



모터 파라미터를 이용한 프로펠러 실험 데이터 분석 기법 Propeller Test Data Analysis Method Using Motor Parameters

저자 (Authors)	류희경, 박정환, 이학태 Hee Gyeong Lyu, Jung-Hwan Park, Hak-Tae Lee
출처 (Source)	한국항공우주학회 학술발표회 초록집 , 2017.11, 69-70(2 pages)
발행처 (Publisher)	한국항공우주학회 The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences
URL	http://www.dbpia.co.kr/journal/articleDetail?nodeId=NODE07366837
APA Style	류희경, 박정환, 이학태 (2017). 모터 파라미터를 이용한 프로펠러 실험 데이터 분석 기법. 한국항공우주학회 학술발표회 초록집, 69-70
이용정보 (Accessed)	인하대학교 165.246.75.*** 2020/05/21 13:53 (KST)

저작권 안내

DBpia에서 제공되는 모든 저작물의 저작권은 원저작자에게 있으며, 누리미디어는 각 저작물의 내용을 보증하거나 책임을 지지 않습니다. 그리고 DBpia에서 제공되는 저작물은 DBpia와 구독계약을 체결한 기관소속 이용자 혹은 해당 저작물의 개별 구매자가 비영리적으로만 이용할 수 있습니다. 그러므로 이에 위반하여 DBpia에서 제공되는 저작물을 복제, 전송 등의 방법으로 무단 이용하는 경우 관련 법령에 따라 민, 형사상의 책임을 질 수 있습니다.

Copyright Information

Copyright of all literary works provided by DBpia belongs to the copyright holder(s) and Nurimedia does not guarantee contents of the literary work or assume responsibility for the same. In addition, the literary works provided by DBpia may only be used by the users affiliated to the institutions which executed a subscription agreement with DBpia or the individual purchasers of the literary work(s) for non-commercial purposes. Therefore, any person who illegally uses the literary works provided by DBpia by means of reproduction or transmission shall assume civil and criminal responsibility according to applicable laws and regulations.

모터 파라미터를 이용한 프로펠러 실험 데이터 분석 기법

류희경*, 박정환, 이학태
인하대학교

Propeller Test Data Analysis Method Using Motor Parameters

Hee Gyeong Lyu*, Jung-Hwan Park, and Hak-Tae Lee

Key Words : Propeller(프로펠러), Thrust coefficient (추력계수), Power coefficient(동력계수), UAS(무인기)

서 론

최근 전기 모터를 사용하는 무인항공기가 널리 보급됨에 따라 전기 모터와 프로펠러를 제조하는 회사의 수도 많이 증가하였다^(1,2). 그러나, 제조사에서 제공하는 프로펠러 성능 테스트 데이터는 정지 상태에서의 추력과 회전 속도, 그리고 배터리에서의 전류 등으로 한정되어 있어서 최적 설계에 필요한 요구 동력을 알기 어려운 문제가 있다.

본 논문은 KDE Direct社에서 제공하는 BLDC (Brushless Direct Current) 모터와 프로펠러 조합의 테스트 데이터를 이용하여 프로펠러의 추력계수와 동력계수를 산출하는 기법을 제시한다. 동일한 프로펠러에 대해 다수의 모터를 적용한 실험값이 제공되기 때문에 이를 이용하여 신뢰성을 확인하였다.

본 론

일반적인 전동 추진시스템은 배터리, 속도제어장치(ESC), 모터, 프로펠러로 구성된다.

1. Motor Equation

ESC의 효율(η_{ESC})은 식 (1)과 같이 모터에 인가된 전압(V_m), 전류(I_m)의 곱과 입력전압(V_0), 전류(I_0)에 대한 비이다. 이는 참고문헌의 결과 값을 참고하여 0.9로 가정하였다.⁽³⁾

$$\eta_{ESC} = \frac{V_m I_m}{V_0 I_0} \quad (1)$$

널리 사용되는 BLDC 모터의 경우 모터에 흐르는 전류는 방향이 수시로 바뀌기 때문에, 제시된 테스트 데이터에서는 전원부, 즉 배터리에서 출력되는 전류값을 나타낸 경우가 많다. 모터에 흐르는 전류는 인가된 전압과 발생한 유도전압($k_t \omega$)의 차를 저항(R_m)으로 나눈 값으로 식 (2)와 같다.

$$I_m = \frac{V_m - k_t \omega}{R_m} \quad (2)$$

위 식 (1),(2)을 통해 배터리의 출력 전압이 아닌 모터에 인가된 전압을 구할 수 있고 (식 (3)), 이를 이용

하여 모터에 전류, I_m 을 구할 수 있다.

$$V_m = \frac{k_t \omega + \sqrt{(k_t \omega)^2 + 4R_m \eta_{ESC} V_0 I_0}}{2} \quad (3)$$

2. 추력계수와 동력 계수

모터의 토크는 식 (4)에서 모터의 전류와 모터 토크상수(k_t), 마찰토크(Q_f)를 통해 계산할 수 있다.

$$Q = k_t I_m - Q_f, \quad Q_f = k_0 + k_1 \omega + k_2 \omega^2 \quad (4)$$

모터의 토크상수는 모터 제원에 알 수 있으나, 마찰토크의 경우는 무부하 상태에서의 전류값 등을 이용하여 추정해야 한다.

본 논문에서는 Table 1에 제시된 4개의 프로펠러에 대하여 분석을 실시하였으며, 각각의 프로펠러에 대해서 Table 1에 제시된 4개의 모터에 대한 측정값을 종합하여 사용하였다. 대기조건은 데이터에서 제시된 고도 1,137 m를 이용하였다.

Table 1. Propellers and motors

Propeller Size	Motor Version
24.5"×8.1 2엽	KDE7208XF-135
24.5"×8.1 3엽	KDE7208XF-110
27.5"×8.9 3엽	KDE7215XF-135
30.5"×9.7 2엽	KDE8218XF-120

추력은 측정값을 이용하고, 동력은 앞에서 구한 토크와 각속도의 곱으로 구한다. 식 (5)을 통해 추력계수(c_T)와 동력계수(c_P)를 알 수 있다.

$$c_T = \frac{T}{\rho n^2 D_p^4}, \quad c_P = \frac{P}{\rho n^2 D_p^4} \quad (5)$$

모든 측정값과 계산이 전진 속도가 없는 제자리 비행을 가정하기 때문에 일반적인 프로펠러 효율을 구하면 0이 된다. 따라서 헬리콥터에서 사용하는 이상동력(P_i)과 동력의 비인 제자리 비행 효율(Fig. of Merit, F.M.)을 식 (6)을 통해 구하였다.

$$F.M. = \frac{P_i}{P}, \quad P_i = T \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (6)$$

3. 해석 결과

먼저 24.5"×8.1 2엽 프로펠러를 대상으로 4가지 모터에 따른 추력계수와 동력계수, 제자리비행 효율과 모터의 효율을 계산하였다. Fig. 1, 2는 각각 RPM에 따른 c_T 와 c_P 분포를 그래프로 나타낸 것이다. RPM에 따른 변화의 경향성이 보이지 않고 비교적 일정하게 유지됨을 볼 수 있다. 평균을 구하면 $c_T=0.0721$, $c_P=0.0179$ 이다.

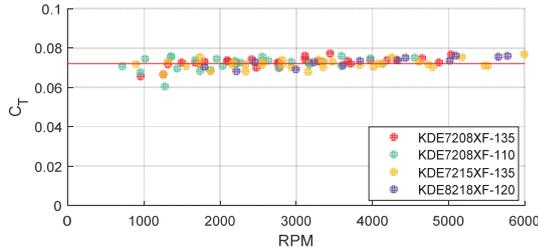


Fig. 1. Thrust coefficient

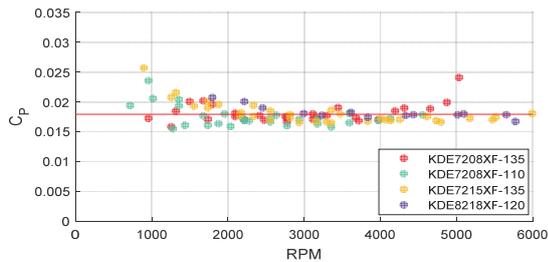


Fig. 2. Power coefficient

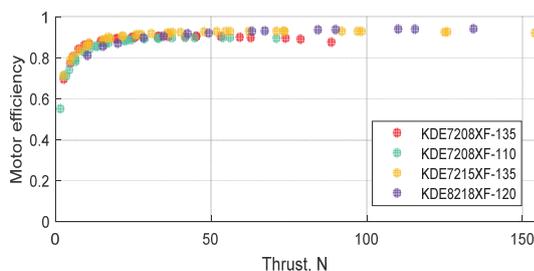


Fig. 3. Motor efficiency

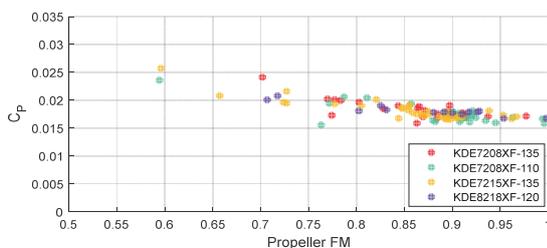


Fig. 4. Power coefficient vs F.M.

Fig. 3은 모터 효율을 추력에 대해 나타낸 것이며, 모터의 제원에서 제시한 90% 초반대의 최대효율과 큰

차이가 없음을 알 수 있다. Fig. 4는 F.M. 과 c_P 의 분포를 나타낸다. Fig. 2에서 보이는 몇몇 높은 추력 계수 값들은 비정상적으로 낮은 F.M. 값과 대응됨을 알 수 있다. 따라서 정상 운용 조건에서는 c_P 의 값이 일정하다고 가정할 수 있다.

위와 동일하게 나머지 3종류의 프로펠러를 대상으로 추가적인 데이터 분석을 수행하였다. Table 2는 모든 프로펠러의 평균 추력계수와 동력계수를 표로 정리한 것이다.

Table 2. Thrust and power constant

Propeller	24.5"×8.1 2엽	24.5"×8.1 3엽	27.5"×8.9 3엽	30.5"×9.7 2엽
c_T	0.0721	0.0938	0.0912	0.0727
c_P	0.0179	0.0271	0.0252	0.0175

결론

본 논문에서는 모터의 제원을 이용하여 프로펠러 측정 데이터에서부터 동력계수를 산출하고 이의 신뢰성을 확인하는 기법을 제안하였다. 제자리 비행 상황에서 추력과 동력 계수가 회전수의 영향을 거의 받지 않음을 확인할 수 있었고, 이를 이용하여 설계에 사용할 수 있는 평균 추력계수와 동력계수를 4개의 프로펠러에 대해서 제시하였다.

다만 F.M.이 지나치게 크게 계산되는 지점들이 나타나는데 이에 대해서는 추후 연구가 필요하다. 향후, 각 파라미터와 측정값의 불확실성을 고려하여 좀 더 계산값의 신뢰성을 높일 수 있는 기법을 연구할 계획이다.

본 연구를 통하여 도출된 추력과 동력 계수 값들은 전동 무인항공기 설계에 있어서 적절한 프로펠러와 모터를 선정하는 데에 유용하게 사용될 것으로 예상된다.

후기

본 연구는 국토교통부의 ‘무인항공기 안전운항기술 개발 및 통합 시범운용 (과제번호: 16ATRP-C108186-02)’에 의해 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) Ahn O.S, Oh K.R, Hong S.B, Yoon W.G and Joo J., "UAV Technology and Variety of Applications/Market Forecast", *2015 KSAS Fall Conference*, 2015, pp985-993
- 2) Brandt J.B., Selig M.S., "Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers", *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2011
- 3) Clayton R. Green, "Modeling and test of the efficiency of electronic speed controller for brushless DC motors", 2015, pp51-53
- 4) McDonald R.A, "Modeling of Electric Motor Driven Propellers for conceptual aircraft Design", *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2015