

유연복합재를 이용한 헬리콥터 꼬리날개 구동축의 최적 설계

신응수[†] · 홍을표^{*} · 이기녕^{*} · 김옥현^{**}

(2004년 6월 18일 접수, 2004년 10월 6일 심사완료)

Optimum Design of a Helicopter Tailrotor Driveshaft Using Flexible Matrix Composite

Eung-Soo Shin, Eul-Pyo Hong, Kee-Nyeong Lee and Ock-Hyun Kim

Key Words : Helicopter Tailrotor(헬리콥터 꼬리날개), Flexible Matrix Composite(유연복합재), Genetic Algorithm(유전자 알고리즘), Driveshaft Flexibility(구동축 유연성), Whirling Stability(선회 안정성), Torsional Buckling(비틀림 좌굴)

Abstract

This paper provides a comprehensive study of optimum design of a helicopter tailrotor driveshaft made of the flexible matrix composites (FMCs). Since the driveshaft transmits power while subjected to large bending deformation due to aerodynamic loadings, the FMCs can be ideal for enhancing the drivetrain performance by absorbing the lateral deformation without shaft segmentation. However, the increased lateral flexibility and high internal damping of the FMCs may induce whirling instability at supercritical operating conditions. Thus, the purpose of optimization in this paper is to find a set of tailored FMC parameters that compromise between the lateral flexibility and the whirling stability while satisfying several criteria such as torsional buckling safety and the maximum shaft temperature at steadystate conditions. At first, the drivetrain was modeled based on the finite element method and the classical laminate theory with complex modulus approach. Then, an objective function was defined as a combination of an allowable bending deformation and external damping and a genetic algorithm was applied to search for an optimum set with respect to ply angles and stack sequences. Results show that an optimum laminate consists of two groups of layers: (i) one has ply angles well below 45° and the other far above 45° and (ii) the number of layers with low ply angles is much bigger than that with high ply angles. It is also found that a thick FMC shaft is desirable for both lateral flexibility and whirling stability. The genetic algorithm was effective in converging to several local optimums, whose laminates exhibit similar patterns as mentioned above.

1. 서론

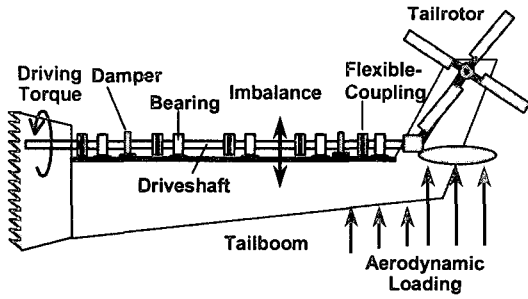
헬리콥터 꼬리날개 구동축은 다양한 하중을 받으며 동력을 전달하게 되는데 테일붐(tailboom)으로부터 전달되는 공기역학하중이 그 중 가장 중요한 하중이라 할 수 있다. 그 이유는 공기역학하중

에 의해 테일붐에 굽힘변형이 발생하게 되고 이는 구동축에 그대로 전달되므로 구동축에서 이를 흡수해야 하기 때문이다. 따라서 구동축을 설계할 때 이에 대한 적절한 고려가 필수적인데 기존 시스템을 살펴보면 Fig. 1(a)에 나타난 바와 같이 구동축을 여러 개의 세그먼트로 구성하고 이를 유연 커플링으로 연결함으로써 굽힘 변형이 흡수되도록 하고 있으며 여기에 베어링과 감쇠기가 추가된 매우 복잡한 구조를 갖고 있다. 이러한 시스템은 유연 커플링에 의해서 야기되는 동적 불안정성의 문제점이 있을 뿐 아니라^(1,2) 시스템 무게가 증가하고 유지 및 보수 비용이 증가하는 문제점이 있다.

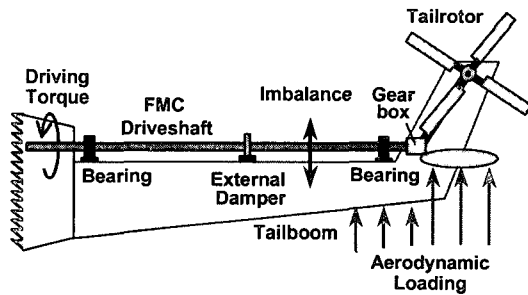
[†] 책임저자, 회원, 충북대학교 기계공학부
E-mail : esshin@chungbuk.ac.kr
TEL : (043)261-3159 FAX : (043)263-2448

^{*} 충북대학교 대학원

^{**} 회원, 충북대학교 기계공학부



(a) Conventional system



(b) FMC system

Fig. 1 Schematic of a helicopter tailrotor driveline

반면 복합재료 중에서도 모재의 유연성이 매우 뛰어난 유연복합재(flexible matrix composite: FMC)로 헬리콥터 꼬리날개 구동축을 대체할 경우 Fig. 1(b)와 같이 구동축 자체의 유연성만으로 테일붐의 굽힘변형을 흡수할 수 있으며 따라서 유연 커플링 없이 단일 축의 구동계가 가능하여 기존 시스템의 문제점을 대폭 개선할 수 있다.

하지만 FMC 구동축의 유연성 증가는 굽힘모드에 대한 고유진동수를 저하시키며 이는 FMC의 높은 내부감쇠 특성⁽³⁾ 함께 초임계 상태의 고속 회전시 구동축의 선회 불안정을 야기할 수 있다.⁽⁴⁾ 또한 높은 내부감쇠는 구동축 내부의 열 발생량을 증가시켜 축의 온도를 상승시키는 결과를 초래할 수 있다. 따라서 헬리콥터 꼬리날개 구동축을 FMC로 대체하기 위해서는 그 특성이 구동축의 성능에 미치는 영향에 대해서 종합적인 검토가 필수적이다. 복합재료를 이용한 헬리콥터 구동축의 성능 분석에 관해서는 여러 연구가 발표된 바 있으나^(5,6) FMC 구동축의 성능을 종합적으로 검토한 연구는 거의 없는 실정이다.⁽⁷⁾

Table 1 Drivetrain descriptions

Component	Specification	Description
FMC driveshaft	Outer diameter (m)	0.1143
	Length (m)	7.26
	Speed (rpm)	4800
	Driving power (kW)	246
	Material	T700 / L100
Tailboom	Length (m)	8.05
	Thickness (mm)	1.0
	Material	Aluminum
Tailrotor/ Gearbox	Mass (kg)	187.4

Table 2 Material properties of T700/L100

Properties		Value
Modulus (GPa)	Longitudinal	115
	Transverse	0.359
	Shear	0.250
Loss factor	Longitudinal	0.011
	Transverse	0.114
	Shear	0.112
Yield strength (MPa)	Tensile (fiber/matrix)	958 / 4
	Compression (fiber/matrix)	479 / 4
	Shear	7

본 연구에서는 유전자 알고리즘을 적용하여 FMC 구동축의 유연성과 선회 안정성을 동시에 최적화할 수 있는 FMC의 설계 변수를 찾고자 한다.

2. 해석 모델

2.1 개요

본 연구의 FMC 구동계 모델은 Fig. 1(b)에 도시한 바와 같이 미국 Boeing 항공사의 AH-64 헬리콥터의 기본 구조 및 크기를 유지하되⁽⁶⁾ 구동축의 재질을 기존의 알루미늄에서 FMC로 대체한 형태로서, 그 구성 요소를 살펴보면 FMC 구동축 외에 테일붐, 기어박스, 꼬리날개, 지지 베어링 및 외부 감쇠기가 있다. 이 중에서 구동축과 감쇠기를 제외한 다른 요소들은 기존 시스템과 동일하며 구동축의 외경도 기존 축과 동일하게 함으로써 베어링 등에 미치는 영향을 최소화하였다. Table 1은 구동계의 주요 제원을 나타낸 것이다.

한편 본 연구에서 고려한 유연복합재는 탄소 섬유 T700과 폴리우레탄 Adiprene-L100의 모재로 만들어진 것으로서 그 재료 특성은 Table 2에 나타낸 바와 같다.⁽⁸⁾

2.2 성능해석 모델

Table 3 은 헬리콥터 구동계의 성능 분석을 위해 본 연구에서 고려한 해석을 정리한 것이다. 우선 해석 종류로는 횡방향 유연성 해석과 선회 안정성 해석 외에 비틀림 좌굴 해석, 정상상태/과도회전 응답 해석이 있으며 이러한 해석을 수행하기 위해 구조 모델(structural model)과 비틀림 좌굴 모델, 그리고 열전달 모델(heat transfer model)이 필요하다.

유한요소에 의한 구조 모델을 살펴보면 FMC 구동축과 테일블은 6 자유도의 절점을 갖는 보 요소로 모델링하고 기어박스과 꼬리날개는 질량 효과만을 고려하여 모델링하였다. 여기서 구동축의 경우, 본래 FMC 가 비등방성 재료지만 유한요소 해석을 하여 얻게되는 주요 성능지수인 굽힘 변형이나 안정성과 같은 거시적 거동이 구동축 길이 방향의 재료 특성에 따라 결정되므로, 축방향에 대한 등가 특성치를 이용한 등방성 재료로 모델링하였다.⁽⁹⁾ 단, FMC 적층구조는 중립면에 대해 대칭이면서 적층 방향이 균형을 이루는 대칭 균형 적층(symmetric balanced laminate)으로 한정하였다. 이 경우 응력과 변형율의 관계는 인장과 굽힘 사이의 연성이 제거되어 인장 강성 행렬 [A]만의 항으로 나타나게 되는데 FMC 재료 특성을 식 (1)과 같이 복소탄성계수로 나타내고 고전 적층판 이론(classical laminate theory)을 적용하면 등가 특성치를 식 (2)와 같이 얻을 수 있다.

Table 3 Performance analyses

Analysis	Performance index	Loadings	Model
Lateral flexibility	Maximum allowable slope at the shaft tip	- Driving torque - Maximum aerodynamic loadings	Structural
Whirling stability	External damping for stabilization	-	Structural & Heat transfer
Torsional buckling	Safety factor of torsional buckling	-	Torsional buckling
Steady-state response	Safety factor of steadystate	- Driving torque - Nominal aerodynamic loadings - Heat generation - Shaft imbalance	Structural & Heat transfer
Spinup response	Maximum response during spinup	- Spinup torque - Spinup aerodynamic loadings - Shaft imbalance	Structural

$$\begin{aligned}
 E_{Fiber} &= E_L(1+i\cdot\eta_L) \\
 E_{Matrix} &= E_T(1+i\cdot\eta_T) \\
 G_S &= G_{12}(1+i\cdot\eta_{12})
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

$$\begin{aligned}
 E_e &\equiv E(1+i\cdot\eta_E) = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{t \cdot A_{22}} \\
 G_e &\equiv G(1+i\cdot\eta_G) = \frac{A_{66}}{t}
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

본 연구의 구조 모델에서 FMC 구동축은 식 (2)의 E, G, η_E , η_G 의 등가 특성을 갖는 등방성 재료로 모델링하며, 여기에 테일블과 베어링 등을 추가한 전체 구동계에 대한 운동 방정식을 유도하면 다음과 같다.⁽¹⁰⁾

$$[M]\{\ddot{q}\} + ([C] + [G])\{\dot{q}\} + ([K_S] + [K_R])\{q\} = \{Q\}
 \tag{3}$$

여기서 [M], [C], [G]는 각각 질량, 감쇠 및 자이로스코픽 행렬이고 [K_S], [K_R]은 각각 강성 행렬과 회전내부감쇠(rotating internal damping) 행렬, {Q}는 하중 벡터이다. 또한 [G]는 구동축의 회전속도의 함수이고 [C]는 내부/외부 감쇠의 함수, 그리고 [K_R]은 내부 감쇠의 함수이다.

한편 비틀림 좌굴 해석을 위한 모델은 FMC 구동축만을 포함하는 모델로서 박판 셸 이론(thin shell theory)에 기초하여 좌굴 방정식을 아래와 같이 유도하였다.⁽¹¹⁾

$$[L]\{u, v, w\}^t = 0
 \tag{4}$$

여기서 [L]은 FMC 특성에 관련된 미분 연산자이고 u, v 및 w는 비틀림 좌굴 모드의 축방향, 원주 방향 및 법선 방향의 성분으로서 다음과 같이 가정한다.

$$\begin{aligned}
 u &= U \cdot \cos\left(\frac{\lambda x}{R} - \frac{ny}{R}\right) \\
 v &= V \cdot \cos\left(\frac{\lambda x}{R} - \frac{ny}{R}\right) \\
 w &= W \cdot \sin\left(\frac{\lambda x}{R} - \frac{ny}{R}\right)
 \end{aligned}
 \tag{5}$$

여기서 λ 와 n은 축방향 및 원주 방향의 파동 변수이다.

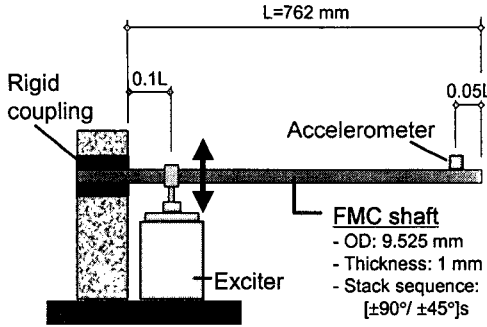


Fig. 2 Schematic of experimental set-up

마지막으로 FMC 구동계의 정상상태 응답해석에서 필요한 열전달 모델은 구동축의 동적 변형과 FMC의 높은 내부 감쇠로 인한 열 발생에 의해 축의 온도 상승 및 감쇠 특성의 변화를 해석하기 위한 것으로서 유한 차분법을 적용하여 n -번째 요소에 대한 열평형 관계를 유도하면 아래와 같다.

$$k_d(T_n - T_{n-1}) + k_d(T_n - T_{n+1}) + k_v(T_n - T_\infty) = \dot{Q}_n \quad (6)$$

여기서 k_d 를 포함하는 항은 축 내부의 전도에 의한 열전달을 나타내며 k_v 의 항은 구동축과 공기와의 대류에 의한 열전달을 나타낸다. 또한 \dot{Q}_n 은 축 변형에 의해 발생하는 열로서 다음과 같이 주어진다.

$$\dot{Q}_n = \frac{1}{2} \{q_n\}^t \cdot \eta [K_S] \cdot \{q_n\} \quad (7)$$

2.3 FMC 등가 모델링에 대한 실험 검증

고전 적층판 이론과 등방성 가정에 근거한 등가 특성치는 FMC 구동축의 특성 해석에 매우 중요하므로 이에 대한 검증이 필요하다. 우선 T700/L100의 FMC로 축소된 크기의 구동축을 제작하고 Fig. 2에 보이는 바와 같이 가진 실험을 수행하여 주파수 응답함수를 얻고, 식 (3)에서 회전과 관련된 $[G]$ 항과 $[K_R]$ 항을 제외한 상태에서 주파수 응답을 구하여 이를 Fig. 3에 나타난 바와 같이 실험 결과와 비교하였다.

실험으로 얻은 주파수 응답함수의 peak 값이 더 작고 peak에 해당하는 주파수가 더 낮게 나타나는 점으로 볼 때 실제 시스템은 등가 특성치에 의한 해석 모델보다 모듈러스가 작고 감쇠는 더 크다고 할 수 있으며 이는 peak 폭의 비교에서도 알 수 있다.

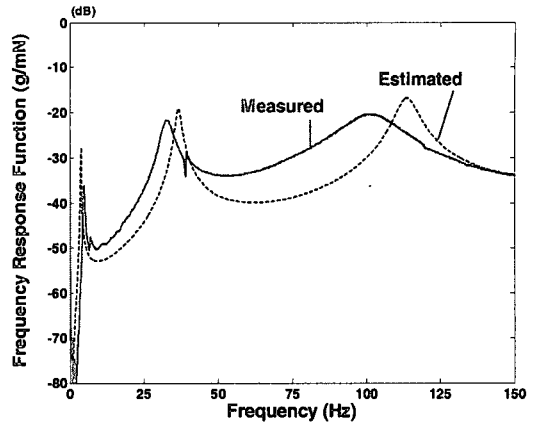


Fig. 3 Comparison of the frequency response functions

이러한 차이의 발생은 해석 모델에서 FMC를 등방성의 등가 특성으로 모델링한 점이 하나의 요인이긴 하지만 그 외에 실험에서 강제 커플링을 사용한 고정단의 경계 조건도 계 전체의 강성을 저하시키고 감쇠를 증가시키는 원인으로 작용할 수 있다. 따라서 등가 모델링만의 오차는 Fig. 3에 나타난 것보다는 작다고 할 수 있으며 본 연구에서 FMC 구동계의 특성 해석에 등가 모델링을 적용하는 것이 타당하다고 할 수 있다.

3. 최적화

3.1 목적 함수 및 구속 조건

본 연구에서 FMC 구동축의 적층 구조를 $[(\pm\theta_1)_{n_1} / (\pm\theta_2)_{n_2} / \dots / (\pm\theta_k)_{n_k}]_s$ 과 같이 정의할 때 최적화를 위한 목적 함수와 구속 조건 및 설계 변수는 다음과 같다.

$$\text{Minimize } \Psi(\vec{x}) = \frac{1}{\Theta_{\text{mis}}} + C_{\text{ext}} \quad (8)$$

$$\text{subject to } g_1(\vec{x}) = T(\vec{x}) - T_{\text{max}} \leq 0 \quad (9)$$

$$g_2(\vec{x}) = S_{SS_{\text{min}}} - S_{SS}(\vec{x}) \leq 0 \quad (10)$$

$$g_3(\vec{x}) = S_{TB_{\text{min}}} - S_{TB}(\vec{x}) \leq 0 \quad (11)$$

$$g_4(\vec{x}) = R_{SP}(\vec{x}) - R_{SP_{\text{max}}}(\vec{x}) \leq 0 \quad (12)$$

$$g_5(\vec{x}) = \sum_{i=1}^k n_i - n_{\text{max}} \leq 0 \quad (13)$$

$$\text{with } \vec{x} = [\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_k, n_1, n_2, \dots, n_k]^t \quad (14)$$

식 (8)의 목적함수에서 Θ_{mis} 는 FMC 구동축이 동

력 전달에 따른 비틀림 하중을 받는 상태에서 축 끝단의 허용가능한 최대 굽힘 변형각을 나타내며 이 값이 클수록 구동축의 유연성이 크다고 할 수 있는데 앞절의 식 (3)에 Tsai-Wu criteria 를⁽⁹⁾ 적용하여 계산하였다. 또한 식 (8)의 C_{ext} 은 Table 1 에 나타낸 바와 같이 4800 rpm 의 초임계 상태로 회전하는 AH-64 구동축의 선회 안정성을 유지하기 위해 필요한 외부 감쇠의 크기로서 식 (3)을 고유치 문제로 변환하여 고유치 실수부가 음이 되는 최소값으로 결정하였다. 그런데 초임계 상태 구동축의 안정성 해석에서 손실 계수를 제대로 고려하는 것이 중요한데 FMC 구동축의 온도 변화에 따른 손실 계수 값을 구하기 위해 식 (6),(7)의 열전달 해석으로부터 정상 상태의 온도를 구하고 그에 대응하는 값을 안정성 해석에 반영하였다.

한편 식 (9), (10)은 FMC 구동축의 정상 상태에서의 구속 조건으로서 Table 3 에 나타낸 정상 상태의 하중 조건에 대해서 식 (3), (6) 및 (7)을 해석하여 구한 결과에 대해 식 (9)는 온도에 대한 상한값($=65^{\circ}\text{C}$)을, 식 (10)은 응력 안전 계수에 대한 하한값($=1.5$)을 정의한 것이다. 또한 식 (11)은 비틀림 좌굴에 대한 안전 계수의 하한값($=3$)을 정의한 것으로 식 (4), (5)로부터 비틀림 좌굴 토크를 구하고 이를 FMC 구동축의 전달 토크와 비교하여 안전 계수를 구했다. 식 (12)는 FMC 구동축이 정상 상태의 회전 속도인 4800 rpm 에 도달하는 spin-up 과정에서 축의 과도 응답에 대한 제한 조건으로서 그 상한값을 0.16 m 로 하였다. 마지막으로 식 (13)은 구동축의 두께에 관한 구속 조건으로서 적층판 하나의 두께를 0.125 mm 로 하였을 때 축 두께의 상한값을 5 mm 로 하였다.

3.2 유전자 알고리즘

유전자 알고리즘은 다윈의 생태계의 진화 원리 즉, 자연 선택과 적자 생존의 원리에 기초한 탐색 알고리즘의 하나로 설계 변수가 식 (14)에 정의된 바와 같이 정수인 경우에도 효과적으로 적용할 수 있어 복합재료의 최적화 문제에 널리 쓰인다. 기존 알고리즘의 국소 탐색은 하나의 지역해로 빠질 가능성이 많은 반면 여러 개의 지역해로 구성된 개체군으로 해를 병행 탐색하는 유전자 알고리즘은 보다 나은 지역해로 수렴할 수 있다.

우선 구속 조건을 만족하는 임의의 해들로 이진수화된 하나의 열(string)을 만들고 이들을 각 개체의 염색체로 하여 변형시킨다. 그 다음 단계로 우수한 개체들을 Roulette wheel 방식으로 선택하는데 목적 함수의 크기에 따라 적합도(fitness)가 달라지

게 되고 선택되는 확률이 달라져 지속과 소멸이 결정된다. 선택된 각 개체는 교배(crossover)와 변이(mutation)의 유전 연산자에 의해 개체의 유전 정보 즉 설계 변수의 값이 달라진다. 교배와 변이 과정을 거쳐 나타난 새로운 개체들의 적합도가 다시 평가되고 기존 개체들의 적합도와 비교하여 더 나은 것이 있으면 이를 기존 개체군에 이를 포함하여 유전 연산의 과정을 반복한다.

모든 개체를 동시 다발적으로 탐색하는 알고리즘의 특성상 많은 개체수를 갖는 경우 활발한 교배 연산으로 최적해에 접근할 가능성이 커지지만 그 만큼 많은 연산량이 소비되므로 본 연구에서는 개체군의 크기는 10 으로 하였다. 교배 연산 단계에서는 활발한 교배로 가능성이 높은 새로운 개체를 만들어야 하므로 교배율을 0.9 로 정했고, 반면에 지역해의 위험성을 줄이기 위해 필요한 변이율은 0.1 로 정했다.

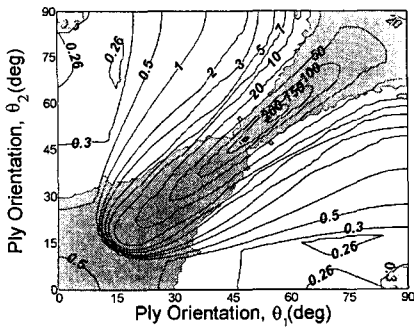
4. 결과 분석

4.1 설계 변수 vs. 구동축 성능

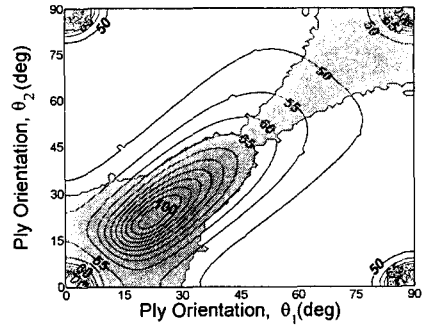
FMC 설계 변수가 구동축의 성능에 미치는 영향은 매우 다양하며 또한 비선형적인 특성을 갖고 있다. 따라서 가능하다면 설계 변수의 수를 줄이고 이들 각각 변수들이 구동축의 여러 성능에 미치는 영향을 포괄적으로 검토하는 것이 바람직하다. 본 연구에서는 최적화 결과에 대한 분석에 앞서 적층 구조가 $[(\pm\theta_1)_n / (\pm\theta_2)_n]_s$ 인 경우에 설계 변수 θ_1 , θ_2 , n 과 구동 성능의 관계를 먼저 살펴보기로 한다.

4.1.1 적층 방향 vs. 성능

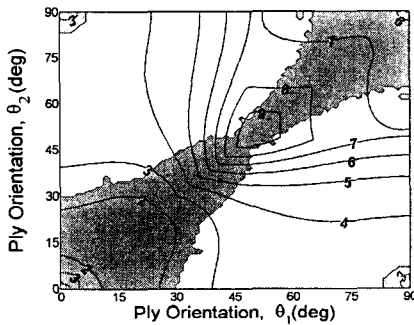
Figs. 4 및 5 는 적층 두께를 식 (13)의 구속 조건 상한값인 $n=5$ 로 고정시키고 적층 방향 θ_1 과 θ_2 의 변화에 따른 구동축 성능의 변화를 등가선(contour)으로 나타낸 것이며 여기서 음영 부분은 식 (9)-(13)의 구속 조건중 최소한 하나 이상을 만족하지 못하는 영역에 해당한다. 우선 Fig. 4 의 결과를 보면 $\theta_1 \approx \theta_2 \approx 50^{\circ}$ 부근에서 횡방향의 유연성은 가장 좋은 반면에 선회 안정성을 유지하는데 필요한 외부 감쇠의 크기가 매우 커져서 결과적으로 유연성과 안정성을 동시에 고려한 관점에서 보면 $(\theta_1, \theta_2) \approx (15^{\circ}, 75^{\circ})$, 또는 $(\theta_1, \theta_2) \approx (75^{\circ}, 15^{\circ})$ 일 때가 가장 좋다고 할 수 있다.



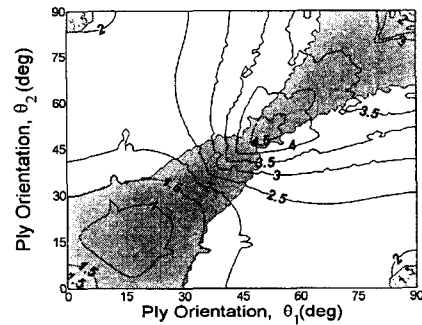
(a) Objective function



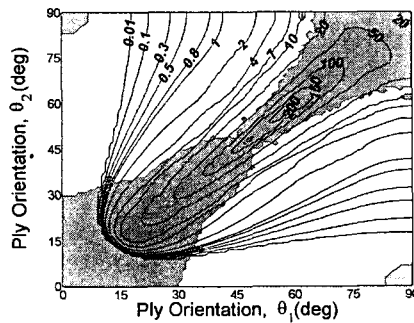
(a) Temperature (°C)



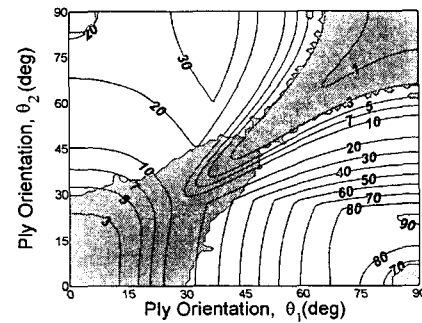
(b) Lateral flexibility (deg)



(b) Safety factor (steady-state)



(c) External damping (N-s/m)



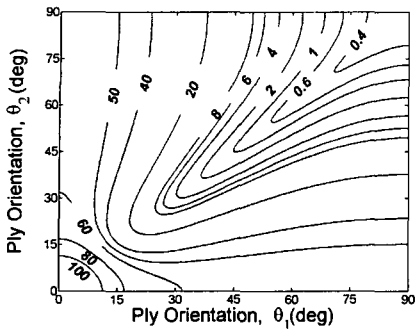
(c) Safety factor (torsional buckling)

Fig. 4 Performance of the FMC driveshaft with a laminate $[(\pm\theta_1)_5 / (\pm\theta_2)_5]_s$

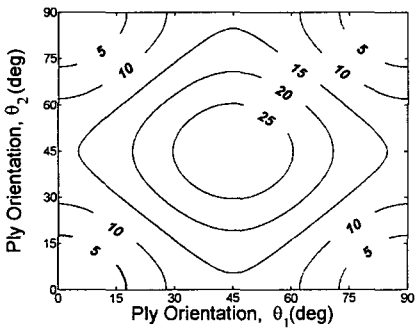
Fig. 5 Constraints of the FMC driveshaft with a laminate $[(\pm\theta_1)_5 / (\pm\theta_2)_5]_s$

또한 적층 방향이 $\theta_1 \approx \theta_2$ 인 경우에는 Fig. 5 에 나타난 바와 같이 구동축의 온도도 높아지고 정상 상태 및 비틀림 좌굴에 대한 안전 계수도 작아지는 경향을 보인다. 따라서 이를 종합해보면 헬리콥터 꼬리날개용 FMC 구동축을 두개의 적층 방향으로 설계한다면 한 방향은 45°보다 많이 작게, 다른 하나는 45°보다 많이 크게 하는 것이 바람직하다.

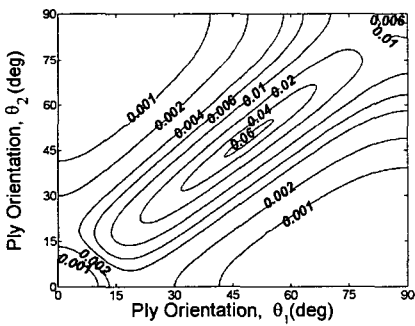
한편 Figs. 4 및 5 에 결과는 적층 방향과 FMC 재료 특성의 관계를 살펴보면 보다 더 명확해진다. Fig. 6 은 적층 방향의 변화에 대한 FMC 축의 등가 탄성계수 및 손실 계수의 변화를 도시한 것으로서 Fig. 6(a), (b)의 인장 및 전단 탄성계수는 Fig. 3(b)의 횡방향 유연성과 직접 관련되며 Fig. 6(a), (c), (d)의 손실 모듈러스 및 손실계수는 Fig. 4(a)의 온도 분포와 밀접한 관련이 있다.



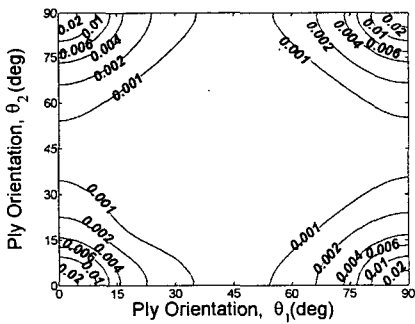
(a) Tensile storage modulus (GPa)



(b) Shear storage modulus (GPa)



(c) Tensile loss factor



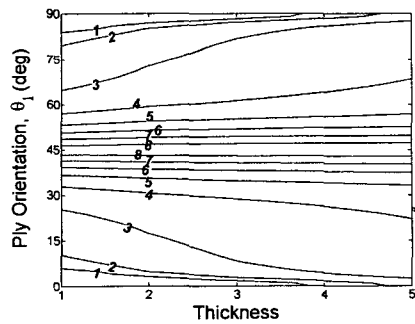
(d) Shear loss factor

Fig. 6 Equivalent FMC properties with a laminate $[(\pm\theta_1)_s / (\pm\theta_2)_s]_s$

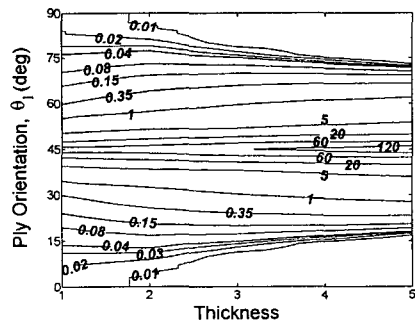
여기서 한가지 주목할 점은 Fig. 4(c)의 외부 감쇠 특성과 Fig. 6(a)의 인장탄성계수와와 상관 관계이다. 일반적으로 초임계 조건으로 회전하는 축은 내부 감쇠에 의해 선회 불안정성이 야기된다고 알려져 있는데, Fig. 4(c)에서 외부 감쇠값이 0.01에 해당하는 등가선 이하의 θ_1 또는 θ_2 의 영역은 안정한 영역에 해당하며 이는 Fig. 6(a)에서 등가 탄성계수가 50 GPa 이상인 영역과 거의 일치한다. 이 영역에서 초임계 회전을 하는 FMC 구동축이 안정한 이유는 테일붐과 FMC 구동축 사이에 연성(coupling)이 발생하여 회전하지 않는 테일붐이 구동축을 안정화시키는 역할을 하기 때문이다.

4.1.2 적층 두께 vs. 성능

Fig. 7은 적층 두께의 변화에 따른 FMC 구동축의 유연성과 안정성의 변화를 나타낸 것으로 적층 구조가 $[(\pm\theta_1)_n / (\pm(90^\circ - \theta_1))_n]_s$ 일 때 n을 1부터 5까지 변화시키면서 구동축 성능을 n과 θ_1 의 영역에 도시하였다. 그 결과를 보면 적층 두께가 유연성과 안정성에 미치는 영향은 적층 방향이 미치는 영향에 비해 크지 않다는 것을 알 수 있다.



(a) Lateral flexibility (deg)



(b) External damping (N-s/m)

Fig. 7 Thickness vs. FMC performance with a laminate $[(\pm\theta_1)_n / (\pm(90^\circ - \theta_1))_n]_s$

Table 4 Optimum solutions

Performance	Case 1 [[±24°] ₈ /[(±84°) ₂] _s	Case 2 [[±82°] ₈ /[(±65°) ₂ /(±23°) ₈] _s
Objective function	0.22	0.22
Flexibility (deg)	4.62	4.51
External damping	Not required	Not required
Steadystate temperature (°C)	46.0	46.4
Safety factor (Steadystate)	2.78	2.74
Safety factor (Torsional buckling)	12.30	63.35
Spinup response (cm)	6.23	6.23

특히 $\theta_1 \approx 45^\circ$ 부근에서는 적층 두께가 유연성에 미치는 영향은 거의 없으며 안정성에 미치는 영향도 크지 않은데 $n=3$ 까지는 거의 변화가 없다가 n 이 더 커지면 안정성이 급격히 저하되는 경향을 보인다. 반면에 θ_1 이 45° 보다 많이 크거나 작은 경우에는 적층 두께가 커질수록 FMC 구동축의 유연성도 좋아지고 안정성도 좋아진다.

4.2 최적해

본 연구에서는 적층 구조가 $[(\pm\theta_1)_{n_1}/(\pm\theta_2)_{n_2}]_s$ 또는 $[(\pm\theta_1)_{n_1}/(\pm\theta_2)_{n_2}/(\pm\theta_3)_{n_3}]_s$ 의 경우에 대해 각각 최적화를 수행하였는데 Table 4는 그 결과를 정리한 것이다. 두 경우의 최적 적층 구조에서 구성 섬유 방향과 균형 적층쌍의 반복 정도를 살펴 보면 섬유 방향 45° 를 기준으로 큰 것과 작은 것의 조합으로 나타나며 섬유 방향이 45° 보다 작은 적층 쌍이 많이 반복되는 패턴을 갖고 있음을 알 수 있다. 또한 두 경우 동일하게 최적 두께는 식 (13)의 구속 조건에 정의된 상한값으로 결정된 것을 알 수 있다. 이는 앞 절에서 각 설계 변수가 성능에 미치는 영향을 고찰한 결과와 일치한다.

Fig. 8은 최적해 $[(\pm 24^\circ)_8/(\pm 84^\circ)_2]_s$ 을 중심으로 적층 방향의 변화에 따른 유연성과 안정성의 변화를 도시한 것이다.

Fig. 8의 결과를 적층 구조 $[(\pm\theta_1)_5/(\pm\theta_2)_5]_s$ 인 경우의 결과인 Fig. 4와 비교해 보면 θ_1 의 적층쌍

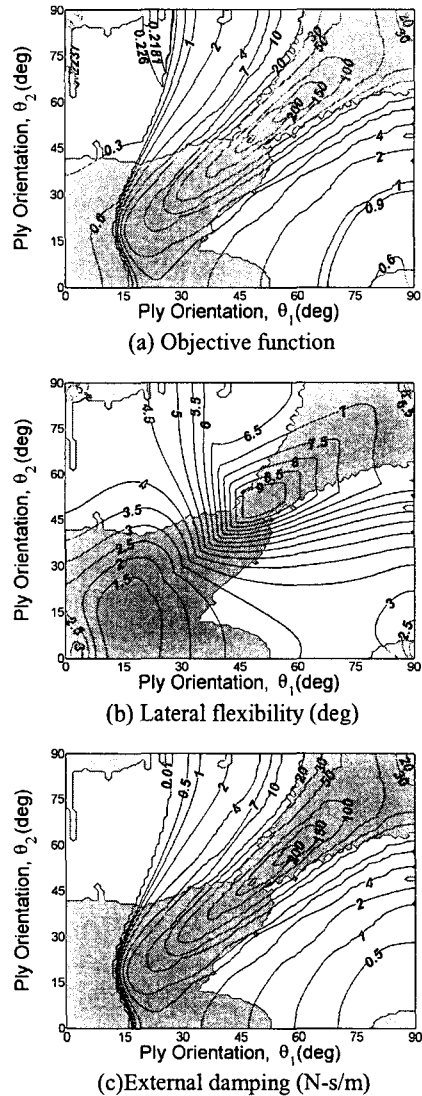


Fig. 8 FMC performance around an optimum laminate $[(\pm 24^\circ)_8/(\pm 84^\circ)_2]_s$

이 5에서 8로 증가함에 따라 유연성 선도와 안정성 선도에 차이가 뚜렷하게 나타나는데 특히 최적해와 적층 방향이 동일한 $[(\pm 24^\circ)_8/(\pm 84^\circ)_2]_s$ 인 경우는 Fig. 4(c)에 도시한 바와 같이 선회 안정성 유지를 위해 외부 감쇠가 필요한 반면 Fig. 8(c)에 나타난 바와 같이 최적해인 $[(\pm 24^\circ)_8/(\pm 84^\circ)_2]_s$ 에서는 외부 감쇠 없이 안정성이 유지되는 것을 알 수 있다.

한편 위에서 얻은 두 최적해에서 적층 방향이 45° 보다 작은 적층쌍이 배열되는 순서를 보면 $[(\pm 24^\circ)_8/(\pm 84^\circ)_2]_s$ 인 경우는 바깥쪽에 배열되는 반

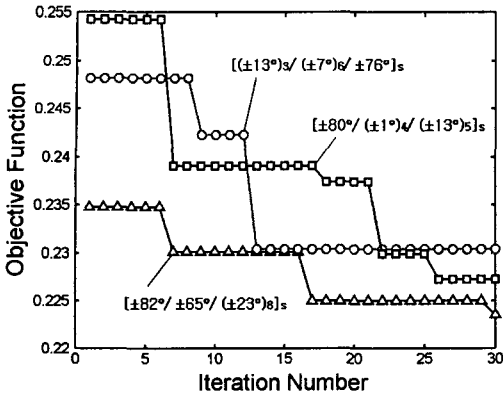


Fig. 9 Convergence of genetic algorithm

면, $[(\pm 82^\circ) / (\pm 65^\circ) / (\pm 23^\circ)_s]$ 인 경우는 안쪽에 배열된다. 배열 순서에 의해 영향을 받는 구동축의 성능은 비틀림 좌굴로서 Table 4 에 요약한 바와 같이 45° 보다 큰 적층쌍이 바깥쪽에 배열될수록 안전계수가 커지게 된다. 하지만 비틀림 좌굴을 제외한 다른 성능들은 배열 순서와 관련되지 않으며 따라서 최적화 결과에 미치는 영향은 미미하다. 마지막으로 Table 4 에 제시한 결과는 본 연구에서 수행한 최적화를 통해서 얻은 지역해의 하나이며 이외에도 여러 지역해가 존재 가능하다. Fig. 9 은 $[(\pm\theta_1)_{n_1} / (\pm\theta_2)_{n_2} / (\pm\theta_3)_{n_3}]_s$ 인 적층 구조에 대해 서로 다른 최적화의 수렴 과정을 지역해와 함께 나타낸 것으로서 적층 방향과 순서에 차이가 있으나 일정한 패턴을 가지고 있음을 알 수 있다.

5. 결론

본 연구에서는 FMC 를 이용한 헬리콥터 꼬리날개 구동축에서 횡방향 유연성과 선회 안정성을 고려한 FMC 의 최적설계 변수를 유전자 알고리즘을 적용하여 구했다. 그에 따른 결론은 아래와 같다.

- (1) FMC 의 최적 적층 구조는 모든 적층판의 섬유 방향이 45° 에서 크게 벗어나 있으며, 섬유 방향이 23° - 24° 인 다수의 적층판과 65° 이상인 소수의 적층판의 조합으로 이뤄진다.
- (2) FMC 구동축의 적층 두께가 커질수록 횡방향 유연성과 안정성이 좋아진다.
- (3) 유전자 알고리즘은 FMC 구동축의 최적화 문제의 지역해를 얻는데 효과적이며, 그 결과로 얻은 지역해들은 위에서 언급한 일정한 패턴을 갖는다.

후 기

이 논문은 2004년도 충북대학교 학술연구지원 사업의 연구비 지원에 의하여 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Mazzei, A. Jr., Argento, A. and Scott, R., 1999, "Dynamic Stability of a Rotating Shaft Driven through a Universal Joint," *J. of Sound and Vibration*, Vol. 222, pp. 19~47.
- (2) DeSmidt, H. A., Wang, K. W. and Smith, E., 2002, "Coupled Torsion-Lateral Stability of a Shaft-Disk System Driven through a Universal Joint", *ASME Journal of Applied Mechanics*, Vol. 69, No. 3, pp. 261~273.
- (3) Crane, R.M., Santiago, A.L. and Ratcliffe, C.P., 1994, "Structural and Damping Characteristics of a Flexible Composite Shaft," *Journal of Materials for Noise and Vibration Control*, Vol. 80, pp. 65~72.
- (4) Chen, L. and Peng, W., 1998, "The stability behavior of rotating composite shafts under axial compressive loads," *Composite Structures*, Vol. 41, pp. 253~263.
- (5) ter Wijlen, H. Z. and de Boer, E., 1994, "Designing, manufacturing and testing of sub- and supercritical composite shafts for helicopter tail drive line applications," *Proceedings of the 20th European Rotorcraft Forum*, Amsterdam, Netherlands, Vol. 4, pp. 123~1 to 123~15.
- (6) Darlow, M.S. and Creonte, J., 1995, "Optimal Design of Composite Helicopter Power Transmission Shafts with Axially Varying Fiber Layup," *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 40, No. 2, pp. 50~56.
- (7) Eulpyo Hong and Eungsoo Shin, 2004, "Characterization of a Misaligned Supercritical Shaft of Flexible Matrix Composite," *Trans. Of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol. 14, No. 1, pp. 32~39.
- (8) Shen, Y. and Bakis, C., 2002, "Static and Dynamic Characterization of a Flexible Matrix Composite Material," *Proceedings of the American Helicopter Society 58th Forum*, Montreal, Canada, pp. 222~227.
- (9) Gurda, Z., Haftka, R. and Hajel, P., 1999, *Design and Optimization of Laminated Composite Materials*, John Wiley & Sons, Inc, pp. 73~83.
- (10) Zorzi, E. and Nelson, H., 1977, "Finite Element Simulation of Rotor-Bearing Systems with Internal Damping," *ASME Journal of Engineering for Power*, Vol. 44, No. 1, pp. 71~76.
- (11) Charles Bert and Chun-Do Kim, 1995, "Analysis of Buckling of Hollow Laminated Composite Drive Shafts," *Composite Science and Technology*, Vol.53, pp. 343~351.