

블레이드 섹션 분석을 통한 인력기용 프로펠러의 설계

HPA propeller thrust design through the blade section analysis

이성헌^{1*}, 박장호¹, 이영희¹, 최성임¹

Korea Advanced Institute of Science and Technology

초 록

본 연구는 인력기를 개발함에 있어서 이에 적합한 프로펠러의 형상을 설계하기 위하여 진행되었다. 인력기는 인간을 유일한 동력원으로 사용하기 때문에 적은 동력, 낮은 RPM을 가지고 비행을 하게 된다. 이에 따라 기존의 항공기와는 다른 특성 및 형상을 가지는 프로펠러 개발의 필요성이 인지되었다. 본 연구에서는 설계하고자 하는 인력기의 제원에 맞는 프로펠러의 특성을 설정한 뒤, 프로펠러의 블레이드를 수 개의 airfoil section으로 나누고, 각 섹션에 대한 공력 특성을 프로펠러 이론 및 Edison CFD를 통하여 계산 및 유추하였다. 이 계산 결과를 토대로 구한 각 airfoil section의 정보를 통하여 프로펠러의 형상을 얻어 낼 수 있었으며, 최종적으로 이를 ANSYS Fluent, CFX와 같은 상용 프로그램을 이용하여 분석함으로써 설계 전에 목표로 하였던 프로펠러의 성능에 도달하였는가를 확인할 수 있었다.

Key Words : HPA(Human Powered Aircraft, 인력기), Propeller(프로펠러), BET(Blade Element Theory), EDISON CFD, Aerodynamics(공기역학)

1. 서 론

1.1 Section 분석 방법 설계 배경 및 동기

인력기(Human Powered Aircraft)는 인간을 유일한 동력원으로 사용한다는 태생적 한계로 인하여, 일반 항공기와 대비하였을 때 상당히 제한된 동력(0.35hp)만을 사용할 수 있다. 이에 따라 인력기에 사용되는 프로펠러의 분당 회전수, 최대 토크 등의 성능과 직결되는 특성 또한 크게 제한될 수밖에 없다. 따라서 인력기에 사용되는 프로펠러의 형상은 기존의 항공기에 사용되는 프로펠러와 크게 다를 수밖에 없으며, 만약 기존의 프로펠러를 인력기에 그대로 사용할 경우, 그 효율성이 급감할 뿐만 아니라, 무게 감량을 최우선으로 하는 인력기의 설계 목표와도 멀어지게 된다.

따라서 본 연구자는 인력기의 목적에 맞는 새로운 프로펠러 설계의 필요성을 인지하였으며, 이에 따라 연구 초기에는 “Prop Designer⁽¹⁾” 프로그램을 이용하여 프로펠러의 설계를 진행하였다. “Prop Designer”는 프로펠러에 사용할 익형정보, 프로펠러와 Spinner의 직경, 프로펠러의 RPM과 같은 기본적인 구동조건을 바탕으로 추력, 파워, 효율과 같은 설계 결과를 예측할 수 있는 프로그램이다. 하지만 이는 프로펠러의 특정 단면에 대해 Twisting angle이나 Chord Length를 변경해 가며 정밀하게 추력을 해석하는 것이 불가능하기 때문에, 프로펠러의 효율을 극대화시키거나, 프로펠러 구동 시는 물론 설계과정에서 발생할 수 있는 구조적 문제들을 해결하는 데에 있어서 한계점을 가지고 있었다.

따라서 블레이드를 수개의 Section으로 나누고, Edison CFD와 자체 프로그램을 이용하여 각 Section에 대한 공력 특성을 분석함으로써, 인력기에 가장 적합한 프로펠러를 최적화하는 방법에 대한 연구를 진행하였다.

2. 본 론

2.1 프로펠러 설계 방법

2.1.1. 프로펠러 사양, 초기값 및 Lift Profile 설정

본 연구자는 프로펠러의 설계를 위하여 우선 프로펠러의 구동 조건 및 구동 시 요구되는 출력값 등에 대한 정보를 설정하였다. 이는 입력기의 안정적인 비행에 있어서 고려되어야 하는 변수를 바탕으로 설정된 값이며, 고정된 설계목표로 작용할 것이다. 그 값은 아래 표와 같다. (Table 1. 프로펠러 설계 목표)

위와 같은 설계 목표를 토대로 프로펠러의 초기 형상과 Lift Profile을 설정하였다. Lift Profile은 블레이드 상에서의 Lift의 분포를 설정한 그래프이며, 각 섹션에서 요구되는 Lift(N/m)를 의미한다. Lift Profile은 프로펠러의 형상 및 특성을 결정하는 중요한 변수이나, 초기 설계에 있어서 최적의 Lift Profile을 설정하는 것을 불가능하다. 이에 따라 본 연구에서는 Lift Profile을 반지름에 따른 Polynomial equation이라고 가정하고, 블레이드 섹션의 위치에 따른 Lift의 최대값, 각 블레이드에서 발생하는 Lift의 총량, Spinner 및 Tip에 의한 Boundary condition을 감안하여 수 개의 Lift profile을 생성하였다. (Fig. 1. Lift profile 예시)

초기 형상은 에어포일을 가진 직사각형 모양의 블레이드로 설정되었다. 이는 초기 계산(First Iteration)에 필요한 Reynolds number 등의 계산을 하기 위하여 일반적인 블레이드의 형상을 참고하여 설정되었다. 초기값을 이용하여 계산된 프로펠러의 각 Section별 설계 정보는 Iteration을 거치면서 지속적으로 변화하며, 지정된 tolerance까지 Iteration을 반복해 가며 위 설계 목표에 맞는 프로펠러의 형상을 유도해 낸다.

2.1.2. 프로펠러 각 Section 설계

프로펠러를 설계함에 있어 각각의 Section사이에 발생하는 Shear Stress를 최소화 하기 위하여 Geometric Pitch(이하 G.P.)를 일정하게 설정할 필요성이 있으며, 이는 Spinner로부터 Section이 떨어진 거리(r)와 Pitch Angle(θ)로 주어지는 함수로써 다음과 같이 주어진다.

$$G.P = 2\pi r \cdot \tan\theta$$

이를 통해 우선 각 Section의 Pitch Angle(θ)를 설정할 수 있다.

Fig. 3.에서 보이는 바와 같이, 프로펠러는 회전운동 [$wr(1+a')$]을 함과 동시에 비행체의 진행에 따라 발생하는 회전축방향의 유속 성분 [$V_0(1-a)$]을 가지고 있으므로, 이들을 합성하여 Section에 작용하는 실제 유동의 성분 V_{rel} 을 결정할 수 있다. 또한, V_{rel} 의 방향을 바탕으로 받음각 (α)를 얻어낼 수 있으며, 이는 EDISON CFD를 이용하여 C_l 및 C_d 의 값을 얻어내기 위한 기초자료가 된다. 여기서 a 와 a' 은 3차원을 고려한 Correction Factor로써 다음과 같은 방법으로 구해진다.

Table 1. 프로펠러 설계 목표

RPM	120
Cruise speed	8m/s
Power	0.35hp
Thrust	35N
Propeller diameter	3000mm
Spinner diameter	200mm

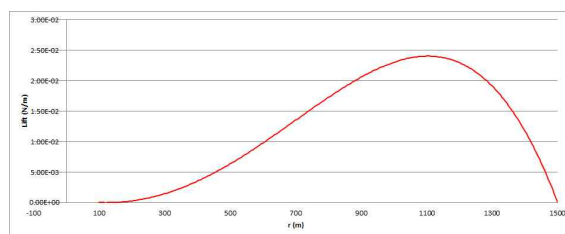


Fig. 1. Lift profile 예시

$$a = \left(\frac{4\sin^2\phi}{\sigma C_n} + 1 \right)^{-1} \quad a' = \left(\frac{4\sin\phi\cos\phi}{\sigma C_t} - 1 \right)^{-1}$$

(C_n : 추력 계수, C_t : 토크 계수)

앞서 얻어낸 기초 정보들을 바탕으로 각 Section의 Lift profile과 일치하는 프로펠러를 설계할 수 있으며, 이때 각 Section에서의 양력은 다음과 같은 방법으로 계산된다.

$$L = \frac{1}{2} C_l \rho c v^2$$

여기서 ρ 는 프로펠러의 속도가 매우 작기 때문에 비압축성으로 고려하여도 무방하며, 각 Section의 위치 및 Cruise speed를 바탕으로 v 의 값을 계산할 수 있다.

위의 계산 결과를 통하여 각 Section의 Chord length(c)를 얻어낼 수 있다.

2.1.3. Iteration 및 프로펠러 각 Section 설계

상기 과정을 통하여 각 Section의 Chord length를 계산하였지만, 이는 설계 목표에 합당한 설계 결과라고 할 수 없다. 2.1.2.의 과정 중 Reynolds number, Geometric pitch 등의 계산에 필요한 chord length의 정보를 2.1.1.의 과정 중 설정한 초기값에 의해 결정해주었기 때문이다. 때문에 초기 값을 통해 얻은 계산값을 다시 초기값으로 설정하여 Iteration을 거칠 필요가 있다.

위 Iteration을 통하여 프로펠러 설계 공차인 0.1mm 범위 내에서 값이 수렴할 경우, 그 결과(각 section의 chord length)를 출력하면 설계 목표에 맞는 프로펠러를 얻어낼 수 있다.

2.1.4. 프로펠러 최적화

2.1.3.까지의 과정을 통하여 프로펠러의 형상을 설계하였지만, 이 것이 얼마나 적은 Power를 사용하여 위와 같은 추력을 얻을 수 있는지, 즉 얼마나 효율적 프로펠러인지에 대한 검증은 이루어지지 않았다. 위 설계 과정 중에서 프로펠러를 회전시키기 위한 Power와 관계되는 변수는 Lift profile이다. 따라서 Lift profile를 변화시키며 2.1.2. 및 2.1.3.의 과정을 반복함으로써 최적화된 프로펠러의 형상을 도출할 수 있다. 이를 위하여 2.1.1.에서 언급한 바와 같이 Lift Profile을 반지름에 따른 Polynomial equation이라고 가정하고, 블레이드 섹션의 위치에 따른 Lift의 최대값, 각 블레이드에서 발생하는 Lift의 총량, Spinner 및 Tip에 의한 Boundary condition을 바꾸어가며 설정한 수 개의 Lift profile을 생성하여 위 과정을 반복함으로써, 각각의 Airfoil에서 발생하는 항력의 합이 가장 작은 프로펠러의 형상을 유도할 수 있다.

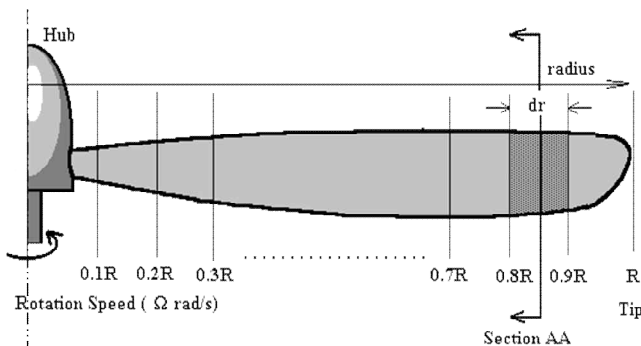


Fig. 2. Blade Element Method Scheme

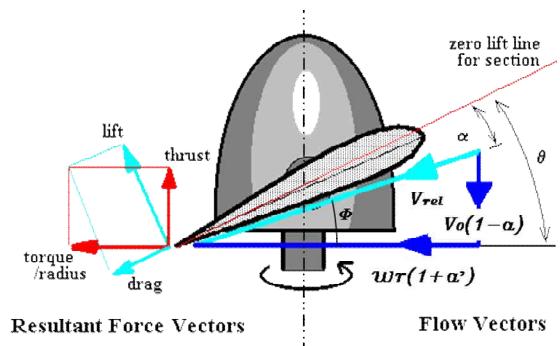


Fig. 3. Flow velocity and Resultant force vector Analysis

2.2 프로펠러 설계 결과 검증

상기 과정을 통하여 본 연구자는 초기에 설정한 설계 목표에 부합하는 최적의 프로펠러 형상을 설계할 수 있었다. 다음은 상기 과정을 통하여 설계한 프로펠러의 형상이다. (Fig. 4 ~ Fig. 6) 하지만 다음 형상이 실제로 설계 목표에 부합되는 프로펠러인지에 대한 검증 과정일 필요하였으며, 이를 위하여 Ansys Fluent 및 CFX가 사용되었다. 다음은 프로펠러 성능의 검증 과정 및 결과이다. (Fig. 7. ~ Fig. 8., Table 2)

3. 결론

상기 과정을 통하여 설계 목표와 비슷한 특성을 가진 프로펠러를 설계할 수 있었다. 본 연구에 사용된 프로그램을 응용할 경우, 인력기용 프로펠러뿐만 아니라 다양한 분야의 프로펠러 설계가 가능할 것으로 예상된다. 단, 현재 설계 목표와 Fluent에서의 해석 결과 사이에서 오차가 발생하고 있으며, 실제로 본 프로펠러를 제작하여 실험하였을 경우, 구동 손실 등으로 인하여 설계 결과와 차이가 발생할 수 있다. 이와 같은 차이를 줄이도록 Method 및 프로그램을 수정하는 것이 후속 과제가 될 것이다.

참고문헌

- (1) Malcolm, Prop Designer
- (2) 박영민, 김범수, 나선와류를 이용한 프로펠러 유도속도 및 추력계산
- (3) 이경준, 프로펠러, 한국항공대학교출판부
- (4) Kroes, Wild, Aircraft Powerplants, 7th Edition, McGraw Hill
- (5) Jack Lambie, Composite construction for homebuilt aircraft, 2nd Edition, Aviation Publishers
- (6) Aerodynamics of wind turbines, Martin O.L. Hansen, Earthscan (2008)

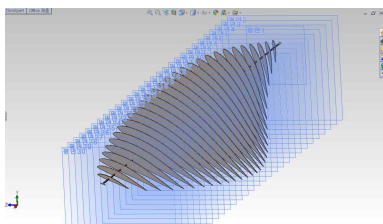


Fig. 4. 프로펠러 설계 결과
(각 section 설계)

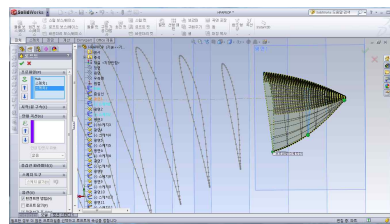


Fig. 5. 프로펠러 설계 결과

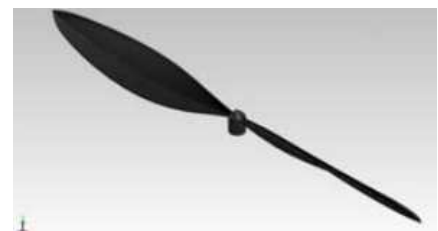


Fig. 6. 프로펠러 설계 결과
(Isometric view)

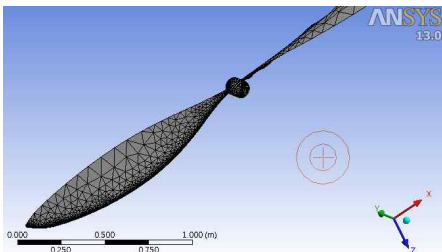


Fig. 7. ANSYS Meshing

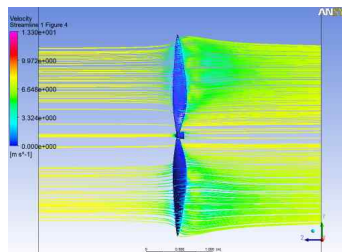


Fig. 8. Streamline 해석

표 2

Thrust (N)	33.8
Power (W)	302.6
Torque(N·m)	25.1