

형상기억합금 액추에이터를 이용한 플랩 구동

심우람* · 박의준* · 김기덕* · 김요섭* · 박선화* · 노진호**

Design of flap devices driven by SMA spring actuators

Woo-Ram Shim* · Eui-Jun Park* · Ki-Duk Kim*
Yo-Seob Kim* · Sun-Hwa Park* · Jin-Ho Roh**

ABSTRACT

In this paper we make an flap actuator by using shape memory effects of SMA spring. We studied that the force and stroke what we need to design and the flap mechanism. The force and stroke was estimated through the analysis program which like a catia, matlab etc. We could design and make flap actuator. So The actuator which used SMA spring can apply to small aircraft.

Key Words: Shape Memory Alloys(형상기억합금), Joukowski Transform (주코스키 변환), Nitinol(니티놀), Flap(플랩)

기 호 설 명

- C_p : 압력계수
 M_p : 링크에 걸리는 모멘트
 M_{act} : 액츄에이터에 걸리는 모멘트
 K_B : Bias spring 의 스프링 상수
 K_L : SMA spring 의 low temperature 스프링상수
 K_H : SMA spring 의 high temperature 스프링상수
 δ_S : SMA spring 의 변형량
 δ_B : Bias spring 의 변형량

1. 서 론

최근 소형 무인기의 유용성이 대두되면서, 항공기의 경량화와 소형화를 하기위한 연구가 활발하다. 이에 따라 소형 액츄에이터에 대한 관심이 증대되고 있다 [1,2]. 최근 전 세계적으로 소형 정밀 기계 기술에 관한 연구 및 개발이 활발하게 이루어지면서 형상기억합금(Shape Memory Alloy : SMA)을 이용한 소형 액츄에이터를 이용하는 기술에 관심을 보이고 있다[3, 4]. 따라서 본 논문에서는 형상기억합금 액츄에이터를 이용한 플랩 구동 시스템에 관해 연구하였다.

형상기억합금은 일반적인 금속이나 합금에서는 찾아볼 수 없는 형상기억효과를 보이고 있다. 형상기억효과는 초기에 변형된 형상기억합금이

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail: jinhoroh@kau.ac.kr

온도가 상승하면서 원래의 형상으로 복귀하려는 특성을 말하며, 이러한 특성은 매우 큰 복원 응력을 발생시킨다.

형상기억합금을 이용한 구동 방식은 다른 구동 방식보다 단위 부피당 높은 에너지를 낼 수 있는 장점을 가지고 있으며 100,000 사이클 이상의 긴사용 수명을 갖기 때문에 작동기로서 우수한 특징을 갖는다. 또한 같은 길이의 SMA spring 은 SMA wire에 비해 높은 변형 량을 나타낸다.

에어포일 날개 공력해석을 통해서 플랩에 필요한 힘을 도출하여 액츄에이터를 설계하였다. 액츄에이터는 SMA spring을 이용하여서 설계와 제작하였으며 플랩구동 메카니즘을 연구하여 액츄에이터를 이용한 플랩 구동을 실현하였다. 이때 사용된 날개는 SMA 액츄에이터 성능실험을 위한 것으로 제작의 편의를 위해 대칭형 에어포일을 사용하였다.

2. 본론

21 에어포일의 설계

실험에 사용되는 날개의 에어포일은 11%의 두께를 가지고 제작의 편의를 위해 JOUKOWSKI 변환을 통해 대칭형으로 설계하였다[5]. 만약에 z 원의 중심 μ 를 원점의 오른쪽으로 조금 이동시키고 a 를 c_1 보다 조금 크게 하여 변환시킬 경우 대칭형의 에어포일을 얻을 수 있다. Fig.1은 위의 이론을 바탕으로 최대두께가 전체 시위선의 11%가 되도록 설계된 대칭형 에어포일을 보여준다.

본 연구에서 사용한 에어포일은 Fig.1을 기준으로 전체 chord line 30cm, 전체 chord길이의 20%에 해당하는 6cm 플랩을 가지게 된다.

22 공력 해석

플랩을 작동하는 actuator의 구동력은 플랩이 받는 외부의 힘에 영향을 받는다. 본 연구에서는 플랩의 무게 및 플랩 구동부분의 마찰을 무시하였으므로 속도에 따른 압력을 통해 구동력을 구할 수 있다.

Fig. 2에서 보이는 원을 자유흐름과 순환이 있

는 원통표면으로 가정하고 표면의 속도 분포를 ξ 평면으로 상사하면 다음의 식으로부터 압력계수를 구할 수 있다.

$$|q_c| = \frac{|q_z|}{\left| \frac{d_c}{d_z} \right|} = \frac{|q_z|}{\left| 1 - \frac{c_1^2}{z^2} \right|}$$

$$C_p = 1 - \left(\frac{q_c}{V} \right)^2$$

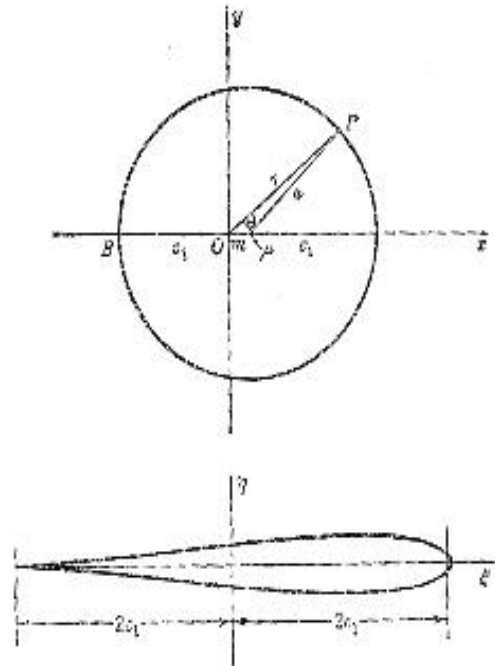


Fig. 1. JOUKOWSKI transform

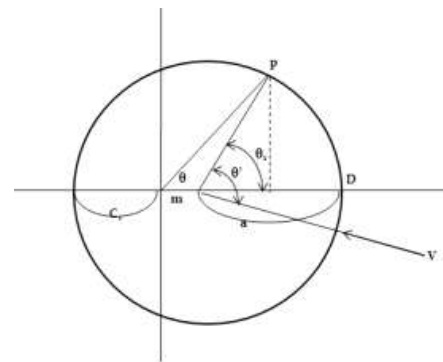


Fig. 2 Cylindrical surface

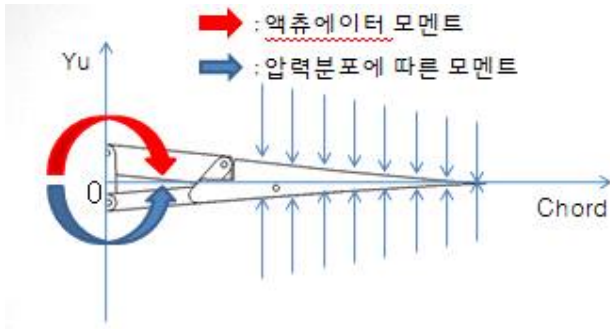


Fig. 3 Analysis of aerodynamics

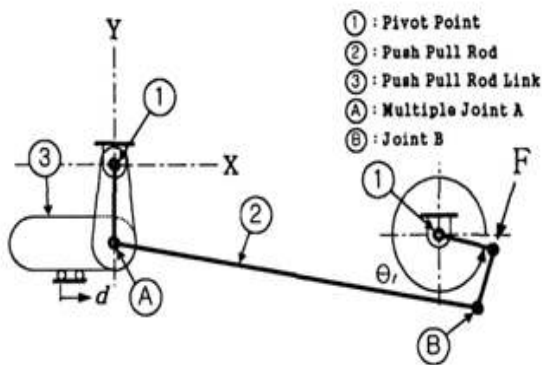


Fig. 4 Flap of trim screw type

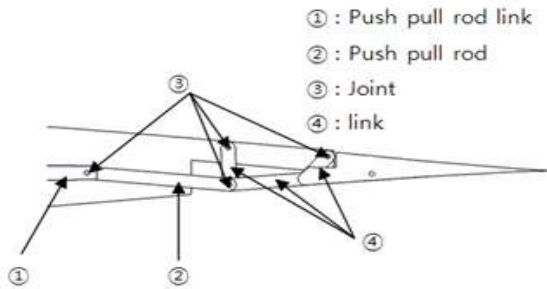


Fig. 5 Flap structure

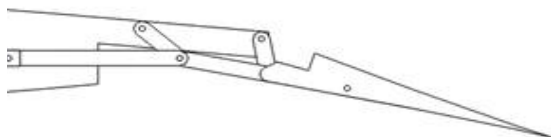


Fig. 6 Driving Flap

Table 1 Angle of attack according to the moment

AOA [Deg]	0	5	10	15	20	평균
Moment [N-m]	0.05 6302	0.05 6378	0.05 6450	0.05 6517	0.05 6567	0.05 6443
Actuator [N-m]	6.63 8446	6.64 7397	6.65 5865	6.66 3798	6.66 9661	6.65 5033

Fig. 3은 공력해석을 위해 링크에 걸리는 힘을 표시한 것이다.

압력에 의해 (링크)에 걸리는 모멘트는 식(1), Actuator에 의한 모멘트는 식(2), Actuator의 힘은 식(3)을 이용하여 구할 수 있다.

$$M_p = A_{airfoil} P l_p \tag{1}$$

$$M_{act} = F_{act} l \tag{2}$$

$$\sum M = \sum M_{Cp} + \sum F_{act} = 0 \tag{3}$$

Table 1은 받음각에 따라 변화하는 모멘트를 보여준다.

23 구동 메카니즘 설계

항공기 플랩을 구동시키는 방법은 여러 가지 방법이 있다. 그 중 우리는 검증이 용이하고 구현이 편리한 트림 스크류 방식을 채택하였다. Fig. 4는 플랩 구동장치의 기구 선도이다. 그림의 기구 선도의 표시된 것과 같이 플랩 구동 장치의 기구학 모델은 트림 스크류 장치에서는 6개의 링크(빋금 친 ground 포함)이다. 그러나 이것을 소형 항공기에 적용하기 위하여 조금 더 간단화하여 4개의 링크만으로 구동되는 플랩 구동 장치를 설계 하였다. 각 링크는 Fig. 5처럼 편 조인트로 연결되고 Push pull rod를 액추에이터에 연결된 Push pull rod link가 힘을 전달하여 플랩을 구동시켜서 4절 링크의 운동을 통하여 플랩의 각도를 변화시킨다. 그림 Fig. 6은 플랩이 완전히 퍼졌을 때의 모습이다.

본 논문에서는 플랩의 요구도는 아래로 20°로 변형이 일어나는 것으로 이를 최적화 하기 위해 ADAMS 해석 툴을 이용해 최적화된 각도를 구하였다. Fig. 7은 각 링크 사이의 각도 변화이다.

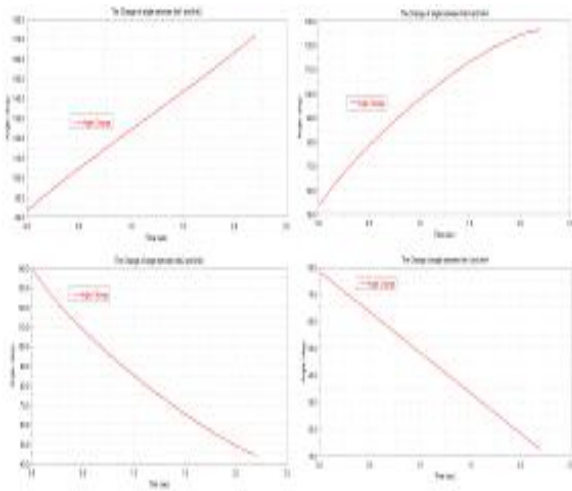


Fig. 7 Change of angle between linkages

24 액추에이터의 설계

본 논문에서 제시한 이동 메커니즘을 구현하기 위해서 양방향 선형 구동기를 SMA 스프링 2 개와 복원력을 제공하는 Bias 스프링 1개를 사용하여 구현하였다. SMA는 한 가지 형상만 기억할 수 있으므로 반복동작을 위해서 SMA 스프링과 Bias 스프링이 필요하게 된다.

모델링과 해석을 통해 행정길이(stroke)를 10mm 로 하는 설계를 하였고, 실험을 통해 원래 구현하고자 하였던 플랩의 구동 성능을 평가하였다.

24.1 SMA spring 실험

작동기로 사용하고자 하는 SMA를 시중에서 판매하고 있는 니티놀 스프링을 구입하였기 때문에 정확한 K값을 구하기 위하여 시간에 따른 하중의 변화를 측정하고 high temperature와 low temperature 에서의 측정값을 통해 정확한 스프링 상수(force per unit length)값을 구하고 이에 따른 bias spring의 스프링 상수(force per unit length)값을 결정하였다.

24.2 실험장치

본 실험에서 형상 기억합금 스프링의 인장력과 압축력의 측정이 가능한 load cell을 사용 하였다. GRAPHTEC Corporation의 GL220모델의 Data

Logger 와 indicator를 load cell에 연결하여 데이터를 출력 받을 수 있게 하였다. Martensite 상태의 형상 기억합금 스프링(SMA spring)을 load cell에 양끝을 고정시킬 수 있도록 자체 제작된 장치(clamp)에 의해 압축 시킨 상태로 고정하였고 형상 기억합금 스프링(SMA spring)의 온도변화는 가열(heating)시에는 직류 전원공급기(DC power supply)를 이용하여 와이어 양단에 전류를 흘려 전기적 저항효과를 이용하고, 냉각(cooling)시에는 자연적인 냉각을 실시하며 급격한 온도감소를 막기 위해 전류를 조절하였다.

2.4.3 실험방법

형상 기억합금 스프링(SMA spring)에 연결되어 있는 직류 전원공급기(DC power supply)의 input 값을 3V 3A로 설정한 후 전류를 120s동안 스프링에 흐르게 하였다. load cell을 통하여 Data logger와 indicator에 하중과의 관계 그래프와 데이터가 출력 되었다. 동일한 조건으로 총 3회에 걸쳐 반복 측정하였다. 모든 실험은 상온에서 실시되었기 때문에 와이어의 특성을 파악하는데 있어서 외부환경의 변화에 따른 미소한 영향을 줄 수 있고 일부 오차를 가져올 수 있다. 그러나 실험목적이 형상기억합금의 실제 환경에서의 작동기 적용에 초점을 맞추고 있기 때문에 이러한 오차를 감안하였다. Fig. 8은 실험 장비 구성이다.

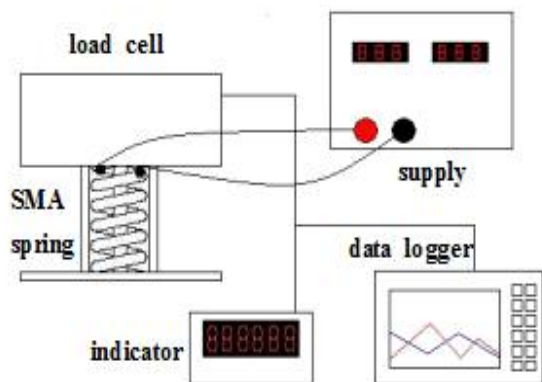


Fig. 8 Equipment of SMA drive test

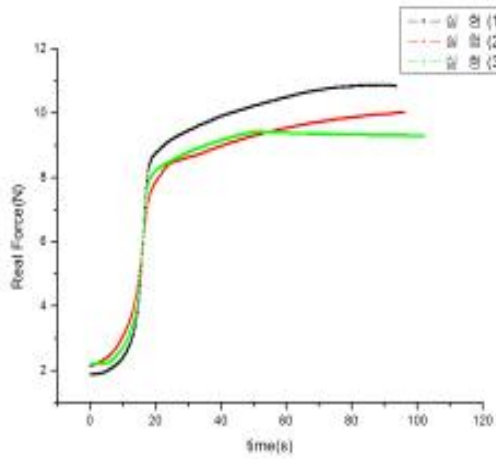


Fig. 9 SMA drive tests

2.4.4 실험결과

Fig. 9에 나타난 결과에서 0s에서는 형상 기억 합금 스프링 자체의 탄성력인 2N을 나타낸다. 전류를 공급한 시점부터 급격하게 하중에 증가하며 17~19s사이 가장 현저하게 증가였다. 20s에 하중은 8N을 가리키며 이후 변곡점을 지나 20s 부터 100s초 걸쳐 완만하게 증가한 후 9~10N의 하중을 유지하는 것을 알 수 있었다. 형상 기억 합금 스프링의 fully extended length와 실험 초기 길이 값을 통해 Δx 의 값을 결정하고 high temperature와 low temperature의 스프링 상수 (force per unit length) 값을 도출하였다.

2.4.5 결과 분석

실험을 통해 형상 기억 합금 스프링의 정확한 스프링 상수를 알 수 있었다. 액추에이터에 사용될 Bias 스프링의 상수 값은 병렬로 연결된 두 개의 SMA 스프링의 low temperature 스프링 상수 값과 같아야 하므로 $K_B = 2K_L$ 에 의해 bias spring의 스프링상수 K 값을 결정 하였다. Fig. 9는 SMA스프링에 하중을 가한 후 load cell에 출력 된 데이터를 그래프로 나타낸 것이다.

2.5 액추에이터 모델링

Fig. 10은 양방향 SMA 스프링의 동작 및 해석

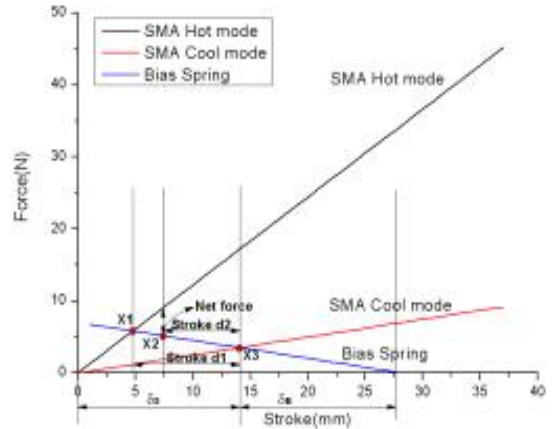


Fig. 10 Graph for design actuator

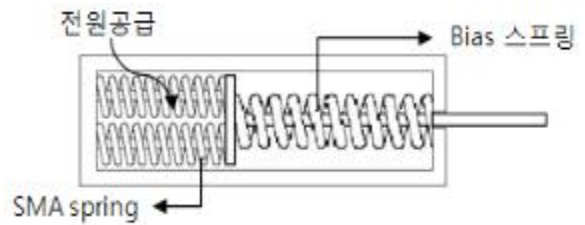


Fig. 11 Design concept of flap actuator

을 위한 특성도이다. SMA스프링의 Hot 모드와 Cool 모드의 스프링 상수는 각각 K_H, K_L 이다.

온도의 스프링 상수 $2K_H$ 가 되고 X_1 에서 평형을 이루게 된다. 이때 스트로크 d_1 을 가지며 움직인다. 만약에 이때 4N 정도의 외력을 가하게 되면 새로운 평형 지점 X_2 인 로 움직이게 되면 새로운 스트로크를 가지게 된다. 이것을 식으로 나타내게 되면 식(4)와 같다.

$$\begin{aligned}
 y_{SH} &= 2K_H \cdot x \\
 y_{SL} &= 2K_L \cdot x \\
 y_B &= -K_B(x - \delta_s - \delta_B)
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

여기서, δ_s, δ_B 는 Fig. 10 으로부터 구할 수 있으며 X_1, X_3 의 위치 역시 Fig. 10 을 통해 구할 수 있다.

X_2 의 위치를 구하려면 SMA hot mode의 그래프

와 Bias Spring 간의 차이를 구하면 된다.

본 논문에서는 4N 이상의 힘이 요구되므로 식 (5)로 나타낼 수 있고, 이를 X 에 대한 항으로 나타내면 식 (6)과 같다.

$$4 = y_{SH} - y_B = 2K_H \times x + K_B(x - \delta_S - \delta_B) \quad (5)$$

$$X = \frac{1 + 2K_L \times \delta_S}{K_H + K_L} \quad (6)$$

26 날개 구동 실험

실험을 통해 결정된 수치들을 이용하여 제작된 액추에이터를 플랩 구동부와 결합시켜 전류를 공급한 후 결과를 관찰하였다.

26.1 플랩 측면 구동

날개 구동을 위해 결합되어있는 액추에이터의 SMA spring에 직류 전원공급기(DC Power Supply)를 이용하여 전류를 공급하였다. 플랩은 전류를 공급한 직후부터 서서히 각도의 변화를 나타내기 시작한 후 17~19s 전 후로 빠르게 변화하였다. Fig. 12는 전류를 공급하기 시작하여 100s 후의 각도 변화를 나타낸 사진이다. 사진을 보았을 때 설계 시 예상되었던 20° 보다 못미치는 15° 정도의 각도 변화가 관찰 되었다.

26.2 플랩 윗면 구동 결과

Fig. 13은 플랩 구동부 위쪽을 관찰했을 때 직류 전원공급기(DC Power Supply)를 이용하여 전류를 공급하기 전후의 stroke 길이를 촬영한 것이다. 그런데 설계와는 다르게 10mm보다 부족한 6mm 작동하였다.

26.3 플랩 구동 결과 분석

날개 구동 실험 결과 플랩의 약 5° 가 부족한 15° 의 각도 변화와 10mm보다 짧은 6mm의 Stroke 변화를 얻을 수 있었다. 몇 번의 구동 실험 결과 링크와 링크 사이에 그리고 Push pull rod link 와 액추에이터 가이드라인 사이에 측정이 필요한 마찰력이 발견되었다. 이는 액추에이터 자체의 마찰력과 링크의 마찰력

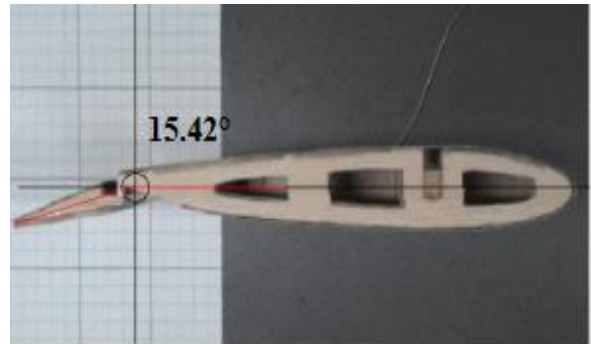


Fig. 12 Picture of flap side view



Fig. 13 Picture of flap top view

이 스프링의 출력을 상쇄시켰다고 예상할 수 있으며 또한 액추에이터 설계시 정확한 K 값을 설정하지 못한 것이 필요한 출력을 얻지 못하게 한 원인 이라고 생각된다.

3. 결 론

본 연구에서는 형상기억합금을 사용하여 stroke를 발생시키는 SMA actuator를 제작하였고 플랩 구동 에어포일 제작에 SMA actuator를 이용함으로써 기존에 사용된 모터를 이용한 플랩의 구동 방식과 다른 SMA의 온도 변화에 따른 형상기억효과를 이용해 플랩을 구동 시킬 수 있었다. 또한 4절 링크를 플랩 구동 장치에 적용함으로써 플랩 구동시 날개 면적을 5% 증가 시킬 수 있었고 약 15° 의 플랩 각도 변화를 통하여 양력계수를 증가 시킬 수 있었고 비행에 필요한 충분한 양력을 얻을 수 있었다. 형상기억합금을 이용하는 경우 본 actuator에서 적용한 것과 같이 구조가 매우 간단하고 온도 및 응력에 의해 큰 힘을 얻을 수 있는 actuator의 설계

가 가능함으로 적합한 설계가 이루어진다면 소형 무인기 제작 시에 적용함으로써 효율적이고 좀 더 소형화와 경량화 할 수 있는 가능성을 보였다.

참고문헌

- (1)Kudva, J. N., "Overview of the DARPA Smart Wing Project," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 15, 2004, pp. 261-267.
- (2)Singh, K., Sirohi, J. and Chopra, I., "An Improved Shape Memory Alloy Actuator for Rotor Blade Tracking," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 14, 2003, pp. 767-786.
- (3)Otsuka, K. and Wayman, C. M., "Shape Memory Materials" Cambridge University Press, 1986, pp. 2~96.
- (4)Qidwai, M. A. and Lagoudas, D. C. "Numerical Implementation of a Shape Memory Alloy Thermomechanical Constitutive Model using Return Mapping Algorithms," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 47, 2000, pp. 1123-1168.
- (5)Bong Jun Lee., Wing and airfoil theory, 한국항공대학교 출판사, 1986, pp. 81~135.