모멘트를 모니터링하여 허브를 중심으로 발생하는 비대칭적인 플랩모멘트가 최소가 되도록 사이클릭 피치각을 조절하는 방법을 사용하였다.

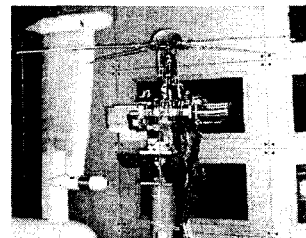


Fig.9 GSRTS in Wind-Tunnel

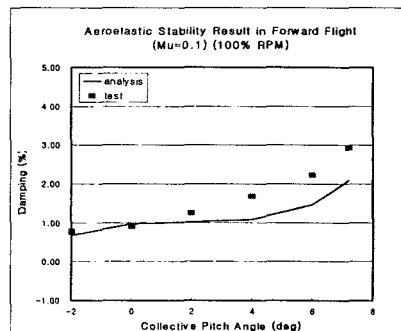


Fig.10 Lag Damping Ratio in Forward Flight (Advanced Ratio=0.1)

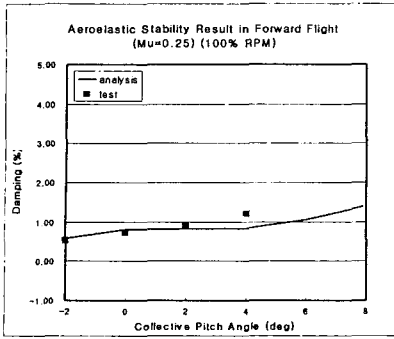


Fig.11 Lag Damping Ratio in Forward Flight (Advanced Ratio=0.25)

#### 4. 축소 블레이드 피로 시험

헬리콥터 로터 블레이드 피로시험의 목적은 선정된 시험 조건에 대해 설계제한하중(Design Limit Load) 내에서 실제 비행조건에 해당하는 하중(원심력 및 플랩 진동)을 연속적으로 부가하여 로터 블레이드의 피로강도를 측정하여 피로특성을 파악하고, 블레이드 피로수명을 결정하는 것이다.

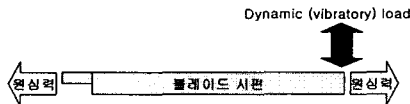


Fig.12 Blade Load Concept

##### 4.1 피로시험장치

실제 동적 하중을 허브/블레이드에 부가하기 위해서는 동적 액츄에이터가 필요하여 항우연에서는 다음 요구조건의 하중부가 장치를 설계/제작하였다[6].

Table 4 Loading System Requirement

Force	Requirement
dynamic force(Fv)	1,000 kgf
static force(Fh)	1,470 kgf

축소 블레이드 피로시험 장치는 크게 하중부가시스템과 베어링파트(부품), 기계적 장치로 구성되어 있다.

하중부가시스템은 로터 블레이드가 회전할 때 발생하는 원심력과 플랩면 및 리드-래그면 방향의 하중을 높은 정밀도를 가진 정적/동적 유압 액츄에이터 및 정적 유압 액츄에이터를 사용하여 블레이드 시편에 부가한다. 블레이드 시편의 끝단에는 자유로운 움직임을 구현할 수 있도록 베어링 부품을 장착하였다. 요구조건에 맞추어 설계/제작된 축소 블레이드/허브 피로시험장치는 다음과 같다.

Table 5 Hydraulic Actuator Properties

구 분 (단위)	특성
Dynamic Force (kgf)	1,000
Static Force (kgf)	1,500
운용 압력 (kgf/cm <sup>2</sup> )	300
hydrostatic 베어링 (kgf/cm <sup>2</sup> )	290
최대 허용 로드 속도 (m/sec)	6
phase lag 주파수(-90도) (Hz)	30
작동 stroke (mm)	± 30



Fig.13 Fatigue Test Bench of Small-scaled Blade

##### 4.2 축소 블레이드 피로시험

축소 블레이드의 피로 하중 조건은 진진비행 조건에서 발생하는 진동하중을 피로하중으로 선택하였다. 진진비행 조건의 진동하중 해석/시험 결과 그림15,16과 같으며 플랩 모멘트의 경우 4 lbf.ft(5.3Nm)는 뿌리부분의 변형도가 1400μe정도이다. 그림17에서 축소 복합재료 블레이드의 원소재(Woven Glass)에 대한 S-N 곡선에서 변형도를 고려해보면, 약 3100μe에서 피로 사이클은 10<sup>5</sup>이다.

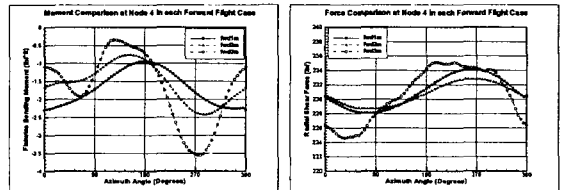


Fig.14 Analytic Result of Flap Bending Moment and Centrifugal Force Distribution

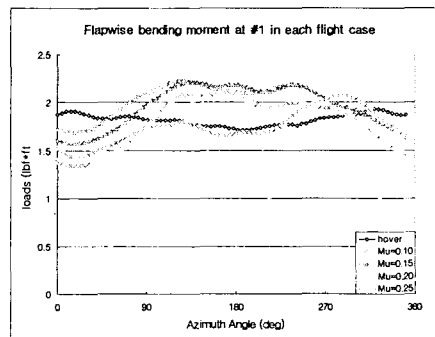


Fig.15 Test Result of Flap Bending Moment Distribution

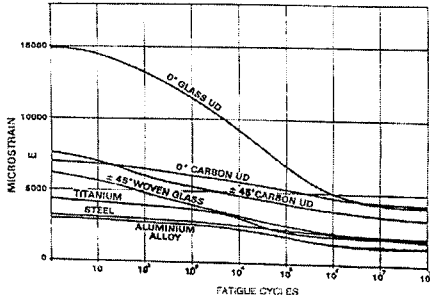


Fig.16 Fatigue Strain Mean Test Values

하중/변형도 조건으로부터 블레이드 피로 시험은 플랩 굽힘 모멘트가 가장 크게 작용하는 블레이드 뿌리부위를 기준으로 수행하였다.

Table 6 Fatigue Test Condition

구 분	변형도	stroke	모멘트	cycles
피로시험	3000 $\mu\epsilon$	$\pm 29$ mm	10.7Nm	10 <sup>5</sup>

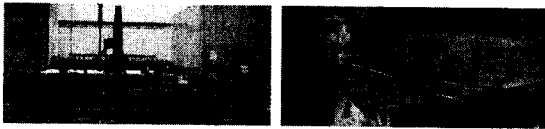


Fig.17 Blade Fatigue Test

축소 복합재 블레이드 피로 시험을 수행한 결과 3000 $\mu\epsilon$  /10<sup>5</sup> 사이클에서 피로파손이 발생하지 않았다.

### 5. 결론

본 연구에서는 헬리콥터 로터 시스템 개발시 필수적인 축소 로터의 진동특성 시험과 피로시험에 대해 기술하였다. 설계/제작된 허브/블레이드의 기본물리량 측정, 비회전시험, 회전시험 기법, 회전시 진동 특성 등을 제시하였고, 축소 블레이드의 피로시험을 수행해봄으로써 일련의 절차를 수립하였다.

일반적으로 힌지없는 로터 시스템의 1차 플랩 고유진동수는 1.1-1.2 $\omega$ , 1차 래그 고유진동수는 0.6-0.8 $\omega$ 이다. 본 시험에서도 1차 플랩 고유진동수는 1/rev 신호와 근접하여 약간 상위에 존재하는 것으로 측정되었으며, 1차 래그 고유진동수는 0.7 $\omega$  정도로 측정되었다. 래그 감쇠계수는 콜렉티브피치가 증가함에 따라 증가하다가 실속이 되면 급격히 감소하게 된다. 본 연구 결과에서도 전진비발 콜렉티브 피치가 증가함에 따라 감쇠계수도 증가하였다. 감쇠계수 측정결과는 해석 결과와 잘 맞았으나, 콜렉티브 피치가 증가할수록 차이가 났다. 이러한 요인으로는 해석시 사용된 준정상 공기력이나, 로터 모델링 등이 실제 모델을 완벽히 구현하지 못하

는 한계에 있으며 시험에 사용된 각 장비의 작동 오차, 보정 오차가 작용했으리라 사료된다.

블레이드 피로시험 하중은 해석결과와 측정된 시험결과, 복합재료 원재료의 수명을 고려한 하중조건을 수립하였다. 실제 헬리콥터 블레이드에 형성되는 응력분포를 유사하게 부가할 수 있는 축소 블레이드 피로시험장치를 개발하였고, 선정된 조건으로 시험을 수행하였다. 이러한 헬리콥터 로터 블레이드 피로시험 장치는 새롭게 개발된 블레이드의 피로 수명을 예측 및 결정하고, 피로 특성을 시험할 수 있다.

본 연구로 수행된 시험기법/시험장치 등은 현재 수행중인 "차세대 헬리콥터 로터 시스템 개발" 등과 같은 연구과제와 향후 국내 수행 예정인 "한국형 다목적 헬기(KMH) 개발", "중형민수 헬기 개발" 등과 같은 국가 헬리콥터 개발사업에도 적용할 예정이다.

### 후 기

본 논문은 산자부에서 지원한 항공우주기술개발사업 '헬리콥터용 힌지없는 허브시스템 핵심기술 선행연구'과제 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

- (1) 주 진 외, "헬리콥터용 힌지없는 허브시스템 핵심기술 선행연구(II)", 항공우주기술개발사업 2차년도 보고서, 2002
- (2) 송근웅 외, '복합재료 기준형 블레이드를 장착한 축소 힌지없는 허브시스템의 공력탄성학적 안정성 시험에 관한 연구', 추계항공우주학회, 2002
- (3) 김준호 외, '관절형 로터 시스템의 공력탄성학적 안정성 시험에 관한 연구', 춘계 항공우주공학회, 2002
- (4) 주 진 외, '헬리콥터용 힌지없는 허브시스템의 구조/동역학 특성 연구 및 공탄성 해석', 추계항공우주공학회, 2001
- (5) 김덕관 외, '헬리콥터 힌지없는 로터 시스템용 축소 복합재료 블레이드 개발', 추계복합재료학회, 2001
- (6) 김준호 외, '축소 로터 블레이드 및 허브시스템 정적구조/피로시험 장치 개발', 춘계항공우주학회, 2003
- (7) GWHL, "Seminar #7 Volume 1 Fatigue and Qualification", November 1999
- (8) John M. McDermott, "The methodology of fatigue analysis and testing - main rotor blades and hub-Hughes YAH-64 advanced attack helicopter", AGARD-CP -297, September 1980