

# 고성능 복합재료 가요성 커플링에 관한 연구

김필중\*·박일경\*·김근택\*·우경식\*\*

## A Study of High Performance Composite Flexible Couplings

P. J. Kim, I. K. Park, K. T. Kim and K. Woo

**Key Words:** 복합재료(Composites), 가요성 커플링(Flexible Coupling), 다이어프램(Diaphragm), 구동축(Drive Shaft), 축 정렬 불량(Misalignment)

### Abstract

The rotor drive system in rotor-craft carries out power transmission from powerplant to rotors and the drive shafts are fallen into misaligned condition by the vibration of engine and shafts and the deformation of supporting structures. The high performance flexible coupling accommodates these misalignments of drive shafts. In this study, we compare the performance of the metallic flexible coupling with the composite flexible coupling through analytic method to develop the high performance flexible coupling used in the rotor drive system of UAV tilt-rotor.

### 1. 서 론

새로운 스마트 기술을 접목시킨 무인기가 한국 항공우주연구원에서 개발 중에 있다[1]. 스마트 기술로는 다양한 임무, 자동조종, 장거리 임무수행, 수직이착륙, 고속비행, 정지비행 등이 있다. 이들 신기술 중 수직이착륙과 정지 비행, 고속 비행에 해당하는 부분을 해결하기 위해 회전익 계통과 고정익 계통의 장점들을 동시에 취할 수 있는 틸트로터 기술을 스마트 무인기에 접목하였다. 이러한 틸트로터 기술을 구현한 비행체로는 현재 미국 Bell사에서 군용으로 개발한 V-22 Osprey가 있으며, 동일 회사에서 상용 유인기인 BA-609가 개발 중에 있다. 무인기로는 역시 Bell사의 TR-911X Eagle Eye 시제기가 비행 시험 중에 있다[2].

틸트로터 비행체에서 엔진과 로터 사이의 동력을 전달하는 동력전달장치는 회전익기의 동력전

달장치와 유사한 구조를 가지고 있다. 그림 1은 현재 한국항공우주연구원에서 개발 중인 스마트 무인기의 동력전달장치에 대한 구성도이다.

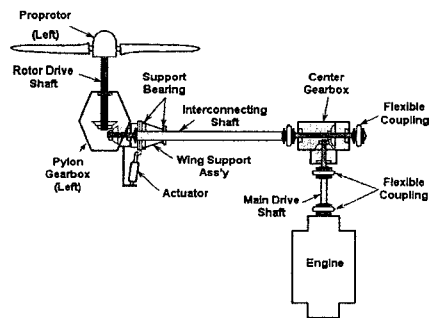


그림 1 동력전달장치 구성도

동력전달장치를 구성하는 부품 중 주 구동축(Main Drive Shaft, MDS)과 중간연결 구동축(Interconnecting Shaft, IS)은 동력전달 시 엔진의 진동, 비행 상태에서의 날개 끝단 변형 등에 의하여 동력전달장치에 발생하는 각 변위(Angular Displacement)와 축 변위(Axial Displacement)를 보

\* 한국항공우주연구원 소형기 그룹

\*\* 충북대학교 구조시스템공학과

정하기 위해 가요성 커플링으로 연결한다.

본 연구에서는 스마트 무인기의 동력전달장치에 대한 요구사항을 만족하고, 동시에 높은 성능을 발휘할 수 있는 기존의 상용 가요성 커플링에 대한 자료조사 및 복합 재료를 적용한 커플링 개발에 관한 기초연구를 실시하였다.

## 2. 가요성 커플링

### 2.1 기존의 가요성 커플링

현재 회전익 항공기에서 가요성 커플링을 사용하는 기계요소는 주 구동축, 꼬리로터 구동축으로 나눌 수 있다. 이들 중 주 구동축의 경우 고회전과 엔진의 진동으로 인한 문제점 때문에 고성능 가요성 커플링들을 사용한다. 현재 대부분의 회전익기 주 구동축에서 사용하고 있는 가요성 커플링의 경우 K-Flex, 다이어프램, 플렉시블 디스크, 기어 커플링 등이다. 이들 커플링에 대한 적용범위는 다음과 같다.

표 1 스틸(Steel) 커플링의 성능 비교표[3].

	Diaphragm Coupling	Disc Coupling	Gear Coupling
Capacity	30,000hp	65,000hp	70,000hp
Max. Speed	30,000rpm	30,000rpm	50,000rpm
Max. Bore Size	180mm	300mm	760mm
Shaft Spacing	5 to 500mm	up to 500mm	up to 500mm

표 1에서 보인 바와 같이 기계적 성능은 기어 커플링이 가장 우수하지만, 윤활이 필요하다는 단점과 무게 증가 때문에 현재 거의 사용되지 않는다. 표에 나타나지 않았으나 기계적 성능이 우수한 K-Flex 커플링이 현재 가장 많이 사용되고 있으며, 기존의 커플링을 이 제품으로 대체하고 있는 실정이다. 그러나 동일한 부위에 사용된 K-Flex 커플링이 다이어프램 커플링에 비해 중량이 2배 정도 증가하게 된다. 따라서 본 연구에서는 차후 개발될 커플링에 복합재료를 적용한다는 가정 하에 다이어프램 커플링에 초점을 맞추어 연구하였다.

### 2.2 다이어프램 커플링 해석

스마트 무인기의 회전속도와 회전력은 MD사의 369D 모델과 유사하다. 따라서 본 연구에서는 고

성능 커플링 설계를 위한 비교자료로서 MD사의 369D 모델에 사용된 커플링을 CATIA V5를 통하여 3차원 모델링한 뒤 상용 유한요소 해석 코드인 MSC PATRAN/NASTRAN을 사용하여 해석을 하였다. 그림 2와 그림 3은 각각 유한요소 모델과 응력 해석 결과를 보이고 있다.

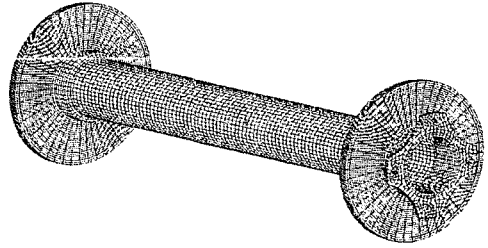


그림 2 다이어프램 커플링의 유한요소 모델

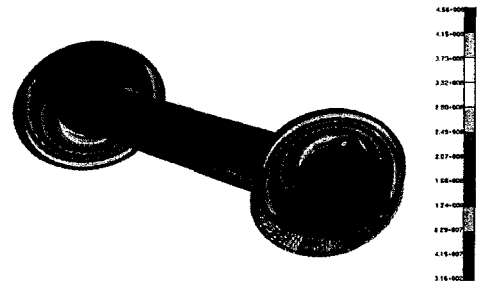


그림 3 다이어프램 커플링의 해석 결과

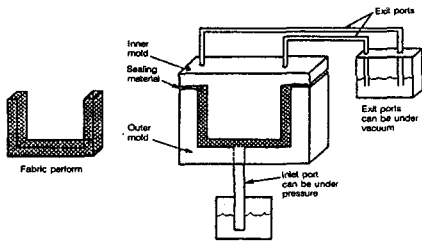
해석결과는 참고문헌[4]의 응력 분포 결과와 유사한 양상을 보였다. 그림 3에서 나타난 것과 같이 전형적인 스틸 다이어프램에 해당하는 부분에 456MPa의 최대 응력이 발생하였다. 이는 축 정렬 불량 원인에 해당하는 각 변위, 축 변위를 모두 커플링 부분에서 담당하기 때문이다.

## 3. 복합재료 다이어프램 커플링

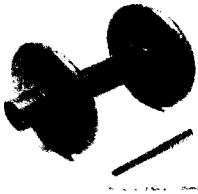
### 3.1 제작 방안

복합재료를 사용하는 다이어프램 커플링과 구동축은 일체형으로 제작되었을 경우 가장 이상적이다. 커플링과 원통형 구동축의 복잡한 형상으로 인하여, 수작업으로 일체형 다이어프램 커플링 구동축을 제작한다는 것은 매우 어렵다. 현존하는 복합재료 제작법 중 일체형 복합재료 다이어프램 커플링 구동축을 제작하기에 가장 적합한 방법으로는 RTM(Resin Transfer Molding)과 필라멘트 와인딩(Filament Winding), 테이프 래핑(Tape Wrapping) 등이 있다. 그림 4 (a), (b)는 RTM 공

법과 RTM에 의해서 제작된 회전익기의 복합재료 주 구동축을 나타내고 있다[5].



(a) RTM 공법



(b) RTM으로 제작된 회전익기 주 구동축  
그림 4 RTM공법과 복합재료 주 구동축 예

그림 4 (b)에 보인 바와 같이, RTM을 사용하면 다이어프램 커플링 및 구동축을 일체형으로 제작하는 것이 가능하다. 또한 미국의 Lawrie사에서 필라멘트 와인딩을 사용하여 복합재료 커플링을 제작한 적이 있다[6].

### 3.2 복합재료의 피로 특성

금속 재질로 제작된 다이어프램 커플링의 경우 축 방향 변위에 의해서 발생하는 반복 피로하중이 가장 지배적이다. 앞서 2.2 절에서 보였듯이 스틸 주 구동축을 해석한 결과 3 정도의 안전계수를 가졌다. 이는 S-N 곡선의 특성 상 최대 응력이  $\sigma_{yield}$ 의 1/3 정도일 때 피로특성이 매우 좋아지기 때문이다. 복합재료의 경우 금속 재료에 비해 피로특성이 매우 뛰어나다[5, 7]. 섬유 강화 복합재료의 피로특성이 좋은 원인은 초기 결함으로부터의 균열 전파를 억제하는 특성 때문이다.

### 3.3 복합재료 커플링 유한요소 모델링

복합재료를 커플링에 적용한 구동축에 대한 유한요소 해석을 수행하기 위해 CATIA V5를 사용하여 3차원 모델을 설계하였다. 설계 시 2.2 절에서의 결과를 토대로 다이어프램 부분에서 축 변

위, 각 변위를 담당할 수 있도록 다이어프램의 단부 쪽의 단면이 얇아지는 형태로 설계하였다. 또한 설계된 3차원 모델을 MSC PATRAN을 사용하여 유한요소 모델을 생성하였다.

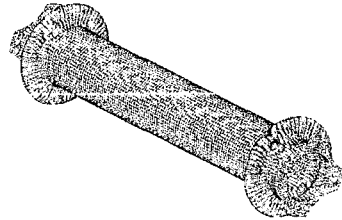


그림 5 복합재료 커플링을 사용한 구동축 유한요소 모델링

그림 6은 MSC PATRAN을 통하여 생성한 구동축의 3차원 유한요소 모델을 나타내고 있다. 그림 6에 나타난 유한요소 모델은 2차원 쉘 요소를 사용하였으며, 복합재료의 방향성을 고려하기 위해 총 16개의 국부좌표계를 생성하였다. 적층 수는 하중에 따라 국부적으로 변화시켜 적용하였다.

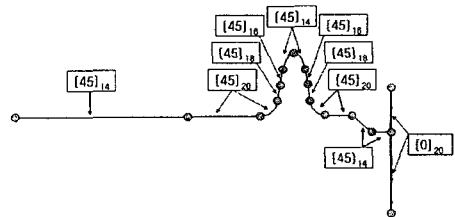


그림 6 구동축 각 부분의 적층 수

그림 5는 다이어프램 커플링을 사용한 구동축에 적용한 적층수를 위치별로 나타내고 있다. 해석을 위한 복합재료는 일방향 복합재료에 비해 성형성이 뛰어나고 피로성능이 좋은 카본/에폭시 평직복합재료(Carbon/Epoxy Plain Weave Composites)를 사용하였으며[8], 사용한 기계적 등가물성치는 다음과 같다. 단, 섬유의 부피분율(Fiber Volume Fraction)은 65%이다[9].

$$E_{11} = 77\text{GPa}, E_{22} = 75\text{GPa}, \nu_{12} = 0.07, G_{12} = 6.5, \\ \text{Tensile Strength} = 963\text{MPa}, \rho = 1600\text{kg/m}^3, t = 0.325\text{mm}$$

### 3.4 해석 결과

그림 8은 3.3 절에서 설명한 유한요소 모델을

사용하여 NASTRAN을 통해 해석한 결과 중 Von-Mises 응력 분포를 나타내고 있다.

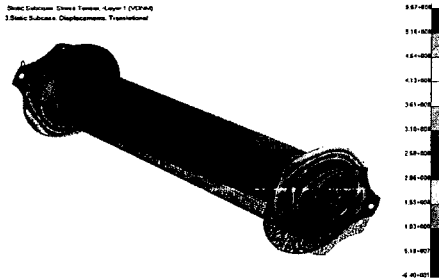


그림 7 복합재료 커플링을 사용한 구동축의 유한요소 해석 결과

그림에서 나타난 것과 같이 응력의 분포는 그림 8의 스틸 다이어프램 커플링과 유사한 분포로 나타났다. 최대 토크 및 최대 각 변위, 축 변위를 모두 적용한 상태에서 최대 응력은 대략 567MPa 정도로 항복응력에 비해 약 59% 정도의 응력 상태로 안전율이 약 1.7 정도로 나타났다. 최대 응력이 나타난 지점은 다이어프램의 단부 지점에서 축 정렬 불량 상태를 모사하였을 때 이 부분에 최대 인장 하중이 작용하기 때문이다. 스틸을 사용한 다이어프램 커플링의 경우 안전율이 약 3 정도로 나타났으나, 이는 피로에 대한 보정계수의 의미가 더 크기 때문에, 복합재료임을 감안한다면 허용할 만한 수치라고 판단한다.

#### 4. 향후 과제

복합재료 커플링에 대한 실험적 검증과정으로 현재 연구 중인 다이어프램 커플링을 적용한 구동축을 RTM 또는 필라멘트 와인딩을 통해 제작할 예정이다. 제작한 구동축에 대한 구조적인 검증 과정으로 정적 고유진동 시험, 정적 토크 시험 등을 수행할 예정이며, 축 정렬 불량에 대한 보정 능력에 대한 검증 과정으로 각 변위, 축 변위를 동시에 부여한 뒤 구동 시험을 실시할 예정이다. 또한 이와 동시에 축 정렬 불량 상태에서의 피로 시험을 진행할 예정이다.

#### 5. 결론

스마트 무인기의 주 구동축에 사용 가능한 커플링에 대하여 조사하였다. 기존의 상용화되어 있는 커플링을 대체하기 위한 방안을 마련하여

보았으며, 이들 커플링에 대한 3차원 유한요소 해석을 수행하였다.

스마트 무인기의 주 구동축에 적합한 커플링으로서 중량문제와 유연성을 동시에 해결할 수 있는 다이어프램 커플링이 가장 우수한 것으로 나타났다. 평직 복합재료를 적용하여 3차원 유한요소 해석을 실행해 본 결과, 다이어프램 커플링과 구동축을 복합재료로 대체할 경우 중량 감소와 피로강도를 증가시킬 수 있음을 확인하였다.

#### 후 기

이 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

#### 참고문헌

- (1) 김근배, 박일경, 김필중, 김근택, "스마트무인기 드라이브 시스템 개념 연구", 한국항공우주학회 춘계 학술발표회, 2004.
- (2) <http://www.boeing.com/rotorcraft/military/v22/1687-a4.html>
- (3) John Piotrowski, "Shaft Alignment Handbook", Marcel Dekker, Inc, 1986, pp.29-48.
- (4) M. M. Calistrat, "Metal Diaphragm Coupling Performance", Proceedings of The Fifth Turbomachinery Symposium, 1976, pp.117-123.
- (5) Michael C. Y. Niu, "Composite Airframe Structures - Practical Design Information and Data", Hong Kong Conmmilit Press LTD, 1996, pp.14-17, pp.252-256.
- (6) <http://www.navysbir.brtrc.com/cap/briefingsadmin/lawrie.asp>
- (7) 전의진, 이우일, 윤광준, 김태욱, "최신 복합재료", 교학사, 1995, pp.193-194.
- (8) Kenichi Yoshioka, James C. Seferis, "Modeling of Tensile Fatigue Damage in Resin Transfer Molded Woven Carbon Fabric Composites", Composites: Part A 33, 2002, pp.1593-1601.
- (9) J. L. Abot, A. Yasmin, A. J. Jacobsen, I. M. Daniel, "In-plane Mechanical, Thermal and Viscoelastic Properties of a Satin Fabric Carbon/epoxy Composite", Composites Science and Technology 64, 2004, pp.263-268.