

## 축어긋남이 있는 유연복합재 고속구동축의 특성 분석

### Characterization of a Misaligned Supercritical Shaft of Flexible Matrix Composite

홍을표<sup>†</sup> · 신응수<sup>\*</sup>

Eulpyo Hong and Eungsoo Shin

(2003년 7월 5일 접수 : 2003년 12월 9일 심사완료)

**Key Words** : Flexible Matrix Composite(유연 복합재료), Supercritical Driveshaft(초임계 구동축), Misalignment(어긋남), Whirling Stability(선회 안정성), Rotating Internal Damping(회전 내부감쇠)

#### ABSTRACT

This research is to investigate the performance of a flexible matrix composite driveshaft with respect to shaft design parameters such as the number of layers, ply orientations, and material properties. A finite element formulation is utilized to estimate the allowable misalignment under given driving torque, the maximum temperature at steady states, and external damping for ensuring whirling stability under supercritical speed. Results indicate that the system performance can be greatly affected by the shaft laminate parameters, especially the ply orientations. Several sets of shaft parameters that will provide satisfactory overall system performance are derived.

#### 1. 서론

헬리콥터의 구동 시스템과 같이 입출력 축의 어긋남이 있는 경우, U-조인트와 같은 유연 커플링으로 축 어긋남을 보상하고 있으나 횡방향 진동 및 비틀림 진동에 대한 불안정성을 야기할 수 있다.<sup>(1,2)</sup> 또한 커플링의 추가 등으로 구동계가 복잡해지며 유지 및 보수 비용도 증가하게 된다. 이러한 문제점을 획기적으로 개선할 수 있는 방안의 하나로 고강도의 섬유 성분과 이에 비해 아주 유연한 모재로 이뤄진 유연복합재료 (flexible matrix composite, FMC)를 이용한 구동 시스템을 들 수 있는데, FMC의 구성 조건에 따라 높은 비틀림 강도를 가지면서 동시에 높은 횡방향 유연성을 가짐으로써 U-조인트와 같은 커플링 없이

도 축 어긋남을 흡수할 수 있다. 하지만 횡방향 유연성의 증가는 굽힘 진동에 대한 고유 진동수를 저하시키게 되는데 유연복합재료가 기존의 금속에 비해 내부 감쇠가 크다는 점을 고려하면<sup>(3)</sup> 이러한 고유 진동수의 저하는 초임계 상태에서의 불안정성을 야기하게 된다. 따라서 일반복합재료를 이용한 구동축은 여러 차례 시도된 바 있으나<sup>(4-6)</sup>, 축 어긋남을 보상하기 위한 목적보다는 구동축의 경량화를 위해서 복합 재료를 이용하였다.

본 연구는 FMC의 특성 변화가 구동축의 유연성 및 안정성에 미치는 영향을 분석하는데 목적이 있다. 이미 언급한 바와 같이 유연성과 안정성을 동시에 최적화시키는 것은 불가능하지만 복합재료의 적층(layer) 개수, 적층 방향 및 재료 특성의 변화에 따라 구동축의 동특성이 매우 다양하게 바뀔 수 있으므로 이들 파라미터들을 광범위하게 변화시키면서 가장 적합한 조건을 찾아내고자 한다.

<sup>†</sup> 책임저자 : 정희원, 충북대학교 대학원 정밀기계공학과  
E-mail : hong23478@hanmail.net

Tel : (043) 261-3159, Fax : (043) 263-2448

<sup>\*</sup> 정희원, 충북대학교 기계공학과

## 2. 특성 해석

### 2.1 모델링

Fig. 1은 본 연구의 해석 모델로서 AH-64 헬리콥터의 Tailrotor 구동계를 단순화 시킨 것인데 FMC 구동축과 양단의 베어링 및 감쇠기, 그리고 이를 지지하고 있는 보로 구성되어 있으며 Tailrotor와 기어 박스의 관성 효과를 고려한다. 시스템의 기하학적, 구조적 특성치들은 Table 1에 정리한 바와 같고, 구동축에 작용하는 하중으로는 Table 2와 나타낸 바와 같이 동력 전달에 따른 구동 토크와 공기의 양력에 의해 구동축의 횡방향으로 작용하는 굽힘 하중을 고려하였다.<sup>(1)</sup>

FMC 구동축의 모델링에는 고전 적층판(classical laminate) 이론에 근거하여 등가의 탄성 특성치를 적용하였으며, FMC 구동축의 내부 감쇠를 고려하기

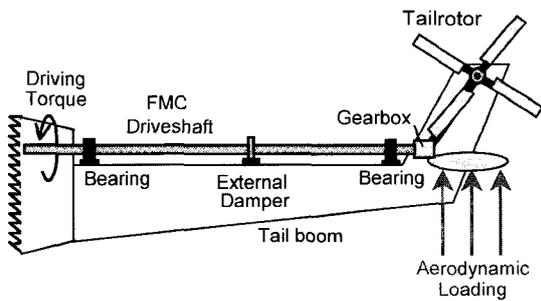


Fig. 1 Schematic of a tailrotor driveline

Table 1 System properties

| Component             | Properties  | Remark                       |
|-----------------------|---|------------------------------|
| Shaft                 | <ul style="list-style-type: none"> <li>Outer diameter : 0.1143 m</li> <li>Length : 7.26 m</li> <li>Offset from the tailboom                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- Longitudinal : 0.79 m</li> <li>- Vertical : 0.63 m</li> </ul> </li> </ul>                    | Tube                         |
| Tailboom              | <ul style="list-style-type: none"> <li>Outer diameter(fixed end)                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- Vertical : 0.58 m</li> <li>- Horizontal : 0.45 m</li> </ul> </li> <li>Thickness : 1 mm</li> <li>Length : 8.05 m</li> <li>Material : aluminum</li> </ul> | Elliptic tube<br>Taper: 2.2° |
| Tailrotor/<br>Gearbox | <ul style="list-style-type: none"> <li>Mass : 187.8 kg</li> <li>Offset from the tailboom                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- Longitudinal : -4.35 m</li> <li>- Vertical : 1.03 m</li> <li>- Horizontal : 0.12 m</li> </ul> </li> </ul>                       | Free end                     |

위하여 복소 형태의 탄성 계수를 사용하였다.

### 2.2 축 어긋남 해석

FMC 구동축의 유연성을 정량화하기 위하여 전달 토크가 작용하는 상태에서 허용 가능한 최대 어긋남을 Tsai-Wu criteria<sup>(7)</sup>를 적용하여 구했다. 이를 위한 운동 방정식은 다음과 같다.

$$[M]\{\ddot{q}\} + [G(\Omega)]\{\dot{q}\} + [K]\{q\} = \{Q\} \quad (1)$$

식 (1)에서 [M], [G], [K]는 관성, 자이로스코픽, 감성 행렬이며, {Q}는 횡방향과 축방향 변위, 굽힘과 비틀림각으로 구성된 변위벡터이다. 또한  $\Omega$ 는 축의 회전 속도이며 {Q}는 축에 작용하는 구동토크와 지지 보에 작용하는 축 어긋남 하중을 나타내는데 구동 토크는 Table 2에 설정한 바와 같이 일정하게 유지시킨 상태에서 축 어긋남 하중을 점진적으로 증가시키면서 구동축에 발생하는 응력이 Tsai-Wu조건에 의한 허용 응력과 같아질 때의 축 어긋남이 허용 가능한 최대값이 된다.

### 2.3 선회 안정성 해석

초임계 속도로 회전하는 FMC구동축은 회전 내부 감쇠의 영향으로 항상 선회 불안정성을 갖게 되며 이를 방지하기 위해서는 Fig. 1에 나타낸 바와 같이 외부 감쇠기를 필요로 하게 된다. 안정성 해석에서는 FMC 파라미터의 변화에 따라 안정성 유지를 위해서 요구되는 최소 감쇠값을 구하여 이에 따라 구동축의 성능을 비교하였다.

우선 안정성 해석을 위하여 식 (1)을 감쇠를 포함하는 식으로 변형하면 다음과 같다.

$$[M]\{\ddot{q}\} + [C(\eta(T)) + G(\Omega)]\{\dot{q}\} + [K(\eta(T))]\{q\} = \{Q\} \quad (2)$$

Table 2 Drivetrain loadings

| Type                           | Magnitude   | Remark                |
|--------------------------------|---|-----------------------|
| Torque                         | • 489.4 Nm  |                       |
| Misalignment<br>(Tailboom tip) | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Vertical                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- Displacement : 0.09 m</li> <li>- Slope : 2.1°</li> </ul> </li> <li>• Horizontal                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- Displacement : 0.05 m</li> <li>- Slope : -1.1°</li> </ul> </li> </ul> | Thermal analysis only |
| Imbalance<br>(Shaft middle)    | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Mass : 0.01% of shaft</li> <li>• Eccentricity : 10% of shaft OD</li> </ul>   | Thermal analysis only |

여기서 내부 감쇠는 FMC의 손실 계수( $\eta$ )에 따라 결정되는데 이것이 온도의 함수가 된다. 동시에 뎀핑이 변하면 에너지 방출량이 달라지게 되어 이는 다시 구동축의 온도 변화를 초래하게 된다. 따라서 FMC와 같이 내부 감쇠가 큰 경우 정확한 감쇠 예측을 위하여 열 해석을 통한 정상 상태에서의 온도를 구할 필요가 있다. 이를 위하여 유한 차분법을 적용한 열 평형 관계를 유도하면 아래와 같다.

$$k_d(T_n - T_{n-1}) + k_d(T_n - T_{n+1}) + k_v(T_n - T_\infty) = \dot{Q}_n \quad (3)$$

식 (3)의 좌변에서 첫번째 및 두번째 항은 구동축에서의 열 전도 항이고 세번째 항은 구동축과 공기의 대류를 나타내는 항이며 식 (3)의 우변은 구동축 내부에서 감쇠에 의한 열 발생량을 나타낸다. 즉,

$$\dot{Q}_n = \frac{1}{2} \{g_n\}^T \cdot \eta(T) [K] \cdot \{g_n\} \quad (4)$$

따라서 온도에 따라 변하는 감쇠 특성은 식 (2)~(4)를 동시에 만족하는  $\eta$ 와  $T$ 를 구해야 하며 본 연구에서는 이들 값이 수렴할 때까지 반복법을 적용하여 해를 구했다.

일단  $\eta$ 가 정해지면 식 (2)로부터 고유치 해석을 통하여 선회 안정성을 판별할 수 있다.

$$[A] = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -[M]^{-1}[K] & -[M]^{-1}[C+G] \end{bmatrix} \quad (5)$$

즉  $[A]$ 의 고유치의 실수부가 음의 값이면 계는 안정하지만 양의 값을 갖게 되면 불안정하게 되는데, 외부 뎀퍼의 크기를 점진적으로 증가시켜 가면서 계가 안정 영역으로 돌아오는 최소의 감쇠 값을 구했다.

### 3. FMC 변수 분석

#### 3.1 FMC 변수 설정

본 연구에서 고려하는 파라미터는 FMC의 적층 개수, 적층 방향(ply angle,  $\theta$ ), 적층 두께 그리고 재료 특성이다. 이 중에서 적층 개수는 4 또는 6으로 한정하고  $[\pm\theta_1/\mp\theta_2]$  또는  $[\pm\theta_1/\mp\theta_2/\pm\theta_3]$ 의 대칭 구조를 갖는 적층 순서에 대해 적층 방향을 변화시키면서 결과를 구했다.

한편 재료의 특성 변화는 복합 재료의 섬유 및 모재 성분에 대한 탄성 계수 및 손실 계수의 변화인데, Table 3에 나타난 바와 같이 4종류의 복합 재료에 대해 구동축의 특성을 분석하였다. 여기서 재료 D는 대표적인 FMC 재료에 해당하며 본 연구의 주요 관심 대상이라 할 수 있으며 재료 A는 전형적인 일반 복합 재료에 해당하며 재료 B, C는 유연성 관점에서 비교할 때 위 두 재료의 중간에 속하는 재료이다.

#### 3.2 적층 변수 vs. 구동축 특성

FMC의 적층 변수가 바뀔 때 따라 구동축의 특성이 어떻게 변화하는지를 분석하기 위하여 Table 3의 재료D에 대해서 적층 방향을 바꿔 가면서 구동축의 허용 어긋남과 정상 상태의 온도 및 선회 안정성 유지를 위한 외부 감쇠의 최소값을 구한 결과를 Fig. 2와 3에 나타냈는데, Fig. 2는 적층 개수가 4인 경우이고 Fig. 3은 적층 개수가 6인 경우이다. 이 결과로부터 적층 방향이 변화함에 따라 구동축의 특성이 크게 바뀌는 것을 알 수 있는데 Fig. 2(a)를 보면 축 어긋남의 허용치는 적층 방향이  $[\pm 45^\circ/\mp 45^\circ]$  일 때 최대가 되며 선회 안정성을 유지하기 위해 요구되는 외부 감쇠는  $[\pm 60^\circ/\mp 60^\circ]$  일 때 최대가 된다. 이러한 결과는 FMC의 재료 특성과 밀접하게 연관되어 있는데, Fig. 4(a), (b)에 나타난 바와 같이 인장 탄성 계수가 최소인 동시에 전단 탄성 계수가 최대가 되는 적층 방향이  $[\pm 45^\circ/\mp 45^\circ]$ 로써 최대 축 어긋남이 발생하는 조건과 일치하며, Fig. 4(d)에서 손실 계수가

Table 3 Material properties<sup>(9)</sup>

| Material             |               | A     | B     | C     | D     |
|----------------------|---------------|-------|-------|-------|-------|
| Properties           | Longitudinal  | 153   | 153   | 115   | 115   |
|                      | Transverse    | 10.5  | 2     | 0.7   | 0.359 |
|                      | Shear         | 6.9   | 1     | 0.5   | 0.250 |
| Poisson ratio        |               | 0.3   | 0.3   | 0.31  | 0.315 |
| Loss factor          | Longitudinal  | 0.008 | 0.009 | 0.011 | 0.011 |
|                      | Transverse    | 0.018 | 0.070 | 0.090 | 0.114 |
|                      | Shear         | 0.024 | 0.070 | 0.090 | 0.112 |
| Yield strength (MPa) | Tensile a     | 1275  | 1275  | 958   | 958   |
|                      | Compression a | 892   | 764   | 526   | 479   |
|                      | Tensile b     | 19    | 7     | 6     | 4     |
|                      | Compression b | 19    | 7     | 6     | 4     |
|                      | Shear         | 16    | 10    | 8     | 7     |

a: fiber direction

b: perpendicular to fiber direction

최대로 되는 적층 방향은 외부 감쇠가 최대가 되는  $[\pm 60^\circ/\mp 60^\circ]$ 에서 나타남을 확인할 수 있다. 반면 FMC 구동축의 온도의 경우 식 (4)에 나타낸 바와 같이 탄성 손실 계수 (tensile loss modulus,  $\eta K$ )와 변형량 ( $q_n$ )의 복합적인 영향에 의해 결정되는데, Fig. 2(b)의 구동축 온도 변화 곡선은 Fig. 4(c)의 탄성 손실 계수의 변화 곡선과 매우 유사함을 알 수 있다. 즉, Fig. 2(b)에서 최대 온도가 발생하는 적층 조건인  $[\pm 20^\circ/\mp 15^\circ]$ 은 Fig. 4(c)에서 탄성 손실 계수가 최대가 되는  $[\pm 15^\circ/\mp 15^\circ]$ 와 매우 근접하며, 적층 방향이  $15^\circ$ 에서  $20^\circ$ 로 약간 증가한 것은 Fig.

2(a)에 도시한 바와 같이 인장 탄성 계수의 감소로 인해 변형량이 증가하기 때문이다.

한편 Fig. 2와 Fig. 3을 비교해 보면 적층 개수에 따라 구동축의 성능이 크게 바뀌는 것을 알 수 있다. 적층 구조가  $[\pm\theta_1/\mp\theta_2]$ 에서  $\pm\theta_3$ 을 추가하여  $[\pm\theta_1/\mp\theta_2/\pm\theta_3]$ 으로 바뀐 경우,  $\theta_3$ 가  $\theta_1$ 또는  $\theta_2$ 와의 차이가 클수록 FMC 성능이 크게 달라진다. 즉, Fig. 2의  $[\pm\theta_1/\mp 45^\circ]$ 의 성능 곡선과 Fig. 3의  $[\pm\theta_1/\mp 45^\circ/\mp 45^\circ]$ 의 성능 곡선을 비교해 보면 그 차이가 거의 없으며, 또한  $[\pm 45^\circ/\mp\theta_2]$ 인 경우에도  $[\pm 45^\circ/\mp\theta_2/\mp 45^\circ]$ 인 경우와 성능의 차이가 거의 없다. 반면

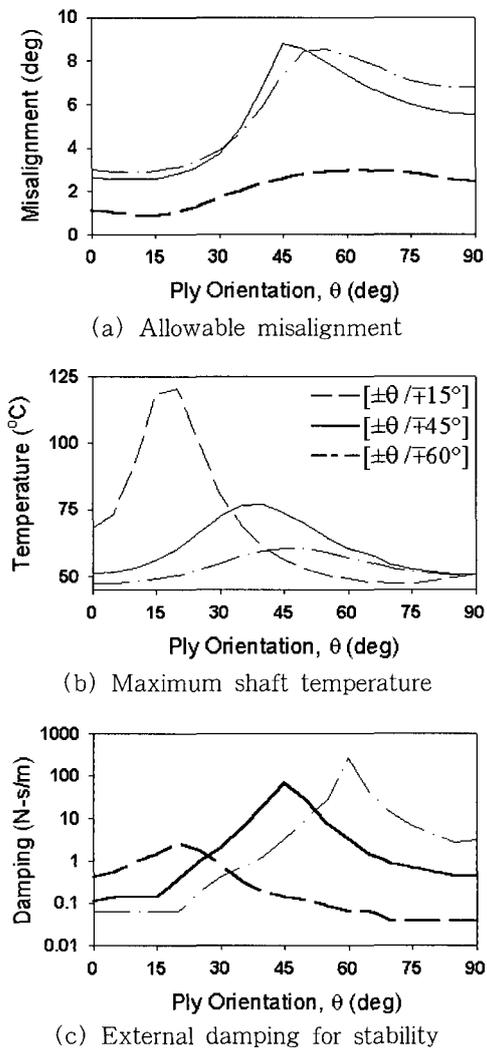


Fig. 2 Performance vs. ply angle(4 layers)

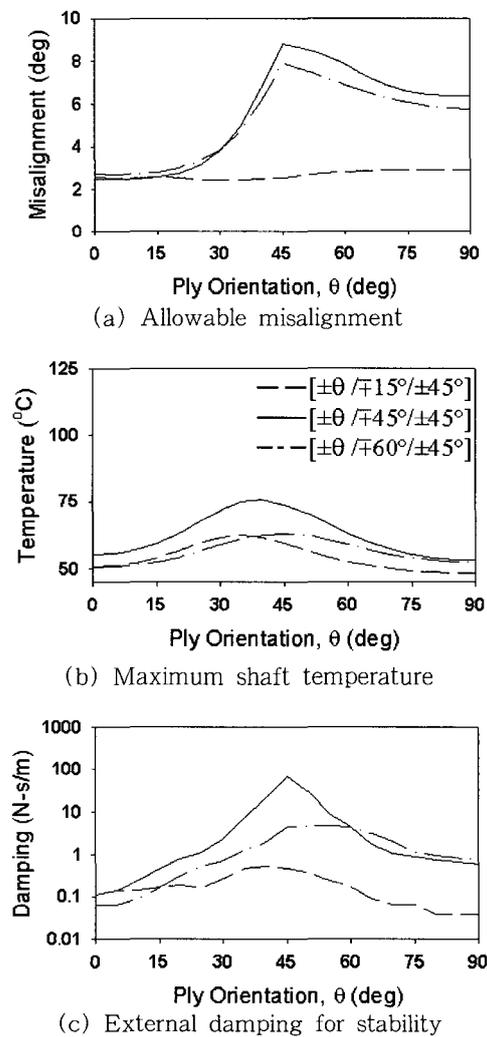
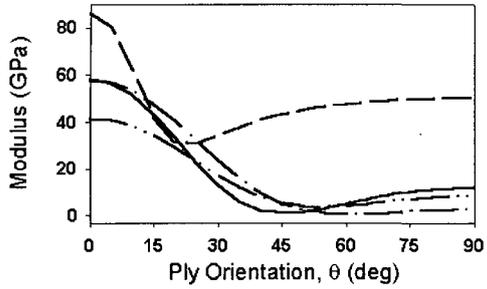


Fig. 3 Performance vs. ply angle(6 layers)

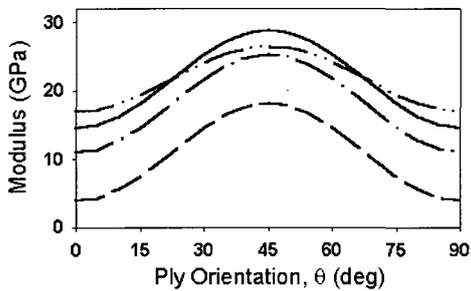
$[\pm\theta_1/\mp 15^\circ]$ 인 경우와  $[\pm\theta_1/\mp 15^\circ/\pm 45^\circ]$ 의 경우 모든 성능이 변하는데 특히 축의 온도 및 외부 감쇠 값이 크게 달라짐을 알 수 있으며, 또한  $[\pm\theta_1/\mp 60^\circ]$ 인

경우와  $[\pm\theta_1/\mp 60^\circ/\pm 45^\circ]$  경우에는 축 어긋남과 온도의 변화는 크지 않지만 외부 감쇠 값은 크게 변하는 것을 알 수 있다.

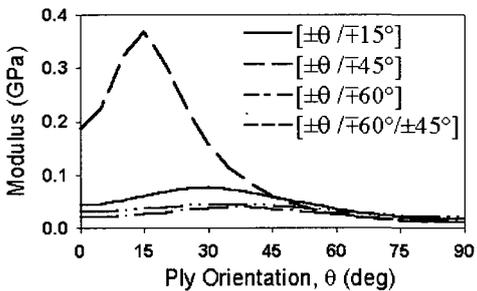
이러한 현상은 재료의 특성 변화와 밀접한 관련이 있는데  $[\pm\theta_1/\mp 60^\circ]$ 인 경우와  $[\pm\theta_1/\mp 60^\circ/\pm 45^\circ]$  경우의 재료 특성치를 Fig. 4에서 살펴 보면 탄성 계수의 차이는 Fig. 4(a), (b)에 나타난 바와 같이 크지 않은 반면, 손실 계수의 차이는 Fig. 4(d)에 보이는 바와 같이 매우 크다. 따라서 Fig. 2 및 Fig. 3의 성능 비교에서 탄성 계수에 의해 결정되는 축 어긋남의



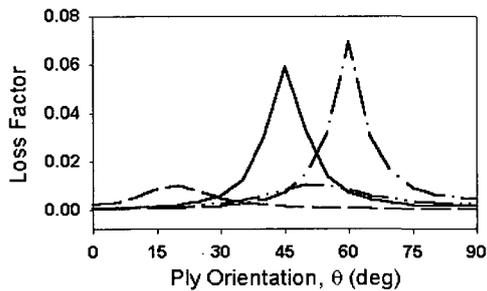
(a) Tensile storage modulus



(b) Shear storage modulus

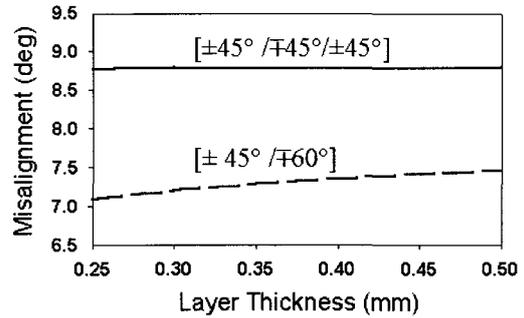


(c) Tensile loss modulus

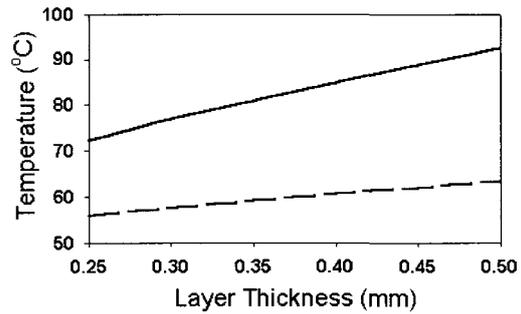


(d) Internal damping

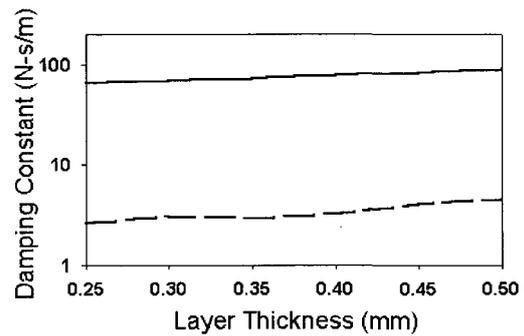
Fig. 4 Shaft characteristics vs. ply angle



(a) Allowable misalignment



(b) Maximum shaft temperature



(c) External damping for stability

Fig. 5 Performance vs. thickness

경우 적층 개수가 4인 경우와 6인 경우의 차이가 그렇게 크지 않은 반면, 손실 계수의 영향을 동시에 받는 축의 온도 및 선회 안정성 확보를 위한 외부 감쇠의 경우 적층 개수의 변화에 따라 크게 바뀌게 된다.

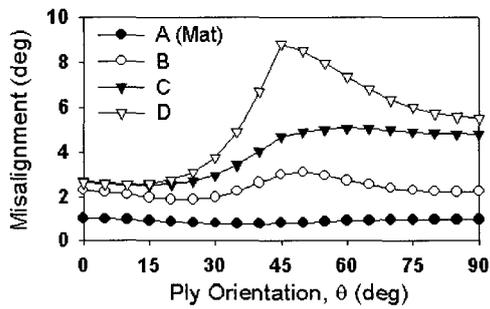
Fig. 5는 구동축의 두께와 특성의 관계를 나타낸 것인데 두께의 변화가 특성에 미치는 영향은 매우 미미하다는 것을 알 수 있다.

### 3.3 FMC 재질 vs. 구동축 특성

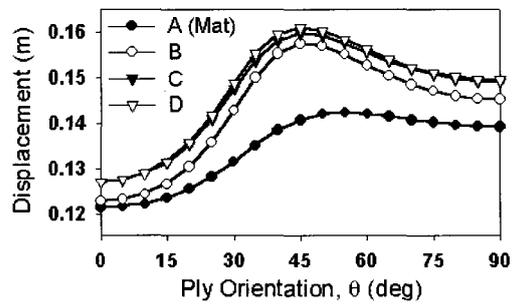
구동축의 재질의 변화가 구동축의 성능 및 특성에 미치는 영향을 Fig. 6과 Fig. 7에 도시하였는데, Table 3에 정의된 4가지의 서로 다른 복합 재료에

대해서 적층 방향에 따라 도시한 것이다. Fig. 6(a)의 축 어긋남을 보면 재료 D가 다른 재료들에 비해 훨씬 큰데 이는 횡방향 유연성이 월등하게 차이가 나기 때문이다. 반면에 구동축의 온도 변화를 보면 재료에 따른 차이가 그다지 크지 않은데 그 이유는 온도 분포의 경우 Fig. 7(a)에 도시한 정상 상태에서의 횡방향 동적 응답의 크기와 Fig. 7(b)에 나타난 재료의 탄성 손실 계수의 복합적인 영향을 받게 되는데 재료가 유연해 질수록 탄성 손실 계수의 크기는 줄어드는 반면 동적 응답의 크기는 늘어나게 되어 이들의 결과적으로 발생하는 열은 별 차이가 없기 때문이다.

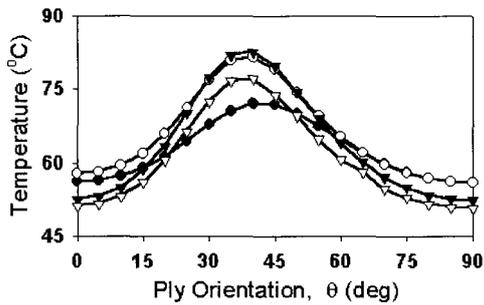
한편 Fig. 6(c)에 나타낸 선회 안정 성능을 보면



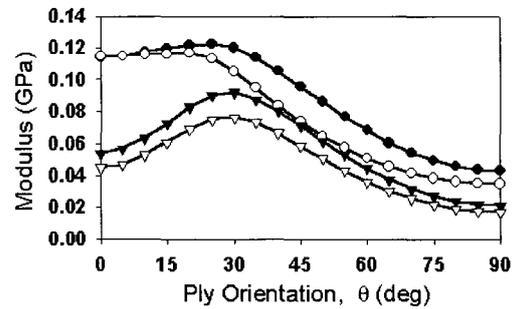
(a) Allowable misalignment



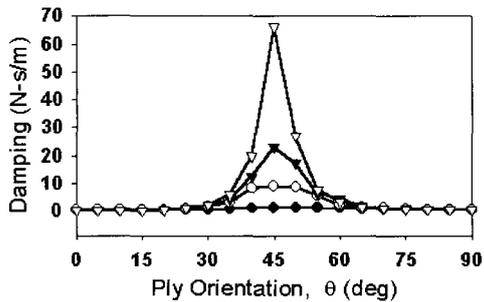
(a) Maximum response



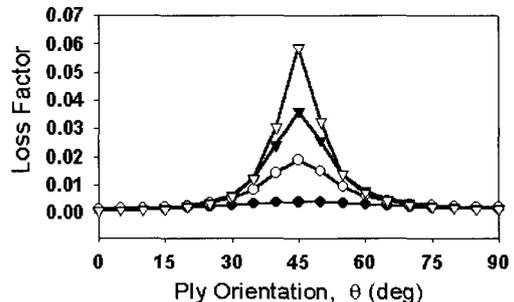
(b) Maximum shaft temperature



(b) Tensile loss modulus



(c) External damping for stability



(c) Internal damping

Fig. 6 Performance vs. material/ply angle

Fig. 7 Shaft characteristics vs. material/ply angle

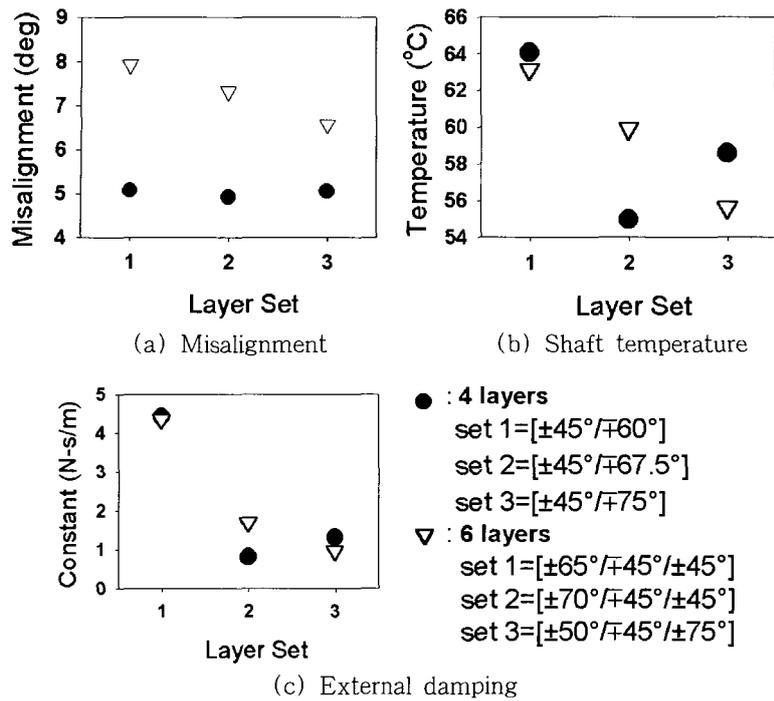


Fig. 8 Tailored shaft parameters

재료에 따라 큰 차이를 보이는데 이는 Fig. 7(c)에서 알 수 있는 바와 같이 내부 감쇠의 크기가 재료에 따라 크게 다르기 때문이다. 내부 감쇠가 최대가 되는 [±45°/±45°]에서 FMC 구동축은 선회 안정성 확보를 위하여 가장 큰 외부 감쇠를 필요로 함을 알 수 있다. 동시에 재료의 유연성 차이에 따른 구동축의 고유 진동수와 임계 속도의 차이도 선회 안정성에 영향을 미치기 때문에 재료의 변화에 따른 안정 성능은 큰 폭으로 변하게 된다.

### 3.4 성능 향상을 위한 FMC 파라미터 선택

위의 결과들은 FMC 변수에 따라서 구동축의 성능이 매우 다양하게 변화함을 보여주고 있는데, 전체적으로 보면 축의 유연성이 증가할수록 허용 가능한 축 어긋남은 향상되는 반면 축의 온도 및 선회 안정 성능은 악화되는 경향을 보인다. 하지만 각각의 FMC 변수들의 영향을 주는 정도가 서로 다를 뿐 아니라 선형적이지 않기 때문에 적절한 파라미터의 선택 (tayloring)을 통해서 FMC 구동축의 전체적인 성능을 향상시키는 것이 가능함을 Fig. 2 및 Fig. 3의 결과 비교로부터 알 수 있다.

이를 위하여 불연속 탐색(discrete search) 방법을 적용하였는데, Fig. 5 및 Fig. 6의 결과에 근거하여 구동축 성능에 큰 영향을 주지 않는 축 두께는 기존 AH-64 헬리콥터와 같은 1.6 mm로 고정시켰으며 축의 재질은 Table 3에서 가장 유연한 재질 D로 한정하고, 적층 순서가 [±θ<sub>1</sub>/±θ<sub>2</sub>] 또는 [±θ<sub>1</sub>/±θ<sub>2</sub>/±θ<sub>3</sub>]에 대해서 각각의 θ<sub>i</sub>를 2.5° 간격으로 탐색하였다.

전체적인 성능 향상의 판별 기준으로 허용 가능한 축 어긋남은 5° 이상, 축의 온도는 65°C 이하, 선회 안정성 확보를 위해 요구되는 외부 감쇠기의 감쇠 상수는 5 Ns/m 이하로 정하고 세가지 조건을 모두 만족하는 파라미터를 선택하였다.

Fig. 8은 그 결과를 적층 개수 4 및 6에 대해서 각각 세 가지 조합씩 도시한 것이다. Fig. 8에서 우선 알 수 있는 것은 모든 조합이 최소한 하나의 적층 방향은 45°를 포함하고 있다는 점인데 이는 5° 이상의 축 어긋남이 가능하기 위해서 축에 요구되는 유연성을 만족하기 위한 필요 조건으로 보인다. 반면 모든 조합에서 최소한 하나의 적층 방향은 45°보다 큰 것을 관찰할 수 있는데 이는 손실 계수를 작게 함으로

써 축의 열 발생량을 줄이고 선회 안정성을 향상시킴과 동시에 축의 유연성의 저하를 최소화시키기 위해 필요한 선택이라 할 수 있다. 적층 개수가 4인 경우와 6인 경우의 결과를 비교해 보면 축의 온도 성능 및 안정 성능에 있어서는 큰 차이가 없으나 축의 허용 어긋남의 경우 적층 개수가 6인 경우가 더 좋은 성능을 나타낸다는 것을 알 수 있다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 축 어긋남이 존재하는 구동 시스템에서 구동축을 횡방향 유연성이 우수한 FMC로 대체할 경우 구동축의 특성이 FMC의 적층 변수와 재질에 따라 어떤 영향을 받는지를 허용 가능한 축 어긋남과 초임계 상태에서 선회 안정성을 유지하기 위한 외부 감쇠를 고려하여 분석하였다. 그 결과 FMC 파라미터의 변화에 따라 구동축의 특성이 급격하게 변하는 것을 확인하였으며 유연성의 증가는 안정성의 저하를 초래하는 일반적인 경향이 있지만 파라미터의 적절한 조합에 따라 유연성과 안정성을 동시에 개선할 수 있음을 확인하였다. 향후 FMC 구동축의 본격 개발을 위해서는 다양한 FMC 재질에 대한 광범위한 특성 분석 및 최적화가 필요하며 본 연구는 그에 대한 기초 자료로 활용될 수 있다.

#### 참고 문헌

(1) 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.  
 (2) Chen, L. and Peng, W., 1998, "The Stability

Behavior of Rotating Composite Shafts Under Axial Compressive Loads," Composite Structures, Vol. 41, pp. 253~263.

(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) Darlow, M. S., 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.

(5) H. Z. ter Wijlen and E. de Boer, 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) Abrate, S., 1990, "Optimum Design of Composite Shafts," Proceedings of the 5th Technical Conference, American Society for Composites, East Lansing, MI, pp. 647~656.

(7) Jones, R. M., 1976, Mechanics of Composite Materials, McGraw-Hill, New York, pp. 80~83.

(8) 홍도관, 김동영, 최경호, 안찬우, 2003, "진동을 고려한 원공복합적층판의 최적적층설계," 한국소음진동공학회논문집, 제 13 권, 제 6 호, pp. 423~429.

(9) Shan, 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. 222~22.