

공리적 설계를 이용한 Flapping 비행체의 성능 개선

성호석*(연세대 기계공학과), 차성운(연세대 기계전자공학부), 이경수(연세대 기계공학과)

Improvement of Flapping Air Vehicle by Using Axiomatic Design

H. S. Seong(Mech. Eng. Dept., YSU)

S. W. Cha(Mech & Elec. Eng. Dept., YSU), K. S. Lee(Mech. Eng. Dept., YSU)

ABSTRACT

The human species has been able to fly for about a century - with the help of aircraft of various kinds. Recently, air vehicles which are like an insect or a bird with flapping wings have been appeared, although many of them are experimental flight vehicle. However, the rubber-powered flapping vehicle is put to practical use such as toy, which flies for some seconds. In this paper, we analyze and evaluate above the rubber-powered flight vehicle using axiomatic design and will present new four flapping wing model.

Key Words : Axiomatic Approach Design(공리적 접근 설계), MAV(초소형 비행체), Flapping(날개짓), Twisting(비틀기), Folding(접기), Coupled Design(연성설계), Decoupled Design(비연성화설계), Uncoupled Design(비연성설계), Design Matrix(설계행렬)

1. 서론

현재 세계는 새로운 패러다임으로 변화해 가는 시점에 와있다. 기존의 모든 것들은 지금까지와는 다른 새로운 아이디어와 기술에 의해 접근이 이루어지고, 공학분야에서도 이런 현상은 새로운 기술, 새로운 아이디어를 요구하고 있으며, 기계공학분야에서도 이는 예외일 수 없다.

미국에서는 1990년대에 들어와 초미세 비행체라는 다소 환상적인 미세 기계 구조물을 제안하여 지금까지와는 다른 접근 방법을 요구하며 개발을 진행 중이다.

MAV (Micro Air Vehicle)이라는 이름의 이 미세 비행체는 지금까지와는 다른 비행체 이론과 유동 해석을 요구하고 있다. MAV는 단지 크기를 줄이는 것 이상의 공기역학적 복잡성을 띠고 있으므로 새나 곤충의 비행특성을 살피고, 양력 및 추진원리를 파악, 적용해야만 개발이 가능하다.

현재까지 새와 곤충의 비행에 대한 많은 연구가 있어 왔으나 라이트형제로부터 시작되어온 고정익 항공기가 여전히 비행체의 주류를 이루고 있다. 양력과 추진력을 동시에 얻기 위한 노력의 일환으로

기존의 고정익 형상을 벗어나 새나 곤충의 Flapping을 통하여, 고정익에서는 불가능한 낮은 속도에서 충분한 양력과 추진력을 얻는 연구가 진행되고 있다. 잠자리는 꼬리날개가 없고 자신의 꼬리를 움직여서 필요한 조종을 하며, 또한 자기무게의 20배(20g)에 해당하는 순간 가속이 가능하며 양력뿐만 아니라 추진력까지도 날개짓에서 얻고 있다. 이는 최신예 전투기의 순간가속 성능이 9g임을 상기할 때 시사하는 바가 크다고 할 수 있다. MAV의 최종적인 형태는 결국 새나, 곤충을 닮은 비행체일 것이다. 그리고 이를 실현시키기 위해서는 새나 곤충의 비행특성인 Flapping에 대한 연구가 필수적이다. 아직 Flapping에 대한 연구나 이론이 완전히 정립되지 않았고 계속 진행중인 단계로서, Flapping을 이용한 비행체는 완구나 소형 무선 조종 비행기의 형태로 실험되고 있는 실정이다.

본 논문에서는 Flapping 연구의 초기단계로서 국내에서 완구로 개발된 펄러기란 이름의 Flapping 비행체를 공리적 접근 설계 방법을 통해 평가/분석하여 성능개선을 이루려고 한다. 아울러 평가된 결과를 토대로 공리적 설계를 적용하여 개선된 Flapping 비행체를 제시하려한다.

2. 공리적 설계와 새의 Flapping Flight

2.1 공리적 설계

'공리적 접근 설계'란 제품이나 공정설계를 수행하는 경우에 두 가지 공리인 '독립의 공리'와 '정보의 공리'를 이용하여 설계하는 방법이다. 특히, 설계방정식을 통하여 나타나는 설계행렬을 통해 각각의 설계 및 제품을 평가하여 보다 올바른 설계를 할 수 있도록 도와준다.

공리적 설계에 있어서 가장 중요한 것은 설계자에 의한 기능적 영역의 기능적 요구사항(Functional Requirements:FRs)과 물리적 영역의 설계요소(Design Parameters:DPs)의 선정이다. 공리적 설계는 이런 두 영역 사이의 일대일 사상에 의해서 이루어지기 때문이다. 특히, 공리적 설계시 나타나는 계층구조에 의해 보다 구체적인 설계 및 평가가 이루어진다.

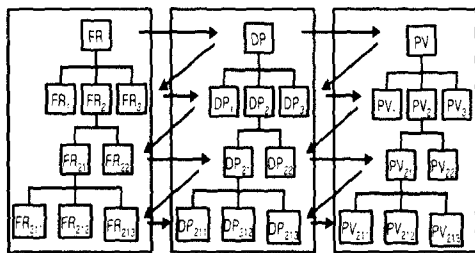


Fig. 1. 공리적 접근의 계층구조

2.2 새의 Flapping Flight

새가 활공을 할 때에는 비행기와 같은 방법으로 날다. 날개가 공기를 따라 움직이고, 날개의 특수한 형태와 약간 위쪽으로 향한 각도에 의해 날개 위쪽의 공기압이 아래쪽의 기압보다 약해진다. 이 압력의 차이가 양력으로서, 대략 날개 표면의 수직방향으로 작용하며 새가 추락하는 것을 막아준다.

Flapping 비행은 동일한 원리를 사용하지만 날개의 움직임은 보다 복잡하다. 새는 앞으로 나아가는 움직임 외에 3가지의 중요한 움직임이 있다.

1. Flapping (날개짓)
2. Twisting (비틀기)
3. Folding (접기)

'비틀기'는 날개의 각 부분이 기류에 호응하여 약간 위를 향한 각도를 유지할 수 있도록 하는 것을 가능하게 한다. 이 날개의 부분이 기류보다 낮은 각도를 유지하게 되면 충분히 올라갈 수 없게 될 것이다. 또 날개의 부분이 너무 높게 되어있으면, 항력이 발생할 수 있다. 하향 날개짓에서 바깥 부분은 아래 각도를 유지해 기류 속으로 들어가고,

이것이 새를 앞으로 나아가게 하는 것이다. 날개는 유연하기 때문에 비틀기는 자동적으로 일어난다. 상향 날개짓에서 날개가 위로 가기 때문에 양력 방향 포인트는 뒤를 향하게 되고, 특히 날개의 바깥 쪽 부분에 있게 된다. 날개의 상향운동은 새가 아래로 떨어지는 것을 늦춘다. 이에 대한 그림을 Fig 2, 3에서 나타내었다.

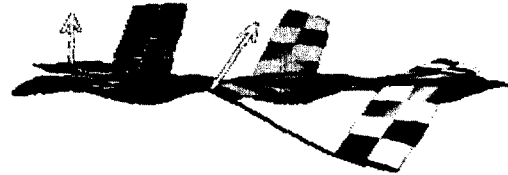


Fig 2. 새의 Flapping과 Twisting에 따른 양력 변화

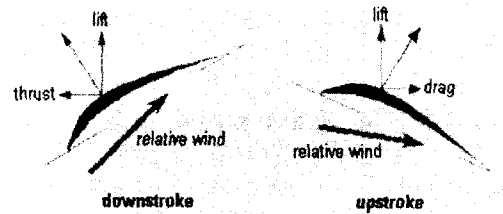


Fig 3. 날개의 Flapping에 따른 힘의 방향 변화

'접기'는 핵심적인 움직임이 아니다. Flapping 비행체는 접기없이 날 수 있으나, 새들의 경우를 살펴보면, 접기를 통하여 보다 적은 노력으로 날 수 있다.

위의 기본적인 움직임 이외에 새는 공중에서 이동하기 위하여, 자신의 날개를 사용하여 다른 많은 일들을 하고 있다. 고정익 비행기의 경우 비행조정을 위하여 그들의 꼬리를 사용하고, 균형을 위해 날개를 앞으로 뒤로 움직인다. 그들은 한 쪽 날개의 방향을 바꿈으로써 보다 많은 동력을 얻거나 날개의 비틀기를 할 수 있다. 저속 비행을 위해 새들은 날개를 수직으로 펴리기보다 거의 앞뒤로 펴려기된다. 상향운동(upstroke)과 하향운동(downstroke)은 앞으로 나아가는 몸 동작없이 양력(lift)을 만든다.

3. 공리적 접근 설계의 적용

3.1 펄러기의 특징

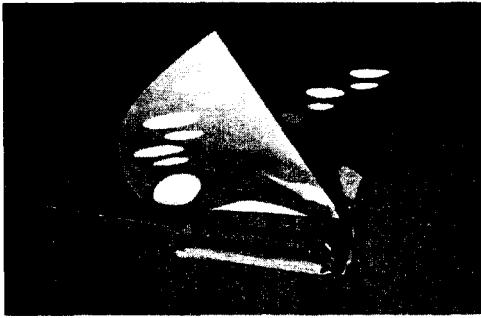


Fig 4. 펠러기의 전체모습

펠러기는 Fig 4.에서 보듯이 Flapping의 에너지 원으로는 고무동력을 이용하고 있으며, 비틀기는 낙하산 천에 날개 앞부분에만 활대를 대고, 끝부분의 가운데만 고정을 시켜 Flapping시 저절로 Twisting이 발생하도록 하고 있다.

펠러기의 소재는 프레임은 플라스틱을 사용하고 있으며, 날개로는 낙하산천, 크랭크축은 철사를 사용하고 있다.

3.2 펠러기의 공리적 설계의 적용

앞절에서 언급한 펠러기에 대한 기능적 요구사항 (Functional Requirements:FRs)과 설계요소(Design Parameters:DPs)를 선정하였다.

- FR₁ : 비행시간의 증대
- FR₂ : 동체의 강성증대
- FR₃ : 날개의 내구성 증대

위의 기능적 요구사항에 따른 DPs를 선정하면 다음과 같다.

- DP₁ : 탄성력 높은 고무줄 사용, 원활한 Flaping
- DP₂ : 프레임과 링크의 강성증대
- DP₃ : 잘 구겨지지 않는 소재 사용

펠러기의 경우 비행을 위해서는 고무줄의 동력 뿐만이 아니라 Flapping의 영향도 매우 크므로 DPs의 선정에서, DP₁를 두 가지로 정하였다. 따라서 올바른 설계평가를 위해서는 고무줄, Flapping 각각의 DP₁에 대한 설계방정식을 통하여 통합적 평가가 이루어져야한다.

우선, 주어진 FRs와 DPs 중 고무줄의 탄성력에 의해 나타나는 설계 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} FR_1 \\ FR_2 \\ FR_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & O & X \\ X & X & O \\ O & O & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_1 \\ DP_2 \\ DP_3 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

위의 설계행렬은 연성 설계라고 할 수 있지만, FRs와 DPs의 재배열을 통해 비연성화 시키면, 다음과 같은 설계방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} FR_2 \\ FR_1 \\ FR_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & X & O \\ O & X & X \\ O & O & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_2 \\ DP_1 \\ DP_3 \end{Bmatrix} \quad (2)$$

따라서 주어진 설계는 설계행렬을 통하여 비연성화 설계임을 알 수 있다.

또 다른 DP인 원활한 Flapping에 대한 설계방정식을 구해보면 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} FR_1 \\ FR_2 \\ FR_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & O & X \\ ? & X & O \\ X & O & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_1 \\ DP_2 \\ DP_3 \end{Bmatrix} \quad (3)$$

위에서 DP₁으로 선정한 원활한 Flapping이 FR₂로 선정한 동체의 강성과의 관계에서 어느 정도 영향력을 가지고 있다. 하지만, 그 영향력은 DP₂에 비해 현저히 작으므로, DP₂의 변화에 의한 FR₂의 변화는 무시할 수 있다. 따라서 주어진 식 (3)을 정리하면, 아래와 같다.

$$\begin{Bmatrix} FR_1 \\ FR_2 \\ FR_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & O & X \\ O & X & O \\ X & O & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_1 \\ DP_2 \\ DP_3 \end{Bmatrix} \quad (4)$$

따라서 주어진 설계는 설계행렬을 통하여 연성 설계임을 알 수 있다.

3.3 펠러기의 평가

공리적 설계를 사용한 기존 모델의 평가에 의하여 식 (2), (4)의 결과를 얻을 수 있었다. 하지만, 주어진 모델이 우리가 원하는 비연성화 혹은 비연성설계가 되기 위해서는 식 (2), (4) 모두가 비연성화 혹은 비연성설계가 되어야한다. 하지만, 식 (4)의 결과가 연성설계이므로 기존 모델은 좋은 설계라고 할 수 없다. 따라서, 기존 모델의 재설계를 통한 성능개선이 필요하다.

4. 공리적 설계를 통한 펠러기의 재설계

'펠러기'에서 가장 문제가 되는 것은 다음 두 가지이다.

- ① 비행시간이 짧다.

② 동체가 약하다.

고무동력을 이용한 '필러기'의 비행시간은 실제 길어야 5내지 6초에 지나지 않는다. 또한 비행체가 비행중 장애물에 부딪혔을 때 날개와 고무동력을 연결해주는 링크부분이 쉽게 변형되는 것을 알 수 있었다. 그리고 변형된 링크는 동력 전달에 큰 장애가 되었다. 물론 이 두 가지 문제, 짧은 비행시간이나 약한 동체는 완구로서뿐 아니라 앞으로 개발될 Flapping 비행체에서도 설계시 고려해야할 중요한 문제이다.

위에서 공리적 접근 설계를 이용하여 기존 모델의 문제점을 분석하고 평가해 보았다. 문제점들을 해결하기 위한 다음의 공리적 접근 방법을 통해 합리적 설계를 도출 할 수 있다.

- FR₁ : 비행시간의 증대
- FR₂ : 비행체의 강성증대

이에 따른 설계요소를 선정하면,

- DP₁ : 기체 구조의 개선
- DP₂ : 소재의 개선

FR₁, FR₂, DP₁, DP₂간의 설계행렬을 나타내보면,

$$\begin{Bmatrix} FR_1 \\ FR_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & O \\ O & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_1 \\ DP_2 \end{Bmatrix}$$

이는 비연성 설계로서 독립의 공리를 만족한다. 따라서 비행시간을 늘이기 위한 기체의 구조개선이나 몸체의 강성증가를 위한 소재의 개선은 무관하며 설계시 순서는 고려하지 않아도 된다.

위에서 선정한 FR₁을 하위 개념으로 나누면

- FR₁₁ : 양력의 증대
 - FR₁₂ : 추진력의 증대
- FR₁₁를 다시 하위 개념으로 나누면,
- FR₁₁₁ : Flapping 횟수 증가
 - FR₁₁₂ : 평면 익형의 변화

일반 고정익 비행기에서는 양력은 에어포일의 단면이나 추진력등과 관련되지만 Flapping 비행체에서는 양력과 관련된 인자가 무엇인지 아직 정확하게 밝혀지지 않았다. 하지만 새나 곤충의 비행을 살펴볼 때 Flapping 횟수와 익형은 양력에 영향을 주는 가장 포괄적인 의미의 인자라고 할 수 있다.

같은 방법으로 FR₂도 하위 개념으로 나누어진다.

FR₁₂₁: 동력원의 변화

FR₁₂₂ : 동력 전달 부분의 변화

비행체의 동력이 고무줄이므로 비행체의 추진력은 고무줄의 탄성력과 가장 민감하다고 할 수 있다. 그리고 또한 고무줄의 탄성력을 날개로 전달하는 과정에서의 마찰로 인한 에너지 손실도 중요한 인자이다.

같은 방법으로 기능적 요구사항에 따른 설계요소를 선정하면

- DP₁₁ : 양력을 증가시키는 방향으로 개선한다.
- DP₁₂ : 추진력을 증가시키는 방향으로 개선한다.

역시 위에서와 같이 각각 하위 개념으로 다시 나눈다.

- DP₁₁₁ : 링크 구조 개선
- DP₁₁₂ : 날개 면적의 증대
- DP₁₂₁ : 탄성력이 큰 소재를 사용한다.
- DP₁₂₂ : 크랭크축의 변화

다음은 위의 FR's, DP's 간의 설계행렬이다.

$$\begin{Bmatrix} FR_{11} \\ FR_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & O \\ O & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_{11} \\ DP_{12} \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} FR_{111} \\ FR_{112} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & O \\ O & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_{111} \\ DP_{112} \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} FR_{121} \\ FR_{122} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & O \\ O & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_{121} \\ DP_{122} \end{Bmatrix}$$

위의 설계행렬은 모두 비연성설계이다 따라서 독립의 공리를 만족시킨다.

기능적 요구사항의 두번째 요소는 다음과 같다.

- FR₂₁ : 프레임의 강성증대
- FR₂₂ : 날개전체의 강성 증대

이에 상응하는 설계요소 선정하면 다음과 같다.

- DP₂₁ : 강성이 높은 소재 사용
- DP₂₂ : 잘 구겨지지 않는 재질 사용

필러기의 몸체는 플라스틱 몸체, 동력 전달부분의 철사, 그리고 날개를 이루는 낙하산천으로 되어 있다. 위에서 언급했지만 가장 취약한 부분은 크랭크축과 날개를 연결하는 링크이다. 따라서 이 링크의 보강이 필요하다. 또한 날개에서는 장애물 충격시나 보관시 날개가 잘 구겨지지 않아야 한다.

위의 FR's, DP's간의 설계행렬을 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} FR_{21} \\ FR_{22} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & O \\ O & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_{21} \\ DP_{22} \end{Bmatrix}$$

이는 비연성설계로서 독립의 공리를 만족한다.

위에서 나온 비행시간의 증대와 비행체의 강성 증대를 위한 공리적 접근법을 사용하여 설계방향을 도출하였다. 이를 다시 정리하면 다음과 같다.

- ① 링크구조 개선, 날개 면적의 증대, 탄성력이 큰 소재의 고무 사용, 크랭크축의 변화
- ② 몸체에 강성이 큰 재료 사용
- ③ 잘 구겨지지 않는 날개천 사용

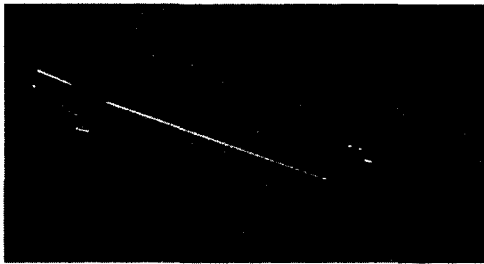


Fig 5. 크랭크축의 모습

Fig 5에서는 기존의 크랭크축에 링크를 한번 더 연결하여서 4개의 날개를 구동하게 하였다. 크랭크축의 굽힘은 앞부분과 뒷부분의 각도를 다르게 하여 앞날개가 내려올 때, 뒷날개는 올라가는 식으로 엇갈리게 하였다. 이 방식은 잠자리의 비행형태와 같은 방식이다. 이같은 모델은 날개면적의 증대와 Flapping 횟수의 증대로 인하여 기존모델에 비해 비행시간을 증가할 수 있고, 디자인면에서도 기존모델에 비해 훨씬 더 참신하다고 할 수 있다.



Fig 6. 4개 날개의 개략적모델

이중에서 구조적 면에서 개선된 방향으로 기존의 모델에서 크랭크축에 변형을 가하여 Fig. 6에서와 같이 4개의 날개를 이용한 새로운 모델을 제시하려고 한다.

4. 결론

기존 제품에서 발견된 단점을 보완하기 위한 설계 평가는 더 나은 설계를 위해 필수적으로 수행되어야 한다. 설계자는 기존 제품의 특징을 파악함으로써 새롭게 도출된 설계안의 방향을 제시할 수 있다. 이를 위하여 이번 논문에서는 기존의 문제점들을 분석하고 설계자가 체계적으로 설계할 수 있도록 도와주는 디자인 방법인 공리적 접근법을 이용하였다.

공리적 접근법을 이용하여 기존의 '뿔러기'의 모델을 판단한 결과, 기존 모델은 구조가 비교적 간단하지만 비행시간이 짧고, 충격에 강하지 않다는 단점이 있다. 이에 대하여 개선안으로서 양력을 증가시키고 참신한 디자인의 4개 날개의 모델을 제시하였다. 본 논문에서는 공리적 접근법까지만 사용하였으나, 추후 발표할 논문에는 실제 4개의 날개를 가진 모델을 제작하여 그 비행성능을 검증할 계획이다. 아울러 익형에 대해서도 크기나 모양을 달리하여 여러 형태로 제작하여 그 성능을 검증할 것이다.

참고문헌

1. 황윤동, 차성운, 2001, "공리적 접근을 이용한 신개념 헤드셋의 개발", 대한기계학회 춘계 학술대회 논문집 C권, pp. 426~431.
2. Manufacturing Process Lab. Yonsei Univ., "Creative Design Method(Engineering Design 1999 Class Note)"
3. Frank M. White "Fluid Mechanics", McGraw Hill, 1994
4. NAM P. SUH, "THE PRINCIPLES OF DESIGN", Oxford Univ., 1990
5. C. P. Ellington, "THE NOVEL AERODYNAMICS OF INSECT FLIGHT : APPLICATION TO MICRO-AIR VEHICLES", The Journal of Experimental Biology 202. 3439-3448 (1999)