

프로펠러 성능 시험 데이터베이스를 활용한 멀티콥터 체공시간 예측방법 개발

최인서 · 한철희*

한국교통대학교 항공·기계설계학과

Development of Endurance Estimation Method for Multicopters Using Propeller Database

Inseo Choi · Cheolhuei Han*

Department of Aeronautical Mechanical Design and Engineering, Korea National University of Transportation
50 Daehak-Ro, Chungju-si, Chungbuk-Do 27469, Korea

(Received 2021. 11. 01. / Accepted 2021. 11. 22.)

Abstract : The application of multicopters using a battery is limited by the short endurance due to the low energy density. A propeller is one of crucial components that determine the performance of the multicopter. In the present study, a systematic method for predicting the endurance of multicopters is described. Propeller performance database are constructed using the data from UIUC Propeller Data Site. Using the ‘trendline’ function of MS Excel software, the performance of the commercial propellers are represented as a function of polynomials. The multicopter’s endurance is computed iteratively using Peukert’s Law and considering the voltage drop effect. We evaluated the endurance of multicopters that use commercial propellers. The endurance of the multicopter was within the range of 28 min. to 36 min. It is expected that the present method can be utilized for optimal propeller selection for the given multicopters.

Key words : Endurance(체공시간), Hovering Time(제자리 비행시간), Figure of Merit(성능 지수), Peukert’s Law(퓨케르트 법칙), Voltage Drop(전압 강하), Blade Angle(깃 각), Pitch(피치)

Nomenclature

A_T : propeller total disk area
Blade Angle: angle of between chord line and propeller
 C_T : coefficient of thrust
 C_P : coefficient of power
 C_0 : initial capacity of battery
D.O.D: depth of discharge
MTOW: maximum take off weight
 P_{ap} : avionics and payload power required
Pitch: distance the prop would move forward in 1 rotation

P_{REQ} : power required to hovering
 W_{EO} : multicopter’s weight without battery weight
 W_{TO} : multicopter’s mtow

1. 서론

최근 멀티콥터들이 정찰, 사진촬영 뿐만 아니라 도로교통감시 등 다양한 임무에 적극 활용되고 있다. 배터리 기반의 멀티콥터들은 체공시간이 화석연료 기반 항공기에 비하여 길지 않아 활용에 제한 요소로 작용하고 있다.

프로펠러의 성능은 배터리성능과 함께 멀티콥터의 체공시간을 결정하는 중요 인자이다. 따라서, 항공우

*Corresponding author, E-mail: chhan@ut.ac.kr

주 비전공자들이 멀티콥터를 개조·변경하고자 할 경우, 제작하고자 하는 항공기의 유상하중, 기체중량, 배터리 중량 등의 변화에 따른 적절한 상용 프로펠러 선정에 많은 어려움을 겪고 있다. 따라서, 항공우주 비전공자들도 쉽게 프로펠러 성능을 고려한 제공시간 계산이 가능한 방법 개발이 필요하다.

기존 화석연료 기반 항공기의 제공시간 추정은 항공기의 제공시간을 연료 소모율과 무게의 함수로 나타내어 계산하는 Brequet 식을 사용한다. 그러나 배터리를 동력원으로 사용하는 전기추진 항공기들은 임무 형상에 따라 항공기의 무게 변화가 발생하지 않으며, 따라서 제공시간 추정에 다른 접근방법을 사용해야 한다.¹⁾ 배터리를 사용하는 항공기의 비행성능과 관련한 연구들은 초소형비행체(Micro Air Vehicle) 개발과 관련하여 집중적으로 연구가 진행되었다. 그러나 일반 R/C 모델 항공기나 무인기 등 전기동력 항공기의 제공시간 추정방법은 이창호¹⁾가 2010년에 제공시간 계산을 연료무게의 변화함수가 아닌 배터리 에너지 용량의 함수로 나타내어 고정익 전기동력 항공기의 제공시간 추정 식을 도출했다. 그러나 배터리의 전압 강하와 전류량 변화에 따라 배터리 용량이 변화한다. Traub²⁾는 소비되는 전류량과 전압 강하에 따른 올바른 배터리 용량을 나타내기 위해 Peukert 식을 도입하여 고정익 전기추진 항공기의 항속거리 및 제공시간 추정식을 도출했다. Truci 등³⁾은 Traub²⁾의 연구를 배터리 기반 회전익 항공기 제공시간 추정으로 확장했으며, 상용 멀티콥터의 제공시간을 측정하여 추정식의 타당성을 보였다. 조문진 등⁴⁾은 에너지 밀도법과 Truci 등³⁾의 연구를 기반으로 배터리 직렬 및 병렬 연결방식에 따른 제공시간을 추정하였고 배터리의 방전 깊이(D.O.D)에 따른 전압 강하를 계산하기 위해 Discharge Fraction(η)을 도입하여 제공시간을 추정했다. 정진석 등⁵⁾은 상용 멀티콥터용 프로펠러 제작사 APC社의 프로펠러 성능 값과 상용 배터리의 히스테리시스 추세를 바탕으로 수학적 모델링을 하여 제자리 비행시간을 추정하였고 실제 멀티콥터 모델의 제자리 비행시간과 비교하는 연구를 했다.

Staub⁶⁾ 등은 T-Motor社의 프로펠러 성능을 깃 요소 이론(Blade Element Theory)과 풍동 실험을 비교 검증했고 NASA's OpenVSP를 통해 Delivery Drone을 설계하였다. 이를 바탕으로 프로펠러 형상에 따른 제자리 비행시간과 최대 비행 거리를 예측했다.

황명환⁷⁾ 등은 다양한 임무에 따른 멀티콥터 설계를 위해 멀티콥터의 제자리 비행 추력을 바탕으로 필요 요구동력을 계산하였다. 또한 멀티콥터에 장착되는 배터리의 개수에 따른 제공시간을 Traub²⁾이 제안한 배터리 전압 강하식과 을 바탕으로 추정했다.

배터리를 동력원으로 하는 멀티콥터의 제공시간 선정은 배터리, ESC, 전기모터, 프로펠러 등에 관한 모델을 기반으로 항공기의 임무 수행에 따른 요구동력을 정확히 추정할 수 있어야 한다.

본 연구에서는 Truci 등³⁾과 같이 멀티콥터의 임무를 제자리 비행에 국한 시켜 배터리 용량과 상용프로펠러를 항공우주 비전공자들이 쉽게 계산할 수 있는 방법을 연구했다.

2. 제공시간 예측

2.1 데이터베이스 구축

미국 University of Illinois Urbana-Champaign (UIUC) 대학의 Applied Aerodynamics Group은 2005년부터 2020년까지 다양한 종류의 상용 프로펠러 성능 시험을 수행하여왔다. 2021년 11월 현재까지 UIUC Propeller Data Site⁸⁾에서 다양한 상용프로펠러 성능시험 자료를 제공하고 있는 중이다. 이 사이트에서는 프로펠러 종류, 작동 회전수 등에 따른 프로펠러 성능을 무차원수 값으로 표현된 자료를 txt파일로 제공하고 있다. 그러나 항공우주 비전공자들이 쉽게 활용가능하기 위해서는 숫자로 구성된 자료가 아닌 간단한 다항함수로 나타낼 필요가 있다. 따라서 본 연구에서는 Fig. 1에 나타낸 바와 같이 상용 프로펠러 성능시험자료(UIUC Propeller Data Vol.1)를 MS Excel을 사용하여 프로펠러 제작사(APC, GWS, KYOSHO 등), 지름, 피치에 따라 프로펠러 자료를 정리하였다. 이를 기반으로 MS Excel의 추세선 기능을 활용하여 식 (1)에 나타낸 바와 같이 정지추력 데이터의 RPM에 따른 C_T , C_P 값을 1차 함수로, 풍동 데이터의 전진비에 따른 C_T , C_P 값을 5차 함수로 나타냈다.

$$\begin{aligned} C_T &= A_x + B \\ C_P &= C_x + D \text{ on static thrust} \end{aligned} \quad (1)$$

2.2 성능 지수 및 전압 강하 고려

프로펠러의 추력 및 동력계수(C_T , C_P)값을 사용하

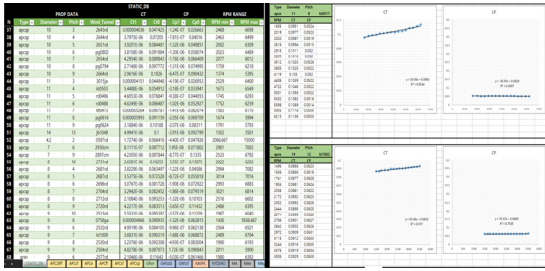


Fig. 1 Construction of Propeller Database and using MS Excel Software

여 프로펠러 회전수(RPM)에 따른 성능지수(Figure of Merit)는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$FM = \frac{C_T \sqrt{C_T} / 2}{C_P} \quad (2)$$

제자리 비행(Hovering Flight)에 요구되는 필요 동력은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$P_{REQ} = \frac{W_{TO}^{3/2}}{FM \sqrt{2\rho A_T}} + P_{AP} \quad (3)$$

상용 리튬-폴리머 배터리의 전압 깊이에 대한 전압 강하는 임재관⁹⁾ 등이 제시한 개방회로 전압의 히스테리시스 현상을 고려한 경험식을 사용했다.

$$V = -4e^{-6}x^3 + 5e^{-5}x^2 - 0.01x + 4.21 \quad (4)$$

x 는 배터리의 방전 깊이를 의미하며 x 가 0일 때는 초기전압(V_0)이 4.21V임을 나타낸다. 본 연구에서는 Traub^{2,3)}의 배터리 전기특성을 고려한 체공시간을 추정했다.

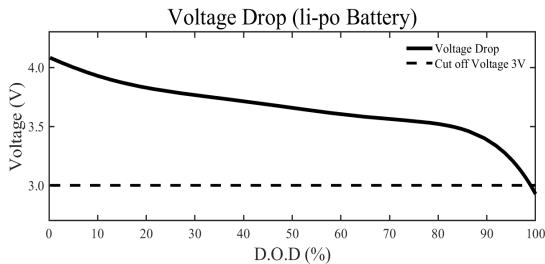


Fig. 2 Voltage drop behavior due to the depth of discharge

2.3 전압 강하를 고려한 체공시간 추정

전압 강하를 고려한 체공시간 추정은 다음 식 전개와 같다. 여기서 i_0 는 초기 소모전류, k 는 푸케르트 상수를 의미한다.

$$i_0 = P_{REQ} / V_0 \quad (5)$$

$$C_j = C_0 - (i_0^k t) \quad (6)$$

t is time(s) and j is increment Δt

$$x_j = 100(1 - C_j / C_0) \quad (7)$$

$$V_j = -4e^{-6}x_j^3 + 5e^{-5}x_j^2 - 0.01x_j + 4.21 \quad (8)$$

$$i_j = P_{REQ} / V_j \quad (9)$$

$$t = t + j / 3600 \quad (10)$$

식(5)에서 필요 동력에 요구되는 초기 소모전류를 계산한다. 식(6)에서 소모 배터리 용량을 계산하여 잔존용량을 계산하고 초기 시간 $t(sec)$ 는 1/3600이다. 식(7)을 통해 방전 깊이를 계산하고 방전 깊이에 따른 전압을 계산한다. 식(8)에서 소모전류를 계산하여 배터리 잔존용량을 계산한다. 식(5)~ 식(9) 과정을 마치면 시간 $t(sec)$ 는 1씩 증가하며 잔존용량(C)가 0이 될 때까지 위 식을 반복 계산한다.

3. 결과 및 분석

Figure 3에서 3개의 프로펠러 제작사(APC, GWS, KYOSHO)에서 생산한 동일한 피치와 지름을 가지는 프로펠러들의 깃 각 분포(Fig.3a), 시위 길이 분포(Fig.3b)를 나타내었다. 프로펠러의 깃 각 분포는 APC사와 KYOSHO사의 프로펠러들은 반지름에 반비례하는 고전적인 프로펠러들의 경향을 보인 반면, GWS사의 프로펠러는 r/R 이 0.2에서 0.5까지의 범위에서 일정한 값을 가지고 있다. 크기는 KYOSHO, APC, GWS 순서이다. 시위 길이 분포는 블레이드 면적과 비례하며 APC사와 KYOSHO사의 프로펠러들은 허브부근에서 시위길이 값이 일정하다 r/R 이 약 0.5인 지점부터 값

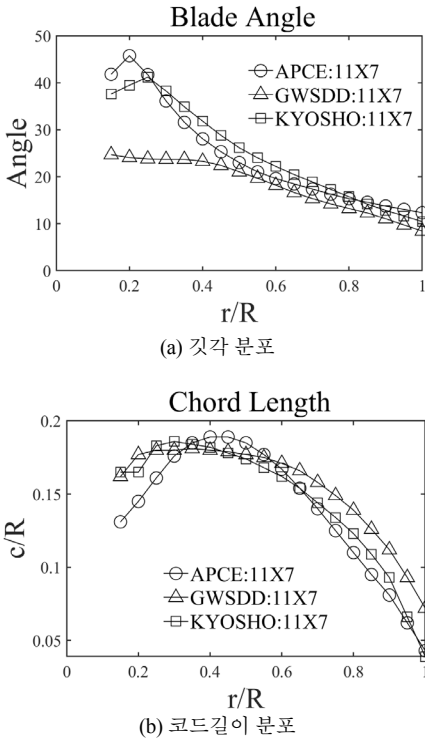


Fig. 3 Distribution of blade angle and chord length analysis

이 감소한 반면, GWS사는 허브에서 $0.2 < r/R < 0.4$ 의 영역에서 반경방향 거리 증가에 따라 시위길이 값도 급격하게 증가하였고 $r/R=0.4$ 를 넘어서 부터는 시위길이 급격하게 감소하는 경향을 보였다.

Figure 4는 RPM 변화(2000 ~ 6500)에 따른 성능 지수 값($FM = C_T \sqrt{C_T/2} / C_p$)의 변화를 나타낸 그림이다. RPM변화에 따른 성능 지수 분포는 GWS사 프로펠러가 가장 우수한 성능 지수를 보인다.

조문진⁴⁾ 등은 전압 강하를 discharge of fraction(η)을 통해 계산하였다. 본 연구에서는 방전 깊이에 따른 전압

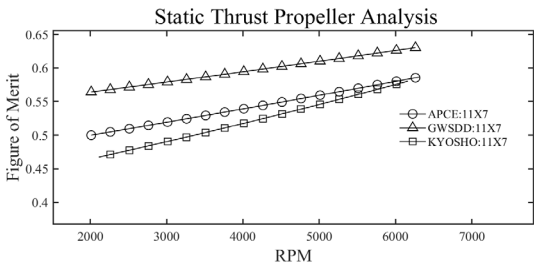


Fig. 4 Distribution of figure of merits according to propeller rpm

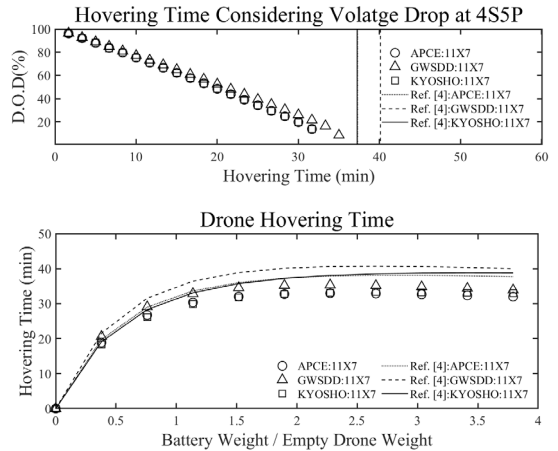


Fig. 5 Comparison of hovering time using propeller figure of merit

강하를 고려하여 체공시간을 계산했다. 본 연구에 사용된 멀티콥터의 체원은 Truci 등³⁾의 논문에서 참고하여 진행했다. Figure 5에 조문진 등⁴⁾이 계산한 체공시간과 본 연구방법을 사용하여 계산한 체공시간을 비교하여 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이 조문진 등⁴⁾의 체공시간 계산 방법은 수 분 정도 이상을 과다 예측하고 있음을 볼 수 있다. 또한 성능 지수가 높은 GWS사의 프로펠러를 사용할 경우 가장 오랜 체공시간을 확보할 수 있음을 알 수 있다.

Figure 6은 구축한 자료들 중 지름 11인치, 피치 7인치인 동일 규격 프로펠러들만을 선별하여 멀티콥터 체공시간을 비교하여 나타낸 그림이다. 비교한 프로펠러들을 장착한 멀티콥터의 체공시간은 대체적으로 28분에서 약 36분사이의 값을 가지고 있다. 특히 GWS사의 프로펠러를 장착한 멀티콥터는 35.25분, MA사의 프로펠러를 장착한 멀티콥터는 35.5분의 체공시간을 가지며 두 회사의 프로펠러가 타사의 프로펠러들보다 우수한 체공시간을 제공할 수 있음을 알 수 있다.

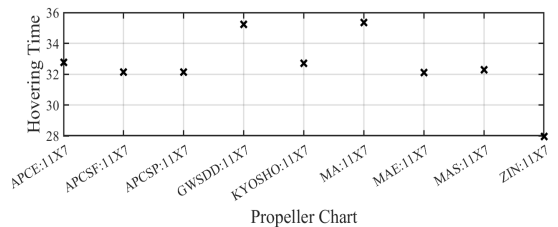


Fig. 6 Comparison of hovering time according to same size propeller

4. 결론

본 연구에서는 프로펠러 성능 시험 자료를 기반으로 간단한 함수 형태의 자료를 구축하고 실시간 전압 강하에 따른 멀티콥터의 제자리 비행시간 예측할 수 있는 방법을 개발했다. 11×7 프로펠러들을 사용하여 실제 사용하는 멀티콥터의 체공시간을 비교한 결과 GWS사 및 MA사 프로펠러가 가장 큰 체공 시간을 가졌다. 따라서 프로펠러 날개 스팬방향으로의 깃각 분포와 코드길이 분포가 프로펠러의 성능지수에 큰 영향을 미치고 있음을 확인 했다. 향후 상승, 하강 비행을 포함한 임무형상에 따른 비행시간 예측 연구를 수행할 예정이다.

Acknowledgement

본 논문은 2021년도 항공우주시스템공학회 추계학술대회(2021 SASE FALL CONFERENCE) [00326] ‘상용 프로펠러 성능 데이터베이스를 사용한 멀티콥터 비행시간 예측’을 확장한 연구임. 본 연구는 충청북도 (충북경제자유구역청)의 지원으로 수행되었음. (과제 번호 : 202100035, 과제명: 충북형 UAM·AI 드론 산업 활성화 지원체계 구축 및 기반기술 연구2차)

References

- 1) 이창호, “전기동력 항공기 성능예측방법”, *한국항공우주학회 추계학술대회 논문집*, pp. 383-386, Nov. 2010.
- 2) L. W. Traub, “Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft”, *J. of Aircraft*, 48(2), 2011.
- 3) M. Gatti, F. Guilietti, and M. Truci, “Maximum Endurance for Battery-powered Rotary-Wing Aircraft”, *Aerospace Science and Technology*, 45, pp. 174-179, 2015.
- 4) M. Cho and C. Han, “Estimation of Hovering Flight Time of Battery-powered Multicopters”, *J. of Aerospace System Engineering*, 15(4), pp. 11-20, 2021.
- 5) 정진석, 변영섭, 송우진, 강범수, “멀티로터 무인항공기의 전기추진계통 성능예측에 대한 연구”, *한국정밀공학회지*, 33(6), pp. 499-508, 2016.
- 6) F. M. Staub, Y. Shimizu, D. Tsukada, S. Inoue, E. Premeaux, C. Raabe and T. Tsuchiya, “A Propeller Evaluation and Selection Tool for Multicopter and VTOL Design”, *APISAT2021*, pp. 1-10
- 7) M. H. Hwang, H. R. Cha and S. Y. Jung, “Practical Endurance Estimation for Minimizing Energy Consumption of Multirotor Unmanned Aerial Vehicle”, *MDPI*, pp. 1-11
- 8) UIUC Propeller Database Vol. 1, <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>
- 9) J. K. Im, D. Y. Lim, N. A. Windarko, J. Choi, and G. B. Chung, “Electric Modeling of Lithium-Polymer Battery,” *The Transactions of the Korean Institute of Power Electronics*, 16(2), pp. 199-201, 2011.
- 10) 최인서, 한철희, “상용 프로펠러 성능 데이터 베이스를 사용한 멀티콥터 비행시간 예측”, 2021년도 항공우주시스템공학회 추계학술대회, P드론-8, 경주 The-K호텔, Nov. 3 2021.