

論文

**무한지 복합재 헬리콥터 로터 시스템의 진동 저감을 위한 점탄성
감쇠처리 해석 및 공탄성 연구**

황호연*

**Viscoelastic Damping Treatment Analysis and Aeroelasticity for
Vibration Reductions of a Hingeless Composite Helicopter Rotor
System**

Ho-Yon Hwang*

ABSTRACT

In this research, vibration reduction and aeroelastic stability of a composite hingeless rotor hub flexure with viscoelastic constrained layer damping treatment(CLDT) were investigated. The composite flexures with viscoelastic CLDT were applied to hingeless rotor system to improve the in-plane stability of the lead-lag motion causing resonance. The modal test was performed and dynamic properties(natural frequency and loss factor) were acquired. Also, complex eigenvalue analysis(SOL107) in the NASTRAN structural analysis module was performed and compared with results of the modal test. To insure aeroelastic stability, damping ratio analyses of the hingeless rotor system with CLDT were accomplished at hovering condition due to collective pitch angle changes. Satisfactory results of increasing structural damping and stability were obtained.

Key Words : Vibration Reduction(진동 저감), Constrained Damping(구속 감쇠), Hingeless Rotor(로터), Modal test(모달 시험), Aeroelasticity(공탄성)

I. 서론

최근 20년간 항공우주분야에서는 무게(weight)나 항력(drag), 유지비(maintenance cost) 등의 최소화와 제작성의 간소화 등이 주된 관심사가 되어왔다. 특히 헬리콥터의 로터 시스템은 경량화(light weighting)와 유지비 절감을 위해 리드-래그(lead-lag) 헌지와 플랩핑(flapping) 헌지를 제거한 헌지 없는 허브(hingeless hub)와 베어링이 없는 허브(bearingless hub)같은 간소한 로터 허브 설계가 이루어졌다. 이러한 간소한 허브시스-

템은 구조가 간단하여 유지비가 절감되며, 조종성이 우수하고, 수명이 긴 장점과 아울러 복합재료의 방향성을 이용할 수 있는 이점을 가지고 있다. 이와 같이 다양한 면에서 장점을 가지고 있지만, 헬리콥터에서 공력탄성학적(aeroelastic), 공력기계학적(aeromechanical)으로 가장 취약한 로터 시스템은 유연한 면내 방향(soft in-plane)을 가지며, 지면이나 공중에서 공진으로 인해 발생하는 리드-래그 모드(lead-lag mode) 진동이 동체에 전달되어 불안정하기 쉽고, 경량화로 인한 유연구조화로 가진력에 의한 과도한 진동발생의 개연성 또한 그만큼 증대됨으로 동적 안정성에 대한 연구는 더욱 중요하게 된다.

중량과 형상에 민감한 항공분야에서는 비행대상과 운용에 따라 제어방법에 여러 가지 제약조건이 발생하게 된다. 특히 회전익기 로터 시스템

* 2007년 09월 03일 접수 ~ 2007년 09월 19일 심사완료

* 정회원, 세종대학교 항공우주공학과

연락처자, E-mail: hyhwang@sejong.ac.kr

서울시 광진구 군자동 98

의 블레이드와 연결되어 플랩, 피치, 리드-래그 방향의 깃(blade) 운동을 하는 복합재 플렉서(flexures)에 보강재를 부착하여 강성(stiffness)을 변화시키거나, 무게(mass)를 증가시켜 공진점(resonance point)을 조절 또는 최적화하여 설계하는 것은 증가하는 무게에 비해 감쇠 효율성이 떨어질 수 있게 한다. 이러한 이유로 중량을 최소화하고, 감쇠를 증대시켜 소실 에너지를 극대화할 수 있는 감쇠처리가 필히 요구되며, 이를 효과적으로 제어할 수 있는 수동제어 방법으로 본 연구에서는 점탄성 감쇠처리(viscoelastic damping treatment)에 관한 연구를 수행하였다.

점탄성 감쇠처리를 하여 손실에너지를 극대화시키는 방안은 많은 연구자들에 의해 조사, 연구되어 왔다[1-9]. 연구되어 온 이들 감쇠처리방법 중에서 특히 점탄성 구속감쇠처리는 다양한 구조물로부터의 진동을 억제하기 위한 효과적인 방법으로 알려져 있으며, 초기 샌드위치 보의 해석은 적층 샌드위치 보의 해석을 위해 복소 탄성계수 개념을 정립한 Kerwin과 Ross, Ungar에 의해 수행되었다[2-5].

Lesieutre와 Lee[6]에 의해 이전의 탄성체를 이용한 구속층을 스마트 재료(piezo material)로 대체하여 능동제어를 수행한 연구가 이루어 졌다. Marcellin[7] 등은 중량을 최소화하고 감쇠계수를 높일 수 있는 부분감쇠처리를 유전자 알고리즘으로 최적화를 하였으며, 수치 결과와 실험 결과를 비교하였다. Sakiyama[8] 등은 탄성 또는 점탄성 중심부와 임의의 경계조건을 가진 샌드위치 보에 대해 자유진동해석을 수행하였다.

폴리머계열의 점탄성 구속감쇠처리를 헬리콥터의 각 시스템에 적용하게 되면 감쇠계는 비비례 감쇠계(non-proportional damped system) 즉 비선형 시스템이 되며, 구조물의 응답해석에 어려움이 발생하게 된다. 이러한 감쇠계를 효과적으로 해석하기 위해 선형감쇠로 가정하여 해석하는 여러 가지 방법들이 존재한다. 폴리머계열의 점탄성 감쇠재의 해석방법으로는 복소 고유치 해석법(Complex Eigenvalue Method), 직접 주파수 응답법(Direct Frequency Response Method), 모드 변형률 에너지(Modal Strain Energy Method) 해석방법이 제안되고 있다. 본 논문에서는 NASTRAN 상용 프로그램을 사용하여 복소 고유치 해석법(SOL107)으로 감쇠해석을 수행하였다.

이러한 해석을 기반으로, 헬리콥터의 안정성 증대를 위해서 여러 가지 안정성 시험을 병행되어야 한다. 우선, 점탄성 재료의 감쇠처리 중에서 뛰어난 감쇠를 보이는 구속감쇠처리를 축소형 복

합재 플렉서에 적용하고 모달 시험(modal test)을 수행하여 진동특성 즉 모달 파라미터(고유진동수, 감쇠비)를 구하였다. 이후 공탄성 안정성 확보를 위해 블레이드의 취약한 리드-래그 방향에 점탄성 구속감쇠처리를 하고 정지비행 시, 콜렉티브 피치(collective pitch)에 따른 감쇠비를 헬리콥터 통합해석모듈 CAMRADII를 사용하여 획득하였다. 플렉서의 진동해석과 공탄성 해석을 수행한 결과와 비교 분석하여 축소형 복합재 플렉서의 감쇠효과와 안정성을 확인하였다.

II. 폴리머계 점탄성 재료의 감쇠

2.1 점탄성 재료의 동적특성

고분자 물질의 점탄성 폴리머 재료는 점성(viscous fluid)과 탄성(elastic solid)의 특성을 나타내는 재료응답을 가진다. 탄성재료는 스프링과 같이 복원력이 뛰어나, 인장 시에 다시 원상태로 복귀하는 특징이 있으며, 반면에 같은 조건에서 점성은 퍼티(putty)와 같이 늘어난 상태 그대로 있게 되는 성질을 갖는다. 이러한 두 가지 특성으로 점탄성 재료는 가진하였을 때, 원상태로 돌아오려는 탄성적인 성질과 함께 한 주기가 더 느리게 되돌아가는 점성적인 동적특성을 갖게 된다. 또한 구조물의 구속방법과 진동변형에 따라 인장, 압축, 전단변형이 발생하게 되며, 이때 에너지를 소산하는 메커니즘을 가지게 된다. 따라서 감쇠 효과가 탁월하고 장시간의 진동뿐만 아니라 순간적인 큰 변형에도 에너지 흡수 능력이 뛰어난 재료의 특성을 나타낸다.

점탄성 거동을 보이는 고분자물질의 폴리머계 재료에는 천연고무(rubbers), 접착제(adhesives), 우레탄(urethane), 에폭시(epoxy), 아크릴(acrylics), 실리콘(silicons) 등이 존재한다. 이러한 점탄성 패치는 환경적 요인(온도, 가진 주파수, 동적 변형량, 정적 초기 하중)에 의해 물리량(손실계수, 저장계수)이 변하게 되며, 특히 점탄성 물질과 같은 고분자 물질은 주파수와 온도에 의존하는 경향을 보인다.

2.2 점탄성 재료의 선형화 모델링

구속 감쇠 처리한 점탄성 층은 대부분 휨 변형에 의한 감쇠재료의 전단변형으로 소산에너지를 일으키게 된다. 점탄성 재료에 주기적으로 작용하는 동적 응력(stress)과 변형률(strain)은 90도의 위상차를 보이며, 식 (1)로 표현될 수 있다.

$$\tau(t) = \tau_0 \sin(\omega t + \delta), \quad \gamma(t) = \gamma_0 \sin \omega t \quad (1)$$

전단 변형률은 점탄성 재료의 한층 두께에 대한 길이방향의 변형률이며, 전단응력은 재료 한 층에 작용하는 전단력을 면적으로 나눈 값으로, γ_0 는 최대 전단 변형률, τ_0 는 최대 전단 응력이며, ω 는 회전 각속도(rad/s), δ 는 자연각(rad)이다.

위 식에 의해 외부하중에 의한 점탄성 물질에 대한 선형 응력-변형률 관계는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \tau(t) &= \tau_0 (\sin \omega t \cos \delta + \cos \omega t \sin \delta) \\ &= \gamma_0 (G'(\omega) \sin \omega t + G''(\omega) \cos \omega t) \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, τ 는 전단응력이며, G' 은 전단저장계수, G'' 는 전단손실계수로 식(3)로 표현된다.

$$G'(\omega) = \frac{\tau_0}{\gamma_0} \cos \delta, \quad G''(\omega) = \frac{\tau_0}{\gamma_0} \sin \delta \quad (3)$$

전단저장계수의 특징은 전단변형과 같은 위상을 가지며, 한 주기 동안 저장되었다가 다시 회복되는 에너지로 탄성적인 성질이 결정된다. 전단손실계수는 전단변형과 90도의 위상차를 보이며, 한 주기 동안 열로써 에너지가 소산되는 절성적인 성질을 표현하게 된다.

점탄성 재료의 감쇠는 한 사이클 당 소산되는 에너지(이력곡선의 전체면적)에 대한 최대 전단변형률 에너지의 비로 표현되어진다. 따라서 점탄성 재료의 감쇠를 나타내는 손실계수(η)는 등가 감쇠비(ζ)의 2배의 값을 가지게 된다.

$$\begin{aligned} \zeta &= \frac{\pi G'' \gamma_0^2}{4\pi (G' \gamma_0^2 / 2)} = \frac{G''}{2G'}, \\ \eta &= \frac{G''}{G'} = \tan \delta = 2\zeta \end{aligned} \quad (4)$$

III. 유한요소 및 모달 해석과 시험

헬리콥터의 허브(hub)와 로터 블레이드(rotor blade)를 연결하는 플렉서(flexure)를 단순화된 모델링하여 먼저 점탄성 감쇠해석을 수행하고 그 특성을 정확히 파악한 후 정확한 형상의 플렉서와 블레이드에 대해 적용하였다.

본 연구에서 모달(Modal) 해석은 상용 소프트웨어인 MSC/NASTRAN을 사용하여 수행하였고 따라서 해석의 이론적인 근거가 되는 복소 고유치해석법(Complex Eigenvalue Method), 직접 주파수응답 해석법(Direct Frequency Response Method), 모달 변형률 에너지법(Modal Strain

Energy Method)에 대한 설명은 생략하기로 한다.

3.1. 모달 시험

무한지 로터 시스템의 복합재 플렉서의 거동과 진동특성을 확인하기 위한 모달시험을 수행하기 위해 구속층 Aluminium1050과 접착하기 편리한 테이프 형 점탄성재료 3M-ISD112를 가로, 세로 크기는 8.7 mm × 27.5, 55, 82.5, 110 mm, 두께는 각각 0.2 mm, 0.127 mm의 시편으로 제작하였다. 플렉서에 부착하여 플랩(면외)과 래그(면내)운동에 대한 구속감쇠층의 길이에 따른 동적 특성을 확인하였다.

모달실험은 충격해머를 이용하여 비교적 간단하게 테스트 할 수 있는 충격 실험을 수행하였다 (Fig. 1). 플렉서의 구속조건은 모든 자유도를 구속하기 어려우므로 허브시스템과 연결되는 부분을 위아래 양쪽면만 고정지지하였으며, 감쇠층의 구속여부에 따라 해석결과에 차이를 보이지만, 실제 감쇠층 적용 시 편리함을 위해 알루미늄과 점탄성층으로 구성된 감쇠층은 자유경계처리를 하였다. 가속도계는 플렉서의 뿌리부분에 부착하는 방법으로 충격 하중에 의한 응답에서 여러 가지 모드들의 영향을 최소화하였다.

주파수응답함수의 측정을 위해 충격해머에 의한 힘과 응답신호를 $f_s = 2^{12} Hz$ 로 샘플링 하였으며, 첫 번째 모드만을 고려하여 주파수 범위와 분해능을 결정하였다. 누수현상(leakage)을 줄이기 위해 창함수(window function)에 의해 가중되어지고, 가중된 연속값은 Fourier 해석에 의해 주파수 영역으로 전환한 스펙트럼이 된다. 시험결과로 감쇠층 길이에 따른 래그모드와 플랩모드의 고유 진동수와 손실계수를 산출하였다.

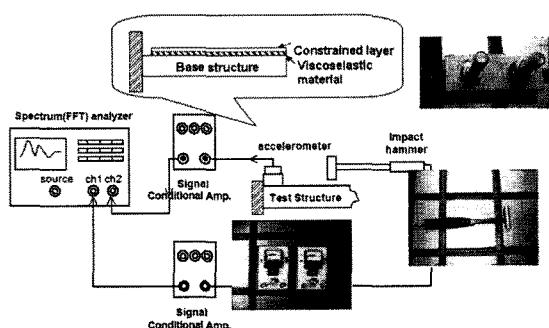


Fig. 1. Impact hammer test process

3.2. 샌드위치 보의 감쇠해석

점탄성층을 포함한 샌드위치 보는 참고문헌[11]의 M.L. Soni가 사용한 형상과 물성 데이터를 사용하였다. 샌드위치 보는 $25.4\text{ mm} \times 117.8\text{ mm}$ 의 크기로 Fig 2와 같이 탄성층/점탄성층/탄성층으로 구성되어 있다.

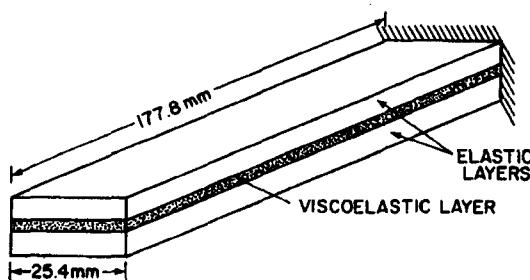


Fig. 2. Elastic and viscoelastic layer of a sandwich beam

유한요소모델은 Isomesh로 모델링하였으며, Node 336개, Element 180개를 사용하였다. 한쪽 끝단을 고정지지하여 감쇠해석을 수행하였다. 탄성층과 점탄성층의 물성 데이터는 Table 1과 같다.

샌드위치 보는 6차미분방정식을 이용한 염밀해와 본 연구에서 감쇠해석에 사용하는 복소 고유치 해석법으로 구한 해와 비교하였다. 해석결과 고유진동수와 손실계수는 Table 2에 제시하였다. 염밀해와 비교하여 고유진동수는 약 $1\% \sim 1.5\%$ 해석 값이 높게 나타나며, 손실계수는 $1\% \sim 2\%$ 정도 염밀해가 높게 나타남을 확인하였다. 또한 손실계수가 커질수록 모달 복소수 고유치 계산법이 직접 복소수 고유치 계산법보다 염밀해와 큰 오차율을 보였다. 검증결과 직접 복소 고유치 해석법(SOL107)이 작은 오차율로 거의 유사한 결과를 확인할 수 있었다.

Table 1. Material properties and geometry of a sandwich beam

탄성층 (Al)	$E = 69.0\text{ GPa}$, $\nu = 0.3$, $\eta = 0$ $\rho = 2800\text{ kg/m}^3$ thickness = 1.524 mm
점탄성층 (3M-ISD 468)	$E = 2.1\text{ MPa}$, $\nu = 0.499$, $\eta = 0.1$ $\rho = 970\text{ kg/m}^3$ thickness = 0.127 mm
탄성층 (Al)	$E = 69.0\text{ GPa}$, $\nu = 0.3$, $\eta = 0$ $\rho = 2800\text{ kg/m}^3$ thickness = 1.524 mm

Table 2. Natural frequencies and loss factors for different modes

η	Reference		NASTRAN	
	Sixth-order theory		CEM(MODAL)	
	f(Hz)	η	f(Hz)	η
$\eta = 0.1$				
1 mode	64.08	0.2815	64.29	0.2812
2 mode	296.4	0.2424	298.1	0.2419
3 mode	743.7	0.1540	752.3	0.1531
4 mode	1394	0.0889	1423	0.0872
5 mode	2261	0.0573	2338	0.0562
$\eta = 0.3$				
1 mode	64.43	0.2723	64.29	0.281
2 mode	297.0	0.2399	298.1	0.242
3 mode	744.1	0.1538	752.3	0.153
4 mode	1394	0.0888	1423	0.087
5 mode	2261	0.0572	2338	0.0562

3.3 허브 플렉서의 유한요소모델링

헬리콥터 허브 플렉서의 감쇠 시스템의 해석은 MSC/NASTRAN 상용프로그램을 사용하였으며, 비비례 감쇠시스템을 선형화하여 계산하는 복소수고유치해석법(SOL107)으로 수행하였다. 허브 플렉서의 감쇠해석을 수행하기 위해서 node는 7218개, CHEXA element는 5316개를 갖는 요소모델링을 하였으며(Fig. 3), 점탄성 감쇠층과 알루미늄 구속층은 Fig. 4와 같이 플렉서의 면외방향과 면내방향 표면에 요소를 생성하였다. 복합재는 각각의 단층(lamina)의 집합체인 적층판(laminate)을 구성하게 된다. 허브 플렉서의 외피

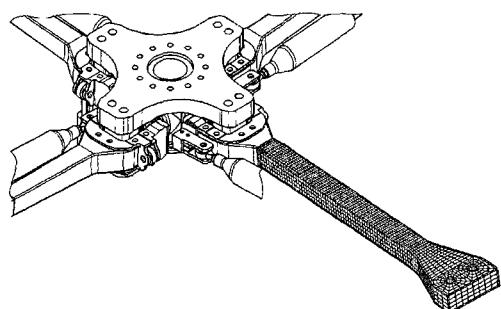


Fig. 3. Finite element modeling of a flexure

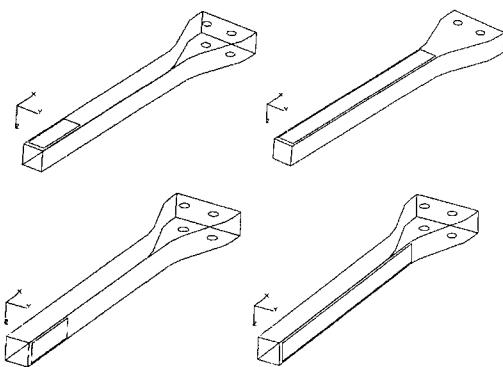


Fig. 4. Flexures with CLDT (out of plane, in-plane) 25%, 100% side layer

는 UD glass(TSN1010)와 glass fabric(GEP213)로 구성된 8개의 단층으로 적층되어 있으므로 적층 판의 집합인 PCOMP card를 사용하여 적층 모델링 하였으며, 각 단층은 3차원 직교 이방성(orthotropic) 재료특성을 갖는 MAT9 card를 사용하여 적용하였다. 또한 플렉서의 폼(foam)과 부시(bush)는 등방성(isotropic) 재료로서 MAT1 card를 사용하여 물성 데이터를 적용하였다. 복합재료는 방향성을 갖는 재료로서 요소모델링에 로컬 좌표(local coordinate)를 생성하여 적층모델을 완성하였다.

복합재의 구조감쇠(structural damping)는 일반적으로 적층각과 적층개수에 따라 다양한 범위의 값을 갖게 된다. 따라서 UD glass[0°]와 glass fabric [±45°]_{2s}로 구성된 허브 플렉서의 구조감쇠비는 적층개수와 적층각을 고려하여 추정된 값을 사용하였으며, 폼(foam)의 감쇠비는 0.1, 점탄성감쇠재료의 구조 감쇠비는 0.87를 사용하였다. 허브 플렉서의 복합재 물성 데이터는 Table 3과 Table 4에 제시하였다.

Table 3. Properties of Isotropic Material

Material	E(Mpa)	ν	G(Mpa)	$\rho(kg/mm^3)$
3M' ISD112 (Loss Factor = 0.87)	1.76	0.49	0.59	9.8e-7
Al 1050	69,000	0.33	45,885	2.705e-6
Hard Foam (AIREX R82.80)	54	0.44	23	8.0e-8

Table 4. Properties of composite material

Material	E_{11} (Mpa)	ν_{12}	G_{12}	ρ (kg/mm ³)
	E_{22}	ν_{23}	G_{23}	
	E_{33}	ν_{31}	G_{31}	
UD glass (glass/epoxy TSN1010)	38050 11780 11780	0.321 0.321 0.321	4740 4740 4740	1.90e-6
glass fabric (GEP213)	32907 14381 8450	0.224 0.224 0.054	3766 3766 3766	1.88e-6
UD_carbon (TSN1210)	117640 7840 7840	0.321 0.321 0.025	3690 1850 3690	1.60e-6

3.4. 허브 플렉서의 감쇠해석

허브 플렉서의 감쇠해석을 위해 네 가지 해석 방법으로 점탄성 감쇠처리된 플렉서의 감쇠특성을 연구하였다. 첫 번째로 플렉서의 면외, 면내방향에 구속감쇠총 길이변화에 따른 각 모드의 영향을 확인하였다. 두 번째는 구속감쇠처리를 각 방향에 단면처리를 한 경우와 양면처리를 한 경우에 대한 해석을 수행한 후, 두 결과를 비교하고 구조감쇠의 증가효과를 검토하였다. 세 번째로는 알루미늄1050 구속총의 두께증가의 경우를 연구하였고, 마지막으로는 구속총을 복합재로 대체하는 해석방법을 통해 구조감쇠의 증대효과와 진동 특성을 예측하였다.

3.5. 결 과

3.5.1. 플랩과 래그모드의 구속감쇠총 길이변화에 따른 영향

복소 고유치 해석법을 통한 플랩 방향의 단면 처리된 구속감쇠총 길이변화에 따른 고유진동수와 손실계수를 Table 5에 제시하였다. 모달시험에서 구한 손실계수와 감쇠해석을 통한 손실계수는 약 1~7%의 오차율을 확인할 수 있었다(Fig. 5).

또한 해석에 의한 손실계수가 모달시험보다 높게 나타나고, 각 모드에서는 플랩모드에 비해 래그모드가 좀 더 높게 나타나는 양상을 보였으며 전체적으로는 시험과 유한요소해석에 의한 결과가 잘 일치함을 알 수 있었다. 알루미늄1050 구속총의 길이변화(27.5mm, 55mm, 82.5mm, 110mm)의 영향은 55mm에서 80~100% 큰 증가율을 나타내며 이후로 급격하게 증가율이 감소됨

을 살펴 볼 수 있었다. 이러한 결과는 Fig. 6에서 확인할 수 있으며, 부분감쇠처리를 적용할 경우, 흔 현상이 크게 나타나는 위치에 감쇠처리를 하였을 때 효과적임을 예측할 수 있었다.

Table 5. Natural frequencies and loss factors due to changes of layer length

Length of constrained Layer	1st Bending mode			
	Thickness 0.2mm		Thickness 0.35mm	
	w	η	w	η
without layer	133.20	0.0127	133.20	0.0127
$l_v = 27.5 \text{ mm}$	133.50	0.0162	133.51	0.0163
$l_v = 55 \text{ mm}$	134.79	0.0293	134.86	0.0312
$l_v = 82.5 \text{ mm}$	136.84	0.04296	137.11	0.0494
$l_v = 110 \text{ mm}$	139.12	0.0491	139.66	0.0605

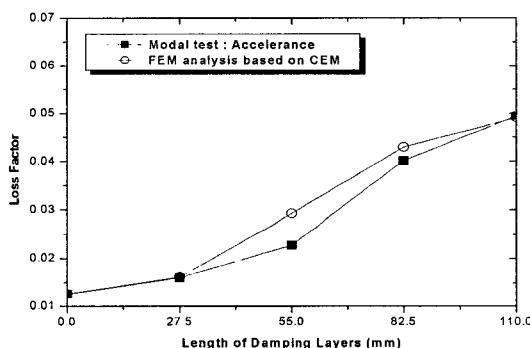


Fig. 5 Comparing FEM analysis with modal test of flap mode

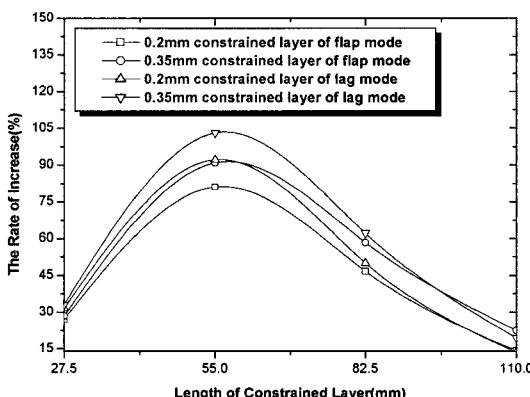


Fig. 6. The rate of increase due to changes of constrained layer thickness (lag and flap modes)

Fig. 7은 구속감쇠층의 길이증가에 따른 주파수 영역에서의 저감된 크기를 도시하였으며 Fig. 8에서는 100%단면 구속감쇠처리와 비 감쇠구속 처리의 시간영역에서의 소산되는 진동신호를 도시하였다.

3.5.2. 단면과 양면구속감쇠처리 비교

플랩과 래그방향으로 길이변화를 주었을 때, 양면과 단면 구속감쇠처리의 구조감쇠 증대를 비교하였다. 예상대로 래그모드에서는 양면처리 시 단면처리를 기준으로 하여 길이변화에 따라 약 20~60%의 감쇠증가를 보였다. 플랩모드에서는 약 20~70%의 증가율을 관찰 할 수 있으며, 110 mm 길이의 각각 모드에서 60%, 70%의 가장 큰 증가율을 보였지만, 양면처리 시 단면처리에 비해 100%의 증가율에도 미치지 못함을 알 수 있었다(Fig. 9).

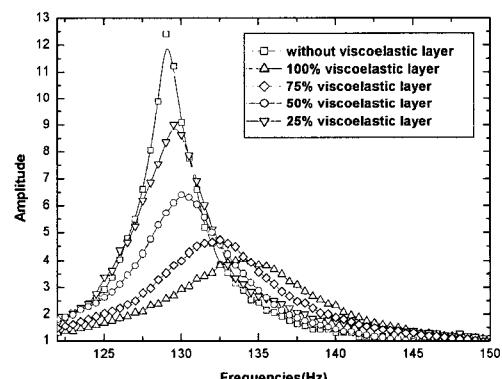


Fig. 7. Modal test : magnitude vs frequencies

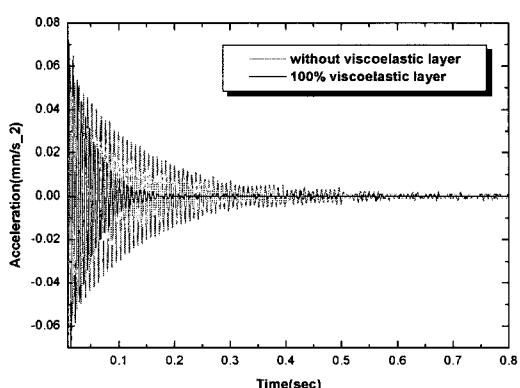


Fig. 8. Modal test : magnitude vs time

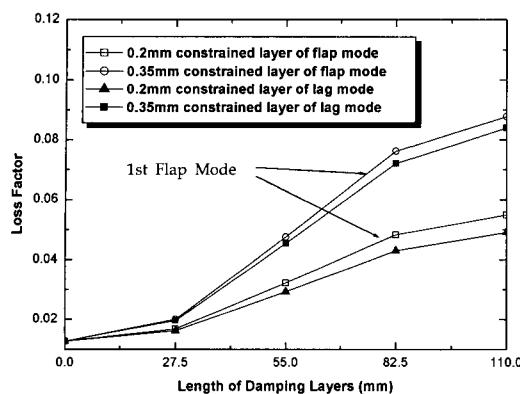


Fig. 9. Comparing loss factors of side layer with both layers (lag and flap mode)

3.5.3. 구속층 두께증가에 따른 영향

알루미늄1050 구속층의 두께를 0.2 mm, 0.35 mm, 0.5 mm로 0.15 mm씩 증가시키면서 감쇠를 측정하였으며, 알루미늄1050 구속층과 복합재(UD carbon) 구속층의 비교를 위해 0.5mm와 1mm 두께에 대한 손실계수를 산출하고 두께의 영향에 대해 조사하였다. Fig. 10에 복소수 고유치 해석법을 사용하여 단면구속감쇠 처리된 층의 두께에 따른 손실계수를 도식하였다.

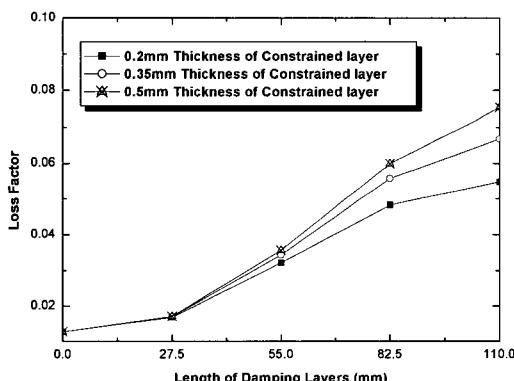


Fig. 10. Loss factors of flexures due to changes of constrained layer thickness

두께 0.35 mm 구속층의 길이변화에 따른 손실계수 증가율은 0.2 mm 구속층의 손실계수와 비교하여 1~20%의 증대를 보이며, 0.5 mm 구속층은 0.35 mm 구속층과 1~13%의 증가율을 보였다. 0.15 mm 두께증가에 따른 증가율은 일정하지 않고 점차적으로 감소하는 현상을 보였다.

또한 길이변화에 따른 구조감쇠는 선형적으로 증가하는 반면 구속층 두께증가에 따른 구조감쇠는 질량에 비해 작은 감쇠량의 증가를 관찰할 수 있었다.

3.5.4. 복합재 구속층의 영향

구속층에 사용된 복합재는 인장과 굽힘에 큰 강성을 보이는 UD_carbon[carbon/epoxy UD prepreg(TSN1210)]을 적용하였으며, 그 두께는 0.5mm와 1mm만을 고려하여 해석을 수행하였다. Table 4에 제시된 UD carbon의 물성 데이터를 적용하였다.

Fig. 11은 두께 0.5 mm와 1 mm에서의 알루미늄1050과 복합재(UD carbon)의 손실계수를 비교하였다. 두께 0.5 mm에서 UD carbon 구속층을 적용한 플렉서의 손실계수는 알루미늄1050보다 약 9%의 증가율을 확인 할 수 있으며 두께 1 mm의 손실계수는 약 6%의 증가율을 보였다. 동일한 두께에서 알루미늄1050의 밀도 2.7 $\mu \text{kg/mm}^3$ 에 비해 $1.6\mu \text{kg/mm}^3$ 의 밀도를 가지는 복합재 UD carbon은 감쇠효과가 뛰어남을 알 수 있었다.

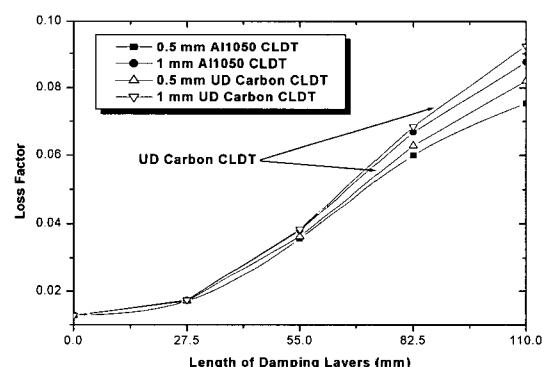


Fig. 11. Comparing loss factors of flexures applied UD carbon with aluminium 1050

IV. 공탄성 안정성 해석

힌지 없는 로터 시스템의 플렉서는 허브 시스템과 로터 블레이드를 연결하는 구조물로 블레이드의 뿌리부분의 플랩, 리드-래그, 피치운동을 하는 주요한 역할을 한다[12]. 최근 플렉서는 초경량, 고강도 섬유강화 복합재로 구성되어, 적층각과 적층순서를 테일러링(tailoring) 함으로써 강도

및 강성, 구조감쇠 등을 시스템의 기능에 맞추어 태일러링 할 수 있으며, 이러한 장점을 이용해 리드-래그 방향의 진동제어에도 사용하고 있어 기계적이 리드래그 댐퍼에 비해 증가하는 무게 대비 감쇠 효율성을 높일 수 있을 것으로 기대된다.

공탄성 안정성 해석을 수행하기 위한 회전의 시스템은 축소 차세대 로터 블레이드(NRSII), 축소 허브 플레이트(NRSH), 축소 허브 플렉서, 회전 /비회전 스와시 플레이트(Non-rotating/rotating Swash plate)로 구성되어 있다[14]。

공탄성 안정성 해석을 수행하기 위해 지름은 1066.7 mm, 허브 플렉서의 길이는 202.2 mm의 축소형 로터 시스템을 사용하였다. 또한 비회전 시 로터 블레이드의 임팩트 실험을 수행하여 래그모드의 고유진동수와 감쇠비를 획득하였으며, 블레이드의 비회전시 모달 감쇠비를 적용하여 앞서 제시된 트림조건과 해석방법으로 진동해석을 수행하였다.

4.1. 공탄성 안정성 해석

헬리콥터의 구조적, 공기역학적 안정성 확인을 위한 여러 가지 시험과 해석으로는 공탄성 안정성시험, 지상공진시험, 공중공진시험, 성능시험, 후류시험들과 이에 따른 해석방법들이 존재하며, 본 연구에서는 상용 소프트웨어인 CAMRADII를 사용하여 공탄성 안정성 해석만을 수행하여 안정성 증대를 예측하였다.

무한지 로터 시스템의 정지비행 시, 착륙장치의 연동이 배제된 상태에서 운용 회전수 780rpm 속도조건으로 공탄성 안정성 해석을 수행하였다. 비 구속감쇠처리(CASE1)와 허브 플렉서의 단면(CASE2)과 양면(CASE3) 구속감쇠처리 시, 헬리콥터의 추력을 발생시키는 콜렉티브 피치각(collective pitch angle)을 -2°, 0°, 2°, 4°, 6°, 8변화를 주었으며, 일괄 피치각에 따른 허브 플렉서의 래그모드의 고유진동수와 감쇠비를 산출하였다.

4.2. 공탄성 안정성 해석결과

점탄성 재료를 적용하지 않은 허브 플렉서의 해석결과(CASE 1)에서는 감쇠처리의 효과를 배제한 순수 공기력과 로터시스템의 구조감쇠에 의한 시스템 감쇠로써 Fig. 12와 같이 포물선의 형태를 보이며, 0°~2까지 감소하는 양상을 보이지만, 전체적으로 피치각이 증가함에 따라 감쇠비도 증가하는 경향을 보였다. 점탄성 재료를 플렉서의 래그방향으로 단면만 부착한 경우(CASE2), CASE 1과 유사한 경향을 보였다. 또한

감쇠처리를 하지 않은 경우와 비교하여 각 피치각에서 21.35%, 25.17%, 26.67%, 25.68%, 23.17%, 20.77%의 변화율을 보였으며, 2에서 변화율이 가장 크게 나타났다. 점탄성 재료를 플렉서의 래그방향으로 양면부착한 경우(CASE3), 감쇠처리를 하지 않은 경우와 비교하여 각 피치각에서 40.73%, 48.32%, 50.88%, 48.99%, 44.21%, 39.89%의 변화율을 보였으며, 동일하게 2에서 변화율이 가장 크게 나타났다. CASE 3의 감쇠비는 CASE 1보다 전체적으로 약 1.4~1.5배 정도의 감쇠증대를 보였다.

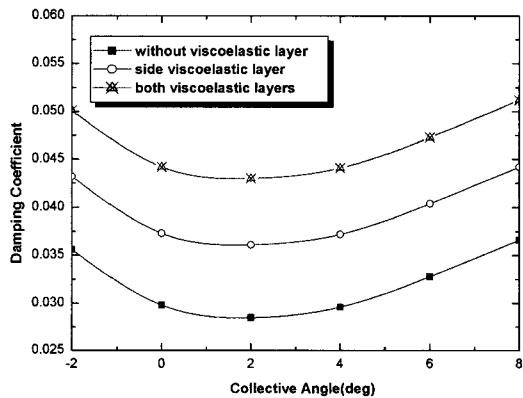


Fig. 12. Comparing damping ratios of CASE 1, 2, 3 due to changes of collective angle

V. 결 론

본 연구에서는 고감쇠 특징을 갖는 점탄성 재료의 기본특징과 거동을 살펴보았으며, 구속감쇠처리를 한 헬리콥터 로터 허브 플렉서의 감쇠해석과 모달시험을 수행하였다. 그 결과 플렉서의 면외(out of plane)와 면내(in plane) 감쇠효과가 탁월하며, 에너지 흡수율이 뛰어남을 알 수 있었다.

점탄성감쇠재를 이용한 샌드위치 보의 유한요소모델링과 진동해석을 상용프로그램 MSC/NASTRAN의 복소고유치해석법(SOL107, 110)으로 수행하였으며, 참고문헌에서의 염밀해석과 비교하여 유사한 결과를 확인할 수 있었다.

고 감쇠의 특징을 가지는 점탄성재료를 플랩방향/래그방향에 대한 단면/양면으로 길이 방향에 따라 구속감쇠처리 하였으며, 각각의 경우에 대한 모달시험과 복소고유치해석(SOL107)을 통해 래그방향과 플랩방향의 굽힘변형에 의한 소산에 너지, 즉 감쇠증대를 확인하였다. 모달시험과 해

석결과는 유사한 결과를 보였으며, 감쇠층의 길이에 따른 고유진동수는 거의 변화를 보이지 않았지만, 점탄성 구속감쇠처리 후에 손실계수는 4~5배 정도 증가함으로써 구속감쇠처리기법의 구조감쇠증대를 확인하였다. 또한 동일한 두께에서 알루미늄1050 구속층보다 복합재(UD carbon) 구속층의 구조감쇠가 좀 더 높게 나타남을 확인하였으며, 중량에 비해 복합재(UD carbon)가 구속층의 안정성 증대에 효과적임을 알 수 있었다. 무한지 로터 시스템의 비회전 시 점탄성 구속감쇠처리를 하지 않은 경우(CASE 1)와 점탄성 구속감쇠처리를 단면만 한 경우(CASE 2), 점탄성 구속감쇠처리를 양면으로 한 경우(CASE 3)에 대해 수행되었으며, 랜드모드 감쇠비는 CASE 1과 CASE 2와 비교하여 약 27%, CASE 1과 CASE 3와 비교하여 약 1.6배(59%)정도 감쇠증대를 확인할 수 있었다.

무한지 로터시스템의 축소형 복합재 허브 플레셔에 점탄성 구속감쇠처리를 하여 공탄성 안정성 시험을 수행한 결과, CASE 1을 통해 로터 시스템의 공기력에 의한 감쇠를 확인할 수 있었으며, CASE 2는 CASE 1과 비교하여 약 23.8%, CASE 3는 CASE 1과 비교하여 약 45.5%정도 감쇠증대를 확인할 수 있었다.

후 기

이 논문은 2006년 정부(교육인적자원부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임"(KRF-2006-013-D00204)

참 고 문 현

- [1] 조기대, "점탄성 재료 및 ER 유체를 이용한 복합재 구조물의 진동 저감," 박사학위논문, 한국과학기술원, 2000.
- [2] Ross, D. and Kerwin, E. M., "Damping of flexural vibration in plates by free and constrained viscoelastic layers," Bolt, Beranek and Newman Inc., May 1959, Report no. 623.
- [3] Kerwin, E. M., "Damping of flexural waves by a constrained viscoelastic layer," the Journal of the Acoustical Society of America, July, 1959, 952-962.
- [4] Kerwin, E. M. and McQuillan, R. J., "Plate damping by a constrained viscoelastic layer: partial coverage and boundary effects," Bolt, Beranek and Newman Inc., June 1960, Report no. 760.
- [5] Ungar, E. E. and Kerwin E. M., "Loss factors of viscoelastic systems in terms of energy concepts," Journal of the Acoustical Society of America, vol. 34, 1962, pp. 954-957.
- [6] Lesieutre, G. and Lee, U., "A Finite Element for Beams Having Segmented Active Constrained Layers with Frequency-Dependent Viscoelastics," Journal of Smart Material Structure, Vol 5, 1996, pp. 615-627.
- [7] Marcellin, J. L., Shakhesi, S., and Pourroy, F., "Optimal Constrained Layer Damping of Beams : Experimental and Numerical Studies," Shock and Vibration, June 6, 1995, pp.445-450.
- [8] Sakiyama, T., Matsuda, H., and Morita, C., "Free Vibration Analysis of Sandwich Beam With Elastic or Viscoelastic Core by Applying the Discrete Green Function," Journal of Sound and Vibration, Vol. 191, No. 2, 1996, pp. 189-206.
- [9] 김두훈, "풍하중 및 지진에 의한 건물 진동 저감을 위한 점탄성 댐퍼의 특성", 고무기술 제2권, 제 1호, 2001.
- [10] "MSC/NASTRAN V70 Advanced Dynamic Analysis" MSC/NASTRAN User Manual.
- [11] Soni, M. L., and Bogner, F. K., "Finite Element Vibration Analysis of Damped Structures," AIAA JOURNAL, Vol. 20, No. 5, 1982, pp. 700-707.
- [12] "축소 로우터 시험기술 고도화 연구", 한국항공우주연구원, 연구보고서, 2001.
- [13] Kang, H., Smith, E. C., Lesieutre, G. A., "Helicopter Blade Lag Damping Using Embedded Chordwise Absorbers," AHS Annual Forum, Washington, DC, May 9-11, 2001.
- [14] "차세대 헬리콥터 로우터 시스템의 개발(NRS)", 한국항공우주연구원, 연구보고서, 2003.