

소형 무인 비행체 조종면 작동용 압전 복합재료 작동기 연구

윤범수* · 박기훈* · 윤광준**†

Piezo-Composite Actuator for Control Surface of a Small Unmanned Air Vehicle

Bum-Soo Yoon*, Ki-Hoon Park*, Kwang-Joon Yoon**†

ABSTRACT: The purpose of the present study is to develop lightweight and simple smart actuators in order to replace conventional hydraulic/pneumatic actuators, and to apply the developed actuators to the actuation systems of a small unmanned air vehicle. This research describes the procedures of design, manufacturing of the piezo-composite actuator, and the performance evaluation. From the test results of the developed devices, we found the possibility of piezo-composite actuator could be used as a control surface of a small UAV system. We have designed and manufactured two kinds of piezo-composite actuators, unimorph actuator and bimorph actuator. The manufactured actuators were evaluated through the performance testes. It was found that the bimorph type actuator showed more linear angle change for the same excitation voltage variation than unimorph type. It is expected that piezo-composite actuator has a possibility to be used not only as a control surface of small unmanned flying vehicle but also as a control surface actuator of a guided missile fin through the miniaturization of power supply and control system.

초 록: 본 논문은 기존의 유/공압 및 전기식 모터를 대체할 수 있는 경량, 고성능 지능소자 구동기를 설계/제작하고 이를 소형 무인비행체의 조종의 시스템에 적용 가능성을 연구한 것이다. 또한 압전 복합재료 작동기에 대한 성능평가를 수행하였으며, 유니모프 및 바이모프 형태의 작동기를 제작하여 각각의 작동 특성을 확인하였다. 이와 같은 성능시험 평가 결과를 통해 바이모프 형태의 작동기가 하중 유무와 무관하게 선형적인 받음각 변화를 가짐을 알 수 있었다. 이러한 지능소자 구동 시스템은 소형 로봇, 유도무기 및 MAV, UAV의 조종의 제어 시스템으로 사용될 수 있는 가능성을 확인하였다.

Key Words: 압전 복합재료 작동기(piezo-composite actuator), 유니모프(unimorph), 바이모프(bimorph), 무인비행체(UAV), 조종면(control surface)

1. 서 론

지능소자를 이용한 조종의 제어 시스템 구현을 위하여 해결하여야 할 과제 중의 하나는 고성능 지능재료 작동기의 개발이다. 현재 항공우주 비행체 작동제어에 사용되고 있는 유/공압 및 회전 모터는 중량이 무겁고 작동기 구조

물이 복잡한 단점을 가지고 있어, 경량화 및 단순화 된 작동기의 필요성이 요구되고 있다. 때문에 지능소자 조종의 개발에 있어서 중점으로 진행해야 할 것은 압전 세라믹, 전기 작동 폴리머, 형상기억 합금 등 다양한 형태의 지능 재료들 중 어떠한 재료가 구동부에 적합한지를 성능시험 및 시뮬레이션 기법 등을 통해 선정해야 한다.

Received 16 October 2013, received in revised form 31 March 2014, accepted 7 April 2014

*건국대학교 항공우주정보시스템공학과 항공우주공학 전공 대학원

**† 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 교수, Corresponding author (E-mail: kjyoon@konkuk.ac.kr)

위에서 언급한 지능 재료 중에서 가장 일반적으로 이용되는 재료는 압전 세라믹이다. 압전 세라믹을 이용한 지능 재료 작동기에 관한 연구는 오래 전부터 진행되고 있었으며, 대표적으로 미국 NASA의 THUNDER와 본 연구팀의 LIPCA 등의 압전 작동기가 개발되어 있다. 하지만 아직까지 이들 작동기는 기존의 모터나 유/공압 시스템의 작동력과 변위에 비해 작기 때문에 현재 개발된 작동기만을 이용하여 구조물에 적용하기에는 역부족이다. 이를 극복하는 방법으로 작동기 자체의 재료 변화 및 구조 변화를 통해 작동기의 성능을 증대시키고, 구조물에 기구학적인 장치를 통하여 이를 극복해야 한다.

본 연구에서는 지능 재료 작동기를 소형 UAV 시스템 조종익 적용에 필요한 작동기 선정에서부터 조종익 설계에 필요한 파라미터를 도출하여, 다양한 모델제작과 시뮬레이션 수행을 통해서 적용 가능성을 검증하였다. 이를 통하여 유도무기 및 소형 무인비행체의 조종익 제어 시스템 적용 시 구동부의 소형 경량화 및 단순화에 기여하고자 한다[1-6].

2. 설계에 필요한 파라미터 계산

유동의 방향과 무인 비행체 조종익 사이의 받음각(α)에 의해 조종익은 양력(L) 및 항력(D)이 발생하게 되며, 양력과 항력 및 조종익의 고정 구조에 따라서 모멘트가 발생하게 된다.

양력 및 항력은, 유동장의 밀도(ρ)와 유동의 속도(V)에 대한 조종익의 면적(S) 및 조종익의 종횡비(AR : Aspect Ratio)에 대한 양력계수(C_L), 및 항력계수(C_D)를 이용하여 계산할 수 있다.

복합재료 작동기를 통해서 조종익 구동하기 위해서는 양력 및 항력에 대한 분석을 위해서, Fig. 1과 같은 형태의 평판 날개를 대상으로, 아음속 유동장내에서 양력 및 항력을 식 (1)~(4)를 이용하여 계산하였고, 초음속 유동장 내에서 평판 날개가 받는 양력, 항력은 식 (1), (2), (5), (6)을 이용하였다.

아음속($M_\infty < 1$) 유동장의 경우,

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S \cdot C_L \tag{1}$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S \cdot C_D \tag{2}$$

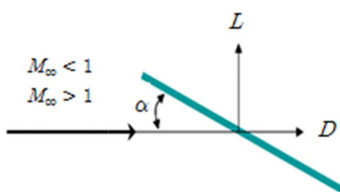


Fig. 1. Aerodynamic forces on plate

$$C_L = 2 \cdot \pi \cdot \alpha \tag{3}$$

$$C_D = C_d + \frac{C_L^2}{\pi \cdot eAR} \tag{4}$$

와 같으며 초음속($M_\infty > 1$) 유동장에서는

$$C_L = \frac{4 \cdot \alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \tag{5}$$

$$C_D = \frac{4 \cdot \alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \tag{6}$$

과 같이 나타내어 진다.

계산된 양력과 항력을 바탕으로 Fig. 2와 같이 조종익에서 발생하는 모멘트를 식 (7)을 통해서 계산하였다.

$$M = M_{LE} + \text{Pitching Moment}$$

$$\text{Pitching Moment} = A \cdot C \cdot c(L \cdot \cos\alpha + D \cdot \sin\alpha) \tag{7}$$

조종익이 아음속 및 초음속 유동장 내에서 α 의 받음각을 갖게 될 경우 생기는 양력, 항력 및 모멘트는 다음 Table 1, Table 2와 같이 계산된다.

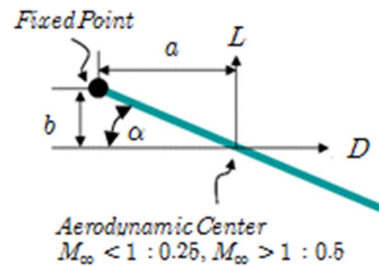


Fig. 2. Aerodynamic moment on plate

Table 1. Lift, drag and moment on control surface in supersonic flow

Flight Condition	
$M_\infty = 2$ (at sea level), $\alpha = 10^\circ$ chord length = 7.6 cm, span = 7.6 cm	
Lift	662.7 N
Drag	115.65 N
Moment	34.04 N m

Table 2. Lift, drag and moment on control surface in subsonic flow

Flight Condition	
$M_\infty = 0.5$ (at sea level), $\alpha = 10^\circ$ chord length = 7.6 cm, span = 7.6 cm	
Lift	112.85 N
Drag	39.41 N
Moment	2.96 N m

3. 시편 제작 및 성능 시험

3.1 시편제작

Fig. 3, 4는 압전 복합재료 작동기로 제작된 유니모프 및 바이모프 형태의 작동기 적층 형태이며, 고전 적층이론과 적층 파라미터 기법을 이용하여 설계하였다.

Table 3은 유니모프 및 바이모프 형태의 압전 복합재료 작동기에 사용된 재료의 물성치이다.

3.2 성능시험

지능 구조물에 적용될 압전 작동기의 성능 검증 시스템을 Fig. 5와 같이 구성하였다. 시스템은 받음각 측정 지그, 고전압 공급기(TD-2), 이미지 획득용 디지털 카메라, 이미지 스캔 프로그램(AutoCAD)으로 구성되어 있다.

작동기의 조종익 적용시 작동기의 받음각 변위를 알기 위해 Fig. 5와 같은 지그를 이용하여 유니모프 및 바이모프 형태의 작동기를 외팔보 형태로 고정하여 받음각을 측정하였다.

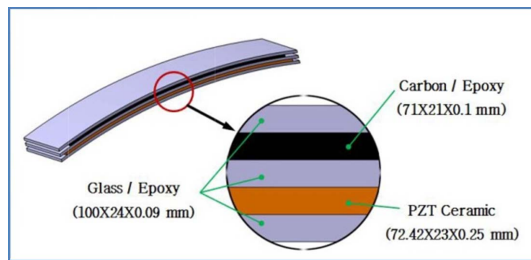


Fig. 3. Structure of unimorph actuator

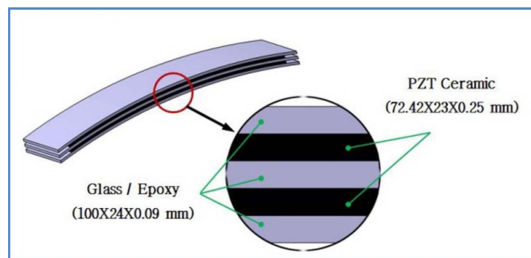


Fig. 4. Structure of bimorph actuator

Table 3. Basic material properties of composite actuator

Properties	Piezo Ceramic (3203HD)	Carbon Epoxy	Glass Epoxy
E_1 (GPa)	62	231.2	21.7
E_2 (GPa)	62	7.2	21.7
G_{12} (GPa)	23.66	4.3	3.99
ν_{12}	0.31	0.29	0.13
$d_{31} (\times 10^{-12} \text{ m/V})$	-320		
ρ (g/cm ³)	7.8	1.51	1.91
t (mm)	0.25	0.1	0.09

디지털 카메라를 이용하여 전압을 인가하기 전/후의 사진을 촬영하고 이미지 스캔 프로그램을 이용하여 시작점과 PZT Tip, Edge Tip에 선을 긋고 그사이의 각도를 측정하여 결과로 사용하였다.

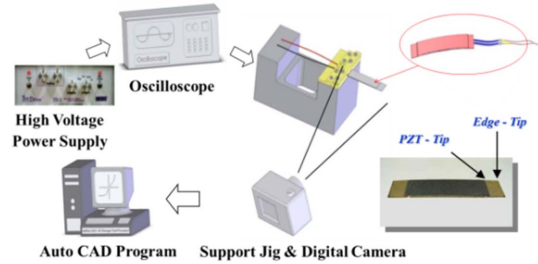


Fig. 5. Experimental setup for actuator test

Table 4. Actuation angle change for actuation voltage variation

Type	Voltage (V)	Weight (g)	Angle (°)
Unimorph	400~-150	0	5.72
		50	5.64
Bimorph	550~-550	0	5.38
		50	5.44

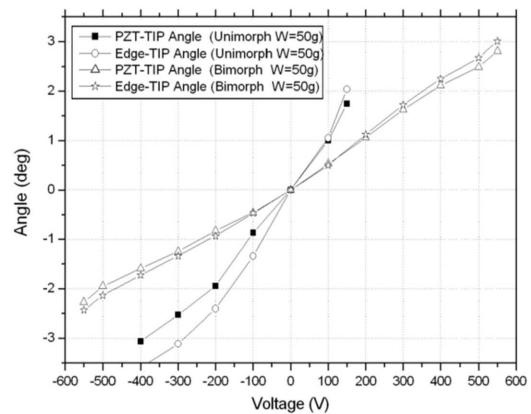
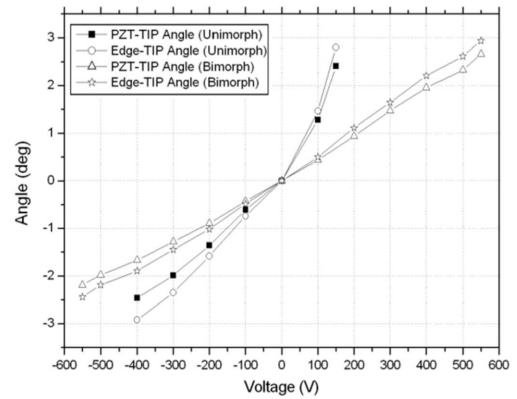


Fig. 6. Actuation angle change vs. actuation voltage variation (top: unimorph actuator, bottom : bimorph actuator)

작동기에 인가되는 전압은 도메인 스위칭 현상이 발생하지 않는 전압범위를 선정하였다. 유니모프 작동기의 경우는 $-400\text{ V}\sim+150\text{ V}$ 이며, 바이모프 작동기는 $-550\text{ V}\sim+550\text{ V}$ 를 인가하였다. 특히 바이모프 형태의 경우 상층부와 하층부 세라믹에 공급되는 전원을 분리하여 스위칭 현상이 일어나지 않는 범위 안에서 전압을 공급하였다.

성능시험 결과는 Table 4와 같으며, 각도변화는 작동기 형태로 분류되어 있다[1].

Fig. 6의 공급전압에 따른 받음각 변화량을 보면 바이모프 형태의 작동기가 선형적인 받음각 변위를 보이는데, 이는 유니모프 작동기와 바이모프 작동기의 구조에 따라 움직임 성능이 다르게 된다[1]. 이와 같은 결과는 제어 시스템 개발에 있어 중요한 요소가 된다.

지능소자 작동기가 조종익 구동의 요구조건에 충족하기 위해서는 받음각 변위가 클수록 유리하지만, 전체 시스템을 생각해보면 작동변위의 선형적인 경향은 구동 메카니즘 설계 및 제어시스템 개발에 있어 중요한 설계 변수이다.

3.3 구동부 설계 및 시험

압전 재료를 이용한 작동기를 이용하여 소형 무인 비행체 조종면을 구동하기 위해서는, 기존에 사용된 유압 및 회전 모터를 이용하여 구동하는 시스템과는 다른 방식으로 조종면 구동부를 설계해야 한다. 압전 재료 작동기를 이용하여 소형 미사일 조종면을 구동하기 위한 연구로는 미국

의 Barrett 교수의 시도가 있었으며 Fig. 7과 같은 형태의 작동기를 이용하여 조종면 구동을 시도하였다. Barrett 교수는 Tip-Joint 방식을 이용하여 조종익을 구동하였는데, Tip-Joint 방식은 큰 변위를 낼 수 있지만 그이 비해 작은 작동력을 가지는 구조물에 적당한 구조라고 설명하였다[7].

하지만 Tip-Joint 방식 자체가 변위를 증폭 시키기 위한 구조이기 때문에, 변위 증폭에 대한 작동력이 감소할 것이라 판단이 된다. 때문에 본 연구실은 직관적으로 조종면을 구동시키기 위한 방식을 구상하였고 Fig. 9와 같은 형태의 작동기를 설계하였다.

제작된 조종익은 유니모프 작동기 5개를 이용하여, 3장-2장-1장의 작동기를 구성하였다. 이와 같은 형태의 조종익은 부가적인 기구물이 필요하지 않으므로 구동부가 간단해지며 조종익 자체가 구조물 역할을 할 수 있다. 이와 같은 적층 형태의 조종익은 기존의 유/공압 구동 방식 구조물에 비하여 단순한 구조를 이루고 있으며, 조종익에 부착된 지능재료 작동기가 움직임을 제어하기 때문에, 조종익을 제어할 구조물 및 구동부의 무게가 절감이 되는 장점이 있다.

제작된 적층형태의 작동기를 Fig. 4와 동일한 받음각 측정 시스템을 이용하여 각도 변화를 측정하였다. 작동기에 인가되는 전압은 도메인 스위칭 현상이 발생하지 않는 전압범위를 선정하였으며, $-450\text{ V}\sim+150\text{ V}$ 를 인가하였다.

성능시험 결과는 Table 5와 같으며 하중의 유무 및 조종

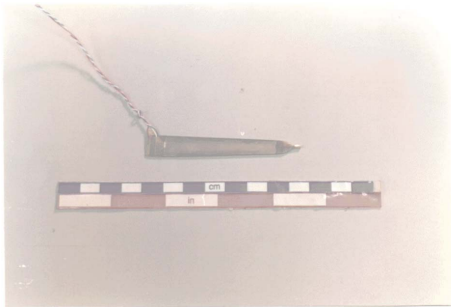


Fig. 7. A bimorph bender element

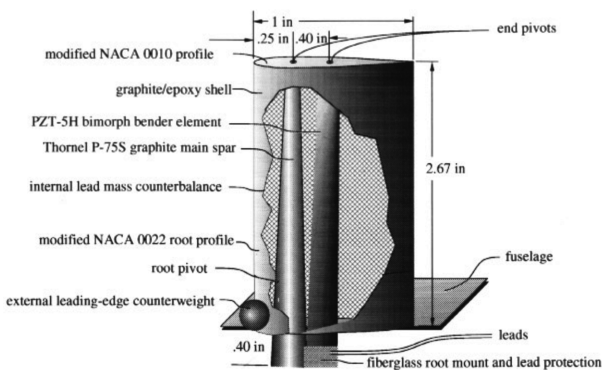


Fig. 8. The flexspar missile wing internal structure

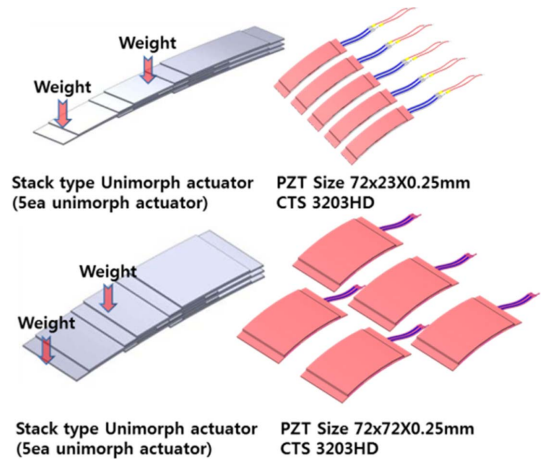


Fig. 9. Control surface with stack type actuator

Table 5. Actuation angle change of control surface with stack type actuator vs. applied voltage

PZT Size (mm)		Voltage (450 V~ -150 V)					
		Weight (g)					
		Half of the chord			Quarter of the chord		
	Angle (°)	0	100	500	0	100	500
72 × 23	Angle (°)	10.1	9.8	9.2	9.9	9.8	
72 × 72	Angle (°)	12.5		11.1			11.7

익을 이루는 작동기 크기별로 분류하였으며, 500 g의 추를 이용한 작동력 시험 결과를 작동 모멘트로 환산하면 0.368 Nm 정도로 계산이 된다.

이와 같은 모델링 및 성능시험을 바탕으로 지능소자의 작동 방식 및 작동력, 변위 등을 고려하여 지능소자 자체를 조종익에 결합시켜 단순히 구동부 역할이 아닌, 조종익 자체가 움직이면서 방향을 제어할 수 있는 모핑형태의 구조물을 구현의 가능성을 확인하였다.

6. 결 론

본 논문은 소형 무인 비행체의 조종익을 압전 복합재료 작동기를 이용하여 구동하는 시스템을 연구하였다.

조종익 구동을 위한 압전 복합재료의 제작 및 성능평가를 수행하였으며, 성능시험을 통해 무인비행체의 조종익에서 발생하는 모멘트를 실험결과와 비교하였다.

압전 복합재료 작동기를 유니모프 및 바이모프 형태의 작동기로 제작하여 각각의 작동 특성을 확인하였고, 성능시험을 수행하였으며, 평가 결과 바이모프 형태의 작동기가 하중 유무와 무관하게 안정적인 받음각 변화를 가짐을 확인하였다.

기본 단일 작동기의 작동력은 아음속 영역에서 조종익을 구동하기에는 부족한 성능을 보였으며, 이를 극복하기 위해서 압전 재료의 크기를 변경하고, 다수의 작동기를 겹쳐진 stack 형태의 작동기를 조종익 형태로 구성하는 방법을 채택하였다.

5개의 지능재료 작동기로 구성된 stack 형태의 조종익 3set 사용시, 발생하는 모멘트는 약 1.08 Nm으로서, 아음속 영역에서 조종익 구동에 필요한 모멘트 2.96 Nm의 37% 정도 까지 만족할 수 있다고 판단 하였으며, 적층형태의 조종익의 경우 약 10°의 각도변화를 가짐을 확인하였다.

이와 같은 조종익 모델링 및 지능재료 작동기 성능시험

을 바탕으로 지능재료 작동기의 작동 방식 및 작동력, 변위 등을 고려하여 지능소자 자체를 조종익에 결합시켜 단순히 구동부 역할이 아닌, 조종익 자체가 움직이면서 방향을 제어할 수 있는 모핑형태의 구조물을 구현의 가능성을 확인하였다.

또한 지능소자 구동 시스템은 소형 로봇 및 조종익과 같은 유도무기뿐만 아니라 UAV, MAV 등의 조종익 제어 임베디드 시스템으로 사용될 수 있을 것이다.

참고문헌

1. (Korean Journal) Park, K.H., Yoon, K.J., and Park, H.C., "Development of Lightweight Piezo-composite Curved Actuator", *Journal of the KSAS*, Vol. 30, No. 5, 2002, pp. 94-100.
2. (Proceeding) Park, K.H., Yoon, B.S., Yoon, K.J., Lee, S.K., and Woo, K.J., "A Study on Control Surface Actuation Using Smart Actuator", *KSAS Fall Conference*, 2007.
3. (Proceeding) Jennifer L. Pinkerton and Robert W. Moses, "A Feasibility Study for Control Airfoil Shape using THUNDERTM", *NASA Technical Memorandum*, 1997, 4767.
4. (Korean Journal) Kim, K.Y., Park, K.H., Yoon, K.J., and Park, H.C., "Experimental Performance Evaluation and Comparison for Lightweight Piezo-Composite Actuator LIPCA," *Journal of the KSCM*, Vol. 16, No. 2, 2003, pp. 41-47.
5. (International Journal) Kim, K.Y., Park, K.H., Park, H.C., Goo, N.S., and Yoon, K.J., "Performance Evaluation of Lightweight Piezo-composite Actuators," *Journal of the Sensor and Actuators*, 2005, A 120, pp. 123-129.
6. (International Journal) Yoon, K.J., Park, K.H., Lee, S.K., Goo, N.S., and Park, H.C., "Analytical Design Model for Piezo-Composite Unimorph Actuator and Its Verification Using Lightweight Piezo- Composite Curved Actuators," *Smart Materials and Structures*, No. 13, 2004, pp. 1-9.
7. (International Journal) Ron Barrett, R Steven Gross, Fred Brozoski, "Missile Flight Control Using Active Flexspar Actuators," *Smart Materials and Structures*, No. 5, 1996, pp. 121-128.