

< 논 문 >

전진비행시 복합재료 헬리콥터 회전익의 공탄성에 대한 파라미터 연구

A Parametric Investigation into the Aeroelasticity of Composite Helicopter Rotor Blades in Forward Flight

정 성 남* · 김 경 남** · 김 승 조***

Sung Nam Jung · Kyung Nam Kim and Seung Jo Kim

(1997년 6월 17일 접수 ; 1997년 7월 19일 심사완료)

ABSTRACT

The finite element analyses of a composite hingeless rotor blade in forward flight have been performed to investigate the influence of blade design parameters on the blade stability. The blade structure is represented by a single cell composite box-beam and its nonclassical effects such as transverse shear and torsion-related warping are considered. The nonlinear periodic differential equations of motion are obtained by moderate deflection beam theory and finite element method based on Hamilton principle. Aerodynamic forces are calculated using the quasi-steady strip theory with compressibility and reverse flow effects. The coupling effects between the rotor blade and the fuselage are included in a free flight propulsive trim analysis. Damping values are calculated by using the Floquet transition matrix theory from the linearized equations perturbed at equilibrium position of the blade. The aeroelastic results were compared with an alternative analytic approach, and they showed good correlation with each other. Some parametric investigations for the helicopter design variables, such as pretwist and precone angles are carried out to know the aeroelastic behavior of the rotor.

기 호 설 명

C_T	추력 계수	μ	전진속도
i, j, k	변형전 좌표계의 단위벡터	σ	고형비(solidity ratio)
i_ξ, i_η, i_ζ	변형후 좌표계의 단위벡터	$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$	Cauchy 응력 성분
M, C, K	질량, 감쇠, 강성행렬	θ_n	초기 비틀림각
q	일반화 좌표	$\bar{\theta}$	Euler 제 3 각
Q	Floquet 변환행렬	w_k	k 번째 모드의 진동수
u, v, w, f	블레이드 탄성 변위	Ω	회전속도(RPM)
x, y, z	회전 관성 좌표계	ψ	방위각(azimuth angle)
a_k	k 번째 모드에 대한 감쇠비		
$\hat{\phi}$	기하학적 비틀림 변위		
	$(\hat{\phi} = \phi - \int_0^x v_b' w_b' dx)$		
γ	Lock 계수		

1. 서 론

복합재료는 로터 시스템에서 중요하게 취급되는 피로 파괴 특성 및 내구성, 무게 대 강성비 및 강도비 등이 여타 금속재료 보다 뛰어나다. 특히, 라미나의 두께와 섬유가 놓이는 방향을 조절하여 탄성학적으로 우수한 성능을 갖도록 제작할 수가 있어 최근의 무한

* 전북대학교 우주항공공학과

** 대한항공 항공기술연구원

*** 서울대학교 항공우주공학과

지, 무베어링과 같은 첨단 로우터 블레이드에 주로 이용되고 있다. 이러한 첨단 복합재료 블레이드에 관한 연구 또한 최근 십 여년간 지속적으로 수행되어 왔으며, 현재까지 많은 발전을 가져왔다.

Hong 등⁽¹⁾과 Panda 등⁽²⁾은 각각 정지 비행과 전진 비행시의 공력 탄성학적 안정성 해석을 수행하고, 복합재료 고유의 특성인 연성을 이용하여 진동을 감소시키거나 감쇠계수를 증가시킬 수 있음을 보였다. 이후, 구조 및 공탄성 해석에 적합한 복합재료 블레이드 모델의 개발을 위한 연구가 지속적으로 시도되었으며, 비틀림에 의한 단면의 워핑, 횡 방향 전단변형과 같은 비 고전적 효과들을 기술할 수 있는 보 모델들이 제시되었다. Rand 등⁽³⁾은 비틀림과 굽힘에 의한 워핑을, Smith 등⁽⁴⁾은 횡 방향 전단변형을 고려한 블레이드 모델을 이용하여 공탄성 해석을 수행하였다. 또한, Jung 등^(5,6)은 횡 방향 전단변형을 보다 정확히 기술하기 위하여 보 단면의 전단응력 분포를 고려하는 전단보정계수를 도입하는 동시에 구조 감쇠 모델을 적용하여 복합재료의 비 고전적 효과들을 효율적으로 기술할 수 있는 보의 모델을 제안한 바 있다.

정지 비행시에는 블레이드 주위의 공기 흐름이 비교적 간단하고 방위각에 따라 블레이드가 일정한 운동 양상을 가지는데 반해, 전진 비행시에는 블레이드에 작용하는 공기력이 방위각에 따라 주기적으로 변하게 된다. 따라서 블레이드의 변형은 방위각의 함수로 나타나며, 주기적인 특징을 가진다. Borri 등⁽⁷⁾은 플랩-래그-비틀림의 자유도를 가지는 강체 블레이드의 평형해를 구하기 위하여 시간 유한요소법을 적용함으로써 일관성 있는 식의 전개와 안정성 있는 해법으로 계산 시간을 줄이고 수렴성을 증대시키는 등 전진 비행 해석 기법상의 발전을 가져왔다. 한편, Lim 등⁽⁸⁾은 블레이드의 평형 뿐만 아니라 동체의 평형까지 포함하여 전체적인 평형상태를 찾는 연계 평형 해석을 수행하였다.

전진 비행시 헬리콥터 로터 블레이드에 작용하는 공기 흐름은 회전익의 위치에 따라 압축성 효과 (compressibility effect), 동적 실속(dynamic stall), 역류(reverse flow) 효과, 그리고 흐름 박리(flow separation) 등으로 인하여 매우 복잡한 비선형, 비정상 흐름을 보인다. 이러한 난류 유동을 정확히 모델링하는 것은 현 단계에서 매우 어려운 일이며, 전진 비행시 로우터의 안정성 해석은 주로 선형 및 준정상 공기력 이론에 입각하여 많은 연구들이 수행되어 왔다. 본 연구는 복합재료 헬리콥터 블레이드에 대한 전진비행시 공탄성 해석 모델을 구축하고 몇가지 설계요소에 대하여 파라미터 연구를 수행하는 것

이 일차적인 목표이다. 따라서 비정상 공기력 모델링에 대해서는 차후에 심도있게 다루기로 하고, 먼저 준정상 공기력 이론과 함께 전진면(advancing side)의 압축성 및 후진면(retreating side)의 역류 효과를 고려하여 공탄성 해석을 수행하도록 한다. 본 연구가 채택한 이러한 공기력 모델은 그 편의성으로 인하여 최근까지도 폭 넓게 이용되고 있으며, 저 추력 비행 및 저속 전진비행 시에 적합한 모델로 인정되고 있다⁽⁴⁾.

본 연구에서는 Jung 등^(5,6)의 정지비행에 대한 연구를 확장하여 전진비행시 복합재료 상자형 보의 비 고전적인 효과들을 효율적으로 기술할 수 있는 발전된 공탄성 해석 모델을 개발하고, 이를 이용하여 블레이드의 설계시 매우 중요한 인자인 초기 원추각과 초기 비틀림각 등에 대한 공력 탄성학적 안정성 및 허브 하중의 변화 양상을 체계적으로 고찰하도록 한다.

2. 지배 방정식의 구성

로터 블레이드는 Fig. 1과 같이 각속도 Ω 로 회전하는 탄성보로 가정하였고, 블레이드 스파는 단일 셀 상자형 보로 모델링 하였으며, 블레이드에 작용하는 모든 구조 하중은 스파가 담당한다고 가정하였다. 회전익의 운동은 Hamilton 원리에 기초한 유한요소 보 모델을 이용하여 정식화 하였으며, 각각의 보 요소는 축방향 변위 u , 래그와 플랩 굽힘 변위 v_b, w_b , 그리고, 탄성 비틀림 변위 $\hat{\phi}$ 및 횡 방향의 전단 변위 v_s, w_s 로 구성하였다⁽⁵⁾. 본 연구에서 사용한 좌표계 및 변형 전후의 형상을 Fig. 1에 보였다.

회전익에 대한 동역학적 거동을 기술하는 지배 운동 방정식은 다음과 같은 Hamilton 원리에 입각하여 구성한다.

$$\delta \Pi = \int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (1)$$

여기서 t_1, t_2 는 임의의 시간을 나타내며, $\delta U, \delta T, \delta W$ 는 각각 변형도 에너지의 변분, 운동 에너지의 변분, 비보존 공기력에 의한 에너지의 변분을 나타낸다. 위식의 에너지 성분들은 각각 다음의 변분식을 통하여 블레이드 변위에 대한 성분식으로 유도된다⁽⁵⁾.

$$\delta U = \int_b^r \int_A (\sigma_{xx} \delta \epsilon_{xx} + \sigma_{xy} \delta \gamma_{xy} + \sigma_{xs} \delta \gamma_{xs}) d\eta d\zeta dx \quad (2a)$$

$$\delta T = \int_b^R \iint_A \rho V_b \cdot \delta V_b dV \quad (2b)$$

$$\delta W = \int_b^R \{L_u \delta u + L_v \delta v + L_w \delta w + M_\phi (\delta \phi + w' \delta v')\} dx. \quad (2c)$$

여기서 V_b 는 허브 고정 비회전 좌표축을 기준으로 변형후 블레이드 상의 임의의 질점의 속도를 나타내며, L_u, L_v, L_w, M_ϕ 는 각각 블레이드 길이 방향, 래그 및 플랩 방향, 그리고 피치 방향 공기력 성분이다. 블레이드 상에 작용하는 공기력은 준정상 공기력 이론을 근간으로 하며, 여기에 후진면의 역류 효과 및 전진면의 압축성 효과를 고려하였다⁽⁹⁾. 또한, 블레이드 회전면으로의 정상 유도 유입(steady induced inflow) 분포를 고려하기 위하여 Drees의 선형 유입 비 모델을 사용하였다. (2)의 에너지 변분식들에 대한 수식의 전개는 블레이드 변형의 상대적 크기를 기준으로 고차 항들을 무시해 가는 적정변형 이론을 적용하였으며⁽¹⁰⁾, 2차의 비선형도를 고려하였다.

위의 변분식 (1)에 유한요소법을 적용하여 이산화된 시스템 방정식으로 구성하면, 다음과 같은 2계 비선형 미분방정식을 얻을 수 있다.

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \psi)\dot{q} + K(q, \psi)q = F_{nl}(\psi, q, \dot{q}). \quad (3)$$

여기서 M, C, K, F는 각각 질량, 감쇠, 강성 행렬 및 외력 벡터를 나타내며, 모든 비선형 항들은 외력 벡터에 포함하였다. 또한 감쇠 및 강성 행렬과 외력 벡터는 비보존 공기력에 의해서 비대칭 특성을 가지며, 회전면에서 방위각의 함수이다.

3. 해석 과정

전진 비행시 블레이드의 공력 탄성학적 안정성 해

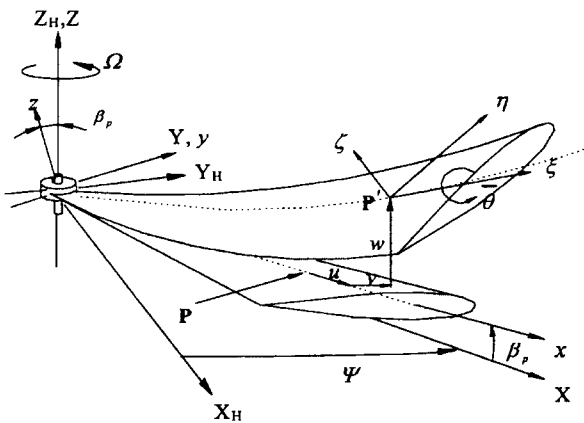


Fig. 1 Blade coordinate systems and geometry.

석은 크게 동체 평형 해의 계산과 블레이드 평형해 계산, 그리고 안정성 계산 등으로 나눌 수 있다. 동체 평형 방정식은 3개의 힘 평형 방정식과 3개의 모멘트 평형 방정식으로 구성되며⁽¹¹⁾, 이로 부터 동체의 자세각 및 블레이드의 조종각 등을 구한다. 여기서 얻은 값들은 블레이드의 평형해를 계산하는데 초기값으로 다시 이용되며, 반복 계산을 통하여 동체와 블레이드의 연계 평형해를 구하게 된다. Fig. 2는 이러한 연계 트림의 해석 과정을 정리하여 나타낸 순서도이다.

3.1. 블레이드 평형해의 계산

외력의 작용에 의한 블레이드 동적 평형위치(트림 상태)는 방위각에 대하여 주기성을 가지며(주기=2π), 이를 이용하여 시간 유한요소법을 적용하면, 일관되고 간편하게 블레이드 평형해를 구할 수 있다. 블레이드의 운동 방정식 (3)에 다음과 같이 δq^T 를 곱해서 한 주기의 방위각에 대하여 적분을 하면,

$$\int_{\psi_i}^{\psi_f} \delta q^T (M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq - F_{nl}) d\psi = 0 \quad (4)$$

와 같고, 이를 상태 벡터를 이용하여 고쳐 쓰면 다음과 같다.

$$\int_{\psi_i}^{\psi_f} \begin{Bmatrix} \delta q \\ \delta \dot{q} \end{Bmatrix}^T \begin{Bmatrix} F_{nl} - C\dot{q} - Kq \\ M\ddot{q} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \delta q \\ \delta \dot{q} \end{Bmatrix}^T \begin{Bmatrix} M\dot{q} \\ 0 \end{Bmatrix} \Big|_{\psi_i}^{\psi_f} \quad (5)$$

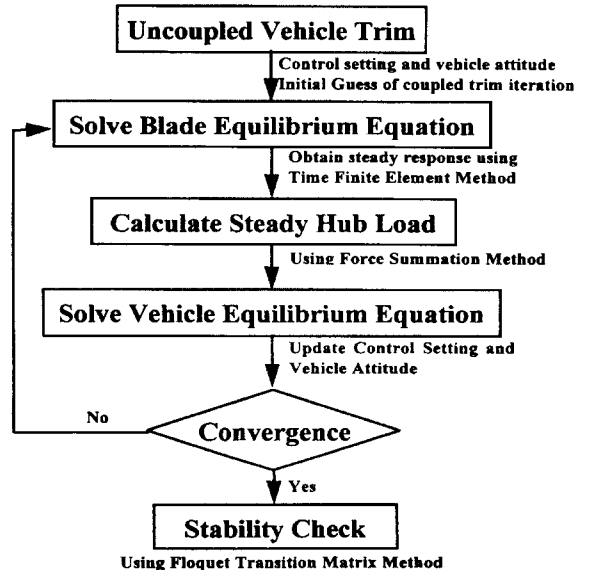


Fig. 2 Flow chart of solution procedure.

$$\int_{\psi_i}^{\psi_F} \begin{Bmatrix} \delta q \\ \delta \dot{q} \end{Bmatrix}^T \begin{Bmatrix} F_{nl} - C\dot{q} - Kq \\ M\dot{q} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \delta q \\ \delta \dot{q} \end{Bmatrix}^T \begin{Bmatrix} M\dot{q} \\ 0 \end{Bmatrix} \Big|_{\psi_i}^{\psi_F} \quad (5)$$

여기서 ψ_i 와 ψ_F 는 각각 회전면 내에서 방위각의 시작과 끝을 나타낸다. 블레이드 운동의 특성상 해가 주기성을 가지며, 질량 행렬은 방위각에 대해 무관한 성질을 이용하면, 위의 식 (5)에서 오른쪽 항은 영이 된다. 따라서 (5)식을 간략히 쓰면 다음과 같다.

$$\int_{\psi_i}^{\psi_F} \delta Y^T Q d\psi = 0 \quad (6)$$

이때,

$$Q = \begin{Bmatrix} F_{nl} - C\dot{q} - Kq \\ M\dot{q} \end{Bmatrix}, \quad \delta Y = \begin{Bmatrix} \delta q \\ \delta \dot{q} \end{Bmatrix} \quad (6a)$$

이다. 식 (6)에 1차의 테일러 급수를 이용하여 하중 벡터 Q를 상태 벡터 Y에 대하여 선형화 시키면 아래와 같은 식으로 쓸 수 있다.

$$\int_{\psi_i}^{\psi_F} \delta Y^T \{Q + K_t \Delta Y\} d\psi = 0 \quad (7)$$

여기서 K_t 는 선형 접선 강성 행렬이며 다음과 같다.

$$K_t = \frac{\partial Q}{\partial Y} = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_{nl}}{\partial q} - K & \frac{\partial F_{nl}}{\partial \dot{q}} - C \\ 0 & M \end{bmatrix} \quad (7a)$$

식 (7)을 Fig. 3과 같이 N_t 개의 시간 유한요소와 형상함수 H를 이용하여 이산화된 운동 방정식으로 구성하면, 다음과 같은 선형 대수 방정식을 얻을 수 있다.

$$Q^G + K_t^G \Delta Y = 0 \quad (8)$$

여기서

$$Q^G = \sum_{i=1}^{N_t} \int_{\psi_i}^{\psi_{i+1}} N^T Q^i d\psi$$

$$K_t^G = \sum_{i=1}^{N_t} \int_{\psi_i}^{\psi_{i+1}} N^T K_t^i N d\psi \quad (8a)$$

$$N = [H \quad \dot{H}]^T$$

와 같고, 이때 상점자 i는 i번째 시간 유한요소를 나타내며, 상점자 G는 회전면을 따라 분할된 시간 요소 전체의 합을 의미한다. 위 식 (8)로부터 반복 계산을 통하여 수립된 블레이드 정상 평형해를 구하게 된다.

3.2. 안정성 해석

유한 요소 방정식에 대한 동역학적 안정성 해석을 수행하기 위한 방법으로서 평형 상태에서부터의 미소 교란을 가정한 선형 섭동 방법을 이용한다. 절점 변위 벡터 q를 평형 상태의 절점 벡터 q_e 와 섭동량 dq 로 나누어 유한요소 방정식 (3)에 적용하면,

$$M(\ddot{q}_e + \delta\ddot{q}) + (C(\dot{q}_e + \delta\dot{q}) + K(q_e + \delta q)) = F_{nl_e} + \frac{\partial F_{nl}}{\partial q} \delta q + \frac{\partial F_{nl}}{\partial \dot{q}} \delta \dot{q} \quad (9)$$

와 같고, 이 식에서 평형 방정식 (3)을 빼면 아래와 같은 선형화 된 섭동 방정식을 얻게 된다.

$$M\delta\ddot{q} + \left(C - \frac{\partial F_{nl}}{\partial \dot{q}}\right)\delta\dot{q} + \left(K - \frac{\partial F_{nl}}{\partial q}\right)\delta q = 0 \quad (10)$$

이 방정식으로부터 공력 탄성학적 안정성 해석을 수행하게 된다. 위식에서 계산의 자유도를 줄이기 위해 (10)식을 모드 공간으로 변환시키면, 다음과 같은 모달 플러터 방정식을 얻을 수 있다.

$$m\delta\ddot{p} + c\delta\dot{p} + k\delta p = 0 \quad (11)$$

이때

$$m = \Phi^T M \Phi, \quad c = \Phi^T \left(C - \frac{\partial F_{nl}}{\partial \dot{q}}\right) \Phi, \quad k = \Phi^T \left(K - \frac{\partial F_{nl}}{\partial q}\right) \Phi \quad (11a)$$

를 나타내며, 여기서 F는 회전 고유진동 해석으로부터 구한 모달 행렬을 나타내고, p는 모드 일반화 좌표($q = \Phi p$)이다. 위의 (11)식을 상태 벡터를 이용하여 1계 미분방정식 형태로 만들면 다음과 같다.

$$\delta \dot{X} = A(\psi)\delta X$$

$$\delta X = \begin{Bmatrix} \delta p \\ \delta \dot{p} \end{Bmatrix}, \quad A(\psi) = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -m^{-1}k & -m^{-1}c \end{bmatrix} \quad (12)$$

이때, 행렬 A는 연속 함수인 동시에 주기 함수 ($T=2\pi$)이다.

안정성의 특징을 결정지을 수 있는 식 (12)가 2π 의 주기를 가지는 방위각의 함수로 나타나며, 이를 해결하기 위하여 Floquet 변환 행렬 이론을 이용한다.⁽¹²⁾ 식(12)의 상태 벡터를 다음과 같이 가정하고,

$$\delta X(\psi) = B(\psi)C_k e^{p_k \psi} \quad (13)$$

주기 $T(=2\pi)$ 에 대하여 $B(T) = B(0)$ 인 성질을 이용하여 Floquet 변환 행렬 이론을 적용하면, 식 (12)는 다음과 같은 표준 고유치 문제로 변환된다.

$$QB(0)_k = \lambda_k B(0)_k \quad (14)$$

이 식에서 행렬 Q 는 Floquet 변환 행렬을 나타내며, l_k 는 k 번째 모드의 고유치이다. 이 행렬의 고유치 해석을 통하여 최종적으로 다음과 같은 블레이드의 안정성 해석 결과를 얻게 된다.

$$P_k = \frac{1}{T} \ln \lambda_k = \frac{1}{T} \ln[(\lambda_k)_R + (\lambda_k)_I] = \alpha_k + i\omega_k \quad (15)$$

이때, 하첨자 R 은 고유치의 실수부를 나타내고, I 는 허수부를 의미한다. 이 식에서 감쇠비 α_k 가 블레이드의 안정성을 결정하는 지수가 된다. 즉, $\alpha_k > 0$ 인 경우에는 시스템이 불안정함을 나타내고, $\alpha_k < 0$ 는 안정함을 나타낸다.

4. 결과 및 검토

이상의 유한요소 정식화를 토대로 유연면(soft-inplane) 구조를 갖는 4 블레이드 무한지 복합재료 로터에 대하여 전진 비행시 공력 탄성학적 안정성 해석을 수행하였다. 계산에 사용된 회전익의 제원은 Table 1 과 같으며, 이 값들은 MBB BO-105 헬리콥터의 제원과 유사하도록 구성하였다. 블레이드는 복합재료 라미나를 상자보 형태로 적층한 구조이며, Table 2 는 블레이드 재료로 이용된 Graphite/Epoxy 라미나의 물성값들을 보여주고 있다. 본 연구는 복합재료의 이방성에 대한 운동 상호간의 연성 효과를 고찰

Table 1 Rotor properties.

Rotor Radius, R	4.28 m
Blade Chord, C	0.342m
Nominal Rotor Speed, Ω	384 rpm
Lock Number, γ	6.34
Solidity Ratio, σ	0.074
Thrust, C_T / σ	0.07
Blade Airfoil	NACA 0015

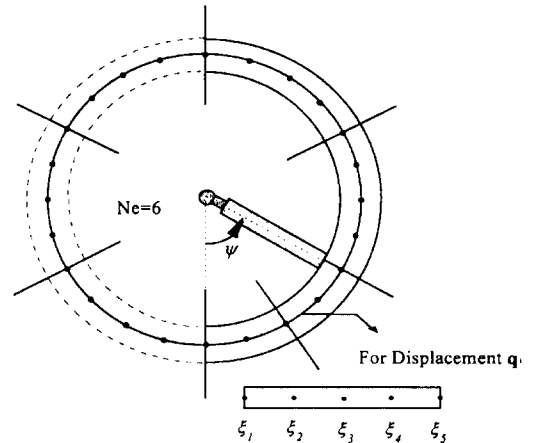
Table 2 Mechanical material properties for AS4/3501-6 Gr/Ep lamina.

Property	Value
Young's Modulus, E_{11}	141.2 GPa
Young's Modulus, E_{22}	9.79 Gpa
Shear Modulus, G_{12}	60 Gpa
Poisson's Ratio, ν_{12}	0.3

하기 보다는 복합재료로 된 무한지 로우터의 주요 설계 인자들에 대한 파라미터 연구를 수행하는 것이 주목적이며, 따라서 상차형 보의 적층은 블레이드 운동 상호 방향간의 탄성 연계가 나타나지 않도록 상하 및 좌우편 모두

$(0_3 / (15 / -15)_3 / (45 / -45)_2)_s$ 로 적층하였다. 로우터 블레이드의 운용 RPM 에서 회전 고유진동수는 래그 모드에 대해 0.72/rev, 플랩은 1.10/rev, 그리고 비틀림 모드는 3.56/rev 이다.

블레이드 길이 방향으로는 한 요소당 23 개의 자유도를 갖는 총 6 개의 공간 유한요소를 이용하였으며⁽⁵⁾, 회전면 방향으로는 한 요소 당 5 개의 절점을 갖는 4 차 Lagrangian 형상 함수로 구성된 총 6 개의 시간



$$q = H_1(\psi)\xi_1 + H_2(\psi)\xi_2 + H_3(\psi)\xi_3 + H_4(\psi)\xi_4 + H_5(\psi)\xi_5$$

Fig. 3 Finite element models in time domain.

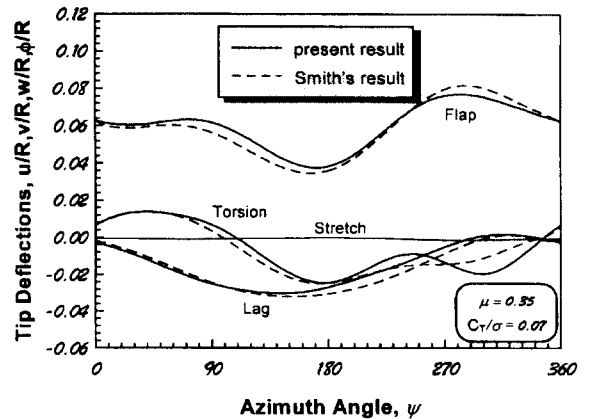


Fig. 4 Comparison results of steady tip deflections at $\mu = 0.35$.

유한요소를 사용하였다. Fig. 3은 블레이드 회전면에 대한 시간 유한요소의 형상을 보여주는 그림이다. 본 연구에서는 회전 고유 진동 해석으로부터 모달 행렬을 구성하고, 이를 이용하여 모달 공간에서의 공탄성 해석을 수행하게 된다. 이를 위하여 블레이드 평형 방정식은 플랩 3개, 래그 2개, 비틀림 2개, 그리고 신장 방향 1개 등 도합 8개의 노말 모드를 이용하여 재 구성하였다. 안정성 해석 과정에서 신장 방향 모드의 영향은 무시할 수 있으므로 이를 제외하고 플랩, 래그, 비틀림 모드에서 각각 2개씩 총 6개의 모드로 플러터 해석을 수행하였다.

본격적인 파라미터 연구에 앞서, 본 연구의 해석 과정과 결과의 타당성을 입증하기 위하여 비교 연구가 가능한 Smith 등⁽⁴⁾의 블레이드 자료를 이용하여 전진비행시 복합재료 블레이드의 공탄성 해석을 수행하였다. 블레이드에 작용하는 공기력은 Smith 등⁽⁴⁾과 마찬가지로 압축성 효과와 역류 효과를 고려한 준정상 공기력 이론을 이용하여 계산하였다. 참고문헌⁽⁴⁾에서는 하나의 공간 유한요소 당 19개의 계산 자유도를 갖는 보 요소를 이용하였으며, 복합재료 보 단면에서의 전단변형 효과는 무시하였다. Fig. 4는 블레이드의 신장, 플랩, 래그, 그리고 비틀림 방향 변위에 대한 본 해석 결과를 Smith의 결과와 비교, 도시하여 나타낸 것으로서, 이때 헬리콥터의 전진 속도는 0.35이고, 추력비는 0.07이다. 그림에서 볼 수 있듯이 방위각의 전 범위에서 두 해석 결과간의 유사성이 잘 나타나 있다. 계속하여 Fig. 5는 전진 속도의 변화에 따른 공력 탄성학적 안정성의 해석 결과를 도시한 것이다. 복합재료 상자형 보의 모델링 방법 및 비 고전적 효과들의 기술 방법 등이 상이함에도 불구하고 두개의 독립된 해석에서 얻은 래그 감쇠비 값들이 잘 부합하고 있음을 보여주고 있다. 한편, 회전 고유진동 해석을 수행한 결과, 본 해석 결과는 기존의 해석 결과들에 비하여 보 다 실험치에 일치하는 경향을 보인 바 있다^(5,6). 이상의 결과들을 놓고 볼 때, 본 헬리콥터 전진비행 코드는 신뢰도 높은 해석 결과의 창출이 가능하다고 판단되며, 이를 바탕으로 몇가지 헬리콥터 설계 요소들에 대해 파라미터 연구를 수행하도록 한다.

블레이드 설계에 있어서 초기 원추각(precone angle)과 초기 비틀림각(pretwist angle)은 매우 중요한 설계 요소들이다. 주로 초기 원추각은 정적 허브 하중을 줄이기 위해 사용되며, 궁극적으로는 허브 하중이 영에 가깝게 되도록 설계한다. 또한, 초기 비틀림각은 제작 비용을 증가시킨다는 단점을 안고 있으나, 블레이드 끝단에서의 받음각을 줄여줌으로써

양력 분포가 로우터 회전면 전체에 비교적 고르게 분포되게 하여, 이로 인해 안정성을 향상시킬 수 있고, 또한 실속 영역을 줄여주는 역할을 한다. Fig. 6과 Fig. 7은 각각 초기 비틀림각의 변화에 대한 블레이드 끝단 변위와 래그 방향 안정성을 나타낸 그림이다. Fig. 6에 나타난 정적 변위 해의 결과를 살펴보면, 초기 비틀림각을 음의 방향으로 증가시키에 따라 래그 및 비틀림 방향은 거의 변화가 없이 플랩 방향의 변형이 서서히 줄어드는 것을 알 수 있다. 이러한 변형 상태는 허브 작용 하중이 완화되고 있는 것으로 볼 수 있다. 초기 비틀림각이 전진속도에 따라 래그 안정성에 미치는 영향은 Fig. 7에서 보듯이 매우 크게 나타나고 있다. 또한, 초기 비틀림각을 크게 줄수록 거의 모든

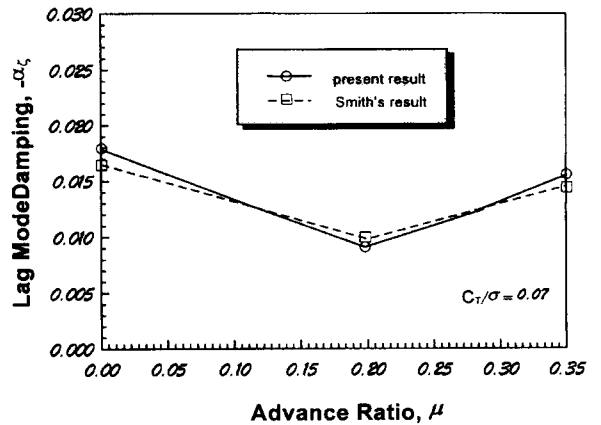


Fig. 5 Comparison of stability results with flight speeds.

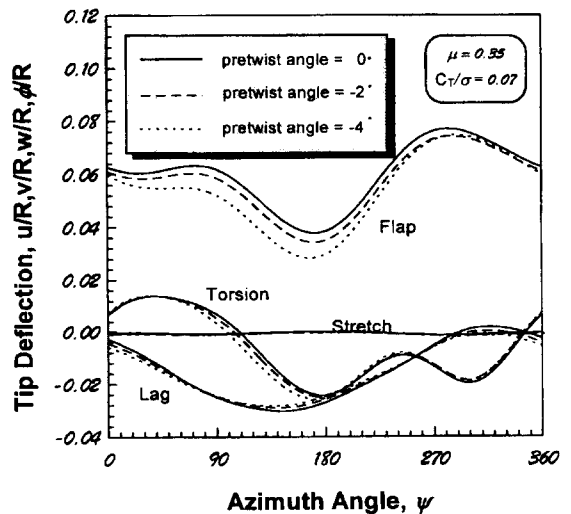


Fig. 6 Effects of pretwist on the steady tip deflections of the blade.

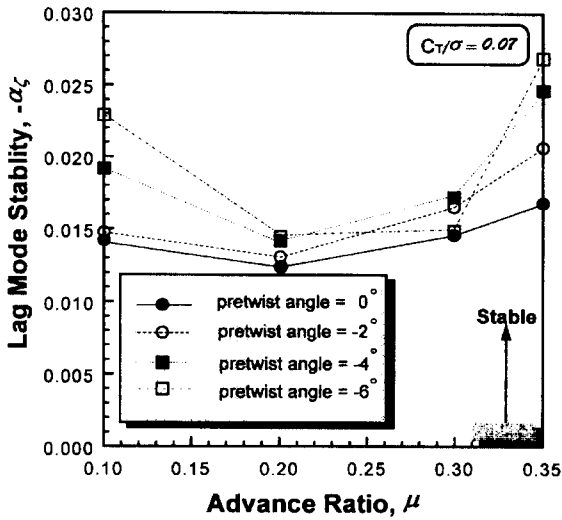


Fig. 7 Effects of pretwist on the lag mode damping with flight speeds.

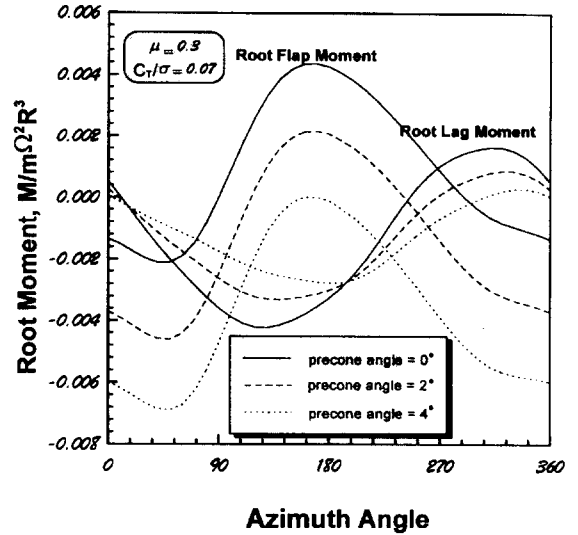


Fig. 9 Effects of precone on the blade root moment with azimuth variations.

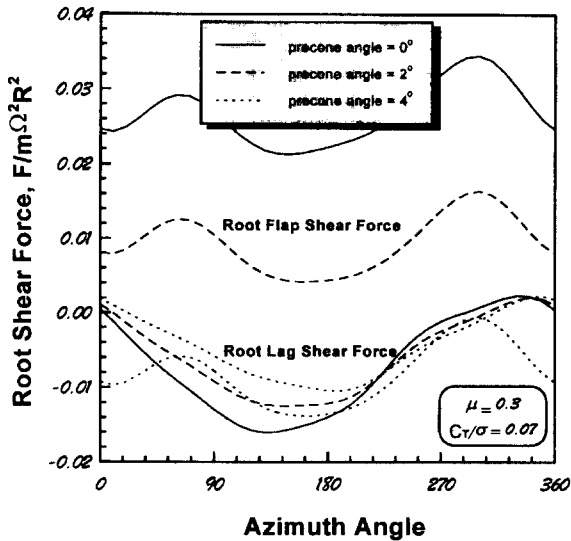


Fig. 8 Effects of precone on the blade root shear force with azimuth variations.

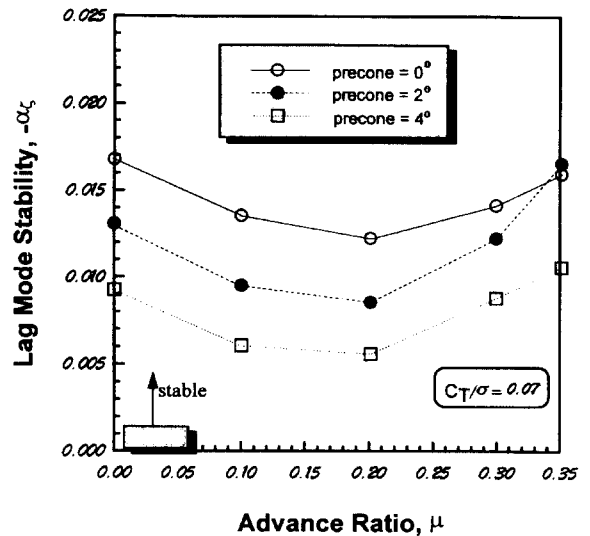


Fig. 10 Effects of precone on the lag mode damping with flight speeds.

전진 속도에서 안정성이 향상되는 경향을 보이며, 그 효과는 고속 영역에서 더욱 크게 나타나고 있음을 알 수 있다.

Fig. 8 과 Fig. 9 는 전진속도 0.3 에서 각각 초기 원추각을 0°, 2°, 4°로 변화시키기에 따라 블레이드 뿌리 하중 및 모멘트가 변화하는 양상을 방위각의 함수로 나타낸 그림이다. Fig. 8 을 살펴보면, 초기 원추각이 증가함에 따라 블레이드 뿌리 하중(root shear)이 점차 감소하다가 대략 3° 부근에서 블레이드 뿌리 하중이 영에 가장 가까운 값을 가짐을 알 수 있다.

또한 Fig. 9 에 있는 바와 같이 래그 방향 뿌리 모멘트는 초기 원추각이 커짐에 따라 점점 줄어드는 반면에, 플랩 모멘트는 음의 방향으로 증가하고 있음을 보여준다. 한편, 초기 원추각이 래그 안정성에 미치는 영향을 살펴보면, 초기 원추각을 증가시키기에 따라 래그모드 감쇠비가 감소하는 것을 보여주고 있다(Fig. 10). 이상의 결과로부터 블레이드에 초기 원추각을 줌으로써 허브 하중의 완화를 기할 수 있으나, 래그 모드에 대한 동적 안정성은 오히려 감소하는 것을 알 수 있다. 따라서 감쇠비가 충분히 낮은 로우터의 경

우는 초기 원추각을 줄 때, 특히 신중해야 할 것이다.

5. 결 론

본 연구에서는 전진비행시의 복합재료 로우터 블레이드에 대한 공력 탄성학적 안정성 해석 모델을 구축하고, 이를 이용하여 유연면 구조를 갖는 무힌지 복합재료 로우터에 대하여 파라미터 연구를 수행하였다. 이상의 연구 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 전진비행시 복합재료 상자형 보의 비 고전적인 효과들을 효율적으로 기술할 수 있는 개선된 공탄성 해석 모델을 개발하였다.
- (2) 블레이드의 설계 시 주요 인자인 초기 원추각의 변화에 대한 공탄성 해석을 수행한 결과 적절한 초기 원추각은 허브 하중을 급격히 감소 시킬 수 있으나, 래그 모드 감쇠비는 감소하는 방향으로 작용한다. 따라서 래그 감쇠비가 충분히 낮은 로우터의 경우는 초기 원추각 설정에 신중을 기하여야 한다.
- (3) 적절한 초기 비틀림각을 줄 경우 블레이드 끝단 변위가 감소하고, 따라서 허브 하중을 완화시키는 경향으로 나타나며, 아울러 래그 모드 안정성은 전반적으로 증가하여 전반적인 성능의 향상이 기대된다.

참고문헌

- (1) Hong, C. H. and Chopra, I., "Aeroelastic Stability Analysis of a Composite Rotor Blade," *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 30, No. 2, 1985, pp.57~67.
- (2) Panda, B. and Chopra, I., "Dynamics of Composite Rotor Blades in Forward Flight," *Vertica*, Vol. 5, No. 1, 1981, pp. 21~34.
- (3) Rand, O., "Periodic Response of Thin-Walled Composite Helicopter Rotor Blades," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 36, NO. 10, 1991, pp. 3~11.
- (4) 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.
- (5) 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.
- (6) 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.
- (7) Borri, M., "Helicopter Rotor Dynamics by Finite Element Time Approximation," *Computers & Mathematics with Applications*, Vol. 12A, No. 1, Jan. 1986, pp.149~160.
- (8) Lim, J. W., "Aeroelastic Optimization of a Helicopter Rotor," *Proceedings of the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, D. C., June 1988, pp. 599~609.
- (9) Johnson, W., *Helicopter Theory*, Dover Pubs. Inc., 1980.
- (10) Hodges, D. H. and Dowell, E. H., "Nonlinear Equations for the Elastic Bending and Torsion of Twisted Nonuniform Rotor Blades," *NASA TN D-7818*, Dec. 1974.
- (11) Panda, B and Chopra, I, "Flap-Lag-Torsion Stability in Forward Flight," *Journal of the American Helicopter Society*," Vol. 30, No. 4, 1985, pp. 30~39.
- (12) Dugundji, J. and Wendell, J. H., "Some Analysis Methods for Rotation Systems with Periodic Coefficients," *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 6, June, 1988, pp. 890~897.