

중형 전기추진 무인기용 프로펠러 풍동시험

박부민* · 황오식* · 김영문* · 김춘택* · 권기정**

Wind Tunnel Test on Propellers for Middle Size Electric Propulsion UAV

Poomin Park*[†] · Ohsik Hwang* · Youngmun Kim* · Chuntaek Kim* · Kijung Kwon**

ABSTRACT

Wind tunnel test on 20" class propellers are carried out at KARI's low speed wind tunnel (LSWT). The test was done to select most efficient propeller for middle size electric propulsion UAV of KARI. The propellers are commercially available 20" class folding type propellers made of carbon fiber composite material. As the result, 21"X15.5" propeller was selected whose efficiency is 66% at cruise condition.

초 록

한국항공우주연구원(KARI)에서 개발 중인 중형 전기추진 무인기에 사용할 프로펠러의 선정을 위하여 프로펠러의 비행조건 성능을 풍동시험을 통하여 측정하였고, 해석으로부터 예측된 성능과 비교하였다. 시험은 KARI의 대형 아음속 풍동에서 수행되었다. 시험에 사용된 프로펠러들은 지름 21" 폴딩 타입 상용 제품이다. 시험 결과로부터, 순항조건에서 66%의 효율을 보인 21"X15.5" 프로펠러가 선정되었다.

Key Words: Propeller (프로펠러), Electric Propulsion (전기추진), Wind Tunnel Test (풍동시험)

1. 서 론

국외 및 국내에서 장기체공형 무인기에 대한 연구가 활발해지고 있으며, 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서도 소형 전기추진 무인기에 대

하여 연구를 수행중이다.[1]

항우연에서는 2010년에 연료전지를 주 동력원으로 하는 소형 전기추진 무인기로 4.5시간 체공 시험에 성공하였으며, 후속기인 20kg급의 중형 전기추진 무인기에 대한 연구를 수행중이다. [2] 이 중형 전기추진 무인기는 날개길이 6.4 m, 무게 20 kg의 무인기이며, 동력원으로 태양전지, 연료전지, 배터리의 세 가지를 하이브리드로 사

* 한국항공우주연구원 항공추진기관팀

** 한국항공우주연구원 공력성능팀

† 교신저자, E-mail: ppm@kari.re.kr

용한다.

이 무인기의 프로펠러와 관련하여 최종적으로는 비행 성능에 최적화된 프로펠러를 설계 제작하여 장착할 예정이나, 초기 비행 시험에 개발된 프로펠러를 적용하기에는 시간이 부족하여 상용 제품을 우선적으로 적용하여 초기 비행 시험을 수행할 예정이다. 프로펠러의 선정을 위하여 성능 확인 시험이 필요한데, 지상 정지 성능 시험에서는 유속이 0 m/s 이므로 비행 조건 성능을 확인 할 수 없다. 따라서 프로펠러의 비행 저건 성능 시험을 위해서는 풍동에서 공기를 프로펠러로 공급하면서 성능 측정을 해야 한다.

본 연구에서는 입수가 가능한 상용 프로펠러를 대상으로 NACA 프로펠러 시험 데이터를 기반으로 한 성능 예측 해석을 통하여 시험대상을 1차 선정하고, 이들 프로펠러에 대하여 풍동에서의 비행 조건 성능 시험을 수행하여 최종 프로펠러를 선정하였다.

프로펠러의 비행 조건 성능 시험에는 많은 비용과 시간이 소모되므로 이를 최소화하기 위하여 성능을 예측하는 것은 중요하고 필수적인 과제이다. 이 때문에 비행이 시작된 초창기에 NACA 등이 프로펠러의 성능 예측을 위하여 지속적으로 연구를 수행하여 많은 데이터 베이스들이 만들어졌다[3, 4].

이러한 연구들로부터 프로펠러 성능계수들의 예측이 어느 정도 가능하나, 시중에서 구할 수 있는 프로펠러들은 제작방법이나 비용 등으로 인하여 최적화된 프로펠러의 형상으로 만들어지지 않으므로 최종적으로는 시험을 통한 프로펠러의 성능 확인은 필요하다.

소형 UAV에 적용하는 소형 프로펠러의 경우, 풍동 시험을 하지 않고 기존의 사용 경험으로부터 메이커나 타입을 선정하는데, 이러한 프로펠러는 일반적으로 저가이므로 특히 이런 문제가 크고, 또한 Re 수가 낮은 영역에서 사용되므로 성능 예측과 편차가 커진다. 실제로 79 개의 UAV용 소형 프로펠러에 대해 풍동 시험을 한 결과 프로펠러들 사이의 성능의 편차가 심하게 나타나서 프로펠러의 선정이 비행체의 성능에 큰 영향을 미칠 수 있다고 보고된 바 있다[5].

2. 프로펠러 성능 해석

프로펠러의 성능은 아래의 세 무차원 계수로 표현되어진다.

$$J = \frac{V_o}{nD} \quad (1)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (2)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (3)$$

J는 전진비, C_T 는 추력계수, C_P 는 동력계수이다. (V_o : 비행 속도, T : 추력, P : 프로펠러 축 동력, n : RPS, D : 프로펠러 지름) 이때 프로펠러의 효율은 아래와 같다.

$$\eta_{prop} = J \frac{C_T}{C_P} \quad (4)$$

프로펠러 성능 계수의 예측은 NACA report No. 237 [4] 에 나온 지름과 피치에 따른 성능 예측을 기반으로 하여 수행되었다. 즉, 프로펠러의 구체적인 형상은 고려되지 않으며, 지름과 피치만 고려하여 주어진 운용 조건에서의 성능을 예측한다. 성능 비교의 기준 조건은 순항 조건 중 비행체의 항력이 최소인 12.8 m/s에서 추력 10.9 N 이다. 이 조건은 비행체에 대한 전산해석으로부터 계산된 값이다. 추가적으로 비행체의 최대 전력인 1,000 W 조건에서 분당 상승률 100 m 를 만족하는지 확인 하였다. 프로펠러의 성능

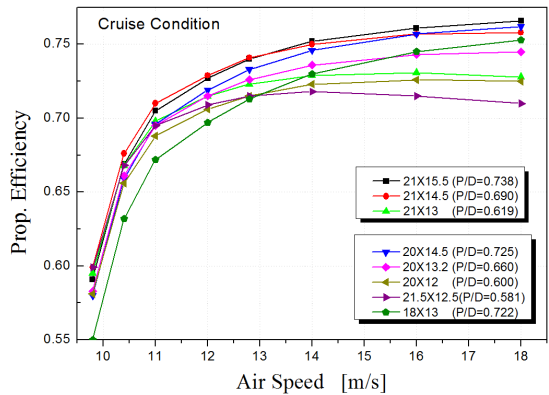


Fig. 1 Propeller performance prediction for cruise condition

계수는 축동력을 기준으로 하므로, 모터의 효율을 0.85로 가정하여 전력을 산정하였다.

Figure 1은 20" 급 상용 프로펠러 중 사용 가능한 범위의 프로펠러들에 대하여 정속 순항조건에 대하여 성능 예측을 수행한 결과이다. 모든 프로펠러는 폴딩 타입이며, 비행체의 형상 때문에 실제 적용 가능한 프로펠러는 21"X15.5", 21"X14.5", 21"X13"(2종) 이다. 성능 예측 해석 결과 이 4종의 프로펠러는 모두 12.8 m/s 순항 조건에서 상대적으로 높은 효율을 보이고 있어서 4종 모두를 풍동시험 대상으로 선정하였다.

3. 프로펠러 풍동시험

3.1 풍동 시험 장치

본 연구에 사용된 항우연 아음속풍동 (KARI LSWT)은 표준 시험부의 크기가 폭 4 m, 높이 3 m, 길이 10 m로 유속은 1~120 m/s로 0.25 m/s단위의 유속조절이 가능한 폐회로형 (closed circuit) 풍동이다.

Figure 2는 풍동 안에 설치된 프로펠러 시험 리그이다. 시험 리그는 프로펠러의 추력, 회전수, 모터의 전력을 측정하며, 축동력은 별도로 측정된 모터의 효율 특성으로부터 계산 된다. 모터는 AXI 사의 Goldline 5320/28 BLDC 모터를 사용하였다. 시험시, 공기 유속은 6 ~ 24 m/s 범위에서 2m/s 간격으로 변경하였으며, 해당속도에

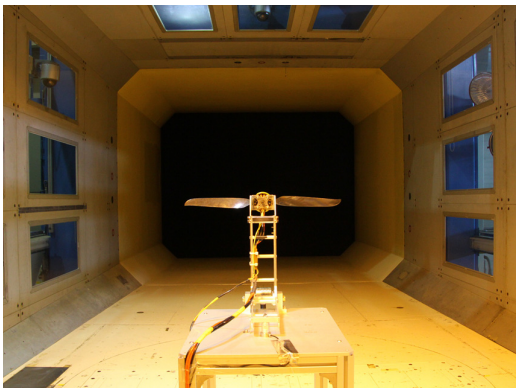


Fig. 2 Propeller test bed in KARI's LSWT



Fig. 3 Test propellers

서 프로펠러의 RPM을 2,400 ~ 5,000 범위에서 500 간격으로 바꾸면서 측정을 수행하였다. 이때 모터전력은 최대 1.5 kW를 한계로 하였다. 프로펠러 지름 기준 Re 수는 200,000 ~ 800,000 사이이다. Fluke 사의 NetDAQ를 사용하여 데이터를 획득/저장 하였다.

Figure 3은 시험 대상 프로펠러들이다. 모두 21" 폴딩 타입이며, 1~3번은 RASA 제품이고, 4 번은 Graupner 제품이다. RASA 프로펠러들의 경우, 같은 21" 지름에서 피치만 다른 제품들이나 평면형상이나 측면 형상이 일관성이 없어서 다른 것을 볼 수 있다. Graupner 프로펠러는 원래 48mm 허브에 사용하는 20"X12" 폴딩 블레이드를 77mm 허브에 끼운 것이다. 이로 인해 결과적으로 프로펠러는 21.1"X12.9"의 형태가 된다.

3.2 풍동 시험 결과

Figure 4는 1번 프로펠러의(21"X15.5", RASA) 풍동시험에서 측정된 추력과 동력으로부터 구한

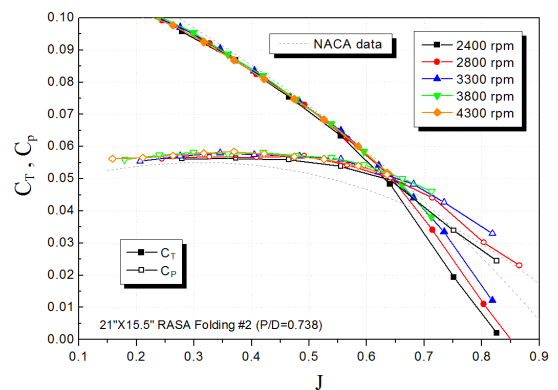


Fig. 4 C_T & C_P of 21"X15.5" Propeller

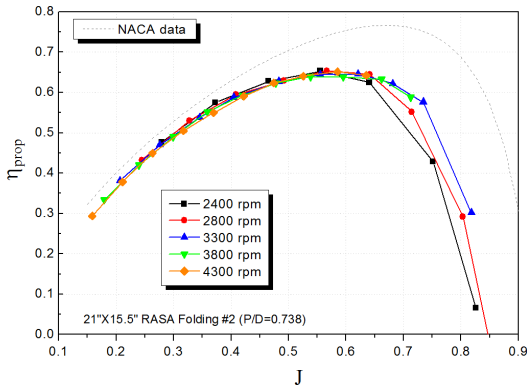


Fig. 5 Efficiency of 21"X15.5" Propeller

C_T 와 C_P 이고, Fig. 5는 이로부터 계산된 프로펠러 효율이다. 각 커브들은 서로 다른 RPM에서 측정된 값들이나, 한 커브로 비교적 잘 수렴하는 것을 보여준다. 전반적으로 C_T 는 점선으로 표시된 NACA 데이터와 비교적 유사하나, C_P 는 전진비가 높은 영역에서 NACA데이터 보다 더 높게 나타나서 동력소모가 예측보다 높음을 알 수 있다. 또한, 이 지점에서 추력은 예측보다 낮게 나오므로 Fig. 4의 효율 곡선은 높은 전진비에서 예측보다 많이 떨어진 값을 보인다. 이러한 차이는 실제 시험에 사용된 프로펠러가 NACA의 데이터베이스 확보용 성능 시험에 사용된 거의 이상적인 프로펠러와 지름 및 형상이 다르기 때문이다.

프로펠러의 최고 효율은 예측보다 0.1 정도 낮으며, 최고효율이 나타나는 전진비도 낮은 쪽으로 0.1 정도 이동되어있다. 추력이 0이 되는 J는 기하학적인 P/D 보다 0.1 정도 더 높은 값을 보인다. 이는 프로펠러가 일종의 에어포일이므로 Angle of Attack이 0에서도 양력이 발생되므로 진행방향으로 추력이 나타나기 때문이다.

효율 곡선은 낮은 전진비에서는 서로 잘 일치하나, 높은 전진비에서는 RPM이 낮을수록 성능이 떨어지는 경향을 보인다. 이는 RPM이 낮을수록 운용 유속이 낮기 때문에 Re 수가 낮아지기 때문으로, 소형 프로펠러에서 주로 나타나는 현상이다.[4] 그런데, 개발 대상인 무인기는 저속장기 체공형이므로, 이러한 낮은 RPM 영역이 주 순항영역에 해당되는 문제가 있다.

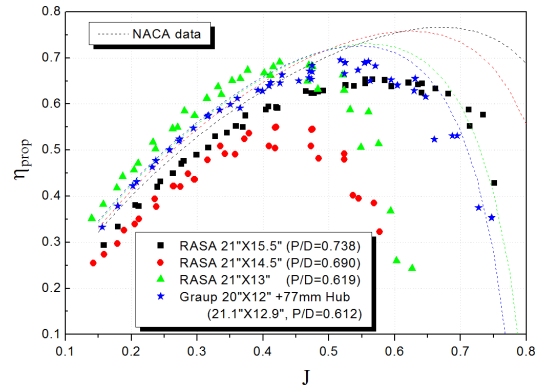


Fig. 6 Efficiency comparison of propellers

Figure 6은 시험대상인 4종의 프로펠러의 효율을 서로 비교한 것이다. RASA 프로펠러들의 경우, NACA의 데이터로부터의 예측에 비해 효율이 어느 정도 떨어짐을 볼 수 있고, 성능의 편차도 심하다. 이에 비해 Graupner 프로펠러는 원래 허브가 아닌 77mm 허브를 사용했음에도 불구하고 성능 예측데이터에 비교적 가까운 효율을 보이며, 시험한 프로펠러 중 실제적으로 제일 좋은 성능을 보인다.

2번의 21"X14.5" 프로펠러가 성능이 가장 떨어지며, 3번의 21"X13" 프로펠러는 최대효율은 높으나 사용 전진비의 범위가 상대적으로 좁은 문제가 있다. 1번의 21"X15.5" 프로펠러는 4번 Graupner 프로펠러에 비해 약간 낮은 효율을 보이는데, 다른 프로펠러에 비하여 RPM에 따른 편차가 작다. 때문에 실제 순항 RPM 영역에서는 Graupner 프로펠러와 효율이 거의 같다. 또한, 추력계수가 전반적으로 높아서 같은 추력을 상대적으로 낮은 RPM에서 얻을 수 있다.

2번의 21"X14.5" 프로펠러의 성능이 가장 떨어지는 것은 Fig. 3의 프로펠러 사진으로부터 이 프로펠러의 측면 투명 폭이 가장 작다는 것과 연관이 있을 것으로 생각된다. 성능이 가장 좋은 4번의 Graupner 프로펠러가 가장 복잡한 3차원적인 형상을 가지고 있다.

3.3 순항조건 동력

본 풍동시험의 목적은 프로펠러의 비행 성능을 측정하여 가장 비행시간이 긴 항력 최소 조

건에서의 동력소모가 제일 작은 프로펠러를 선정하기 위한 것이다. 특정 속도에서 원하는 추력을 얻기 위한 전진비는 Eq. 1, 2와 풍동시험에서 측정된 C_T 성능 그래프로부터 얻을 수 있고, 이 전진비에서의 추동력은 측정된 C_P 곡선으로부터 얻어진다. 이때의 프로펠러의 운용 RPM은 Eq. 1을 사용하여 전진비로부터 구해진다.

이러한 방법으로 항력이 최소인 비행속도 12.8 m/s, 추력 10.9 N 순항조건 에서의 동력소모를 풍동시험을 통하여 얻은 각 프로펠러의 성능 곡선으로부터 구하여 비교하면 Table 1과 같다. 표의 전력소모는 모터 및 모터 제어기의 효율까지 고려된 값이다. 사용한 성능 계수 곡선은 풍동시험의 해당 RPM에서 측정된 값을 기준으로 하였다.

Table 1. Prop. performance at cruise condition

No.	Prop.	RPM	P_{elec} (W)	η_{prop}	η_{sys}
1	21x15.5	2571	266	0.66	0.53
2	21x14.5	3469	343	0.51	0.41
3	21x13	3164	271	0.65	0.52
4	21.1x12.9	3085	259	0.67	0.54

Table 1로부터 2번 프로펠러만 12.8m/s 순항 조건에서 성능이 많이 떨어지며, 1번, 3번, 4번 프로펠러는 65~67% 사이의 거의 유사한 효율을 보임을 알 수 있다.

이 중 4번 프로펠러가 효율 67%로 가장 성능이 좋은데, 1번 프로펠러와 비교하면 효율이 1% 더 높으나 프로펠러의 해당 운용 RPM이 500 정도 더 높다. 3번 프로펠러는 운용 RPM이 4번 프로펠러보다 더 높다. 사용한 BLDC 모터의 특성상 체계 전압에 따라 사용가능 RPM을 넘는 조건이 될 수 있으므로 RPM이 높을수록 불리하다. 또한, 4번 프로펠러는 허브가 원래 해당 프로펠러용이 아님을 고려하여, 1번과 4번 중에 최종적으로 1번의 21"X15.5" (RASA) 프로펠러를 비행체 장착용 최우선 순위로 선정하였고, 4번의 21.1"X12.9" (Graupner) 프로펠러를 2순위로 선정하였다.

4. 결 론

무게 20kg의 중형 전기추진 무인기에 사용하기 위한 프로펠러를 선정하기 위하여 4 개의 지름 21" 프로펠러에 대하여 항우연의 아음속 풍동에서 비행조건 성능시험을 수행하였다.

시험결과, 프로펠러별로 성능은 편차가 심하며, 예측에 비해 상당히 떨어지는 성능을 보이는 프로펠러도 있었다. 또한, 같은 메이커의 같은 지름을 가지는 프로펠러 사이에도 성능 편차가 크게 나타났다. 따라서, 실제 비행체에 적용하기 위해서는 해당 프로펠러에 대해 풍동시험이 필요함을 알 수 있다.

풍동 시험을 통하여 얻은 성능 그래프로부터 비행체가 가장 긴 시간 운용되는 최소 항력 속도인 12.8 m/s 에서 10.9 N 추력을 내는 조건에 대하여 프로펠러 성능을 계산하여, 최종적으로 이 조건에서 66%의 효율을 가지는 21"X15.5" (RASA, Folding) 프로펠러를 비행체에 적용하기 위한 1순위로 선정하였다.

참 고 문 헌

1. 김성욱, 이창호, 김동민, "소형 연료전지 전기비행체 개발," 항공우주학회 춘계학술대회, 2011, pp.856-859
2. 이보화, 박부민, 김춘택, 김성욱, 양수석, 안석민, "연료전지 무인기의 전기추진시스템용 전력원 모델링 및 시뮬레이션," 항공우주공학회지 제 39권 제 10호, 2011
3. W. F. Durand, "Experimental research on air propellers." NACA Report No. 14, 1918
4. W. F. Durand, "Test on thirteen navy type model propellers." NACA Report No. 237, 1927
5. J. B. Branddt, M. S. Selig, "Propeller performance data at low Reynolds Numbers", 49th AIAA Aerospace Science Meeting, 2011