

구속 감쇠 기법을 이용한 로터시스템 구조 감쇠 증대

김도형*, 고은희**, 송근웅***, 김승호****

Structural Damping Enhancement of Rotor System Using Constrained Layer Damping Treatment

Do-Hyung Kim*, Eun-Hee Ko**, Keun-Woong Song***, Seung-Ho Kim****

Abstract

The aeroelastic stability enhancement of composite hingeless rotor system through the structural damping increase has been investigated. In order to increase structural damping of the rotor system, constrained layer damping (CLD) treatment is applied to the composite flexures. Modal analysis of composite flexures with attached viscoelastic and constraining layers are performed using MSC/NASTRAN, and the effectiveness of CLD treatments are validated through modal test. The composite flexures with CLD are applied to a hingeless rotor system. The rotor system is tested in hovering condition and it is shown that in-plane damping is increased by means of CLD treatments.

초 록

복합재 무힌지 로터시스템의 구조 감쇠 증대와 공탄성 안정성 향상에 대한 연구를 수행하였다. 무힌지 로터시스템의 구조 감쇠 증대를 위해 플렉서에 구속 감쇠 처리 기법을 적용하였다. 점탄성 층과 구속 층이 부착된 플렉서 구조물에 대한 모드해석은 MSC/NASTRAN을 이용하였고, 실험을 통해 구속 감쇠의 효과를 검증하였다. 구속 감쇠 처리된 복합재 플렉서를 무힌지 로터시스템에 적용하여 제자리 비행 조건에서의 시험을 통해 in-plane 감쇠 증대를 고찰하였다.

키워드 : 무힌지 로터(hingeless rotor), 점탄성 재료(viscoelastic material), 구속 감쇠(constrained layer damping), 구조 감쇠(structural damping), 공탄성 안정성(aeroelastic stability)

1. 서 론

헬리콥터의 무힌지 또는 무베어링 주로터 시스템은 기존의 관절형 로터에 비해 구조적으로

단순한 장점을 가진다. 무힌지 로터시스템의 경우 플랩과 래그 힌지가 없고, 패더링(feathering) 자유도 확보를 위해 탄성체 베어링 등이 사용된다. 그리고 플렉서의 탄성변형을 통해 플랩과 래

* 로터그룹/dhkim@kari.re.kr

*** 로터그룹/skw@kari.re.kr

** 로터그룹/keh@kari.re.kr

**** 로터그룹/kseungho@kari.re.kr

그 운동을 구현한다. 그러나 힌지가 제거됨에 따라 과도한 공력 모멘트가 로터 축에 전달될 수 있다. 이에 따라 진동, 지상공진, 공중공진 등의 문제가 발생할 수 있고, 진동 저감과 안정성 향상을 위해서는 충분한 in-plane(리드-래그 모드) 감쇠의 확보가 필요하다. 기존의 헬리콥터들은 안정성 유지를 위해 유압식 또는 탄성체 래그 댐퍼를 사용하였다. 그러나 허브 시스템이 구조적으로 복잡해지고, 중량 및 항력의 증가를 초래한다 [1]. 따라서 진동을 저감하고 안정성 증가를 위해 실용적인 방법이 요구된다.

헬리콥터의 진동저감과 안정성 향상을 위해 능동 제어 기법의 적용에 관한 다양한 연구들이 수행되었다. 대표적으로 기능성 재료를 이용한 뒷전 플랩(trailing-edge flap, TEF) [2], 압전 재료를 적용한 제어 가능한 비틀림 블레이드(controllable twist blade) [3], 자기유변유체(magneto-rheological fluid)를 이용한 댐퍼 [4] 등이 있다. 이러한 능동 제어 기법들은 설계 조건에서 뛰어난 성능을 나타내는 장점을 가진다. 그러나 부수적인 장치들과 비용의 증가뿐만 아니라, 작동 환경 변화나 오작동 시에 현저한 성능 저하를 일으킬 수 있다. 반면에 수동 제어 기법들은 능동 제어에 비해 뛰어난 성능을 보여주지는 않지만 기본적인 안정성을 저해하지 않는 장점을 가진다. 구조 감쇠 증대를 위한 여러 가지 수동적 기법 중 점탄성 재료(viscoelastic material)의 적용, 특히 구속 감쇠(constrained layer damping, CLD) 처리 기법은 가장 효과적인 방법 중 하나이다 [5].

점탄성 특성을 지닌 이중 재료가 적층된 구조물의 동특성 해석에는 판 이론들이 많이 적용되었고 복잡한 형상의 경우 3차원 유한요소법이 사용 가능하다. 3차원 탄성론에 기초한 유한요소 해석은 매우 많은 수의 자유도를 필요로 하므로, 자유도를 줄이기 위한 방법으로 3차원 탄성론에 기초하여 변위들의 두께방향으로의 변화를 적절한 보간 함수로 근사시킨 후 두께 방향으로 적분함으로써 판 이론에서와 같은 2차원 지배방정식을 유도하는 기법들이 적용되었고, 대표적인 방법이 층별변위 판 이론(layerwise plate theory,

LWPT)이다. 이 방법은 여러 연구자들에 의해 타당성이 검증되었고, 요소별로 서로 다른 두께, 적층 패턴을 가지더라도 해석이 가능하게 발전되어 왔다. 평판 형태의 모델링이 가능한 구조물의 경우 이와 같은 기법이 유용하나, 3차원 형상의 해석에 있어서는 3차원 유한요소 해석이 필요하다.

본 논문에서는 축소형 무힌지 로터시스템의 구조 감쇠 증대와 공탄성 안정성 향상을 위해 구속 감쇠 기법의 적용에 대한 연구를 수행하였다. 무힌지 로터시스템의 플렉서에 구속 감쇠 처리 기법을 적용하여 감쇠 증대 효과를 해석과 실험을 통해 확인하고, 플렉서 구조 감쇠 증가로 인한 공탄성 안정성 증대 효과를 회전 시험을 통해 고찰 하였다.

2. 감쇠 모델링 및 해석

감쇠는 모든 물질이 가지고 있는 고유한 성질 중의 하나로써 진동과 관련된 에너지 손실 또는 에너지를 소산시킬 수 있는 용량을 말한다. 이때 손실된 에너지는 열에너지로 전환되거나 연결된 인접 구조물이나 주위의 매개물로 전달되기도 한다. 감쇠는 직접적으로 측정될 수 없으나 관심대상에 대한 동적 응답특성으로부터 유추할 수 있다. 따라서 감쇠는 측정 방법에 따라 다양하게 정의될 수 있으며 여러 가지 표현 방법들은 다음의 관계를 가진다.

$$\begin{aligned} \eta &= \frac{\psi}{2\pi} = \frac{E_I}{E_R} = 2\zeta = \tan(\gamma) \\ &= \frac{w_2^2 - w_1^2}{2w_n^2} = \frac{1}{Q} = \frac{\delta}{\pi} \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, η 는 손실계수, ψ 는 비감쇠용량(specific damping capacity, SDC), ζ 는 감쇠비(damping ratio), γ 는 손실각(loss angle), Q 는 증폭비(amplification factor), δ 는 대수감소율(logarithmic decrement)을 나타내며, w_n 은 공진 주파수이고 w_1 과 w_2 는 반대역폭(half power bandwidth)을 나타내는 진동수이다. 보통 등방성

재료나 감쇠재료의 경우 2개의 강성에 상응하는 2개의 손실계수를 가지고, 횡 등방성 복합재료의 각 ply는 4개의 독립 강성계수에 상응하는 4개의 손실계수를 가지는 것으로 고려한다.

유한요소 해석에서 구조물의 각 모드별 감쇠값을 계산하는 방법은 모드 변형률 에너지(modal strain energy, MSE) 방법과 복소 고유치 계산방법이 있다. 모드 변형률 에너지 방법은 구조물의 각 모드별 감쇠값을 모드형상(mode shape)을 이용하여 한 주기당 소산 에너지 ΔE 와 최대 변형률에너지 E 의 비($\eta = \Delta E/E$)로 계산한다. 복소 고유치 계산 방법은 강성 계수를 복소수 형태로 표현하여 복소수 강성행렬을 구성하고 복소 고유치 계산을 통해 모드 감쇠값을 구하는 방법이다. 복소 강성 계수는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} E^*(w) &= E' + iE'' = E'(w)[1 + i\eta(w)] \\ G^*(w) &= G' + iG'' = G'(w)[1 + i\eta(w)] \end{aligned} \quad (2)$$

복소 강성 계수를 이용하여 복소 고유치 문제를 구성하면 다음과 같다.

$$(K^* - \lambda^* M)u^* = 0 \quad (3)$$

복소 강성 행렬에 모드접근법을 적용(modal approach to complex stiffness, MAC)하여 N개의 모드를 고려하면 복소 고유치 계산은 NxN 행렬로 줄일 수 있고, 이때 구한 복소 고유치로부터 고유진동수 및 손실계수를 구하면 다음과 같다.

$$w^2 = Re[\lambda^*], \quad \eta = \frac{Im[\lambda^*]}{Re[\lambda^*]} \quad (4)$$

플렉서의 감쇠 해석을 수행하기에 앞서 그림 1과 같은 샌드위치 모델에 대한 감쇠 해석을 수행하였다. 외팔보의 길이는 177.8 mm, 폭은 25.4 mm 이고, 두 개의 탄성층 사이에 점탄성층이 삽입되어 있어 전체 두께는 3.175 mm 이다. 계산에 사용된 물성치는 표 1과 같다.

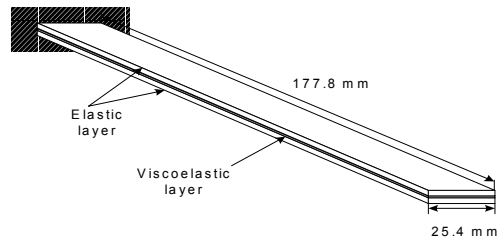


그림 1. 점탄성 층을 포함한 샌드위치 보

표 1. 샌드위치 보 구성재료 물성치

	Elastic Layer	Viscoelastic Layer
E (MPa)	69,000	2.1
ν	0.3	0.499
η	0.0	0.1, 0.3, 1.0
t (mm)	1.524	0.127
ρ (kg/m ³)	2,800	970

표 2. 샌드위치 보의 진동수 및 손실계수 계산 결과

mode no.	Ref. [6]		LWPT		NASTRAN	
	6th-order D.E.		complex modulus		complex modulus	
	f(Hz)	$\bar{\eta}$	f(Hz)	$\bar{\eta}$	f(Hz)	$\bar{\eta}$
$\eta_c = 0.1$						
1	64.075	0.2815	64.278	0.2799	64.252	0.2808
2	296.41	0.2424	297.482	0.2426	297.269	0.2422
3	743.7	0.1540	747.986	0.1546	746.439	0.1538
4	1393.9	0.0889	1413.08	0.0888	1401.48	0.0882
5	2261.09	0.0573	2335.59	0.0563	2278.46	0.0563
$\eta_c = 0.3$						
1	64.43	0.2723	64.617	0.2709	64.304	0.2803
2	297.01	0.2399	297.806	0.2409	297.489	0.2418
3	744.1	0.1538	748.061	0.1545	746.644	0.1537
4	1394	0.0888	1413.14	0.0887	1401.59	0.0882
5	2261.24	0.0572	2335.61	0.0563	2278.53	0.0563

참고문헌 [6]의 계산 결과와 층별변위 판이론을 적용한 FEM 코드를 이용한 계산 결과 및 MSC/NASTRAN을 이용한 해석 결과를 비교하여 표 2에 나타내었다. LWPT 코드 해석 시에는 7x1개의 8절점 요소를 사용하였으며, 3 개의 층으로 구성된 샌드위치 형상을 모델링하기 위해 면내 변위 자유도는 4로 설정하였고 층 자유도

수는 315개이다. NASTRAN을 이용한 해석은 solid로 모델링 하였고, 각 층은 49x7개의 HEX8 요소를 사용하여 구성하였다. 표 2에서 $\bar{\eta}$ 는 정규화된 손실계수 값으로 (모드 손실계수)/(감쇠층의 손실계수)를 나타낸다. 참고문헌[6]의 결과는 복소 계수의 감쇠층을 고려한 샌드위치 보의 6차 미분 방정식으로부터 구한 것이다. LWPT 코드를 이용한 해석 결과는 고차로 갈수록 오차가 커지고 있으나, 이는 7개의 요소로 계산된 결과이고, 주된 관심영역인 저차 모드에 대해 빠른 시간에 계산할 수 있다는 장점이 있다. 그림 1의 샘플과 같은 판형 구조물의 경우 고진 적층이론, 일차 횡 전단 변형 판 이론에 비해 훨씬 다양한 형상과 각 층의 변형을 고려할 수 있는 LWPT가 효율적으로 이용 가능할 것으로 판단되나, 복잡한 형상의 구조물의 경우 NASTRAN을 이용한 3차원 유한 요소 해석이 적절할 것이다.

3. 플렉서 감쇠 증대

앞서 검토한 감쇠 해석 기법을 적용하여 허브 플렉서 구조물에 대한 감쇠 해석을 수행하였다. 본 연구의 대상인 복합재 무힌지 로터 허브는 그림 2와 같고, 플렉서의 주요 부위가 사각형 보 형태이므로 LWPT 코드를 이용한 해석보다는 NASTRAN을 이용한 3차원 유한요소 해석이 적절하다.



그림 2. 복합재 축소 허브 시스템

구속 감쇠 처리를 위해 3M사의 ISD112를 감

쇠층으로 사용하였고 구속층으로는 AL1050을 사용하였다. 구속 감쇠 처리는 아래의 그림과 같이 주 구조물 위에 감쇠층과 구속층이 차례로 부분 적층된 형태이다.



그림 3. 구속 감쇠 처리

플렉서의 형상과 치수는 그림 4와 표3에 나타내었다.

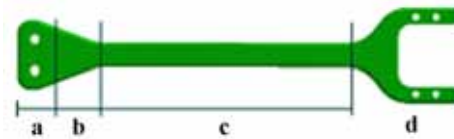


그림 4. 복합재 플렉서 형상

표 3. 플렉서 주요 치수

Flexure weight	34.5 g
Steel bushing weight	1.0 g
Tip weight (section a)	0.931132 g
Flexure length	151.0 mm
Length of uniform section (section c)	110.0 mm
Width of uniform section (section c)	10.0 mm

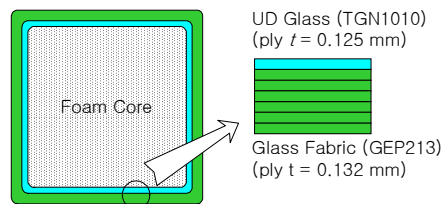


그림 5. 단면 적층 패턴

해석에서는 그림 4의 a, b, c 구간을 모델링하였고, d 부분은 고정경계 조건을 적용하였다. 실험 수행시에도 동일한 조건의 적용을 위해 d 구간을 고정하였다. 플렉서의 주요 부위는 c 구간

으로 그림 5와 같은 단면과 적층을 가진다. [0] UD glass/epoxy(TGN1010, SK chemical) 1-ply와 [45] glass-fabric/epoxy (GEP213, SK Chemical) 6-ply가 폼을 감싸고 있는 형태이다.

구속 감쇠처리는 구간 c에만 적용하였고, c 구간의 길이 110 mm를 기준으로 0 %, 25 %, 50 %, 75 %, 100 %에 해당하는 다섯 가지 경우를 고려하였다. 점탄성 재료의 손실계수는 온도와 진동수에 따라 변화하지만, 본 연구에서는 일정하다고 가정하였다. 해석에 사용된 재료 물성치는 표 4와 같다.

표 4. 플렉서 구성 재료 물성치

ISD112	$E = 1.76 \text{ MPa}$, $\nu = 0.49$, $\rho = 980 \text{ kg/m}^3$, $t = 0.127 \text{ mm}$
AL1050	$E = 69 \text{ GPa}$, $\nu = 0.33$, $\rho = 2705 \text{ kg/m}^3$, $t = 0.2 \text{ mm}$
TGN1010 [0]	$E_1 = 38.05 \text{ GPa}$, $E_2 = E_3 = 11.78 \text{ GPa}$, $\nu_{12} = 0.321$, $\rho = 1900 \text{ kg/m}^3$, $t = 0.125 \text{ mm}$
GEP213 [45]	$E_1 = E_2 = 11.6 \text{ GPa}$, $E_3 = 8.46 \text{ GPa}$, $\nu_{12} = 0.538$, $\rho = 1880 \text{ kg/m}^3$, $t = 0.132 \text{ mm}$
Hard Foam	$E = 54 \text{ MPa}$, $\nu = 0.44$, $\rho = 80 \text{ kg/m}^3$

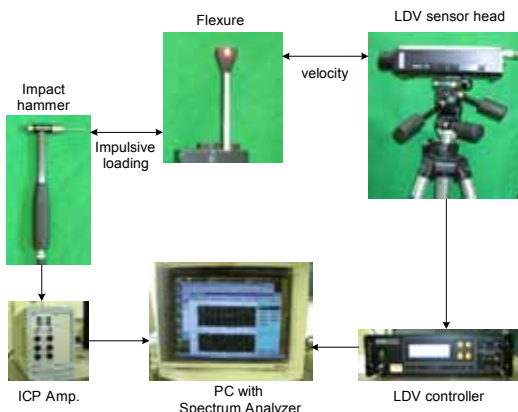


그림 6. 실험 장치도

모달 테스트는 그림 6에 도식한 바와 같이 임팩트 하중에 의한 응답을 통해 진동 특성을 분석하였다. Impact hammer의 하중 신호는 ICP 앰

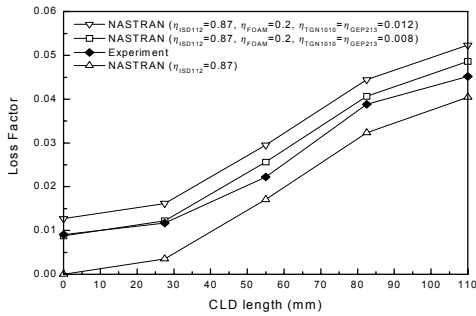
프를 거쳐 주파수 분석기로 입력된다. 진동의 측정은 플렉서 중앙 끝단으로부터 10 mm 아래쪽 지점에 비접촉식 LDV(laser doppler vibrometer)로 속도 성분을 측정하였고, LDV controller를 거쳐 주파수 분석기로 입력된다. 측정된 신호들을 이용하여 주파수 응답 함수가 계산된다. 계산된 주파수응답함수의 다항식 피팅을 통해 진동수와 감쇠값을 계산하였다.

표 5. 진동수 및 손실계수 해석, 실험 결과

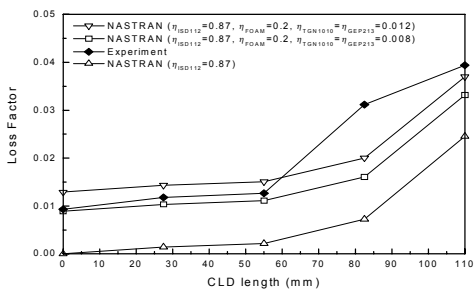
CLD length	NASTRAN			
	$f_1(\text{Hz})$	η_1	$f_2(\text{Hz})$	η_2
$\eta_{\text{ISD112}} = 0.87$				
0.0 mm	133.20	0	1277.8	0
27.5 mm	133.49	0.00351	1279.9	0.00144
55.0 mm	134.67	0.01709	1272.0	0.00220
82.5 mm	136.47	0.03233	1259.2	0.00724
110.0 mm	137.85	0.04046	1265.1	0.02454
$\eta_{\text{ISD112}} = 0.87$, $\eta_{\text{FOAM}} = 0.2$, $\eta_{\text{TGN1010}} = \eta_{\text{GEP213}} = 0.008$				
0.0 mm	133.20	0.00873	1277.9	0.00893
27.5 mm	133.49	0.01221	1279.9	0.01035
55.0 mm	134.68	0.02564	1272.0	0.01111
82.5 mm	136.48	0.04067	1259.3	0.01609
110.0 mm	137.86	0.04862	1265.2	0.03316
$\eta_{\text{ISD112}} = 0.87$, $\eta_{\text{FOAM}} = 0.2$, $\eta_{\text{TGN1010}} = \eta_{\text{GEP213}} = 0.012$				
0.0 mm	133.20	0.01272	1277.9	0.01291
27.5 mm	133.50	0.01618	1279.9	0.01432
55.0 mm	134.68	0.02953	1272.0	0.01508
82.5 mm	136.48	0.04446	1259.3	0.02003
110.0 mm	137.87	0.05233	1265.2	0.03699
Experiment				
0.0 mm	133.56	0.00906	1254	0.00932
27.5 mm	133.40	0.01169	1254	0.01180
55.0 mm	133.87	0.02220	1246	0.01264
82.5 mm	135.45	0.03880	1250	0.03120
110.0 mm	136.71	0.04520	1280	0.03940

표 5에 정리한 해석 및 실험 결과를 살펴보면, 고유진동수는 근사한 값을 보여준다. 그러나, 모든 재료 자체의 감쇠 특성을 정확히 추출하기 힘들기 때문에 구조 감쇠 특성을 정확히 예측하기는 힘들다. 점탄성 재료의 감쇠 특성만 고려할 경우 실험에 비해 낮은 손실계수 값을 얻게 되지만, 폼과 복합재 프리프레그의 감쇠를 고려하여

계산할 경우 보다 증가된 구조 감쇠 값을 얻게 된다 (그림 7). 일반적으로 복합재료 자체의 손실 계수는 10 % 내외의 값을 가지므로 이를 반영하여 계산할 경우, 실험 결과와 유사한 결과를 보임을 알 수 있다. 해석 및 실험 결과 모두 구속 감쇠 길이의 증가에 따라 손실계수가 증가하는 경향성은 동일하다. 실험 결과에서 CLD = 110.0 mm 인 경우 구속 감쇠 처리를 하지 않은 경우에 비해 첫 번째 모드 손실 계수가 400 % 증가하였음을 살펴볼 수 있다. 이때 고유진동수 변화는 크지 않으므로, 구속 감쇠 기법은 강성 증가 영향은 적고, 감쇠 증대 효과가 뛰어남을 알 수 있다. 구속 감쇠 처리를 통해 증가된 감쇠 특성은 그림 8의 주파수 응답함수와 그림 9의 잔류진동 소산 신호를 통해서도 살펴볼 수 있다.



(a) 첫 번째 모드 손실계수



(b) 두 번째 모드 손실계수

그림 7. 구속 감쇠 길이에 따른 손실계수 변화

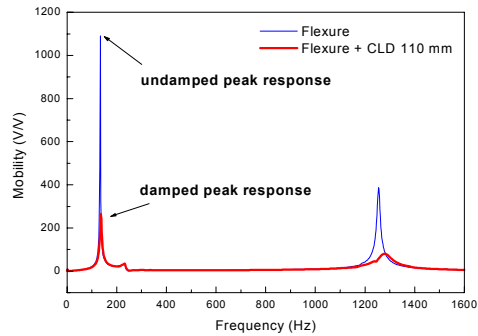


그림 8. 구속 감쇠 적용에 따른 주파수응답함수 변화

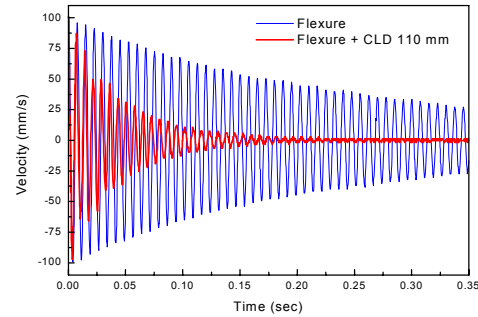


그림 9. 잔류진동 소산 신호

4. 공탄성 안정성 향상

앞 절에서 기술한 바와 같이 구속 감쇠 처리를 통해 플렉서의 구조 감쇠를 효과적으로 증가시킬 수 있었다. 이와 같이 구조 감쇠가 증가된 플렉서를 축소 무한지 로터시스템에 장착하여 공탄성 안정성에 미치는 영향을 고찰하였다. 로터시스템의 비회전 시험과 회전 시험은 그림 10의 3가지 경우에 대해 수행하였다.

case 1은 감쇠 처리를 하지 않은 경우이고, case 2는 in-plane 방향에 대해 한 쪽 면에 110.0 mm 구속 감쇠 처리를 적용한 경우, case 3는 양

쪽 면으로 각각 110.0 mm 구속 감쇠를 적용한 경우이다.

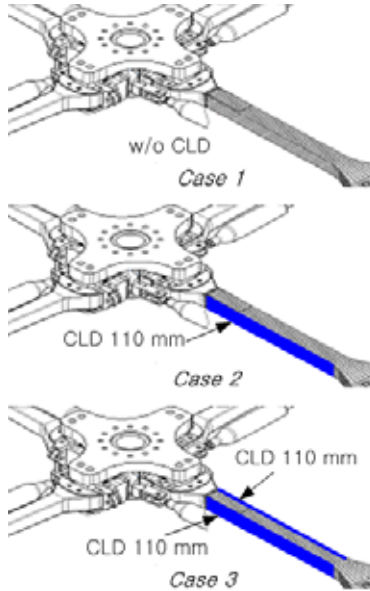


그림 10. 로터 구속 감쇠 처리

우선 비회전 시험을 통해 플렉서 부위의 감쇠 처리가 로터시스템의 진동 특성에 미치는 영향을 살펴보았다. 그림 11과 같이 주마스트의 상부를 테스트 벤치위에 고정지지 시킨 후, 블레이드 하나에 대해 in-plane 방향으로 임펄스 하중을 가한 후 플렉서 뿌리 부의 변형률을 측정하였다.



그림 11. 비회전 시험

측정된 변형률 신호로부터 리드-래그 모드 진동수와 감쇠비를 계산하여 표 6에 나타내었다.

감쇠비의 계산은 moving block analysis (MBA)를 이용하였다. case 2와 case 3의 감쇠비는 case 1에 비해 각각 8.0 % 31.3 % 증가 하였다. 구속층의 강성 증대 효과로 인해 진동수의 미소한 증가가 관찰 되지만, 감쇠 증대에 비해 강성 증가 효과는 크지 않다.

표 6. 비회전 시험 결과

	Lead-lag frequency	Lead-lag damping
case 1	4.55 Hz	0.0299
case 2	4.68 Hz	0.0323
case 3	4.74 Hz	0.0408

구속 감쇠 처리된 플렉서를 장착한 로터시스템에 대한 해석은 비회전 시험으로부터 측정된 구조 감쇠 값을 이용하여 수행하였다. 해석에는 CAMRAD II(Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamic and Dynamic) [7]를 이용하였으며, 축소 무한지 로터시스템 해석 모델의 in-plane 감쇠값으로 비회전 시험 결과를 입력하여 해석을 수행하였다.



그림 12. 회전시험 장치

로터시스템의 공탄성 안정성 시험은 외란에 대한 동적 반응을 관찰하는 것으로 in-plane 모드가 안정성에 취약한 모드로 주요 관심 대상이다. 안정성 시험은 그림 12의 GSRTS(general small-scaled rotor test system)를 사용하였다. 로터 회전속도는 780 rpm으로 설정 하였고, 일괄 피치각 -2도부터 8도 범위 내에서 시험을 수행하

였다. 로터시스템 회전 시 리드-래그 모드가 유발되도록 유압가진기로 사이클릭 피치 가진을 실시한다. 수 초간 가진한 다음, 가진력을 제거하고 자유진동 신호를 저장하여 고유진동수와 감쇠비를 계산한다. 블레이드와 플렉서의 운동을 감지하기 위해 스트레인게이지를 각 모드별로 부착하였으며 full-bridge로 구성하였다. 가진 주파수는 regressing 래그-모드 고유진동수이며, 최초에는 해석데이터를 기준으로 실시하며, 이때 측정된 고유진동수로부터 다시 2차 가진 주파수를 결정하여 회전 시험을 반복 수행한다.

표 7. In-plane 모드 해석 및 실험 결과

collective pitch (degree)	case 1		case 2		case 3	
	f (Hz)	ζ	f (Hz)	ζ	f (Hz)	ζ
CAMRAD II Analysis						
-4	8.023	0.0488	8.022	0.0512	8.018	0.0597
-2	8.039	0.0400	8.038	0.0424	8.035	0.0509
0	8.033	0.0340	8.032	0.0364	8.030	0.0449
2	8.032	0.0327	8.031	0.0351	8.028	0.0435
4	8.026	0.0344	8.025	0.0368	8.023	0.0453
6	8.023	0.0377	8.022	0.0401	8.019	0.0486
8	8.020	0.0418	8.019	0.0442	8.016	0.0528
10	8.012	0.0483	8.011	0.0507	8.008	0.0594
Rotating Test Result						
-2	6.951	0.0280	6.952	0.0301	6.954	0.0333
0	6.969	0.0240	7.010	0.0267	7.010	0.0330
2	6.945	0.0170	7.010	0.0217	7.120	0.0387
6	6.918	0.0220	6.950	0.0260	6.982	0.0309
8	6.893	0.0283	6.924	0.0304	6.871	0.0323

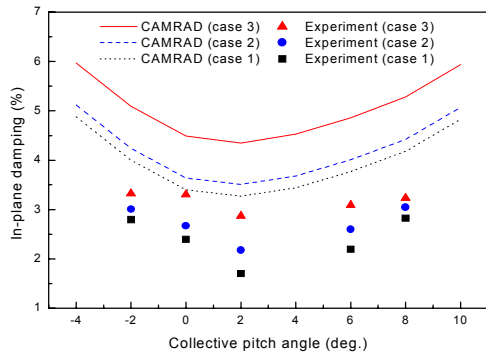


그림 13. 일괄 피치각에 따른 in-plane 감쇠비

CAMRAD 해석과 회전 시험 결과는 표 7과 그림 13에 정리 하였다. 해석으로 계산한 고유진동수와 감쇠비는 전체적으로 실험 결과에 비해 높은 결과를 보여주고 있다. 실제 로터시스템에 대한 정확한 모델링은 매우 복잡하고, 특히 탄성체 베어링 등의 영향 등은 모델링 시 정확한 특성 반영이 쉽지 않다. 이로 인해 해석과 실험 결과에서 값은 일치하지 않는 것으로 추정된다. 그러나, 해석과 실험 모두 일괄 피치각 변화와 플렉서 구조 감쇠 변화에 따른 리드-래그 모드 감쇠비 변화 경향은 유사하다.

해석결과를 살펴보면, case 1, case 2, case 3로 플렉서 구조 감쇠가 증가함에 따라 in-plane 감쇠비는 전체 일괄 피치각에서 균일하게 증가하는 특성을 보여준다. 실험결과는 감쇠비 증가 양상이 전체 일괄 피치각 범위에서 균일하지는 않지만 경향성은 유사하다. 일괄 피치각 -2도에서 8도 사이에서 평균 감쇠비 증가량을 살펴보면 case 2는 case 1에 비해 0.0031, case 3는 case 1에 비해 0.0078 만큼 증가 하였다. 감쇠비가 가장 낮은 상태는 일괄 피치각 2도 인 경우이고, 이 때의 실험 결과를 살펴보면 case 2와 case 3는 case 1에 비해 각각 27.8 %와 68.5 %의 감쇠비 증가 효과가 있음을 알 수 있다.

이상과 같이 구속 감쇠 처리를 적용한 플렉서를 장착한 경우 제자리 비행 시 in-plane 감쇠비가 증가하고, 이에 따라 공탄성 안정성이 증가함을 살펴볼 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 구조 감쇠 증대를 통한 축소 무한지 로터시스템의 공탄성 안정성 향상을 고찰 하였다. 복합재 플렉서의 구조 감쇠를 증가시키기 위해 구속 감쇠 기법을 적용하여 400 %의 감쇠 증대 효과가 있음을 해석과 실험을 통해 확인 하였다. 구속 감쇠 처리된 허브 플렉서를 장착한 로터시스템에 대한 비회전 및 회전 시험을 통해 구조 감쇠와 공탄성 안정성 증가 효과가 있음을 관찰하였다. 구속 감쇠 처리 기법은 축소 무한지

로터시스템의 구조 변경을 최소화 하면서 구조 감쇠와 공탄성 안정성을 효과적으로 증대시킬 수 있는 방법으로 유용하게 적용 가능할 것이다.

참 고 문 헌

1. Badre-Alam, A, Wang, K.W., and Gandhi, F., "Optimization of enhanced active constrained layer (EACL) treatment on helicopter flexbeams for aeromechanical stability augmentation," *Smart Materials and Structures*, Vol. 8, No. 2, 1999, pp. 182-196.
2. Koratkar, N. A. and Chopra, I., "Wind tunnel testing of a Mach-scaled rotor model with trailing-edge flaps," *Smart Materials and Structures*, Vol. 10, No. 1, 2001, pp. 1-14.
3. Willbur, M. L., Mirick, P. H., Yeager, W. T., Langston, C. W., Cesnik, C. E. S., and Shin, S.-J., "Vibratory Loads Reduction Testing of the NASA/Army/MIT Active Twist Rotor," *J. of the American Helicopter Society*, Vol. 47, No. 2, 2002, pp.123-133.
4. Kamath, G, Werely, N., and Jolly, M., "Analysis and Testing of a Model-Scale Magnetorheological Fluid Helicopter Lag Mode Damper," *53th American Helicopter Society Annual Forum*, 1997, pp. 1325-1335.
5. Cho, K.-D., Han, J.-H., and Lee, I., "Vibration and Damping Analysis of Laminated Plates with Fully and Partially Covered Damping Layers," *J. of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 19, No. 15, 2000, pp. 1176-1200.
6. Rao, D. K., "Frequency and Loss Factors of Sandwich Beams under Various Boundary Conditions," *J. of Mechanical Engineering Science*, Vol. 20, No. 5, 1978, pp. 271-282.
7. Johnson, W., *CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics*, Johnson Aeronautics, 2004.