

論文

첨단 복합재료 회전익의 동적 안정성에 관한 연구

정성남* · 김경남** · 김승조***

A Study on the Dynamic Stability of Advanced Composite Rotor Blades

Sung-Nam Jung*, Kyung-Nam Kim** and Seung-Jo Kim***

ABSTRACT

In this paper, the dynamic responses, hub loads, and aeroelastic stability in coupled trim condition are investigated for composite hingeless rotor blade in forward flight. The spar of composite rotor blade is idealized as a laminated thin-walled box beam and non-classical structural effects such as transverse shear, torsion warping and in-plane ply elasticity are considered. The shear correction factors capable of describing the coupling behavior of bending-shear and extension-shear are introduced here to consider the distribution of shear across the beam section. Aerodynamic forces acting on the blades are calculated by two dimensional quasi-steady strip theory and Dress linear inflow model is used for the distribution of steady induced inflow. Compressibility and reversed flow effects are also incorporated. The governing nonlinear differential equations of motion for extension, flap and lag bending, and torsion of the blades are derived by using a finite element formulation based on Hamilton's principle. Results for the effects of elastic couplings and planform taper on blade responses, hub loads, and lag mode stability behavior are presented. The inplane lag motion is shown to be significantly influenced by the introduction of the elastic couplings, such as pitch-lag, pitch-flap, and tension-pitch couplings for the elastically tailored composite rotor.

초 록

본 연구에서는 전진비행시 무힌지 복합재료 회전익의 동적 거동 및 허브하중, 공력 탄성학적 안정성 등을 자유비행 동체 평형 상태에서 구하였다. 복합재료 로우터 회전익의 스파는 얇은 상자형 보로 모델링하였으며, 두께방향의 전단변형 효과, 비틀림 워핑, 면내 2차원효과 등과 같은 비고전적 효과들을 고려하였다. 복합재료 보 단면에서의 전단응력 분포를 고려하기 위하여 굽힘-전단과 인장-전단 연성을 기술할 수 있는 전단보정계수를 도입하였다. 회전익에 작용하는 공기력은 2차원 준정상 공기력이론을 이용하여 구현하였으며, 유입비 모델은 Drees의 선형 유입모델을 이용하였다. 압축성 효과 및 역류효과 또한 고려하였다. 인장, 운동 평면 내외의 굽힘 및 전단, 그리고 비틀림이 연성되어 나타나는 회전익의 동적 거동에 대한 비선형 방정식은 Hamilton의 원리에 입각한 유한요소법을 이용하여 유도하였다. 복합재료 연성 및 평면 테이퍼가 블레이드 거동과 허브하중, 그리고 래그 모우드의 안정성에 미치는 영향을 고찰하였다. 유한요소 해석

* 전북대학교 우주항공공학과

** 대한항공 항공기술연구원

*** 서울대학교 항공우주공학과

결과 탄성학적 테일러링에 의한 피치-래그, 피치-플랩, 인장-피치 연성효과가 래그 운동에 매우 큰 영향을 줄 수 있음을 보였다.

기 호 설 명

$F_{x_H}, F_{y_H}, F_{z_H}$: Hub 작용 힘 성분
 $M_{x_H}, M_{y_H}, M_{z_H}$: Hub 작용 모멘트 성분
 α_s : 종 방향 동체 경사각
 $\varepsilon_{xx}, \varepsilon_{x\eta}, \varepsilon_{x\zeta}$: 변형률 성분
 ϕ_s : 횡 방향 동체 경사각
 Λ : 평면 테이퍼비

$\lambda_{\eta}, \lambda_{1c}, \lambda_{1s}$: 유입비 성분
 θ_0 : 일팔 피치각
 θ_{1c}, θ_{1s} : 주기 피치각 성분
 θ_{tail} : 꼬리 로우터 피치각
 $\gamma_{xx}, \gamma_{x\eta}, \gamma_{x\zeta}$: Cauchy 응력 성분
 ψ : 방위각

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 무게비 강성 및 강도 특성이 우수하여 일찌기 항공우주 구조물에 적용되기 시작하였으며, 최근까지 그 응용 범위는 확대 일로에 있다. 특히, 회전익 항공기 분야에서 복합재료의 응용은 매우 활발하여 고전적인 힌지 구조들을 제거한 무힌지 로우터나 무베어링 로우터가 출현하는 등, 눈부신 기술적인 진보가 있었다. 이러한 첨단 복합재료 회전익 블레이드 해석에 관한 연구 또한 80년대 중반 이후부터 현재까지 꾸준히 이어져 왔다.

Panda 등[1]은 전진비행시 복합재료 회전익의 공력탄성학적 안정성에 대한 해석 연구를 유한요소법을 이용하여 수행하였다. 이 연구는 복합재료 보의 비고전적 효과들을 대부분 무시한 Hong 등[2]의 단순 변형기하를 이용하고 있으나, 복합재료의 적층각을 이용한 진동 감쇠 연구의 가능성을 보여 주었다. Smith 등[3]은 이 연구를 확장하여 단면의 횡 전단 변형 효과와 위핑 등의 비고전적 효과들을 고려하고, 특정한 적층 구조를 갖는 복합재료 블레이드에 대해 공탄성 해석을 수행한 바 있다. 더 나아가 Jung 등[4,5]은 복합재료 단면에서 포물선 형태를 갖는 전단응력 분포를 고려하여 정지비행시 복합재료 블레이드에 대한 공탄성 해석을 수행하였으며, 이때 Cowper[6]가 등방성 단면에 대해서 유도한 바 있는 전단보정계수를 도입하였다. 최근, Kim 등[7]은 사각 단면 및 얇은 상자 단면을 갖는 복합재료 보에 대해 전단변형 에너지의 등가성에 입각하여 탄성학적 접근 방식으로 전단보정계수를 결정하기 위한 연구를 수행하

였다.

이상의 헬리콥터 블레이드 공탄성에 대한 연구는 주로 보의 변형의 크기를 미리 가정하고 이들의 상대적 차수를 결정해서 고차 비선형 항을 체계적으로 제거해 가는 이른바 적정변형 보 이론을 적용시킨 연구 결과들이다. Rand[8]는 유한개의 급수함수를 이용하여 비틀림 및 굽힘에 의해 유발되는 단면위핑을 고려하여 복합재료 블레이드의 동적 거동을 살펴보았으며, Fulton 등[9]은 대변형 보 이론에 입각하여 정지비행시 복합재료 회전익의 공탄성 거동을 살핀 바 있다. 하지만, 적정변형 보 이론과 대별되는 이러한 연구는 아직 정지비행 해석이나 블레이드의 변형 거동 기술에 국한되어 있는 등, 보다 체계화된 연구가 요구되며, 현재까지 헬리콥터 공탄성 해석의 주류는 적정변형 이론에 입각하고 있는 실정이다.

본 연구에서는 유한요소법을 적용하여 전진비행시 복합재료 블레이드의 공력 탄성학적 안정 특성을 고찰하였다. 구조 모델은 Jung 등[4]의 연구에 기초하며, 전단변형 효과와 단면 위핑, 단면의 이차원 효과 등을 고려한다. 복합재료 보 단면의 전단응력 분포를 고려하기 위하여 굽힘-전단 및 인장-전단 거동을 기술할 수 있는 전단보정계수를 도입하여 해석의 정확도를 제고한다. 블레이드에 작용하는 공기력은 준정상 공기력 이론으로부터 구하며, 전진면의 압축성 효과와 후진면의 역류효과 등을 고려한다. 블레이드는 로우터의 특성을 유지하면서 적절한 구조적 연성을 갖도록 대칭 및 반대칭으로 적층하며, 각각의 연성 효과가 극명하게 나타나도록 배열해서 실제 블레이드 설계시 유용한 자료로 활용 가능하도록 한다.

2. 운동방정식의 구성

본 연구에서는 헬리콥터를 강체로 만들어진 동체와 N_b 개의 탄성 변형을 하는 블레이드로 가정하였다. 각각의 블레이드는 탄성축을 따라 신장(u), 플랩(w), 래그(v) 그리고 비틀림(θ) 거동을 고려할 수 있도록 구성하였다. 블레이드 구조는 얇은 판으로 구성된 단일 셀 상자형 보 형태로 모델링하였으며, 블레이드에 작용하는 대부분의 구조 하중을 감당한다고 가정하였다. Fig. 1은 본 연구에서 이용한 블레이드 변형 전후의 기하와 좌표계를 보여주고 있다.

그림에 나타난 바와 같이 블레이드의 변형을 기술하기 위한 좌표계는 비회전 허브 고정 좌표계 $X_H - Y_H - Z_H$, 허브 회전 좌표계 $X - Y - Z$, 블레이드의 변형전 좌표계 $x - y - z$, 그리고 변형후 좌표계 $\xi - \eta - \zeta$ 로 구성되어 있다. 이때, 변형전 좌표계 $x - y - z$ 는 허브 회전 좌표계와 초기 원추각 β_0 의 각도에 있다. 한편, 래그 변위와 플랩 변위는 각각 굽힘 변형과 두께 방향 전단변형에 의한 합성분으로 표시한다. 이를 수식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} v &= v_b + v_s \\ w &= w_b + w_s \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 하첨자 b 는 굽힘변형을 나타내고, s 는 전단변형 성분을 나타낸다.

블레이드의 지배 운동 방정식은 아래와 같은 Hamilton의 원리를 적용하여 구한다.

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W_e) dt = 0 \quad (2)$$

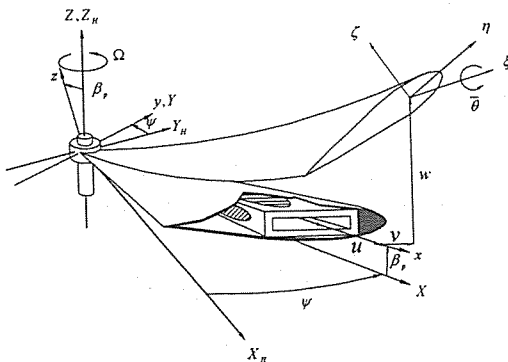


Fig. 1. Rotor blade coordinate systems and geometry.

이때, t_1, t_2 는 임의의 시간을 나타내며, $\delta U, \delta T, \delta W_e$ 는 각각 변형도 에너지의 변분, 운동 에너지의 변분, 그리고 비보존 공기력에 의한 에너지의 변분식을 나타낸다. 위식의 에너지 성분들은 각각 다음의 변분식을 통하여 블레이드 변위에 대한 성분식으로 유도될 수 있다[4].

$$\delta U = \int_0^R \int_A (\sigma_{xx} \delta \epsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \delta \epsilon_{x\eta} + \sigma_{x\zeta} \delta \epsilon_{x\zeta}) dA dx \quad (3a)$$

$$\delta T = \int_0^R \rho V_b \cdot \delta V_b dv \quad (3b)$$

$$\delta W_e = \int_0^R [L_u \delta u + (L_{v_b} + L_{v_s})(\delta v_b + \delta v_s) + (L_{w_b} + L_{w_s})(\delta w_b + \delta w_s) + M_\theta \delta \theta] dx \quad (3c)$$

여기서 A, V 는 각각 블레이드의 단면적 및 체적을 나타내고, ρ 는 블레이드의 밀도, V_b 는 허브 고정 비회전 좌표축을 기준으로 변형후 블레이드 상의 임의의 질점의 속도를 나타내며, L_u, L_v, L_w, M_θ 는 각각 블레이드 길이 방향, 래그 및 플랩 방향, 그리고 피치 방향 공기력 성분들이다. 전술한 바와 같이 래그 및 플랩 방향 공기력 성분은 각각 굽힘(L_{v_b}, L_{w_b})과 전단 변형 성분(L_{v_s}, L_{w_s})으로 나누어진다.

위의 에너지 표현식은 최종적으로 블레이드 변위의 함수로 기술하며, 적정변형의 비선형도를 고려한다. 복합재료 보의 구성 방정식 및 변위-변형도 관계식은 Jung 등[4]의 결과를 이용하였으며, 여기서는 횡 전단 변형 효과와 단면 워핑, 그리고 전단보정계수[7]를 도입한 단면 응력분포를 고려하고 있다. 블레이드에 작용하는 공기력은 기본적으로 2차원 준정상 공기력 이론을 통하여 구하며, 공기의 질량 효과에 의한 비순환 공기력도 포함하였다. 블레이드 회전면의 유입비 분포는 Drees의 선형 유입비 모델을 이용하며, 이를 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\lambda = \lambda_0 + \lambda_{1c} x \cos \psi + \lambda_{1s} x \sin \psi \quad (4)$$

여기서 $\lambda_0, \lambda_{1c}, \lambda_{1s}$ 는 로우터 유입비 성분을 나타내고, ψ 는 블레이드 회전면의 방위각이다. 한편, 헬리콥터 블레이드의 고속 회전으로 인한 전진면의 압축성 효과와 전진 방향 속도 성분의 증가에 의해 유발되는 후진면의 역류 효과를 공기력 계산시 고려하였다[10].

3. 해석 과정

(2)식에 유한요소법을 적용하여 이산화된 블레이드 지배 운동 방정식을 구성하면 다음과 같은 2 계상 미분방정식을 얻게 된다.

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + K(q, \dot{q})q = F(\psi, q, \dot{q}) \dots\dots\dots (5)$$

여기서 M, C, K, F 는 각각 질량, 감쇠, 강성 행렬 및 외력 벡터를 나타내며, q 는 블레이드 변형에 대한 일반화 좌표이다. 위의 시스템 행렬들은 비선형이고, 비보존 공기력에 의해서 비대칭 특성을 가지며, 방위각의 함수 ψ 로 표시된다. 회전면상의 임의의 지점에 대한 위치 벡터를 결정하기 위해서 블레이드 길이 방향 뿐 아니라 회전면 방향으로도 유한요소법을 적용하여 일관된 해석 알고리즘을 구성하였다[11].

전진비행시 복합재료 회전익의 공력 탄성학적 안정성 해석은 복합재료의 연성항의 영향으로 동체와 블레이드 각각에 대한 평형해를 서로 연계시켜 플러터 해를 구하는 것이 요구된다[3]. 연계 평형해석은 크게 동체 평형해석, 블레이드 평형해 계산, 그리고 허브하중 계산 등으로 나눌 수 있다. 연계 평형해석을 수행하기 전에 블레이드의 피치각 및 동체 자세각을 구하기 위해 먼저 비연계 트림해를 구하게 되는데, 이 값들은 연계 트림 해석에서의 초기치로 이용된다. 비연계 트림 방정식은 강체로 모델링한 동체의 힘평형 방정식 3 개와 롤, 피치, 요잉의 3 개 모멘트 평형 방정식, 그리고 플랩 자유도를 갖는 강체 블레이드 평형 방정식으로 구성한다. 블레이드 평형해는 블레이드 길이 방향에 대한 공간 분할 및 회전면에 대한 시 분할 유한요소법을 함께 적용하여 구하며, 계산 시간 절감을 위하여 모달 좌표 변환 과정을 거쳐 방위각에 대한 블레이드 변위들을 결정한다. 블레이드의 운동으로 발생하는 공기력과 관성력에 의해서 허브에 주기적인 하중이 작용하는데, 이러한 허브 작용 하중은 힘 합산법(force summation method)을 이용하여 구하며, 계산된 허브 하중은 동체의 평형해를 구할 때 다시 이용된다. 이러한 세가지 영역(비연계 동체 평형, 블레이드 평형해, 허브하중의 계산)을 뉴턴 방법으로 결합하고, 설계 변수들이 허용 오차 범위에 들어 올 때까지 반복 계산하여 완전한 연계 평형해를 구현하도록 프로그램을 구성하였

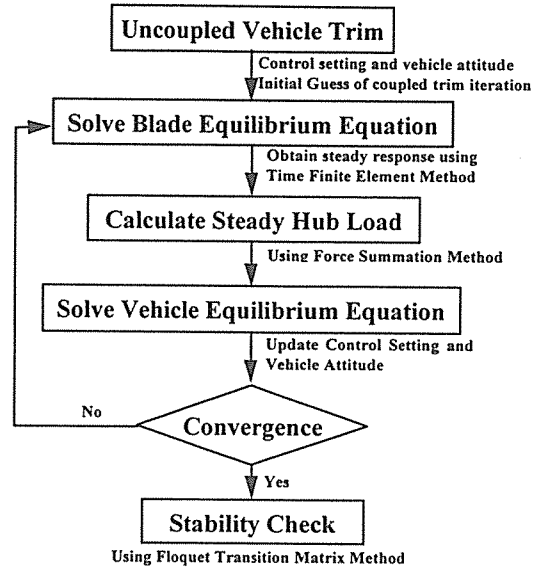


Fig. 2. Forward flight solution procedures for the rotor aeroelasticity.

다. 이러한 연계 평형 계산 과정을 Fig. 2에 나타냈다.

연계 평형해를 결정하면, 블레이드의 고유진동수와 고유 진동 모우드는 변형후 위치에서 다시 계산하며, 이로부터 선형화된 섭동 플러터 방정식을 구성한다. 이 선형화된 블레이드 방정식을 Fourier 좌표 변환한 후 Floquet 이론을 이용하여 안정성 해석을 수행하였다[12].

4. 결과 및 검토

앞서의 정식화 과정을 토대로 유연면(soft-in-plane) 특성을 갖는 무한지 복합재료 회전익에 대해 동적 안정성 해석을 수행하였다. 해석에 이용된 블레이드는 Weller[13]가 실험 연구에서 사용한 MBB BO-105의 축소 시험 모델로서, 이는 실제 헬리콥터의 비행 특성과 유사하도록 Froude-scaling 한 것이다. Table 1는 계산에 이용된 헬리콥터의 특성 값들을 보여주고 있다. 블레이드는 AS4/3501-6 Graphite/Epoxy 복합재료 라미나를 상자보 형태로 적응한 구조이며, 각각의 물성치는 다음

Table 1. Model rotor properties

Property	Value
Rotor Radius, R , in	52.8
Chord, c , in	3.70
Rotor Speed, Ω , RPM	660
Lock No. γ	6.5
Solidity Ratio, σ	0.089
Thrust Ratio, C_T/σ	0.08
Hub Vertical Offset, h/R	0.2
C.G. Offset, $X_{cg}/R, Y_{cg}/R$	0., 0.
Hub Length, x_{hub}/R	0.015
Hub Precone, β_p	1°
Blade Pretwist, θ'_0	-5°
Mass per Unit Length, m , slug/ft	0.00866
Flat Plate Area, $f/\pi R^2$	0.01
Tail Rotor Radius, r_r/R	0.2
Tail Rotor Solidity, σ_r	0.15
Tail Rotor Location, x_r/R	1.2
Tail Rotor above C.G., h_r/R	0.2
Horizontal Tail Location, x_{ht}/R	0.65
Horizontal Tai. Area, $S_{ht}/\pi R^2$	0.008

과 같다: $E_1 = 141.2$ GPa ; $E_2 = 9.79$ GPa ; $G_{12} = 6.0$ GPa ; $\nu_{12} = 0.42$.

본 연구는 복합재료의 연성 효과가 안정성에 미치는 영향을 간단 명료하게 규명하는 것이 일차적인 목표이며, 따라서 Table 2와 같이 직교 적층(cross ply)된 블레이드를 기준 로우터로 설정하고, 상자형 보의 좌우 및 상하 판을 임의의 적층각을 갖도록 배열하여 특정한 탄성적 연성을 갖도록 유도하여 복합재료의 구조적 연성 거동을 살펴 보기로 한다. 이때, 복합재료 적층 구조가 임의로 바뀌어 헬리콥터 블레이드의 기본적 특성이 변화되지 않도록 주의를 기울일 필요가 있다. Table 3은 Table 2에 나타난 각 적층 경우에 대해 정규 작동 회전수에서 회전 고유 진동수를 계산하여 나타낸 결과이며, 로우터의 기본 특성이 각 적층에 대해 유지되고 있음을 보여주고 있다. 한편, Table 2에서 대칭 적층 A와 C의 경우는 각각 양방향 피치-래그 연성(래그 발생시 피치 감소)과 양방향 피치-플랩 연성(플랩 상위 변형시 피치 감소)을 나타내며,

Table 2. Different Composite box-beam configurations

	Top	Bottom	Left	Right
Baseline	[90/0] _{2s}	[90/0] _{2s}	[90/0] _{2s}	[90/0] _{2s}
Sym. A	[90/0] _{2s}	[90/0] _{2s}	[30 ₂ /90/0] ₃	[30 ₂ /90/0] ₃
Sym. B	[90/0] _{2s}	[90/0] _{2s}	[-30 ₂ /90/0] ₃	[-30 ₂ /90/0] ₃
Sym. C	[30 ₂ /90/0] ₃	[30 ₂ /90/0] ₃	[90/0] _{2s}	[90/0] _{2s}
Sym. D	[-30 ₂ /90/0] ₃	[-30 ₂ /90/0] ₃	[90/0] _{2s}	[90/0] _{2s}
Anti-Sym. A	[-30 ₂ /90/0] ₃	[30 ₂ /90/0] ₃	[-30 ₂ /90/0] ₃	[30 ₂ /90/0] ₃
Anti-Sym. B	[30 ₂ /90/0] ₃	[-30 ₂ /90/0] ₃	[30 ₂ /90/0] ₃	[-30 ₂ /90/0] ₃

Table 3. Rotating Natural Frequencies at normal rotor speed $\Omega = 660$ RPM (/rev)

	1 st Lag	1 st Flap	1 st Torsion
Baseline	0.721	1.124	5.017
Sym. A	0.701	1.129	5.322
Sym. B	0.701	1.129	5.322
Sym. C	0.720	1.116	5.672
Sym. D	0.720	1.116	5.672
Anti-Sym. A	0.701	1.122	6.281
Anti-Sym. B	0.701	1.122	6.281

B와 D는 각각에 대한 음의 연성을 가진다. 이때, 양방향 적층각은 탄성축을 기준으로 반시계 방향에 섬유가 놓이는 것으로 정의한다. 계속해서 반대칭 적층 A와 B는 각각 양방향 인장-피치(인장 변형시 피치 감소) 연성과 음방향 인장-피치(인장 변형시 피치 증가) 연성 거동을 갖는 적층 구조이다.

유한요소 공탄성 해석을 수행하기 위하여 블레이드 길이 방향으로 한 요소당 23개의 자유도를 갖는 6개의 공간 유한요소를 이용하였으며, 회전면 방향으로서는 한 요소 당 5개의 절점을 갖는 4차 라그랑지 형상 함수로 구성된 6개의 시간 유한요소를 사용하였다. 이때 계산 시간의 절감을 위하여 회전 고유 진동해석으로부터 모달 행렬을 결정하고, 이로부터 모달 공간에서 공탄성 해석을 수행하도록 구성하였다. 이를 위하여 플랩 3개, 래그 2개, 비틀림 2개, 그리고 신장 방향 1개 등 도합 8개의 노말 모드를 이용하여 블레이드 평형 방정식을 재구성하였다. 한편, 안정성 해석 과정에서는 신장 방향 모드의 영향을 무시할 수 있으므로, 이를 제외하고 플랩, 래그, 비틀림 모드에서 각각 2개씩 총

6개의 모드로 플러터 해석을 수행하였다.

Fig. 3은 대칭적층 형상 A, B의 경우에 대해 전진 속도비의 함수로 래그 방향 감쇠 계수의 변화 양상을 출력한 것이다. 대칭적층 B는 음방향 피치-래그 연성을 나타내며, 이 연성의 영향으로 블레이드 시스템은 현저하게 안정화 경향을 보이고 있으며, 속도에 따른 감쇠비의 변화가 상대적으로 크게 나타남을 알 수 있다. 이에 반해 양방향 피치-래그

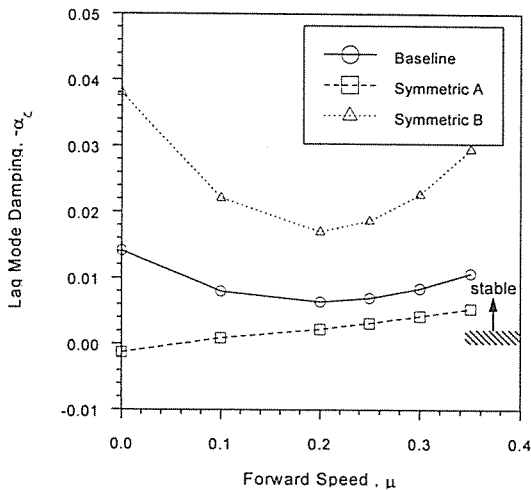


Fig. 3. Lag mode damping for symmetric A and B configurations with forward speeds.

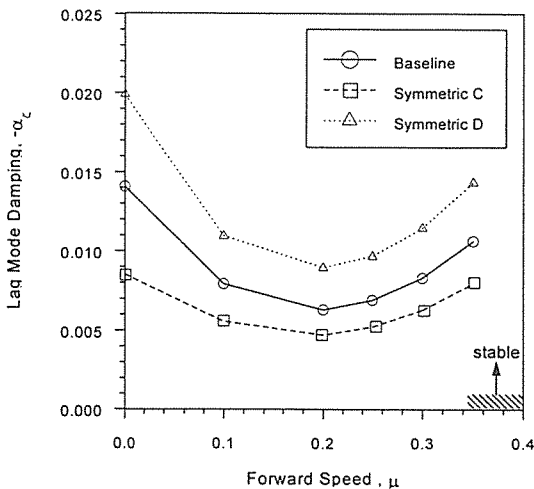


Fig. 4. Lag mode damping for symmetric C and D configurations with forward speeds.

연성(적층 A)은 래그 모우드를 불안정화시키며, 미약하지만 저속 영역에서는 동적 불안정 현상(플러터)이 발생하고 있음을 보여주고 있다. Fig. 4는 피치-플랩 연성 거동을 보이는 적층 경우에 대한 전진 속도비에 따른 래그 감쇠비의 변화를 도식한 것으로, 앞서의 피치-래그 연성의 경우와 마찬가지로 음의 피치-플랩 연성(대칭적층 D)에서 안정화하는 경향이 뚜렷이 나타나고 있다. 하지만 전반적인 래그 모드 안정성의 변화는 Fig. 3에 보인 피치-래그 연성의 경우와 비교하여 상대적으로 적게 나타나고 있다.

반대칭 적층에 대한 안정성 해석 결과는 Fig. 5에 보였다. 반대칭 적층 A는 인장 변형시 피치가 감소하는 양의 인장-피치 연성 거동을 보이며, 이 연성항의 등장으로 말미암아 반대칭 적층 B의 경우 뿐 아니라 대칭 적층 형상 어느 것 보다도 블레이드 래그 감쇠비가 매우 크게 증가함을 보여 준다. 특히 기존의 복합재료 블레이드 설계시 자주 이용되고 있는 피치-래그 연성에 비해 5배 이상의 감쇠비 증가를 보여 주고 있는 것은 특기할 만한 사실이다. 또한 이것은 복합재료의 테일러링 효과를 극명하게 보여주는 좋은 예로 볼 수 있다. 이와 달리 음방향 인장-피치 연성을 갖는 반대칭 적층 B의 경우는 전진 속도 변화에 거의 무관하며, 래그 안정해가 플러터의 경계 부근에 머물러 있음을 보여 주고 있다.

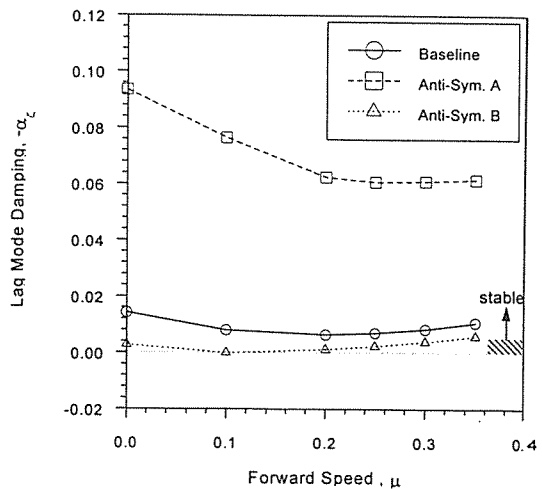


Fig. 5. Lag mode damping for anti-symmetric A and B configurations with forward speeds.

Fig. 6은 전진 속도비가 0.35 이고, 추력 계수비가 $C_T/\sigma=0.08$ 일 때, 회전면의 방위각에 따른 플랩, 래그, 그리고 비틀림 변위의 변화 양상을 도시하여 나타낸 결과이다. 그림에서 적층 형상은 편상 대칭 적층 B와 D, 그리고 반대칭 적층 A에 대해서만 나타냈다. 각 적층의 경우 플랩과 래그에 미치는 복합재료 연성효과는 미미하지만, 비틀림 변형은 적층 형상에 따라 상당히 큰 변화를 보여주고 있다. Fig. 7은 같은 계산 조건에서 허브 고정 비회전 좌표계에서의 허브 작용 하중의 변화를 나타낸 결과이다. 그림에서 $F_{x_H}, F_{y_H}, F_{z_H}$ 는 각각 종방향, 횡방향, 그리고 수직방향 힘 성분을 나타내고, $M_{x_H}, M_{y_H}, M_{z_H}$ 는 각각 롤, 피치, 요우잉 모멘트 성분들이다. 그림의 결과를 살펴보면, 블레이드 안정성 측면에서 가장 우수한 특성을 보였던 반대칭 적층 A의 경우에 기준 블레이드 형상에 비해서 허브작용 하중이 크게 증가하고 있음을 보여준다. 복합재료 블레이드 설계상의 관점에서 보면, 래그 감쇠비의 증가와 함께 허브 작용 하중이 감소하는 경우가 최적의 적층 형상일 것이다. 따라서 위의 결과는 복합재료 테일러링의 복잡성을 보여주는 한 예이며, 특정 변수가 아닌 다분야(multidisciplinary) 최적 설계 도입의 필요성을 역설하고 있다고 볼 수 있다. 계속하여 Fig. 8은 같은 적층 형상에 대해 블레이드의 피치각 및 헬리콥터 중방향 및 횡방향의 자세각 변화를 도시한 결과이다.

이상에서 복합재료의 연성 특성으로 인한 공력 탄성학적 거동의 변화를 고찰해 보았다. 다음으로 는 블레이드의 기하학적 설계 변수들인 초기 원추

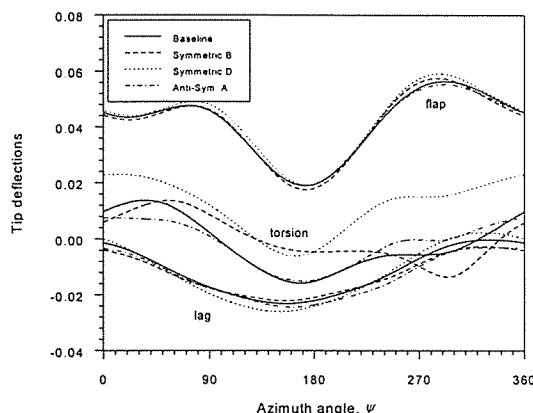


Fig. 6. Comparison of steady tip deflections with azimuth variations at forward speed $\mu=0.35$.

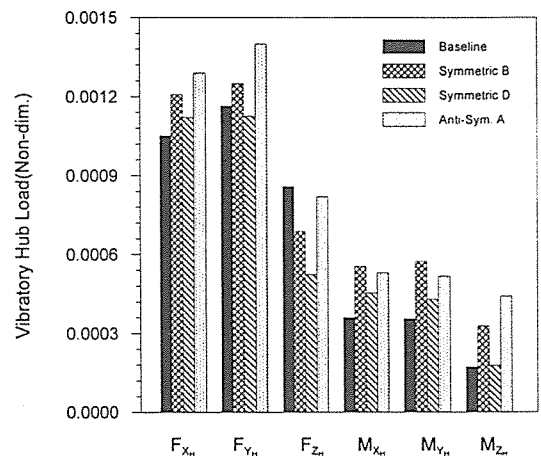


Fig. 7. Variation of vibratory hub loads at forward speed $\mu=0.35$.

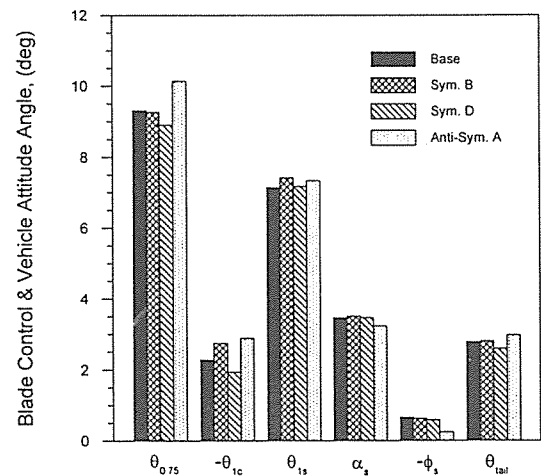


Fig. 8. Variation of helicopter control settings at forward speed $\mu=0.35$.

각과 초기 비틀림각, 그리고 선형 테이퍼 효과가 공력 탄성학적 안정성에 미치는 영향에 대해서 간략히 살펴 보기로 한다. Table 1에 나타난 바와 같이 Weller[13]의 블레이드 모델에서는 초기 원추각 $\beta_0 = 1^\circ$ 와 초기 비틀림각 $\theta'_0 = -5^\circ$ 를 이용하고 있다. 이들은 각각 허브 작용 하중의 완화 및 블레이드에 작용하는 양력 분포를 평탄화 시키는 역할을 하며,

이때 비틀림각의 경우는 각도를 크게 줄수록 제작비가 비싸지는 단점을 안고 있다. 안정성 측면에서 이러한 기하학적 설계 각들이 적절하게 사용되고 있는지를 판별하기 위하여 전진 속도에 따른 래그 모드 감쇠비의 변화 양상을 계산하여 Fig. 9와 Fig. 10에 나타냈다. 초기 원추각은 0° 에서부터 6° 까지 네 가지의 경우에 대해 도시하였으며, Fig. 9에 나타난 바와 같이 초기 원추각의 증가에 따른 래그 모드 안정화의 경향이 잘 나타나 있다. 하지만, 이러한 안정화의 경향은 상한 값이 있으며, 초기 원추각이 3° 가 넘을 경우는 그 효과가 줄어들고 있다. 따라서 초기 원추각 1° 는 적절한 것으로 생각된다. Fig. 10은 초기 비틀림 각의 증가에 따른 래그 모드 감쇠비의 변화를 전진속도비의 함수로 나타낸 것이다. 초기 비틀림각을 크게 줄수록 래그 모드를 안정화 하는 경향이 뚜렷이 나타나고 있으며, 그 크기는 -5° 를 기점으로 줄어들고 있다. 따라서 본 모델이 적용한 초기 비틀림각 -5° 가 매우 적정함을 보여준다.

Fig. 11은 블레이드의 끝단에서 20% 영역에 걸쳐 질량의 변화없이 선형 테이퍼를 주었을 때, 래그 모드 안정성에 나타나는 변화 양상을 전진속도비의 함수로 도시한 결과이다. 그림에 나타난 바와 같이 선형 테이퍼의 도입은 래그 모드 감쇠비를 감소시키는 즉, 로우터 시스템을 불안정화하는 방향으로 전개됨을 보여주고 있다. 이와 반면에 플랩 방향 변위는 테이퍼를 가함에 따라 회전면 전체에

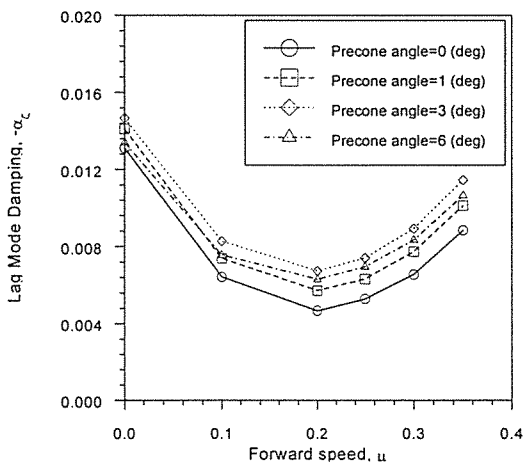


Fig. 9. Effects of pretwist on the lag mode stability with forward speeds.

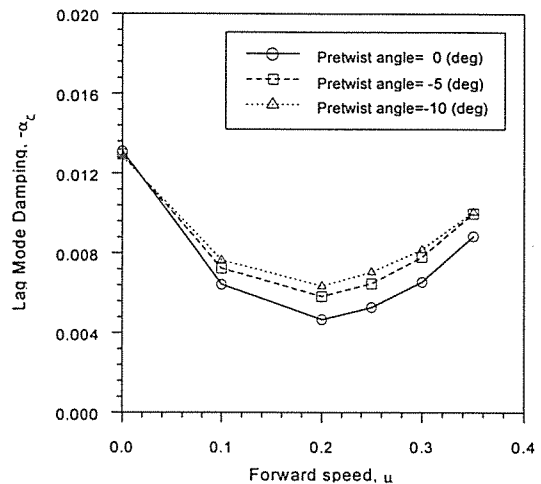


Fig. 10. Effects of pretwist on the lag mode stability with forward speeds.

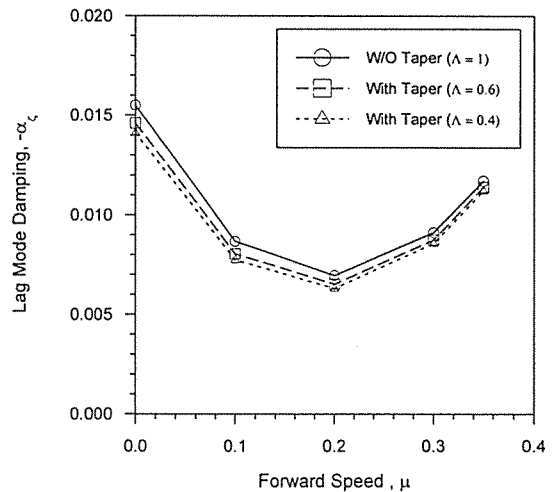


Fig. 11. Effects of planform taper on the lag mode stability with forward speeds.

서 일관되게 감소하는 경향을 갖는다(Fig. 12).

5. 결 론

이상의 축소 무한지 복합재료 회전익의 동적 안

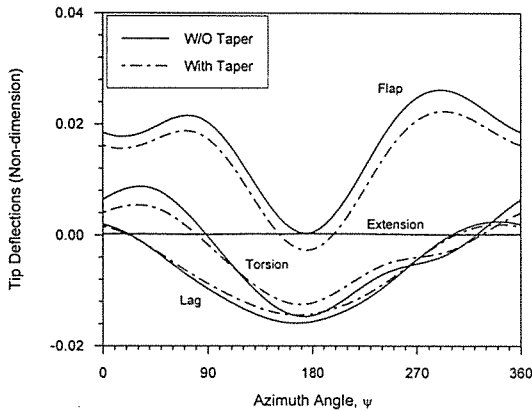


Fig. 12. Taper effects on blade steady responses with azimuth variations ($\mu=0.35$).

정성에 대한 유한요소 해석을 수행한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 첫째, 대칭으로 적층한 복합재료 블레이드의 경우에 음의 피치-래그 연성은 래그모우드를 안정화시키며, 음의 피치-플랩 연성 또한 미약하지만 안정화 경향을 보인다.
- 둘째, 반대칭으로 적층한 블레이드는 인장-비틀림 연성 거동을 가지며, 양방향 연성(인장 변형 시 비틀림 감소)을 갖는 적층에서 매우 높은 감쇠 계수를 얻을 수 있다. 하지만 이에 반해 허브 작용 하중은 전반적으로 증가하는 경향을 갖는다. 따라서 이러한 적층 형상을 블레이드 설계에 이용할 경우 체계적인 테일러링 연구가 선행될 것이 요구된다.
- 셋째, 블레이드의 끝단 테이퍼 효과는 플랩 변형의 크기를 감소시켜 허브 작용하중의 완화를 기대할 수 있으나, 래그 모드를 불안정화시킨다.

후 기

이 논문은 1996년도 한국학술진흥재단의 공모 과제 연구비에 의하여 연구되었으며, 연구비 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Panda, B. and Chopra, I., "Dynamics of Composite Rotor Blades in Forward Flight," *Vertica*, Vol. 5, No. 1, 1981, pp.21-34.
2. Hong, C. H. and Chopra, I., "Aeroelastic Stability Analysis of a Composite Rotor Blade," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 30, No. 2, Apr. 1985, pp.57-67.
3. Smith, E. C. and Chopra, I., "Aeroelastic Response, Loads and Stability of a Composite Rotor in Forward Flight," *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 7, July 1993, pp.1265-1273.
4. Jung, S. N. and Kim, S. J., "Aeroelastic Response of Composite Rotor Blades Considering Transverse Shear and Structural Damping," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 4, April 1994, pp.820-827.
5. Jung, S. N. and Kim, S. J., "Effect of Transverse Shear on Aeroelastic Stability of a Composite Rotor Blade," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 8, Aug. 1995, pp.1541-1543.
6. Cowper, G. R., "The Shear Coefficient in Timoshenko's Beam Theory," *Journal of Applied Mechanics*, June 1966, pp.335-340.
7. Kim, S. J., Yoon, K. W., and Jung, S. N., "Shear Correction Factors for Thin-Walled Composite Boxbeam Considering Nonclassical Behaviors," *Journal of Composite Materials*, Vol. 30, No. 10, 1996, pp.1133-1149.
8. Rand., O., "Periodic Response of Thin-Walled Composite Helicopter Rotor Blades," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 36, No. 4, Oct. 1991, pp.3-11.
9. Fulton, M. V. and Hodges, D. H., "Aeroelastic Stability of Hingeless, Elastically Tailored Rotor Blades in Hover," *Proceedings of the Winter Annual Meeting of the American Society of Mechanical Engineers*, Anaheim, California, Nov. 8-13, 1992, pp.9-23.
10. Johnson, W., *Helicopter Theory*, Dover Pubs, Inc., 1980.
11. Borri, M., "Helicopter Rotor Dynamics by Finite Element Time Approximation," Com-

puters and Mathematics with Applications, Vol. 12A, No. 1, 1986, pp.149-160.

12. Dugundji, J. and Wendell, J. H., "Some Analysis Methods for Rotating Systems with Periodic Coefficients," *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 6, 1983, pp.890-897.

13. Weller, W. H., "Relative Aeromechanical Stability Characteristics for Hingeless and Bearingless Rotors," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 35, No. 3, July 1990, pp.68-77.

