

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(7), 562-567(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.7.562

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

형상기억합금 작동기를 이용한 모핑 에어포일 설계

노미래, 구교남*

Design of Morphing Airfoil Using Shape Memory Alloy Actuator

Mi-Rae Noh and Kyo-Nam Koo*

Department of Aerospace Engineering, University of Ulsan

ABSTRACT

Morphing wing which has a configuration optimized to flight speed and condition is faced to a lot of barriers to be overcome such as actuator technique, structural mechanization technique, flexible skin material, control law, and so on. As the first step for developing a morphing wing with rapid response, we designed and fabricated the morphing airfoil using a SMA(shape memory alloy) wire actuator and torsional bias springs. The design concept of the morphing airfoil was verified through operation test. The measured results show that the flap deflects smoothly and fast.

초 록

비행속도와 조건에 따라 최적화된 형상을 갖는 모핑 날개는 작동기 기술, 구조 기계장치 기술, 유연 외피 재료, 제어법칙 기술 등 해결할 문제가 많다. 본 연구에서는 빠른 응답 속도를 갖는 모핑 날개를 개발하기 위한 첫 단계로 형상기억합금 선을 작동기와 복원용 비틀림 스프링으로 구동되는 단일 플랩을 갖는 에어포일 설계하고 제작하였다. 제작된 모핑 에어포일의 작동실험을 통해 설계 개념의 타당성을 검증하였다. 실험을 통해 측정된 결과 원활한 작동과 매우 빠른 반응속도를 확인하였다.

Key Words : Chordwise Bending(시위방향 휨변형), Flexible Skin(유연 외피), Morphing Airfoil(모핑 에어포일), Shape Memory Alloy Wire(형상기억합금 선), Smart Actuator(스마트 작동기)

1. 서 론

동력비행의 성공 이후에 항공기의 형상가변은 지속적으로 추구되어 왔다. 가변 후퇴익을 갖는 F14와 B-1B나 가변 추력을 갖는 V-22와 해리어 등이 대표적인 사례이다. 최근 들어 임무별 성능을 극대화하기 위해 모핑(morphing) 날개에 대

한 연구개발이 활발히 진행 중이다. 모핑에 대한 명확한 정의는 정립되어 있지 않으나 힌지를 사용하여 한 점에 기학적 변화가 있는 기존의 플랩이나 조종면 등은 모핑에서 제외시키는 것이 일반적이다[1].

일반적으로 날개 모핑 관련 기술은 고밀도 출력을 갖는 분포된 작동기 (distributed high-power

† Received : April 10, 2016 Revised : June 16, 2016 Accepted : June 17, 2016

* Corresponding author, E-mail : knkoo@mail.ulsan.ac.kr

density actuation), 구조의 기계화 (structural mechanization), 유연 외피(flexible skin), 제어법칙(control law) 개발 등을 포함한다. 특히 작동기 및 구조의 기계화 분야에서의 연구는 크게 날개 평면형상(planform) 변경, 익형형상(airfoil profile) 변경, 날개 길이방향 휨변형(spanwise bending) 및 시위방향 휨 변형(chordwise bending)을 이용한 모핑 기술 등으로 분류될 수 있다. 평면 형상 모핑에 대한 연구는 날개길이, 시위길이, 후퇴각 등의 변화를 포함한다[2-5]. 날개 길이방향으로 캠버를 변경하는 모핑 날개에 대한 연구는 많지 않으며 록히드 마틴사의 접이식 날개가 대표적인 사례에 해당한다[6].

반면 시위방향의 캠버를 변경하거나 날개의 비틀림 각을 변화시키는 모핑에 대한 연구가 활발하다. 시위방향의 캠버 변경은 가장 많이 연구된 분야이며 방법은 내부 기계장치, 압전 작동, 형상기억합금 작동으로 분류된다. 캠버를 바꾸는 가장 간단한 방법은 리브(rib)를 손가락과 같이 다관절로 나누고 유연한 외피를 씌우는 것이다. Kota는 날개 내부에 유연 기계장치(compliant mechanism)을 적용하였고 작동이 상당히 빠른 편이나 작동방법은 알려지지 않았다[7, 8]. 압전 작동기는 작동 변위가 매우 제한적이어서 기계적 증폭기를 사용하려는 시도가 있지만 내부공간의 제약과 증폭 지렛대에 높은 응력 발생으로 인해 비현실적임이 판명되어 DARPA의 Smart Wing 2 프로그램에서 제외되었다고 알려진다[9]. 그 외에 압전재료를 이용한 다양한 적용이 시도되고 있다[10, 11].

형상기억합금(shape memory alloy)도 DARPA Smart Wing 2 프로그램에서 작동기 후보였으며 [9] 두 개의 작동기를 유연한 뒷전부에 연결하여 길항적으로 작동하는 것도 시도되었다[12]. 형상기억합금 작동기는 느린 냉각속도 때문에 비행제어용으로는 적당하지 못할 수 있으나 작동력이 큰 작동기를 연속적으로 분포시킬 수 있어 중량을 대폭 감소시킬 수 있으며 냉각 후에도 형상을 유지하기 위한 에너지가 필요하지 않아 결과적으로 중량 감소 효과를 기대할 수 있는 장점이 있다.

국내에서는 모핑 날개를 가진 비행체의 공력 특성해석과 비행제어 성능에 대한 연구가 진행된 바 있다[13]. 항공우주연구원(KARI)과 여러 대학에서 형상기억합금 스프링을 작동기로 하여 조종면의 손실 없이 에어포일의 길이와 날개 면적을 증가시킬 수 있는 모핑 날개를 제작하고 성능을 시험하였다[14, 15]. 이어 모핑 날개의 공력특성

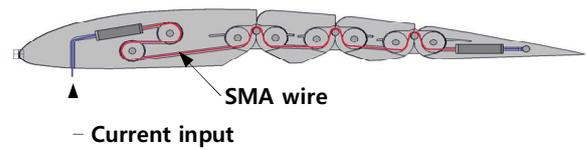


Fig. 1. Morphing airfoil with multi-articulation

에 대한 연구와 풍동실험이 수행되었다[16].

전통적인 기계식 메커니즘을 갖는 플랩은 다수의 작동기를 필요로 하고 구조가 복잡해 무게가 증가한다는 단점을 갖는다. 또한 처짐각이 한 지점에 집중되기 때문에 공력면의 불연속성이 발생하여 유동의 박리를 야기할 수 있다. 이런 단점들은 모핑과 스마트 구조물의 개념을 적용한 에어포일로 극복될 수 있다. 본 연구의 목적은 Fig. 1과 같이 하나의 작동기로 다관절을 갖는 모핑 에어포일 메커니즘(mechanism)을 설계하는 것이다. 이를 위한 첫 단계로 형상기억합금 선을 작동기로 하는 단일 플랩 메커니즘 갖는 에어포일을 설계 및 제작하여 타당성을 검증하였다. 제작된 형상기억합금 선을 작동기로 하는 에어포일의 작동실험을 통해 메커니즘이 구현되는 것을 확인하고 반응속도 및 냉각속도를 측정하였다.

II. 본 론

2.1 모핑 에어포일의 작동원리

형상기억합금이 작동기로 활용되는 대표적인 형태는 선재(wire)와 스프링이다. 선재는 냉각속도가 빠르지만 구조변형이 작은 반면에, 스프링은 냉각속도가 느리지만 구조변형이 크다. 선재를 충분히 길게 사용하면 쉽게 구조변형을 크게 할 수 있으므로 그 단점을 극복할 수 있다. 선재가 스프링에 비해 냉각속도가 빠른 이유는 지름을 가늘게 만들어 공기와의 접촉면적을 크게 할 수 있기 때문이다. 따라서 Fig. 1과 같이 시위길이를 따라 연속적으로 플랩이 위치한 에어포일을 설계할 경우 하나의 작동기로 모든 플랩을 제어하는데 있어 스프링보다는 선재의 형상기억합금이 더 적합하다. 본 연구에서는 형상기억합금 선을 작동기로 하여 시위방향으로 변형하는 모핑 에어포일을 설계하고 제작하였다. Fig. 2에 제시된 것 같이 에어포일은 날개, 폴리 그리고 플랩으로 구성되며 각 부분이 70% 시위선에 위치한 회전축을 중심으로 결합되도록 설계하였다.

형상기억합금은 온도에 따라 상 변화가 발생하여 탄성계수와 열전도율 등의 특성이 변화된

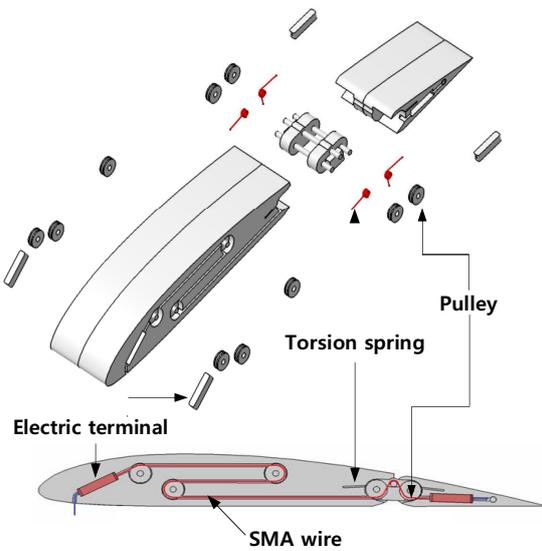


Fig. 2. Schematic diagram of morphing airfoil with SMA wire actuator

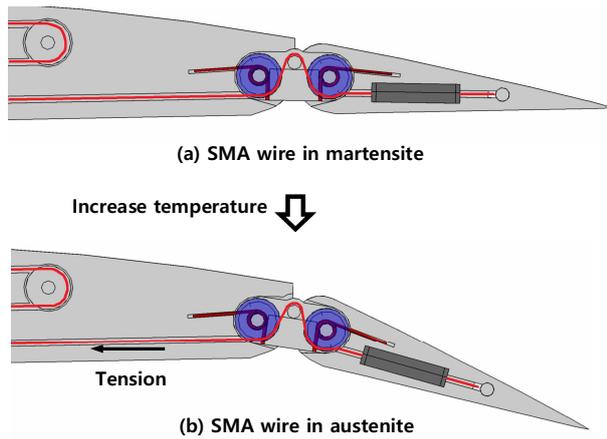


Fig. 3. Mechanism of morphing airfoil

다. 또한 마르텐사이트(martensite) 상에서 발생한 변형이 상 변이(phase transformation) 온도 이상으로 상승하여 오스텐나이트(austenite) 상으로 변화를 하였을 때 본래 형상으로 복원되는 거동을 보인다. 형상기억합금 작동기를 이용한 플랩의 운동부의 상세 단면이 Fig. 3에 나타나 있다. 낮은 온도에서 형상기억합금은 탄성계수가 작은 마르텐사이트 상이며 비틀림 스프링의 복원력에 의해 처짐각이 영인 상태로 유지된다. 형상기억합금에 전원이 공급되어 온도가 상승하면 탄성계수가 큰 오스텐나이트 상이 되어 선이 수축하여 장력이 발생하고 처짐각을 만들게 된다.

작동력과 복원력이 적절한 기능을 하기 위해서는 다음과 같은 강성 관계식이 만족되어야 한다.

$$k_A > k_s > k_M \quad (1)$$

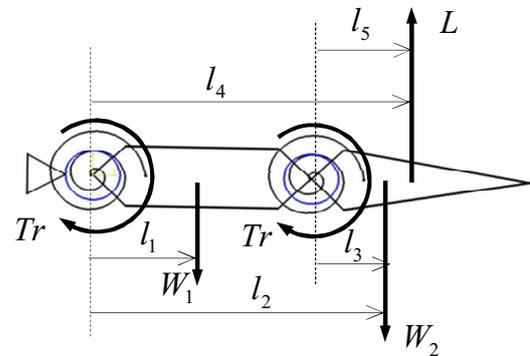
여기서 k_A 와 k_M 은 각각 오스텐나이트 상과 마르텐사이트 상에서 형상기억합금 선의 등가 스프링 상수이며, k_s 는 비틀림 스프링의 등가 선형 스프링 상수이다. 이 상수들은 탄성계수를 E , 단면적을 A , 선재 길이를 L_0 , 비틀림 스프링 상수를 k_θ , 폴리 반지름을 r 이라고 하면 다음과 같다.

$$k_A = \frac{EA}{L_0}, \quad k_M = \frac{E_M A}{L_0}, \quad k_s = \frac{k_\theta}{r^2} \quad (2)$$

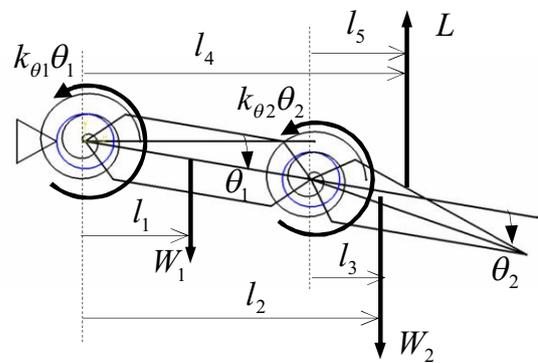
플랩의 처짐각은 형상기억합금 선의 길이 변화에 의해 결정된다. 폴리의 반지름과 폴리의 회전각을 각각 r_i , θ_i 라고 하면 형상기억합금선의 길이 변화를 Δs 는 다음과 같다.

$$\Delta s = r_1 \theta_1 + r_2 \theta_2 \quad (3)$$

비틀림 스프링의 복원력이 마르텐사이트 상의 형상기억합금 선의 장력보다 큰 값을 가질 때 플랩의 복원 운동이 시작된다. Fig. 4에 처짐 운동과 복원 운동을 하는 플랩의 자유물체도를 나타내었다. 여기서 T 는 형상기억합금 선이 수축



(a) Deflection



(b) Resroting

Fig. 4. Free-body diagram of flap part

하여 발생하는 장력, W_1 은 폴리부의 중량, W_2 는 플랩부의 중량이며 l_1, l_2, l_3 는 회전축으로부터 각각의 무게중심까지의 거리이다. L 은 플랩의 압력중심에 작용하는 양력이고 l_4 와 l_5 는 각 회전축으로부터 압력중심까지의 거리이다. 플랩이 처짐과 복원 운동을 할 때 작용하는 회전 모멘트 평형식을 각 회전축에 대하여 정리하면 다음과 같다. 각 회전축에 대한 플랩의 회전 운동에 대한 모멘트 평형방정식은 다음과 같다.

$$Tr + W_1l_1 + W_2l_2 - l_4L = k_{\theta_1}\theta_1 \quad (4.a)$$

$$Tr + W_2l_3 - l_5L = k_{\theta_2}\theta_2 \quad (4.b)$$

복원운동 시 작용하는 장력 $T = k_M \Delta s$ 이고 $r_1 = r_2 = r$ 이라면 비틀림 스프링의 필요 복원력은 다음과 같이 계산된다.

$$k_{\theta_1}\theta_1 > Tr + W_1l_1 + W_2l_2 - l_4L \quad (5.a)$$

$$k_{\theta_2}\theta_2 > Tr + W_2l_3 - l_5L \quad (5.b)$$

2.2 모핑 에어포일의 설계 및 제작

에어포일은 Clack-Y 형상으로 선정하였으며 시위길이는 300 mm로 하였다. 에어포일의 두께를 고려하여 폴리의 반지름은 $r_1 = r_2 = 6$ mm로 결정하였다. 리브 장치는 내열성이 우수하고 마찰저항이 작은 테프론(Teflon)으로 제작하였다. 플랩의 최대 처짐각을 25°가 되도록 형상기억합금 선 길이를 결정하고 Table 1에 제시된 Dynalloy사의 Flexinol-200LT 제품을 사용하였다. 빠른 반응속도 및 냉각속도를 얻기 위하여 직경 200 μ m의 얇은 형상기억합금 선을 사용하였다. 작은 변형율에도 형상기억합금 선의 길이변화가 크게 발생하도록 S자 모양으로 배치하였다. 원활한 작동을 위해 형상기억합금 선은 좌우 대칭으로 삽입하였다.

처짐각(2θ)이 25°가 되기 위해서는 식 (3)으로부터 작동기가 $\Delta s = 2.618$ mm가 되어야 한다. 형상기억합금 선에 어떤 반력도 작용하지 않을 경우 형상기억합금 선의 길이변화는 작동변위와 동일하다. 하지만 실제 작동기의 구동에 있어 비틀림 스프링의 반력과 마찰과 같은 요소들이 존재하므로 형상기억합금 선의 길이변화는 $\Delta s = 2.618$ mm 보다 더욱 큰 값을 요구된다. 본 연구에서는 이런 점들을 고려하여 형상기억합금 선의 초기길이 $L_0 = 350$ mm로 선택하였다. 이 결과를 이용해 계산한 마르텐사이트 상과 오스텐나이트 상에서의 형상기억합금 선의 스프링 상수를

Table 1. Specification of SMA wire

Flexinol-200LT (diameter = 200 μ m)			
Activation temp.	68~78 °C	E_M	28 GPa
Relaxation temp.	42~52 °C	E_A	75 GPa
Recommended deform. rate	3 ~ 5 %		

Table 2. Spring constants of SMA wire

Spring constant	Value
k_A in austenite	6.73 N/mm
k_M in martensite	2.51 N/mm

Table 3. Spring constants of torsion spring

Spring constant	Value
Required k_{θ_1} for $\theta_1 = 30^\circ$	196 N·mm/rad
Required k_{θ_2} for $\theta_2 = 30^\circ$	151 N·mm/rad
Designed k_θ	215 N·mm/rad
Equivalent k_s for $r = 6$ mm	5.97 N/mm

Table 2에 제시하였다.

비틀림 스프링 상수의 최소치는 스프링의 초기 회전각을 $\theta_1 = \theta_2 = 30^\circ$ 로 하였을 때 식 (5)의 요구조건을 만족하도록 정하였으며 그 결과가 Table 3에 제시되어 있다. 단 본 연구의 작동시험에서는 양력을 가하지 않으므로 계산에는 $L = 0$ 을 적용하였다. 이 가정에 기초해 한국산업규격에서 제시하는 비틀림 코일 스프링 설계기준 (KS-B-2399)을 적용하여 제작에 사용된 비틀림 스프링 상수를 $k_\theta = 215$ N·mm/rad로 결정하였다. Table 2와 Table 3에 제시된 스프링 상수 값들은 식 (1)에 제시된 요구조건을 만족한다.

본 연구에서 설계한 작동기는 처짐각의 변화에 따라 비틀림 스프링이 갖는 반력 모멘트가 변화하므로 Fig. 5와 같은 특성을 갖는다. Fig. 5를 이용하면 형상기억합금 선의 초기 변형길이와 작동력의 관계식은 다음과 같다.

$$\delta_r = \delta_M - \delta_A \quad (6.a)$$

$$F_M = k_M \times \delta_M, \quad F_A = k_A \times \delta_A \quad (6.b)$$

$$F_s = -k_s \times (\delta - \delta_s) \quad (6.c)$$

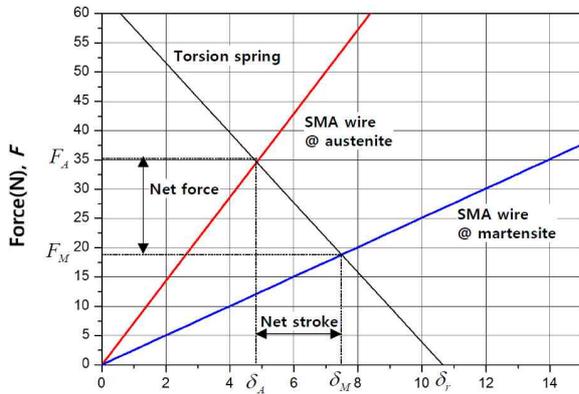


Fig. 5. Force-deflection curve for actuators

여기서 δ_r 은 작동기의 요구변위, δ_M 과 δ_A 는 각각 마르텐사이트 상과 오스텐나이트 상에서 형상기억합금 선의 변위, F 와 k 는 각 작동기의 힘과 등가 스프링 상수를 의미한다.

식 (6)을 이용하여 계산하면 $\delta_A = 4.84$ mm, $\delta_M = 7.5$ mm, $\delta_s = 10.65$ mm 이다. 따라서 초기길이 $L_0 = 350$ mm인 형상기억합금 선의 변형율은 2.1 %이다. 또한 작동기가 2.618 mm의 작동변위를 갖기 위해서 마르텐사이트 상에서 형상기억합금 선의 길이변화가 7.5 mm이며, 이 때 형상기억합금 선에 작용하는 하중은 15.7 N이다.

2.3 모핑 에어포일의 작동 시험

설계에 따라 제작된 모핑 에어포일의 작동시험을 수행하였다. 플랩의 처짐은 상온(20°C)에서 전원공급기로부터 0.7 A의 전류를 형상기억합금선에 공급하면 가열되어 발생되며, 플랩의 복원은 단전 후 선재의 자연냉각으로 진행된다. 초기 처짐각은 0°에서 시작하였고 처짐이 더 이상 발생하지 않는 시점으로부터 3초 후에 전류공급을 중단하였다. 작동시험 결과 최대 처짐각은 20.5°로 측정되었다. 전류공급 후 최대 처짐각 20.5°까지 소요시간은 1.5 초이며, 전류제거 후 처짐각이 영이 될 때까지 소요시간은 4.2 초로 기존의 국내연구 결과와 비교해 볼 때 빠른 반응속도 및 냉각속도를 보였다. 작동시험에서 설계 처짐각 25°에 도달하지 못한 이유는 초기에 주어진 형상기억합금 선의 장력은 일정하지만 처짐각이 커질수록 비틀림 스프링의 복원력이 증가하는 점과 다수 운동부의 마찰 때문이라고 판단된다.

III. 결 론

본 연구에서는 빠른 응답속도를 갖는 모핑 날

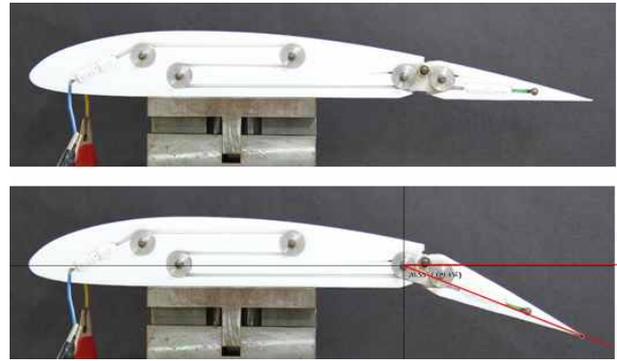


Fig. 6. Flap deflection test

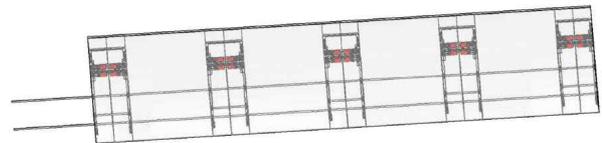


Fig. 7. Morphing wing structure with flexible skin

개를 개발하기 위한 초기 단계로 형상기억합금선을 작동기로 구동하는 플랩을 갖는 에어포일 설계, 제작, 그리고 작동시험을 수행하였다.

에어포일의 작동시험을 통해 선행연구의 다른 작동기에 비해 매우 빠른 반응속도와 냉각속도를 확인하였다. 시험결과 처짐각이 설계 처짐각보다 약간 낮은 수치이지만 형상기억합금선의 초기 길이를 증가시키고 운동부의 마찰감소를 통해 성능을 개선할 수 있다고 판단된다.

연구한 메커니즘을 보완하고 정교하게 설계한다면 하나의 작동기로 다단 플랩을 제어할 수 모핑 에어포일에 적용할 수 있을 것으로 판단된다. 또한 Fig. 7과 같이 유연 외피(flexible skin)를 사용하고 각 리브마다 형상기억합금 작동기를 설치하여 날개를 제작한다면 기계식 플랩을 갖는 날개에 비해 공력손실을 줄이고 무게도 경량화된 모핑 날개를 구현할 수 있을 것이다.

References

- 1) Sofla, A.Y.N., Meguid, S.A., Tan, K.T., and Yeo, W.K., "Shape Morphing of Aircraft Wing: Status and Challenge," *Materials and Design*, Vol. 31, 2010, pp. 1284-1292.
- 2) Neal, D.A., Good, M.G., Johnston, C.O., Robertshaw, H.H., Mason, W.H., and Inman, D.J., "Design and Wind-tunnel Analysis of a Fully Adaptive Aircraft Configuration," *Proc. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC SDM Conference*,

2004.

3) Blondeau, J., Richeson, J., and Pines, D.J., "Design, Development and Testing of a Morphing Aspect Ratio Wing Using an Inflatable Telescopic Spar," *Proc. 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS SDM Conference*, 2003.

4) Bharti, S., Frecker, M.I., Lesieutre, G., and Browne, J., "Tendon Actuated Cellular Mechanisms for Morphing Aircraft Wing," *Proc. SPIE 6523, Modeling, Signal Processing, and Control for Smart Structures*, 2007.

5) Reed, Jr J.L., Hemmelgarnm C.D., Pelley, B.M., Havens, E., "Adaptive Wing Structures," *Proc. SPIE 5762, Smart Structures and Materials 2005: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies 132*, 2005.

6) Skillen, M.D., and Crossley W.A., "Modeling and Optimization for Morphing Wing Concept Generation II, Part I: Morphing Wing Modeling and Structural Sizing Techniques," *NASA/CR-2008-214902*.

7) Kota, S., "Compliant Systems Using Monolithic Mechanisms," *Smart Materials Bulletin*, Vol. 3, 2001, pp. 7-10.

8) Saggere, L. and Kota, S., "Static Shape Control of Smart Structures Using Compliant Mechanisms," *AIAA J.*, Vol. 27, No. 4 1999, pp. 572-578.

9) Wang, D.P., Bartley-Cho, J.D., Martin, C.A., and Hallam, B., "Development of High-rate, Large Deflection, Hingeless Trailing Edge Control Surface for the Smart Wing Wind Tunnel Model," *Proc. SPIE 4332, Smart Structures and Materials 2001: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies 407*, 2001.

10) Vos, R., Barrett, R., de Breuker, R., and Tiso, P., "Post-buckled Precompressed Elements: a New Class of Control Actuators for Morphing Wing UAVs," *Smart Materials and Structures*, Vol. 16, No. 3, 2007, pp. 919-926.

11) Heinze, S. and Karpel, M., "Analysis and Wind Tunnel Testing of a Piezoelectric Tab for Aeroelastic Control Applications," *J. Aircraft*, Vol. 43, 2006, 799-804.

12) Sofla, A.Y.N., Elzey, D.M., and Wadley, H.N.G., "Two-way Antagonistic Shape Actuation Based on the One-way Shape Memory Effect," *J. Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 19, 2008, pp. 1017-1027.

13) Bae, J.S., Hwang, .H., Park, S.H., Kim, J.H., "Aerodynamics and Flight Control of Air Vehicle with Variable Span Morphing Wing," *J. Korean Society for Aviation and Aeronautics*, Vol. 18, No. 4, 2010, pp. 1-8.

14) Roh, J.H., Bae, J.S., Koo, K.N., Lee, I., Choi, I.H., and Ahn, S.M., "Morphing Wing Structures with Shape Memory Alloy Linear Actuators," *Proc. KSASS Fall Conference*, 2011, pp. 81-84.

15) Kang, W.R., Yoo, M.S., Kim, E.H., Jeong, M.S., Lee, I., Koo, K.N., Choi, I.H., "Development of Morphing Wing Mechanism using Shape Memory Alloy Actuator and Analysis of Aerodynamics Characteristics," *Proc. KSASS Fall Conference*, 2011. pp. 85-89.

16) Ko, S.H., Bae, J.S., Kim H.B., Roh, J.H., and Ahn, S.M., "Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Morphing Airfoil Configuration," *J. Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 18, No.4, 2012. pp. 846-852.