

# 압전섬유작동기를 이용한 형상적응날개

나영호\* · 김지환\*\*

## Morphing wing using Macro Fiber Composite actuator

Young-Ho Na and Ji-Hwan Kim

**Key Words** : Morphing wing, Macro Fiber Composite actuator

### ABSTRACT

Recently, research on the morphing wing is an interesting issue to develop the capability of the wing such as improving the lift and reduction of drag during the operation of an aircraft by changing the wing shape from one configuration to another. A more efficient weight reduction of the wing using smart or morphing wing concept can be achieved in comparison with the conventional flaps. In this study, it is investigated the behaviors of the morphing wing using Macro Fiber Composite (MFC) actuators. Generally, MFC is the piezocomposite actuator with the rectangular PZT fiber and epoxy matrix, and uses the interdigitated electrode to produce more powerful actuation in the in-plane direction. Furthermore, it can produce the twisting actuation as compared with the traditional PZT actuators. In the formulation, the first-order shear deformation plate theory is used, and finite element method is adopted in the numerical analysis of the model. Results show the characteristics of the static behavior of the morphing wing according to the change of the actuation voltage.

### 1. 서론

형상적응 개념(Morphing Concept)은 더 나은 성능의 향상을 위하여 비행체의 물리적인 특성을 변화시켜주는 것을 말한다. 형상적응은 크게 임무형상적응(Mission Morphing)과 제어형상적응(Control Morphing), 두 가지로 분류된다. 임무형상적응은 새의 날개와 같이 자연에서 그 영감을 얻어 비행체 날개의 가로 세로비, 면적, 상반각 등의 변화를 통해서 정보감시정찰(ISR : Information, Surveillance, Reconnaissance) 임무, 공격 임무 등의 다임무 능력을

을 향상시키는 것을 목표로 한다. 제어형상적응은 비행체 날개의 캠버, 비틀림, 제어면적 등을 변화시켜, 더 효율적인 비행과 제어성능의 향상, 구조역변형의 예방 및 레이더 단면적의 감소를 목표로 한다.

형상적응날개(Morphing Wing)는 제어형상적응에 기반을 두고 기존의 일반적인 플랩이 갖는 여러 가지 단점들을 보완하기 위하여, 날개 자체의 부드러운 형상의 변화를 통한 유동 박리의 지연, 양력의 증가와 항력의 감소, 날개의 무게 감소 등을 도모하며 연구되고 있다.

최근 NGC(Northman Grumman Corporation) 팀에 의해 DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Project 가 수행, 완료되었다. 이 프로젝트는 두 가지의 Phase 로 나뉘어 진행되었는데, Phase 1 에서는 형상기억

\* 서울대학교 기계항공공학부

\*\* 서울대학교 기계항공공학부 교수

합금을 기반으로 하는 경첩이 없는 매끄러운 외형의 날개 뒷전 조종면과, 형상기억합금 토크 튜브를 이용한 날개 비틀림의 능동적인 변화를 연구하였다. 이를 위하여 두 개의 16% 비율의 반스팬 모델이 제작되었고, 풍동 실험이 수행되었다. Phase 2에서는 더 큰 규모, 전스팬 모델, 더 높은 대역폭의 작동계, 비행 마하수와 동압의 조사에 초점을 맞추고, 30% 비율의 NGC 무인전투기(UCAV : Uninhabited Combat Air Vehicle) 전스팬 모델을 제작하고, 풍동 실험을 수행하였다[1]. 그 외에 형상적응날개에 관한 기존의 연구사례를 살펴보면 다음과 같다. Gem 등 [2]은 스킨, 스파, 리브로 구성된 임의 형상의 날개를 등가평판으로 모델링하여 구조 해석과 공탄성 해석을 하고, 형상적응익형을 이용한 형상적응 무인전투기의 롤 성능에 대하여 연구하였다. Pettit 등 [3]은 공력 하중을 극복하기 위해 형상적응날개에 필요한 힘, 스트로크, 에너지를 계산적인 모델을 이용하여 연구하였다. 임 등 [4]은 경량 압전 복합재료 작동기(LIPCA : Lightweight Piezoceramic Composite Actuator)를 이용하여 형상적응날개를 제작하고, 제작된 날개의 작동변위에 관하여 연구를 수행하였다.

Macro Fiber Composite (MFC)는 NASA Langley Research Center 에서 개발되었다 [5]. MFC 는 직사각형 단면적을 갖는 단일 방향 압전섬유를 삽입하고, 교차된 전극을 사용하므로 압전섬유와 교차전극 사이에 접촉면적을 극대화하여 압전섬유와 전극 사이의 전기장의 전달이 효율적이다. 또 일반 압전 작동기를 통하여 얻기 힘든 이방성 작동(Anisotropic Actuation) 효과를 얻을 수 있으며, 저가의 압전세라믹 와퍼를 썰어서 얻은 압전섬유를 사용하므로 압전섬유 제작비가 저렴하다는 장점이 있다.

본 논문에서는 1 차 전단변형 판이론을 이용하여 형상적응날개를 후퇴각과 테이퍼비가 존재하는 한 변이 고정된 판으로 모델링하고, MFC 작동기를 이용한 형상적응날개의 정적 변형에 대하여 연구하였다.

## 2. 유한요소 정식화

### 2.1 변형율-변위 관계식

1 차 전단변형 판이론을 이용한 변형율-변위 관계식은 다음과 같다.

$$\mathbf{e} = \boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{z}\boldsymbol{\kappa} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} \\ \frac{\partial v}{\partial y} \\ \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \frac{\partial \phi_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \phi_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \phi_x}{\partial y} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (1.a)$$

$$\boldsymbol{\gamma} = \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial w}{\partial y} + \phi_y \\ \frac{\partial w}{\partial x} + \phi_x \end{Bmatrix} \quad (1.b)$$

여기서  $\mathbf{e}$  는 면내방향 변형율,  $\boldsymbol{\gamma}$  는 횡전단변형율을 의미한다.  $u, v, w$  는 각각  $x, y, z$  방향의 병진 변위이며,  $\phi_x, \phi_y$  는 각각  $xz$ -평면과  $yz$ -평면에 대한 회전이다.

### 2.2 구성 방정식

MFC 작동기가 삽입된 복합재료 날개의 구성방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon} \\ \boldsymbol{\kappa} \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \mathbf{N}_p \\ \mathbf{M}_p \end{Bmatrix} \quad (2.a)$$

$$\mathbf{Q} = \mathbf{A}_s \boldsymbol{\gamma} \quad (2.b)$$

여기서  $\mathbf{N}$  과  $\mathbf{M}$  은 각각 면내력과 모멘트에 대한 합벡터이고,  $\mathbf{Q}$  는 전단력에 대한 합벡터이다.  $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{D}, \mathbf{A}_s$  는 적층 강성행렬이다.  $\mathbf{N}_p$  와  $\mathbf{M}_p$  는 압전 효과에 의한 면내력과 모멘트에 관한 벡터이며, 다음과 같이 주어진다.

$$(\mathbf{N}_p, \mathbf{M}_p) = \int_{-h/2}^{h/2} \bar{\mathbf{Q}}_k \bar{\mathbf{d}}_k E_{1k}(1, z) dz \quad (3)$$

여기서  $\bar{\mathbf{Q}}_k$  는 변환된 축약강성행렬이고,  $\bar{\mathbf{d}}_k$  는 변환된 압전변형율상수벡터이며,  $E_{1k}$  는 전기장이다. 작동기에서  $V_k$  의 전압을 걸어주었을 때 형성되는 전기장은 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{Bmatrix} E_{1_1} \\ \mathbf{M} \\ E_{1_{np}} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{h_1} & L & 0 \\ \mathbf{M} & \mathbf{O} & \mathbf{M} \\ 0 & L & \frac{1}{h_{np}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} V_1 \\ \mathbf{M} \\ V_{np} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

하첨자  $np$  는 작동기의 개수를 의미하고,  $h_k$  는 작동기의 교차전극 사이의 거리를 의미한다.

### 2.3 지배 방정식

가상일의 원리(Principle of Virtual Work)와 유한요소법에 의하여 MFC 작동기가 삽입된 복합재료 날개의 정적 변형을 위한 지배 방정식은 다음과 같이 유도될 수 있다.

$$\delta W = \delta W_{\text{int}} - \delta W_{\text{ext}} = 0 \quad (5)$$

내부 가상일  $\delta W_{\text{int}}$  는 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} \delta W_{\text{int}} &= \int_A [\delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{N} + \delta \boldsymbol{\kappa}^T \mathbf{M} + \delta \boldsymbol{\gamma}^T \mathbf{Q}] dA \\ &= \delta \mathbf{d}^T \mathbf{K} \mathbf{d} - \delta \mathbf{d}^T \mathbf{F}_p \end{aligned} \quad (6)$$

외부 가상일  $\delta W_{\text{ext}}$  는 정적 문제만을 해석할 때에는 0 이 된다. 이에 따라서 식 (5)와 (6)으로부터 다음과 같은 지배방정식을 얻는다.

$$\mathbf{K} \mathbf{d} = \mathbf{F}_p \quad (7)$$

## 3. 수치해석결과 및 토의

### 3.1 해석 프로그램의 검증

본 연구에 사용된 해석프로그램의 검증을 위하여 위, 아랫면에 압전 작동기를 부착한 복합재료 외팔 평판에 각각  $\pm 10V$  의 전압을 가했을 때의 정적 변형을 참고문헌 [6]의 결과와 비교하였다. 검증에 사용된 물성치는 Table 1 과 같고, 복합재료의 적층각은 [PZT/-45/45/-45/45/PZT]이다.

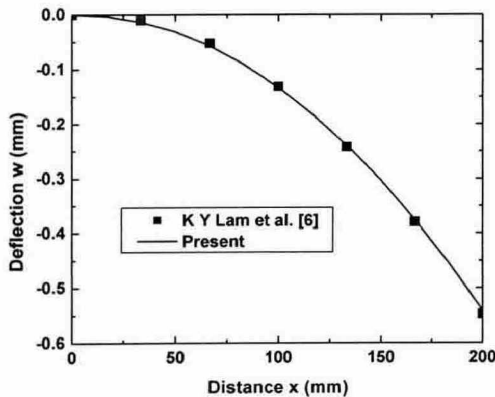


Figure 1. Centerline deflection of the plate (actuator input voltage = 10V)

Table 1. Material properties and thicknesses of T300/976 Graphite/epoxy composites and PZT G1195N piezoceramics [6]

	Graphite/epoxy	PZT
$E_1$ (GPa)	150	63.0
$E_2 = E_3$ (GPa)	9	63.0
$G_{12} = G_{13}$ (GPa)	7.10	24.2
$G_{23}$ (GPa)	2.50	24.2
$\nu_{12} = \nu_{21}$	0.3	0.3
$\nu_{23}$	0.3	0.3
$d_{31} = d_{32}$ ( $mV^{-1}$ )	N/A	$254 \times 10^{-12}$
Thickness (m)	$2.5 \times 10^{-4}$	$1.0 \times 10^{-4}$

Figure 1 에서 보는 바와 같이 본 논문에서 사용된 유한요소 코드의 결과가 참고문헌의 결과와 일치함을 알 수 있다.

### 3.2 MFC 를 이용한 형상적응날개

본 논문에서 사용된 형상적응날개의 기하학적 형상은 Figure 2 와 같으며, 날개의 가로세로비  $AR = 2$ , 테이퍼비  $TR = 0.5$ , 1/4 코드선에 대한 후퇴각  $\Lambda = 30^\circ$  이다. 형상적응날개에 사용된 복합재료(Graphite/epoxy)와 MFC 의 물성치는 Table 2 와 같으며, 적층 조건은  $[45_{MFC}/0/45/-45/90]_s$  이다.

MFC 작동기에 1000V 의 전압을 가해주었을 때, 변형된 형상과 비틀림각을 구해 보았다.

Table 2. Material properties and thicknesses of Graphite/epoxy composites and MFC [7]

	Graphite/epoxy	MFC
$E_1$ (GPa)	155	30.336
$E_2$ (GPa)	8.07	15.857
$G_{12}$ (GPa)	4.55	6.310
$G_{23}$ (GPa)	3.25	5.906
$\nu_{12}$	0.22	0.31
$\nu_{21}$	0.011	0.16
$d_{11}$ ( $\times 10^{-12} mV^{-1}$ )	N/A	$460^a$ $400^b$
$d_{12}$ ( $\times 10^{-12} mV^{-1}$ )	N/A	$-210^a$ $-170^b$
Thickness (m)	$2.5 \times 10^{-4}$	$3.0226 \times 10^{-4}$
Electrode Spacing (m)	N/A	$5.334 \times 10^{-4}$

<sup>a</sup> $|E| > 1 kVmm^{-1}$ , <sup>b</sup> $|E| < 1 kVmm^{-1}$

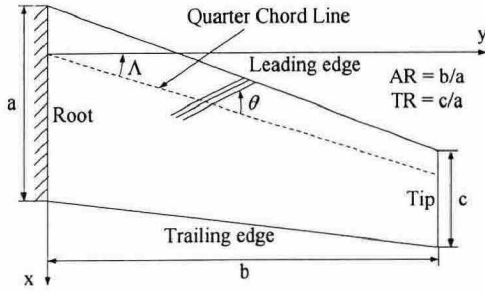


Figure 2. Geometry of a sweptback morphing wing

Figure 3 에서 보는 바와 같이 형상적응날개는 MFC 작동기에 의해 끝단으로 갈수록 압전은 올라가고, 뒷전은 내려가는 비틀린 형상을 보이게 된다. 압전 끝단과 뒷전 끝단의 처짐값 차이를 이용하여 구한 비틀림각은  $\phi = 3.36^\circ$ 이다.

작동기에 걸리는 전압의 변화에 따른 비틀림각의 변화를 알아보기 위하여, 전압을 100V 에서 1500V 까지 변화시켜가면서 비틀림각을 구해 Figure 4 에 나타냈다. 전압과 비틀림각 사이의 관계는 대체로 선형적이나, 500V 와 600V 사이에서 그래프가 다소 매끄럽지 않음을 볼 수 있다. 이는 533V 이상의 전압이 가해질 경우, MFC 의 압전변형률상수값이 낮은 전기장 ( $|E| < 1 \text{ kVmm}^{-1}$ )의 값에서 높은 전기장 ( $|E| > 1 \text{ kVmm}^{-1}$ )의 값으로 변하기 때문이다.

#### 4. 결론

본 논문에서는 MFC 작동기를 이용한 형상적응 날개의 정적변형을 유한요소법을 이용하여 연구하였다. 본 연구를 통하여 MFC 작동기에 전압이 가해질 때, 형상적응날개의 비틀림 형상과 비틀림각의 변화를 확인할 수 있었다.

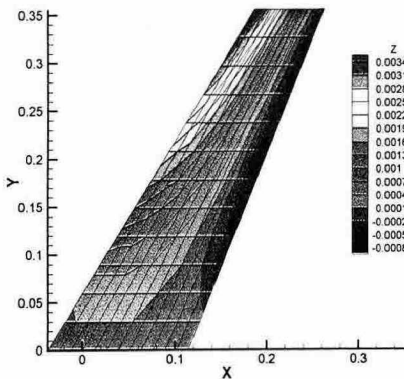


Figure 3. Twisted Shape of the morphing wing

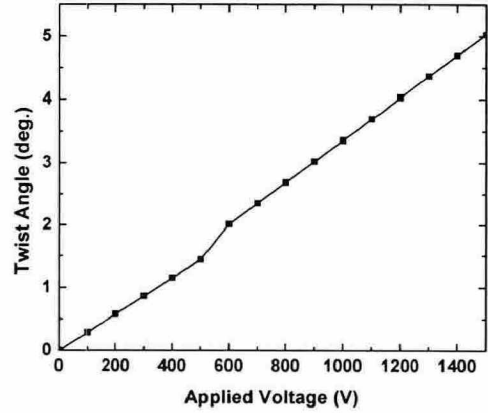


Figure 4. Twist angle with the variation of actuator input voltage

#### 후 기

본 연구는 국방과학연구소 및 서울대학교 비행체특화연구센터의 연구비 지원에 의한 연구결과입니다.

#### 참고문헌

- (1) J. N Kudva "Overview of the DARPA Smart Wing Project", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Apr. 2004, Vol.15, pp.261-267
- (2) Frank H. Gern, Daniel J. Inman, and Rakesh K. Kapania "Structural and Aeroelastic Modeling of General Planform Wings with Morphing Airfoils", AIAA Journal, 2002, Vol.40, No.4, pp.628-637
- (3) Greg W. Pettit, Harry H. Robertshaw, and Dan J. Inman "Morphing wings for unmanned aircraft", Smart Materials Bulletin, Nov. 2001, pp.7-12
- (4) 임상민, 이상기, 박훈철, 윤광준, 구남서 "압전 작동기 LICPA 를 이용한 형상가변의 설계 및 작동구현", 한국항공우주학회지, 2003, 제 31 권, 제 10 호, pp. 34-39
- (5) W. K. Wilkie, R.G. Bryant, J.W. High, R.L. Fox, R. F. Hellbaum, A. Jalink Jr., B. D. Little and P. H. Mirick, "Low-cost piezocomposite actuator for structural control applications" SPIE 7<sup>th</sup> Annual International Symposium on Smart Structures and Materials, Newport Beach, CA, 2000
- (6) K Y Lam, X Q Peng, G R Liu, and J N Reddy "A finite-element model for piezoelectric composite laminates" Smart Mater. Struct. , 1997, Vol.6, pp.583-591
- (7) J.-S. Park, J.-H. Kim "Suppression of aero-thermal large deflections and snap-through behaviors of composite panels using Macro Fiber Composite actuators", Smart Mater. Struct. , 2004, Vol.13, pp.1448-1459