

## 論文

## 능동 비틀림 제어기법을 이용한 복합재료 로터 블레이드의 진동 억제

Prashant M. Pawar\*, 유영현\*, 정성남\*\*

## Vibration Reduction of Composite Helicopter Blades using Active Twist Control Concept

Prashant M. Pawar\*, Young-Hyun You\* and Sung Nam Jung\*\*

## ABSTRACT

In this study, an assessment is made for the helicopter vibration reduction of composite rotor blades using an active twist control concept. The piezoceramic shear actuation mechanism along with elastic couplings of composite blades is used for vibration reduction. The rotor blades are modeled as composite box-beams with actuator layers bonded on the outer surfaces of the thin-walled section. The governing equations of motion for helicopter blades are obtained using Hamilton's principle. A time domain unsteady aerodynamic theory with free wake model is used to obtain the airloads. Various rotor configurations with different elastic couplings with appropriate actuator placement are used to investigate the hub vibration characteristics. Numerical results show that a substantial reduction of  $N_b/\text{rev}$  hub vibration can be achieved using the optimal control algorithm.

## 초 록

능동 비틀림 제어기법을 이용한 복합재료 로터 블레이드의 헬리콥터 진동억제에 대한 수치연구를 수행하였다. 허브에 작용하는 진동하중 억제를 위해 복합재료 블레이드의 탄성 연계와 함께 압전 소재의 전단변형 메커니즘을 이용하였다. 로터 블레이드는 표면에 압전 작동기를 부착한 박벽 상자형 단면을 갖는 복합재료 보로 모델링하였다. 회전익에 대한 지배 운동방정식은 Hamilton 원리를 이용하여 구성하였고, 공력하중은 자유후류모델을 포함하는 비정상 공력 이론을 이용하여 구했다. 다양한 탄성연계 적층과 능동 작동기를 부착한 복합재료 블레이드에 대해 허브진동 하중 특성을 고찰하였다. 수치해석 결과 최적 제어 알고리즘을 적용하여  $N_b/\text{rev}$  진동하중을 대폭 줄일 수 있음을 보였다.

**Key Words** : Active twist control(능동 비틀림 제어), Piezoceramic actuator(압전 작동기), Vibration reduction(진동 억제), Shear actuator(전단 작동기)

## 1. 서 론

헬리콥터 운용관점에서 소음과 진동은 매우 중요한 문제이다. 헬리콥터 진동은 높은 비정상 공기역학적 환경과 유연한 블레이드 사이의 강한 공탄성 상호작용에 기인한다. 근래 능동적인 방법에 의해 로터의 진동과 소음을 억제하기 위한

† 2008년 10월 28일 접수 ~ 2009년 1월 19일 심사완료

\* 정희원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 대학원

\*\* 정희원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

교신저자, E-mail : snjung@konkuk.ac.kr

서울특별시 광진구 화양동 1번지

지능형 블레이드에 대한 연구가 활발히 수행되고 있다[1]. 능동 진동억제를 위해서는 상대적으로 무게비 에너지 효율이 뛰어난 압전 소자가 주로 이용되며, 구동방식으로는 뒷전 플랩과 능동 비틀림 제어기법을 중심으로 연구되고 있다. 뒷전 플랩은 플랩을 특정 주파수로 가진시켜 로터의 양력과 피칭모멘트의 크기를 조절하여 진동을 제어하는 방식이다. 능동 비틀림 제어기법은 회전익 전체를 비틀어서 방위각에 따라 블레이드의 받음각에 변화를 주는 것으로서, 추가적인 기계장치 없이 블레이드 자체에 능동력을 발생시키는 장점이 있다. 이 제어기법의 단점은 전체 블레이드를 비틀기 위해 높은 작동기 전압이 필요하다는 것이다. 최근에는 높은 압전상수를 제공하는 새로운 단결정 압전 세라믹 재료를 이용한 능동 비틀림 제어 연구가 시도되고 있다.

압전재료를 이용한 작동기에 대한 대부분의 연구들은 직접변형을 상수인  $d_{31}$  혹은  $d_{33}$  계수를 이용한다. 한편 압전소자의 전단변형을 상수  $d_{5}$ 는 다른 계수들에 비해 큰 절대 값을 가지며, 따라서 전단변형 기반의 작동기에 대한 연구도 활발히 진행되고 있다[2,3]. Thakkar와 Ganguli[4, 5]는 유도 전단형 작동기를 사용하여 헬리콥터 로터 블레이드의 진동 억제에 대한 수치연구를 수행한 바 있다. 이때 해석에 이용된 블레이드는 등방성 재료로 한정하였다.

첨단 복합소재는 무게 대비 강성 및 강도 특성이 우수하여 헬기 블레이드의 주요 구조재료로 이용되고 있다. 최근에는 복합재료의 이방성을 적극 활용하여 저진동 로터를 구현하기 위한 연구가 관심을 끌고 있다[6]. Jung 등은[7-8] 전진비행 시 헬리콥터 로터의 공탄성 안정성 향상을 위한 탄성 연계의 특성을 연구하였다. Bao 등은[9] 탄성적으로 연계된 복합재 블레이드를 성형, 제작하고 일련의 정적 및 동적 시험을 수행하고, 탄성연계가 공탄성 안정성 향상과 진동 억제에 효과적으로 사용될 수 있음을 보였다.

본 논문에서는 단결정 PZN-8%PT 압전세라믹 계열의 유도 전단형 작동기를 사용하여 탄성 연계된 복합재료 블레이드의 진동하중 억제 연구를 수행하였다. 회전익기에 대한 지배 운동방정식은 Hamilton 원리를 이용하여 구성하였으며, 유한요소법을 적용하여 해를 구했다. 블레이드에서 발생하는 회전하중은 Fourier 좌표변환을 통해 허브 진동하중으로 나타냈다. 진동하중 억제를 위한 목적함수는 허브 진동하중에 대한 2차 함수로 나타냈으며, 여기에 주파수 기반의 최적 제어 알고리즘을 사용하였다. 여러 가지 복합재료의 탄

성연계 및 압전 작동기의 부착위치에 따른 허브 진동하중에 대한 민감도를 구하고 진동하중 억제 특성을 고찰하였다.

## II. 이 론

헬리콥터 진동의 정확한 예측을 위해 통합 공탄성 해석 시스템을 이용하였다. 헬리콥터 동체는 여섯 개의 자유도를 갖는 강체로 가정하였으며, 로터 블레이드는 플랩, 래그, 탄성 비틀림 그리고 인장 거동을 하는 것으로 모델링하였다. 블레이드의 지배 방정식은 다음과 같은 Hamilton 원리를 이용해 유도하였다.

$$\delta\Pi = \int_{\psi_1}^{\psi_2} (\delta U - \delta T - \delta W) d\psi = 0 \quad (1)$$

여기에서  $\delta U$ ,  $\delta T$  그리고  $\delta W$ 는 각각 변형을 에너지, 운동에너지 그리고 공기력에 의한 가상일을 나타내고  $\delta\Pi$ 는 시스템의 총 포텐셜을 나타낸다. 블레이드에 작용하는 공기력은 Leishman과 Beddoes의 비정상 공력모델[10]로부터 계산하며, Bagai와 Leishman의 자유후류 모델[11]을 이용하여 선행 블레이드의 후류효과를 고려하였다.

복합재료의 탄성거동 및 압전 작동기의 효과는 변형을 에너지 성분에 포함하게 된다. 이를 수식으로 나타내면 다음과 같다[7].

$$U = \frac{1}{2} \int_0^R \int_A \int (\sigma_{xx}\epsilon_{xx} + \sigma_{x\eta}\epsilon_{x\eta} + \sigma_{x\xi}\epsilon_{x\xi}) d\eta d\xi dx \quad (2)$$

식 (2)에 변형-변위 관계식 및 응력-변형을 관계식을 대입하고 그 결과를 정리하면 다음과 같이 간략화된 형태로 쓸 수 있다.

$$\delta U = \delta U_I + \delta U_C + \delta U_{smart} \quad (3)$$

여기에서  $\delta U_I$ 는 등방성 재료에 의한 가상 변형을 에너지 성분,  $\delta U_C$ 는 복합재료 탄성 연계에 의한 성분, 그리고  $\delta U_{smart}$ 는 지능형 재료에 의한 추가적인 변형을 에너지 성분을 각각 나타낸다.

식 (1)에 유한요소법을 적용하여 전진비행시 회전익기 동적 거동에 대한 수치 해를 구했다. 블레이드를 구성하는 개별 유한요소는 인장-굽힘-비틀림 거동을 효과적으로 기술할 수 있도록 총 15개의 자유도를 갖는 보요소로 가정하였다. 회전 좌표축을 기준으로 블레이드 하중은 먼저 각 절점에 대한 관성력 및 공기력 성분을 구하고 이들을 길이방향에 대해 직접적으로 적분하는 힘합산법으로부터 구한다. 허브 진동하중은 Fourier 좌표변환 기법을 적용하여 회전 블레이드 성분을

고정축 성분으로 변환함으로써 얻게 된다.

블레이드의 진동억제를 위한 기법으로 주파수 기반의 최적제어 알고리즘을 이용하였다. 4개의 동일한 블레이드로 구성된 로터 시스템의 경우는 회전 좌표축을 기준으로 3/rev, 4/rev, 그리고 5/rev 하중성분이 허브를 통해 전달된다. 각각의 진동성분들은 다시 여현 및 정현 성분으로 구분할 수 있으므로 비틀림 제어입력 성분은 모두 6개가 된다. 능동 비틀림 제어를 위해서는 이들 제어입력 성분들을 적절한 방법에 의해 결정해야 한다. 여기서는 최적 제어 알고리즘을 이용하여 미지의 입력전압을 구했다. 허브진동 하중을 최소화하기 위한 최적제어 문제를 수식으로 표현하여 나타내면 다음과 같다.

$$J = Z^T W_Z Z + F^T W_F F \quad (4)$$

여기서  $Z$ 와  $F$ 는 각각 허브하중 벡터와 입력전압 벡터를 나타내며,  $W_Z$ 와  $W_F$ 항은 이들에 대한 가중 행렬이다[12]. 개별적인 가중 값은 허브하중 및 입력전압의 상대적인 중요도를 고려하여 적절한 값을 사용하도록 한다.

$$Z = [F_x \ F_y \ F_z \ M_x \ M_y \ M_z]_{4p} \quad (5)$$

$$F = [V^{3c} \ V^{3s} \ V^{4c} \ V^{4s} \ V^{5c} \ V^{5s}] \quad (6)$$

식 (5)에 나타낸 바와 같이 허브하중 벡터는 3개의 힘 및 3개의 모멘트 성분으로 구성된다. 식 (6)에서 상첨자  $c$ 는 입력전압 벡터의 여현성분을 나타내며,  $s$ 는 정현성분이다. 모든 입력전압은 압전 작동기가 선형 한계범위에 있도록 허용전압에 대한 상한 값을 설정하였다.

### III. 수치 결과

이상에서 언급한 능동 비틀림 제어기법을 이용하여 탄성 연계 적층구조를 갖는 헬리콥터 로터 블레이드의 진동 억제를 위한 수치연구를 수행하였다. 해석에 이용된 헬기의 제원 및 로터 특성 값들은 MBB BO-105와 유사하며[13], 자세한 사항은 표 1에 나타났다. 헬기 전진속도비 및 추력조건은 각각  $\mu = 0.3$ ,  $C_T/\sigma = 0.07$ 이다.

계산의 효율성을 위해 로터 블레이드는 박벽 복합재료 상자형 보 형태로 모델링 하였다. 이때 상자형 보의 단면은 외부 폭 203.2mm, 외부 높이 38.1mm, 그리고 두께 0.127mm인 AS4/3501-6 graphite/epoxy를 28장 적층하여 구성하였다. 사용된 복합재료의 물리적 특성은 다음과 같다.  $E_L = 144.1$  GPa;  $E_T = 9.79$  GPa;  $G_{LT} = 6$  GPa;  $\nu = 0.3$ .

Table 1. Baseline vehicle properties

| Properties             | Values   |
|------------------------|----------|
| Number of Blades       | 4        |
| Radius, m              | 4.93     |
| Hover Tip Speed, m/sec | 198      |
| $dR$                   | 0.08     |
| Solidity, $\sigma$     | 0.1      |
| $C_T/\sigma$           | 0.07     |
| Lock Number, $\gamma$  | 6.34     |
| $EI_y/m_0\Omega^2 R^4$ | 0.007763 |
| $EI_z/m_0\Omega^2 R^4$ | 0.1236   |
| $GJ/m_0\Omega^2 R^4$   | 0.003693 |

Table 2. Lay-up geometries of composite box-section blades

| Cases    | Top   | Bottom | Right | Left |
|----------|-------|--------|-------|------|
| Baseline | L1*   | L1     | L1    | L1   |
| p-PF     | L3*** | L3     | L1    | L1   |
| n-PF     | L2**  | L2     | L1    | L1   |
| p-PL     | L1    | L1     | L3    | L3   |
| n-PL     | L1    | L1     | L2    | L2   |
| p-TP     | L2    | L3     | L3    | L2   |
| n-TP     | L3    | L2     | L2    | L3   |

\*  $L1 = [0_4/(15/-15)_3/(30/-30)_2]_s$

\*\*  $L2 = [0_4/(-15)_6/(30/-30)_2]_s$

\*\*\*  $L3 = [0_4/(15)_6/(30/-30)_2]_s$

상자형 단면으로 모델링한 복합재료 블레이드는 상하 및 좌우 판(wall)에 대해 균형(balanced) 및 비균형 적층 구조를 적절히 혼합하여 비연계 및 연계 적층구조로 나타낼 수 있다.

표 2는 본 연구에서 사용한 7가지 다른 적층 구조를 보여준다. 즉, 비연계 블레이드를 기준으로(Baseline) 양방향 피치-플랩(p-PF) 및 음방향 피치-플랩(n-PF), 양방향 피치-래그(p-PL) 및 음방향 피치-래그(n-PL) 그리고 양방향 인장-피치(p-TP) 및 음방향 인장-피치(n-TP) 연계를 갖는 적층구조로 각각 구성하였다. 여기서 양방향 피치-플랩은 상향 플랩변형(flap up) 시 피치가 감소하는 경우이며, 양방향 피치-래그는 후향 래그 변형(lag back) 시 피치가 감소하는 연계특성을 나타낸다. 한편, 양방향 인장-피치는 인장변형 시 피치가 감소하는 경우를 나타낸다. 표 2에서 L1은 균형적층 구조를 가지며, L2나 L3는 비균형 적층의 경우이다.

단결정 PZN-8%PT의 <111>방향에 대한 압전 전단상수  $d_{15}$ 는 PZT-5H와 같은 일반적인 압전 세라믹 재료에 비해 매우 큰 값을 가지며, 200V의 입력전압에서 약  $18,750 \times 10^{-9} \text{ mm/V}$ 의 값으로 계산된다[5]. PZN-8%PT의 재료 특성은  $E=114.7 \text{ GPa}$ ,  $\nu=0.3$  그리고  $\rho=8,000 \text{ kg/m}^3$ 이다. 이 단결정 압전세라믹을 복합재료 블레이드의 윗면과 아랫면에 부착하여 유도 비틀림 작동기로 사용하도록 한다. 그림 1은 유도 전단형 압전 작동기를 이용한 능동 비틀림 로터의 구동 개념도이다. 블레이드는 뿌리(root)부터 자유단(tip)까지 총 5개의 동일한 크기로 구분하고, 특정부위의 윗면과 아랫면에 점착층(두께 0.4 mm)을 이용하여 압전세라믹 층을 길이 및 폭은 52 mm 그리고 두께는 1 mm 크기로 부착하였다(그림 2). 한편, 식 (4)에 나타난 허브하중 및 입력하중에 대한 가중 값은 각각 10%와 90%를 사용하였다.

압전 작동기 층은 진동억제 성능이 최대가 되는 적절한 지점을 찾아 배치할 필요성이 있다. Takkar와 Ganguli[4]의 연구결과를 살펴보면, 작동기를 블레이드의 안쪽(inboard)이나 중앙(center) 영역에 위치한 경우에 가장 효과적인 비틀림 작동력을 발생하는 것으로 보고하고 있다. 이 결과를 이용하여 안쪽과 중앙 부분에 단결정 압전세라믹 작동기를 위치시킨 각각의 경우에 대해 진동억제 성능을 계산하고 이를 비교해 보았다.

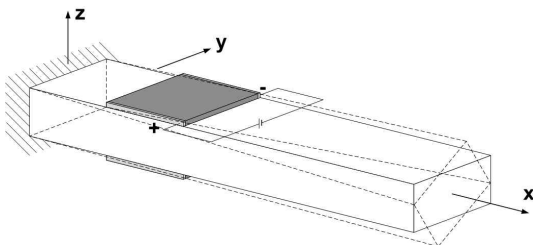


Fig. 1. Active twist rotor concept using the induced shear actuation

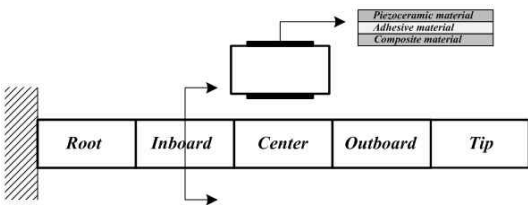


Fig. 2. Schematic representation of actuator placement in composite blades

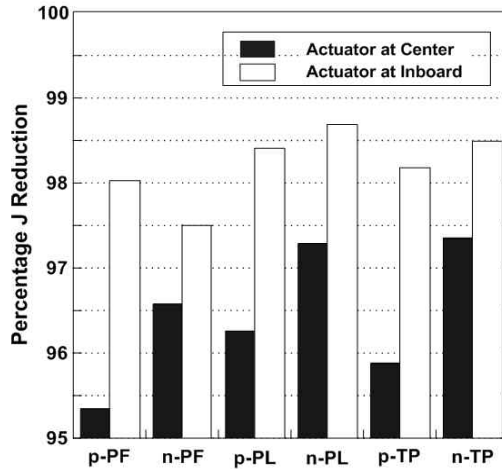
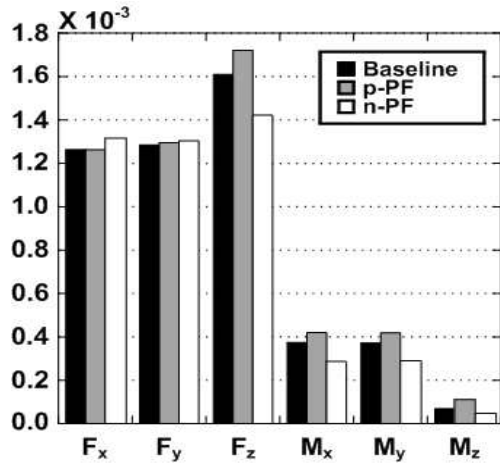


Fig. 3. Vibration reduction performance for different elastic couplings at  $\mu = 0.3$

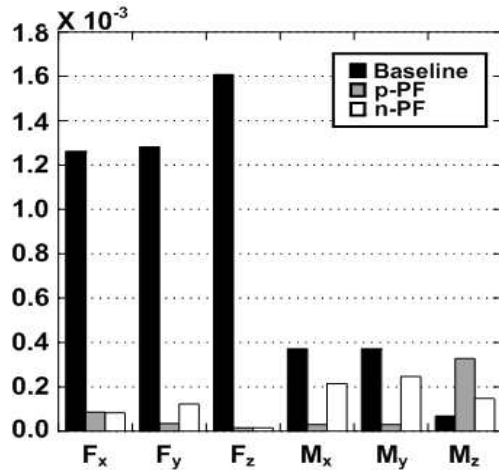
그림 3은 표 1에 제시한 다양한 탄성 연계 계층을 갖는 복합재료 블레이드의 경우들에 대해 압전세라믹 작동기를 중앙 혹은 안쪽에 배치하고, 식 5로 표현되는 허브 진동하중에 대한 목적 함수  $J$ 의 백분율 감소 결과를 막대형상으로 나타낸 것이다. 복합재료 블레이드의 능동 진동 제어 결과는 모든 경우에서 기준 값 대비 성능지수  $J$ 가 95% 이상 감소함을 보여주고 있다. 작동기의 위치는 블레이드의 안쪽에 위치했을 때가 중앙에 위치했을 경우보다 성능지수 감소 효과가 1~3% 정도 크게 나타남을 보이고 있다. 성능지수  $J$ 의 감소는 진동억제와 직접적으로 연결되므로 결국, 작동기의 위치는 진동억제 성능에 상당한 영향을 준다고 할 수 있다.

그림 4는 기준대비 양방향 및 음방향 탄성연계가 4/rev 허브 진동 하중에 미치는 영향을 (a) 피치-플랩, (b) 피치-래그, 그리고 (c) 인장-피치 적층 각각에 대해 도시한 결과이다. 결과에서 알 수 있듯이 탄성연계는 허브의 진동하중에 상당한 영향을 주고 있다. 양방향 탄성연계는 전반적으로 허브 진동하중을 증가시키는 방향으로 작용한다. 반면에 음방향 탄성연계는 면내 전단력 성분을 ( $F_x, F_y$ ) 제외하고는 허브 진동하중을 감소시키고 있다. 특히 음방향 피치-플랩 및 피치-래그 연계가 허브 하중억제에 효과적임을(최대 약 17.6%) 보이고 있다. 이러한 결과는 순전히 복합재료의 탄성거동을 이용하여 수동적으로 얻은 진동감소 효과라는 특징이 있다.

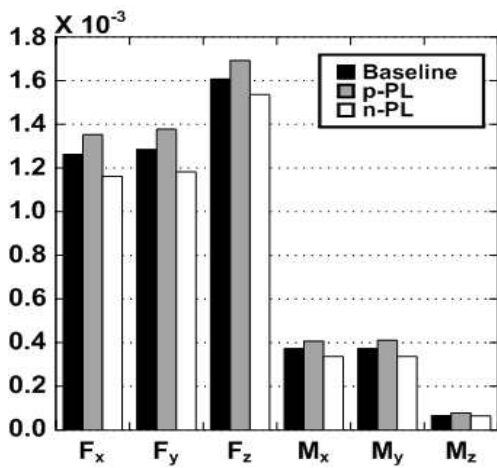
그림 5는 4/rev 허브 진동하중에 대한 능동 진동억제의 효과를 보여주는 결과이다. 이때 압전 작동기는 블레이드의 안쪽영역(inboard)에 양



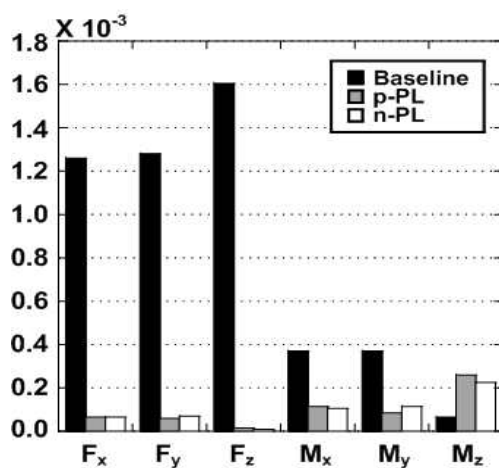
(a) Pitch-flap coupling



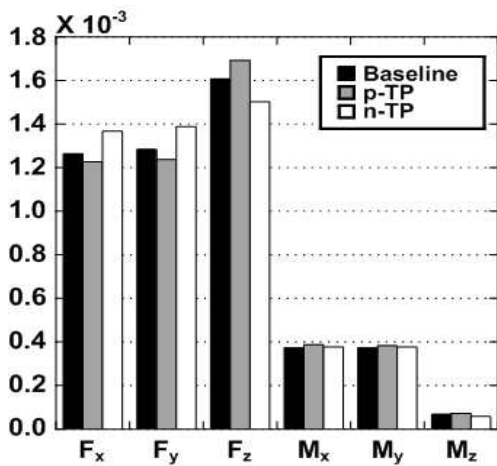
(a) Pitch-flap coupling



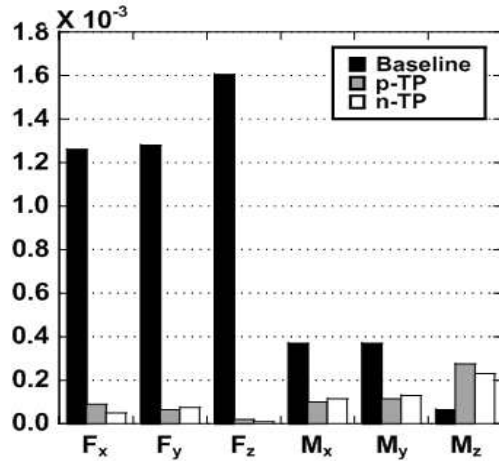
(b) Pitch-lag coupling



(b) Pitch-lag coupling



(c) Tension-Pitch coupling



(c) Tension-pitch coupling

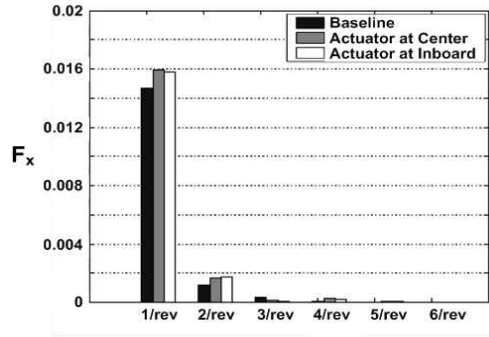
Fig. 4. Effect of elastic couplings on 4/rev hub loads

Fig. 5. Comparison of 4/rev hub loads reduction performance

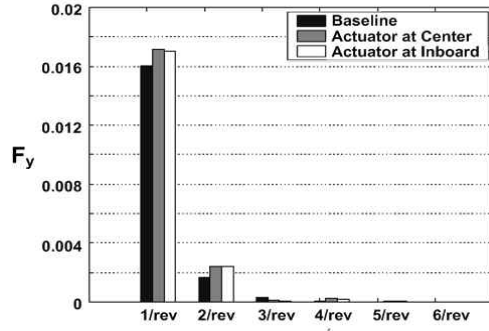
방향 및 음방향 탄성연계를 갖도록 구성하였다. 최적제어 알고리즘을 이용한 능동 블레이드의 경우에는 기준대비 전단력 성분을 최대 99%, 그리고 모멘트 성분들은 40-75% 정도의 진동감소 효과를 나타내고 있다. 한편 요(yaw)모멘트 성분  $M_z$ 는 다른 하중 성분들에 비해서 상대적으로 크기는 적으나 허브 진동을 오히려 증가시키고 있다. 이러한 결과가 초래된 이유는 식 (4)를 이용할 경우 모든 진동하중 성분을 동시에 줄이기보다는 전체적인 하중성분의 크기를 최소화하는 알고리즘으로 구성하기 때문이다. 만약  $M_z$ 를 포함하는 모든 하중 성분을 일괄적으로 줄이는 것이 목적이라면 이에 적합한 새로운 최적제어 알고리즘을 도입해야 할 것이다. 한편, 그림 5를 보면 블레이드의 탄성 연계는 능동 진동제어에 상당한 영향을 주고 있음을 알 수 있다. 이러한 효과는 피치-플랩 연계적층에서(그림 5a) 가장 크게 발생하며, 전단력 성분보다는 모멘트 성분에 큰 영향을 주고 있다.

동일한 블레이드로 구성된 로터 시스템의 경우는  $nN_b-1$ ,  $nN_b$ ,  $nN_b+1$ ( $r$ =자연수)의 회전축 블레이드 하중성분이 허브에 전달되며, 나머지 성분들은 허브를 통해 소거(cancel-out)된다. 이와 같은 조화(harmonic)성분들을 구분하기 위해서 전자는 진동성분(vibratory)으로 후자는 비진동(non-vibratory) 혹은 동요(oscillatory) 성분이라 부른다[14]. 그림 6은 능동 작동력의 발생에 따른 블레이드 회전 전단하중들에 대한 6개의 최저차 진동성분의 크기를 나타낸 것이다. 그림에는 기준 수동형 블레이드를 포함하여 작동기를 중앙 및 안쪽에 배치한 경우를 함께 나타냈다. 이때 모든 블레이드는 양방향 피치-플랩 연계를 갖는 경우이다. 그림 6의 결과를 살펴보면 초반 3개의 조화요소가 블레이드 진동에 가장 지배적임을 보여준다. 작동기의 부착위치는 블레이드 회전하중에 큰 영향을 주지 않으나, 능동 작동기는 1/rev 및 2/rev과 같은 비진동 성분을 다소 증가시키고 있다. 하지만, 회전면내 전단력 성분( $F_x, F_y$ )의 경우 허브 진동하중에 결정적인 영향을 미치는 3/rev 및 5/rev 성분은 대폭 감소시키며, 수직축 전단력  $F_z$ 의 경우는 4/rev 성분을 감소시키고 있다. 회전 비진동 성분들은 블레이드 뿌리 하중을 증가시키는 요인이 되므로 적절히 제어할 필요가 있으나 본 연구의 초점은 허브 진동하중의 억제에 있으므로 이는 다음 기회에 다루기로 한다.

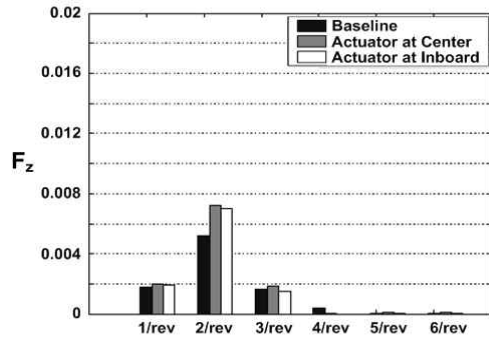
마지막으로 그림 7은 3가지 다른 탄성연계 적층 블레이드 각각의 경우에 대해 압전 작동기의



(a) Harmonic components of  $F_x$



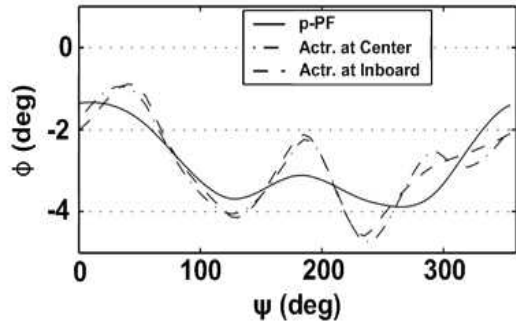
(b) Harmonic components of  $F_y$



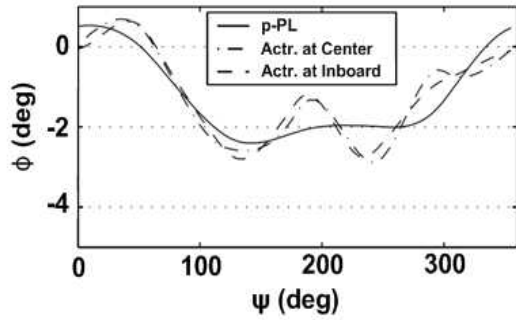
(c) Harmonic components of  $F_z$

Fig. 6. Effect of actuator placements on vibratory shear loads

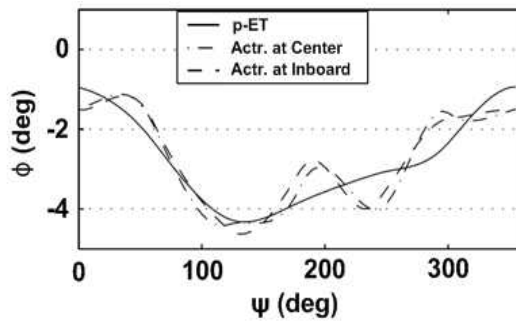
가동유무에 따른 탄성 비틀림의 변화를 로터 방위각의 함수로 나타낸 것이다. 결과에서 보는 바와 같이 압전작동기에 전압이 가해지면 방위각에 따른 블레이드의 비틀림 분포가 상당 폭만큼 바뀌게 된다. 이렇게 조정된 비틀림 각은 블레이드에 발생하는 양력을 변화시키며, 재분배된 양력분포는 결국 허브 진동하중을 억제하는데 기여하는 것으로 진동제어 메커니즘을 설명할 수 있다. 또한 그림 7을 살펴보면 능동 작동기의 위치는 비틀림 각의 변화에 중요한 변수임을 알 수 있다.



(a) Positive pitch-flap coupling



(b) Positive pitch-lag coupling



(c) Positive tension-pitch coupling

Fig. 7. Comparison of twist response on elastic coupled blades

#### IV. 결 론

본 논문에서는 단결정 PZN-8%PT 계열의 압전세라믹 재료를 부착한 유도 전단형 능동 작동기를 사용하여 탄성 연계된 헬리콥터 블레이드의 진동하중 억제 연구를 수행하였다. 피치-플랩 및 피치-래그, 그리고 인장-피치와 같은 다양한 탄성 연계 특성을 고려하였다. 헬기의 진동 억제를 위해서는 허브 진동하중 및 작동기 입력전압의 2차 함수로 표시되는 최적 제어 알고리즘을 이용하였

다. 본 연구를 수행함으로써 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 복합재료의 탄성연계는 허브 진동에 많은 영향을 준다. 음방향 피치-플랩(상향 플랩 변형시 피치 증가) 및 음방향 피치-래그(후향 래그 변형시 피치 증가) 연계는 허브진동 하중을 최대 약 17.6% 감소시킨다. 인장-피치 연계적층의 경우는 진동하중 감소효과가 상대적으로 작다.

2) 능동 비틀림 작동력은 허브 진동성분(vibratory component)을 감소시키는 반면에 회전축 비진동(1/rev 및 2/rev 성분) 하중을 다소 증가시킨다.

3) 능동 작동기의 설정 위치는 회전축 하중성분에는 별다른 영향을 끼치지 않으나, 허브 진동 성능에 중요한 요소가 될 수 있다.

#### 후 기

이 논문은 2008년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 국제과학기술협력재단의 지원을 받아 수행된 연구임.

#### 참고문헌

- 1) Chopra, I., "Status of Application of Smart Structures Technology to Rotorcraft Systems", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 45, 2000, pp. 228~252.
- 2) Sun, C. and Zhang, X., "Use of Thickness-Shear Mode in Adaptive Sandwich Structures", *Smart Materials and Structures*, Vol. 4, 1995, pp. 202-206.
- 3) Benjeddou, A., Trindade, M. and Ohayon, R., "Piezoelectric Actuation Mechanisms for Intelligent Sandwich Structures" *Smart Materials and Structures*, Vol. 9, 1999, pp. 328-335.
- 4) Thakkar, D., and Ganguli, R., "Helicopter Vibration Reduction in Forward Flight with Induced-Shear Based Piezoceramic Actuation", *Smart Materials and Structures*, Vol. 13, 2004, pp. 599-608.
- 5) Thakkar, D., and Ganguli, R., "Use of Single Crystal and Soft Piezoceramics for Alleviation of Flow Separation Induced Vibration in a Smart Helicopter Rotor", *Smart Materials and Structures*, Vol. 15, 2006, pp. 331-341.

- 6) Jung, S. N., Nagaraj, V. T., and Chopra, I., "Assessment of Composite Rotor Blade Modeling Techniques", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 44, No. 3, 1999, pp. 188-205.
- 7) Jung, S. N., Kim, K. N., and Kim, S. J., "Forward Flight Stability Characteristics for Composite Hingeless Rotors with Transverse Shear Deformation", *AIAA Journal*, Vol. 40, 2002, pp. 1717-1725.
- 8) 이주영, 박일주, 정성남, "무힌지 로터 블레이드의 허브하중에 대한 복합재료 연성거동 연구", *한국항공우주학회지*, 제32권 제7호, 2004, pp. 29-36.
- 9) Bao, J., Nagaraj, V. T., Chopra, I. and Bernhard, A. P. F., "Development of Mach Scale Rotors with Tailored Composite Coupling for Vibration Reduction", *Journal of Aircraft*, Vol. 43, 2006, pp. 922-931.
- 10) Leishman, J. G., and Beddoes, T. S., "A Semi-Empirical Model for Dynamic Stall", *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 34, 1989, pp. 3-17.
- 11) Bagai, A., and Leishman, J. G., "Rotor Free-Wake Modeling using a Pseudo-Implicit Technique including Comparisons with Experiment", *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 40, 1995, pp. 29-41.
- 12) Zhang, J., "Active-Passive Hybrid Optimization of Rotor Blades with Trailing-edge Flaps", Ph.D. Dissertation, Penn State, 2001.
- 13) Smith, E. C., "Vibration and Flutter of Stiff-Inplane Elastically Tailored Composite Rotor Blades", *Mathematical and Computer Modeling*, Vol. 19, 1994, pp. 27-45.
- 14) Bousman, W. G., "The Response of Helicopter Rotors to Vibratory Airload," *AHS National Specialists' Meeting on Rotorcraft Dynamics*, Arlington, Texas, Nov. 13-14, 1989.