

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(7), 527-534(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.7.527

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

멀티콥터의 추진 시스템 실험 결과를 통한
제자리 비행 성능 예측 및 검증

박승호*, 고영주*, 이재하*, 최종수**

Prediction and Verification of Hover Performance
through Multi-Copter Propulsion System Test Results

Seungho Park*, Yeong-Ju Go*, Jaeha Ryi* and Jong-Soo Choi**

Chungnam National University*,**

ABSTRACT

The endurance of the multi-copter is one of the important variables that determine the mission performance. Therefore, accurate endurance should be defined as essential for performing effective missions. In this paper, we present the results of the study on the flight performance of the aircraft, especially the hovering of the drone(multi-copter). Unlike conventional aircraft, which consider aerodynamic performance by the fuselage, the multi-copter is mostly determined by the propulsion system. Therefore, the research method classifies the various parts constituting the drone system into functions, analyzes the performance of the unit parts and obtains the experimental data by sorting out the specifications and functions at the component level and mathematical formulation. The results of this study are as follows. In addition, the 5kg class quad copter was used to predict and verify the voltage change with endurance through analysis of in situ flight. By predicting endurance under various conditions, it can help design/build the right Multi-copter for mission.

초 록

본 논문은 최근에 각광 받고 있는 드론(멀티콥터)과 관련하여 비행체의 비행 성능, 특히 비행 가능 시간에 대한 예측과 실험 데이터를 통한 검증 등을 목표로 하여, 제자리 비행에 대한 연구 결과를 제시 하고 있다. 연구 방법을 드론 시스템을 구성하고 있는 여러 부품들을 기능별로 분류하여 부품 수준에서의 제원과 기능에 대한 정리 및 수학적 수식화를 통하여 단위 부품의 성능을 분석 및 실험 데이터를 확보하고, 이들 단위 부품 데이터의 조합을 통하여 드론 시스템의 제자리비행 성능을 예측하는 연구 결과를 보여 주고 있다. 또한 5kg 급 쿼드콥터를 이용하여 제자리 비행에 대한 분석을 통하여 비행시간에 따른 전압 변화를 예측, 검증 하였으며 해당 방법을 통해 제자리 비행시간을 예측하였다.

Key Words : Propeller Performance test(프로펠러 성능시험), Multi-copter(멀티콥터), Performance Prediction(성능 예측), Hovering Time(제자리 비행시간)

† Received : October 30, 2017 Revised : June 25, 2018 Accepted : June 30, 2018

** Corresponding author, E-mail : jchoi@cnu.ac.kr

1. 서론

최근 드론은 모르는 사람이 없을 정도로 대중화 되고 있다. “벌이 왕왕거리다”라는 뜻의 드론은 일반적으로 무인기를 뜻하며, 대한민국 법령(항공법 2조, 항공법 시행규칙 제 14조)에는 150kg을 초과하는 무인기는 ‘무인 항공기’로 정의되고 150kg 이하의 기체는 무인 동력 비행장치로 분류되고 있다[1,2]. 드론은 날개의 형상에 따라 고정익과 회전익으로 나뉘는데, 회전익 드론은 로터의 숫자에 따라 트리콥터, 쿼드콥터, 헥사콥터, 옥토콥터로 구분된다. 또한 이러한 3개 이상의 모터 및 프로펠러(로터)를 가진 비행체를 일컫어 멀티콥터라 칭한다. 공기역학적인 측면에서 로터가 여러 개가 될수록 로터의 효율은 떨어진다. 그러나 기술적으로 제어하기 쉽고 장비가 간단하기 때문에 무선 조종 항공기나 무인기에서 자주 사용되는 방법이다. 초기에 군사용 목적으로만 개발되었던 드론은 감시드론 및 정찰드론, 표적드론 등으로 분류되었지만 현재는 Fig. 1과 같이 사용목적에 따라 군사용뿐 아니라 농업용이나 레저용, 운송용등으로 다양하게 활용된다[3].

이런 다양한 임무 목적을 위한 기체를 개발하는데 있어서 가장 중요시 되는 것은 비행시간이다. 또한 배터리를 이용하는 추진 시스템 멀티콥터는 배터리의 용량과 기체의 총 무게가 체공시간에 큰 영향을 끼친다. 멀티콥터에 대한 관심이 높아질수록 관련 부품이 다양해지고, 설계 단계 중 초기 설계 시 부품선택에 대한 어려움도 커졌다. 선정된 부품을 통해 전체 기체의 성능을 미리 예측 가능하다면 부품을 선택할 때의 고민을 줄일 수 있을 뿐 아니라 이후 상세 설계에도 큰 도움이 된다. 따라서 국내뿐 아니라 해외에서도 다양한 연구가 진행되고 있다. 본 논문에서는 약 5kg 급의 멀티콥터에 사용되는 부품들에 대한 기본적인 제원과 단독 프로펠러 공력 성능 실험 결과를 이용하여 제자리 비행시간을 예측하였다.

관련 연구로는 상용모터와 프로펠러의 데이터를 활용하여 중량에 대한 데이터베이스를 구축하



Fig. 1. Various uses of drones

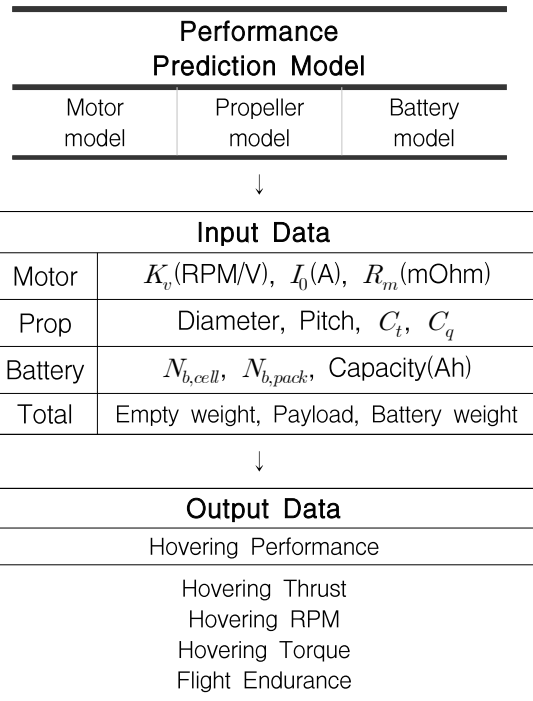


Fig. 2. Hovering time estimation method

고, 추력과 출력에 대한 경험식으로 멀티콥터를 사이징 한 연구 사례가 있다[4]. 두 번째는 제시된 예측기법에 입력 변수를 바탕으로 각 구성요소의 상호작용을 수학적 모델을 통해 계산함으로써 전기 추진 계통의 동작 특성과 플랫폼의 제자리 비행 성능을 예측한 연구가 있다. 플랫폼 설계 시 필요한 초기사이징을 위한 참고자료로 활용 가능하나 신뢰성 검증을 위해 수행된 시험 내용과 다소 오차가 있는 한계가 있었다[5].

상용되는 멀티콥터는 제품설계 시 공기역학적 요소가 반영되지 않기 때문에 최대 추력이나 비행시간이 부족하고, 탑재중량이 부족한 한계가 있다. 따라서 본 연구에서는 기체의 초기 설계 시 임무에 맞는 부품을 선정하여 원하는 탑재중량과 비행시간, 최대추력을 얻기 위한 예측 방법을 제시하고 정확한 실험값을 사용하여 예측 정확도를 높인다. 또한, 변화하는 리튬폴리머 배터리의 전류 값을 계산하여 그에 따른 출력 전압을 알고 기체의 제자리 비행시간을 정확히 예측하는 것에 목적이 있다[6].

II. 성능 예측 방법

2.1 제자리 비행 성능 예측 방법

일반적으로 멀티콥터를 구성하는 주요 요소는 Fig. 2와 같이 프로펠러, 모터, 변속기, 배터리로

구분한다. 그리고 주요 요소들은 고유한 성능 변수들에 의해서 성능을 수치화 하는 방법을 적용한다[7]. 본 논문에서는 더 정확한 결과를 위해 일부 방법을 보정하여 결과를 예측하였다. 개별 구성요소에 대한 수학적 모델과 실험적 연구를 통한 성능자료 수집 및 통계적 자료를 종합하여 작성된 모델을 사용하였으며, 예측방법에 대한 관련 수식은 다음과 같다.

$$Q = K_t(I_m - I_0) \tag{1}$$

$$\Omega = K_v U_{bemf} \tag{2}$$

$$K_t = \frac{1}{K_v} \tag{3}$$

일반적인 BLDC 모터의 토크(Q)는 수식 (1)과 같이 모터의 토크 상수(K_t)와 소모전류(I_m)와 비례관계에 있다. 또한 회전수(Ω)는 속도 상수(K_v)와 역기전력(U_{bemf})과 관계가 있다.

$$T = C_T \rho D^4 \omega^2 \tag{4}$$

$$Q = C_Q \rho D^5 \omega^2 \tag{5}$$

프로펠러의 추력과 토크는 회전속도의 제곱에 비례하고 식 (4)와 식 (5)처럼 계산할 수 있다. 추력 계수(C_T)와 토크 계수(C_Q)는 성능시험을 통한 결과 값을 사용하였다.

$$V_t = V_{oc} - R_{batt} \sum_{i=1}^{N_m} I_m \tag{6}$$

$$V_{oc} = 1.7SoC^3 - 2.1SoC^2 + 1.2SoC + 3.4 \tag{7}$$

$$R_{batt} = \frac{N_{b,cell}}{N_{b,pack}} R_{cell} \tag{8}$$

리튬폴리머 배터리는 식 (7)과 같이 잔존용량 (SoC)과 내부저항 (R_{batt})에 따라 출력이 결정되고, 전체 배터리의 내부저항(R_{batt})은 배터리의 직렬 연결된 셀 수($N_{b,cell}$)와 각 셀의 내부저항 (R_{cell}), 병렬 연결된 배터리 팩의 수($N_{b,pack}$)를 통하여 계산된다.

$$T_{hover} = \frac{W_{total}}{N_m} \tag{9}$$

$$t_{hover} = H \left(\frac{C_{batt}}{I_{hover} H} \right)^k \tag{10}$$

제자리 비행할 때의 추력(T_{hover})은 각 프로펠러에서 동일한 추력이 발생한다고 가정하였으며, 제자리비행 시간에 대한 계산식은 Peukert법칙을 사용하였다. C_{batt} 는 배터리의 정격 용량이고, H 는 정격 방전률에서의 배터리 사용 시간을 나타낸다. 또한 k 는 Peukert 상수이며 일반적으로 리튬계열 배터리는 1.00~1.28의 값이며, 본 논문에서는 일반적으로 많이 사용되는 1.04를 사용하였다[8].

2.2 성능 예측 방법의 보정

선행연구를 통해 확인한 기존의 성능 예측 방법은 하나의 특정 숫자로 제자리 비행 시간 결과가 나왔지만, 해당 연구에서는 배터리 잔량에 따른 출력 전압 변화를 연구한 사례들을 바탕으로, 비행시간에 따라 소모전류가 변하는 것과 변수를 고려하여 시간에 따른 출력 전압 변화를 예측함으로써, 사용자가 원하는 특정 출력 전압까지 도달하는 시간을 계산하도록 하였다. 전압이 변하는 계산은 Fig. 3과 같은 형태로 계산하였다. 또한, 모터의 제원만을 이용한 수식에는 오차가 존재하는 것을 확인하였고, 정확한 예측을 위해 프로펠러와 모터를 이용한 단일 부품 실험 결과를 통하여 보정하였다. 또한, Re수에 따라 Ct 값이 변하므로 대표되는 Ct 값이 아닌 실제 RPM에 따른 추력 실험결과를 이용한 예측을 하였다. 마지막으로 배터리 식의 경우, 보정된 리튬폴리머 모델링 수식을 사용하여 예측 정확도를 향상시켰다. 보정한 내용은 크게 4가지이며, Fig. 4로 간략히 나타내었다. 우선, 모터와 프로펠러의 단일 부품 실험 결과를 사용하여 보정한 부분과 더 정확한 배터리 수식을 사용한 것, 그리고 비행시간 수식을 통한 계산이 아닌 사용량에 따른 배터리 전압 변화를 예측하여 비행시간을 계산하는 방법으로 보정하였다[9].

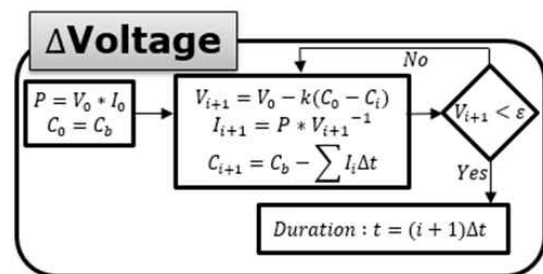


Fig. 3. Voltage change calculation method

Previous forecast method	
Motor	$Q = K_t (I_m - I_0)$
Propeller	$T = C_T \rho D^4 \omega^2$ $Q = C_Q \rho D^5 \omega^2$
Battery	$V_{oc} = 1.7S_o C^3 - 2.1S_o C^2 + 1.2S_o C + 3.4$
Total	$t_{hover} = H \left(\frac{C_{batt}}{I_{hover} H} \right)^k$



Calibration contents	
Motor & Propeller	References 3.2 main text
Battery	Determination after comparison $V_{oc} = 1.103S_o C^3 - 1.157S_o C^2 + 0.8687S_o C + 3.426$
Total	Voltage change calculation and specific voltage arrival time is Hovering time

Fig. 4. Prediction Method revision Result

III. 실험 및 검증

3.1 검증 모델

해당 논문에서 제시한 예측 방법을 적용하기 위해 기체 및 각각의 부품을 선정하였다. Fig. 5는 대표 모델의 부품 사진이다. 약 1m 급의 기체 프레임과 해당 급수에 맞는 부품들을 선정하였다. 프레임(a)은 Tarot사의 X4 folding quad copter frame kit로 선정하였으며, 비슷한 급수대의 프레임 중 가벼운 무게와 튼튼한 내구성 있는 카본 봉으로 구성된 특징이 있다. 모터(b)는 기체 프레임에 맞는 급수 중 효율이 좋은 T-motor사 제품을 선정하였으며, 예측 방법에 적용하기 위하여 여러 제원이 상세히 제시되어있는 제품으로 결정하였다. 프로펠러(c) 역시 T-motor사의 제품이며, Diameter 16in, Pitch 5.4인 카본 재질의 프로펠러를 선정하였다. 배터리(d)는 Li-poly 배터리이며, motor와 ESC등을 고려하여 6S, 22.2V 제품을 선정하였다. 또한 용량은 10000mAh에 무게 약 1.5kg의 TATTU PLUS 제품이다. 변속기(e)는 T-motor사의 AIR 40A이며, 최대 연속 전

Table 1. Multicopter Weight

Part	Name	Weight(g)
Frame	X4 Folding Quadcopter Frame Kit (960mm)	1300
Battery	[TATTU PLUS] 10000mAh, 22.2V 25C 6S1P	1450
ESC	[T-MOTOR] AIR 40A	150
Propeller	T-MOTOR Carbon Prop 16x5.4	300
Motor	MN5212 BI, Motor 340KV	1000
Etc	Pixhawk, Electric wire	400
Total	-	4600

류는 60A인 여유 있는 제품으로 선정하였다. 그 이외의 조종기(f) 및 수신기는 Hitec사의 FLASH 8 제품을 사용하였으며 비행 제어 시스템인 FCS(g)는 Pixhawk PX4 제품 패키지를 사용하였다. 기체는 1000급수의 쿼드콥터이며, 기체의 총 무게는 약 4.6kg이고, 기체의 비행 모습(f)이다. 본 기체를 선정하여 기존의 예측방법을 적용하고 보정 및 검증을 진행하였다. 기체의 각 부품 무게 및 총 무게는 Table 1과 같다.

3.2 단일 부품 실험

예측에 앞서서 기체에 사용되는 모터와 프로펠러를 이용하여 부품의 단독 부품 실험을 진행하였다. 실험 장치를 구성하여 해당 기체의 프로펠러와 모터의 성능 실험을 진행하였으며, 2축 밸런스를 이용하여 모터의 RPM이 증가할 때 발생하는 추력 및 토크, 소모전류를 확인하였다. 실험 장치는 Fig. 6과 같으며 밸런스 와 실험 장치를 이용한 정확도는 참고문헌과 같다[10].



Fig. 6. Single-component testing device

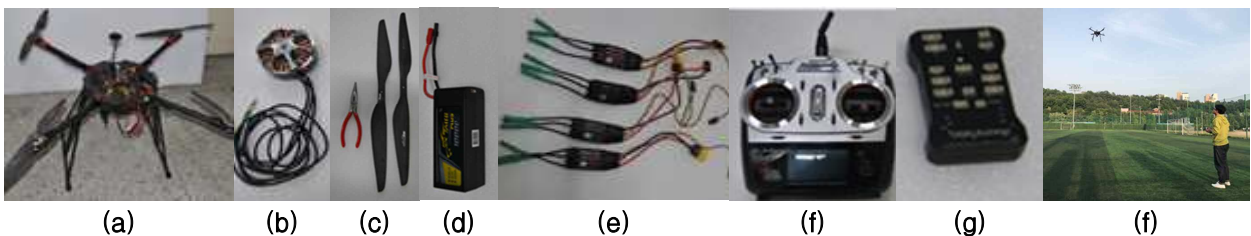


Fig. 5. Representative model parts

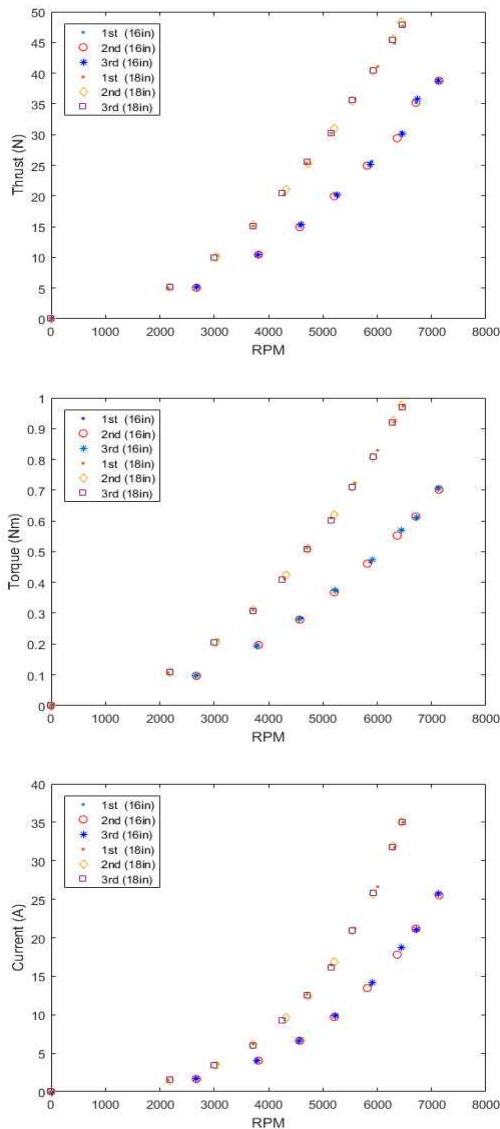


Fig. 7. 16 & 18 inch Propeller (Thrust, Torque, Current)

16in Propeller와 18in Propeller 두 종류에 대한 실험을 각 3회씩 반복하여 실험 결과에 대한 신뢰성을 확인하였다. Fig. 7에서처럼 해당 모터와 프로펠러를 이용한 실험을 통하여 정확한 공

Table 2. Forecast results vs Single Component Experiment

Variable	Forecast results	Experiment
Thrust	11.2815N	11.2815N
RPM	3955.5	3927.3
Torque	0.2119Nm	0.2092Nm
Current	8.645A	4.5501A

력 성능을 알 수 있다. 제자리 비행 시 실제 발생하는 RPM 및 추력, 토크, 소모전류를 기존의 예측 방법 결과 및 실험결과를 비교해 보았다. Table 2에서처럼 해당 추력에서의 RPM과 토크는 비슷한 결과이지만 소모 전류에서 차이가 발생하였고, 실험 결과를 이용하여 아래의 수식으로 보정하였다.

$$16in \Rightarrow I_m = 30 \times Q^2 + 16 \times Q - 0.11 \quad (11)$$

$$18in \Rightarrow I_m = 25 \times Q^2 + 12 \times Q - 0.043 \quad (12)$$

3.3 시범 비행

3.3.1 시범 비행 방법

기체의 시범비행을 통해 몇 가지 사항을 확인해 보았다. 시범 비행은 기체의 모델 중 16inch 프로펠러를 이용하여 진행하였으며, 기체 세팅 및 데이터 확보를 위해 짧은 시간 수십 차례 비행을 하였고, 모든 세팅이 완료된 후에는 약 5분, 10분간의 두 차례 제자리 비행을 진행하였다. 확인한 내용은 다음과 같다.

- 1) 검증 모델 기체의 정상적인 조립 상태 확인
- 2) 기체에 맞는 FCS의 PID값 세팅
- 3) 안정적인 제자리 비행 가능 여부 확인
- 4) 제자리 비행 시 결과 값과 단위 부품 실험 결과 확인 비교

3.3.2 시범 비행 결과

약 4m 높이로 시범 비행 결과 기체의 하드웨어적인 조립 이상 여부 확인되지 않았으며 여러 차례 비행을 하는 동안 기체의 문제는 발견되지 않았다. 정상 비행이 가능한 것을 확인 후, 안정적인 제자리 비행을 위한 몇 가지 세팅을 하였다. 제일 먼저 조종기를 이용하여 기체를 조종할 때의 반응성이 좋지 않아 Pixhawk 메뉴얼에 나와 있는 방법을 참고하여 해당 기체에 맞는 PID 값을 세팅해 주었다. 추가로 GPS를 통한 제자리 비행을 위해 GPS 비행모드를 확인하고 점검하였다. 마지막으로 비행 중 이상 반응을 보이는 증상이 있었는데, 진동 수치를 확인하여 정상적인 비행이 가능할 때까지 진동 문제를 해결하였다. 따라서 안정적인 제자리 비행이 가능한 것을 확인하였고, Fig. 8과 같이 두 차례의 비행을 통해 반복성을 확인해 보았다. 비행하는 동안의 시간에 따른 출력 전압 변화를 비교해 본 결과 반복성을 보이는 것을 확인하였다.

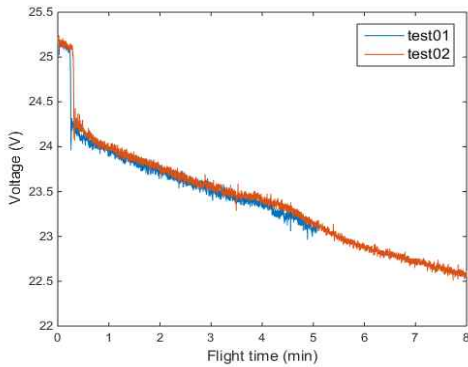


Fig. 8. Test Flight Result (Repeated experiment twice)

3.4 비행 실험을 통한 검증

3.4.1 비행 실험 방법

예측방법 검증을 위해 비행 실험을 하였다. 배터리를 완충상태에서 Arming하고 일정 고도(약 5m)까지 상승비행 후 비행 컨트롤러인 Pixhawk를 이용하여 GPS고정 모드로 전환하였다. 이후, 제자리 비행을 유지하는 방법으로 배터리의 Voltage가 떨어지는 것을 확인하였다. 제자리 비행을 할 때는 조종기를 사용하지 않고 비행시간을 측정하였으며, 일정 배터리(Cell당 3.4V) 이하가 되면 기체를 착륙 시키고 시동을 끄는 순서로 진행하였다.

3.4.2 비행 실험 종류

비행 실험은 기체의 기본 모델(Case1)을 기준으로 2가지 변수를 통해 총 4가지의 케이스를 진행하였다. Table 3의 순서로 실험을 진행하였으며, 프로펠러 16in에서 공허 중량과 Payload 2kg 일 때를 각각 진행하고, 18in 프로펠러를 이용하여 동일한 Payload 조건일 때를 비행하였다.

3.4.2 비행 실험 결과

다음은 Case 01에서 Case 04까지의 비행실험 및 예측결과이고, 파란색 선은 실험결과이며 빨간색 선으로 예측결과를 나타냈다.

Case 01의 경우 16in 프로펠러를 이용한 공허 중량 조건이며 Fig. 9와 같이 전압강하 부분 및 첫 10분까지는 실제비행과 예측 결과가 비슷하였으며 마지막 10분은 예측보다 실제 배터리 전압이 작게 떨어지는 것을 볼 수 있다. 또한 마지막 25분 부근에서 전압이 급격하게 떨어지는 현상이 나타났다. Case 02는 16in 프로펠러를 이용하고 Payload가 2kg 탑재된 6.6kg일 때의 비행실험 및 예측결과이다. 초기의 전압강하부분에 오차가

Table 3. Flight Test List

	Prop	Payload	Battery	Motor	ESC
Case1	16in	0kg	10000mAh	340Kv	40A
Case2	16in	2kg			
Case3	18in	0kg			
Case4	18in	2kg			

발생하였고, 전체적인 기울기가 비슷한 것을 Fig. 10을 통해 알 수 있다. 비행시간 기준으로 정했던 20.4V 부근에서는 두 그래프가 겹치는 것을 볼 수 있다. 따라서 비행시간은 예측결과와 실험 결과 모두 약 16분 정도로 일치하였다.

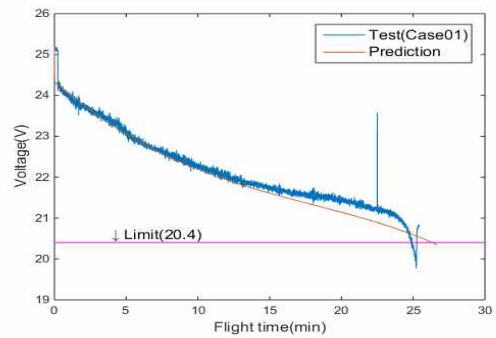


Fig. 9. Voltage Change with Flight time (Case 01)

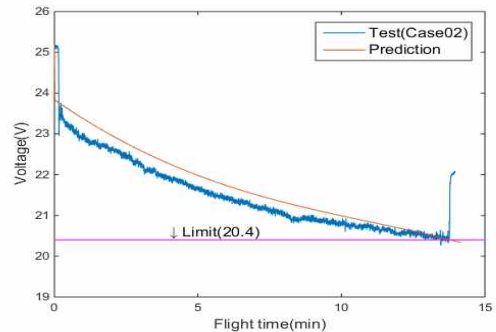


Fig. 10. Voltage Change with Flight time (Case 02)

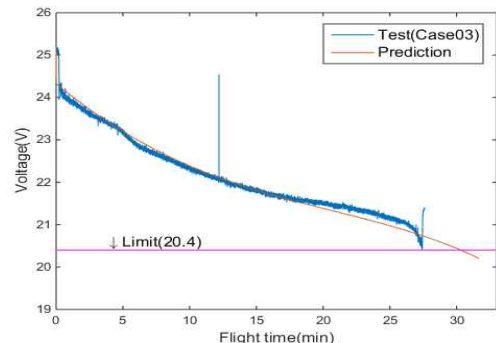


Fig. 11. Voltage Change with Flight time (Case 03)

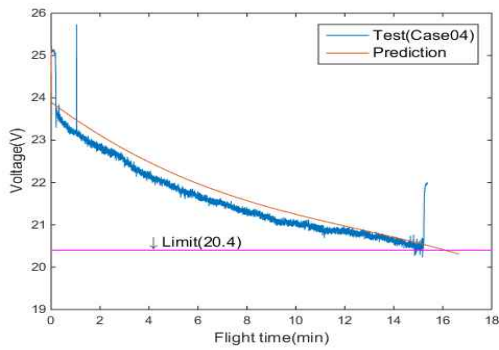


Fig. 12. Voltage Change with Flight time (Case 04)

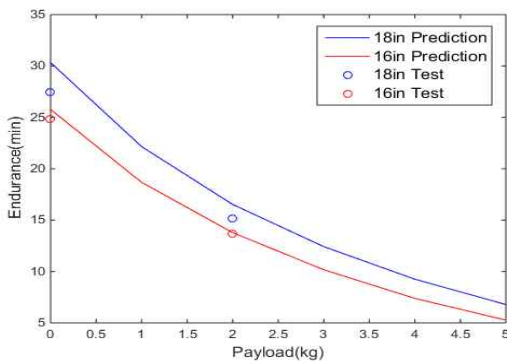


Fig. 13. Change of flight time according to payload

Case 03과 Case 04는 18in 프로펠러를 이용하여 Payload를 신지 않은 공허중량과 2kg Payload 조건이며 Case 01, Case 02와 비슷한 경향을 보이는 것을 Fig. 11과 Fig. 12를 통해 알 수 있다. 각각 27분, 15분 정도 비행하였다.

Figure 13은 모든 비행실험 결과를 하나로 나타낸 그래프로 Payload에 따른 비행시간을 나타냈다. 실선으로 나타낸 두 선이 각 프로펠러의 예측결과이며, 실험결과는 동그라미로 4개로 표현했다. 18in 프로펠러가 16in보다 상대적으로 오차가 큰 것을 확인하였다.

3.5 비행 실험 결과 분석

총 네 가지 경우의 비행실험을 진행하였고, 그 결과 16inch 프로펠러를 사용할 때, 예측 정확도가 더 높았다. 18inch 프로펠러를 사용할 때 오차가 더 큰 원인을 분석하기 위해 비행시간에 따른 소모전류를 비교해 본 결과를 Fig. 14에서 Fig. 17까지의 그래프로 나타내었다. Case 01과 Case 02에서는 예측결과와 실험결과가 유사하게 변하는 것을 알 수 있다. 반면에 Case 03과 Case 04에서는 시간에 따른 소모 전류가 처음부터 오차가 있었고 결과가 누적해서 계산되므로 그 오차가 더 커진 것이라고 생각한다.

18in프로펠러의 경우 더 많은 실험과 분석이 필요할 것으로 판단된다. Payload가 없는 공허중량일 때는 상대적으로 그래프가 위아래로 요동치는데, 이는 바람에 의한 기체에 흔들림을 잡기 위해 더 많은 전류가 순간적으로 사용되었기 때문이며, 예측결과에는 영향을 주지 않았다.

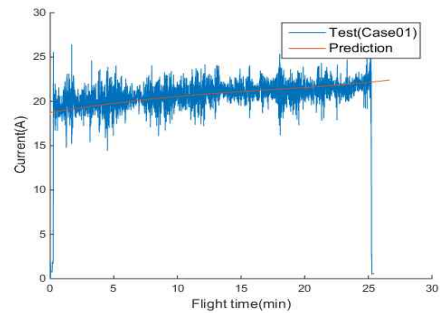


Fig. 14. Flight time - Current (Case 01)

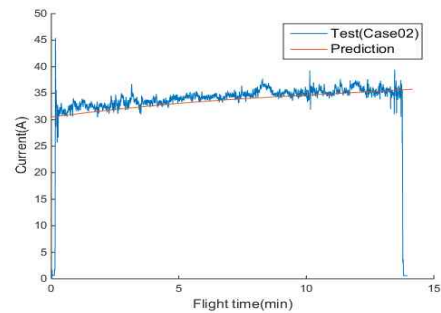


Fig. 15. Flight time - Current (Case 02)

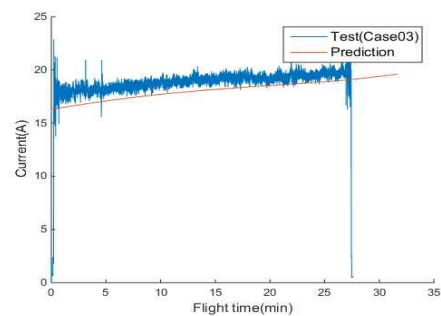


Fig. 16. Flight time - Current (Case3)

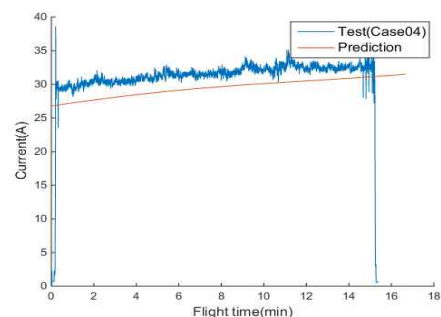


Fig. 17. Flight time - Current (Case4)

IV. 결 론

본 연구에서는 전동 모터를 기반으로 하는 추진 시스템에 대한 성능을 분석하였고, 실험 데이터를 확보하였으며 이들 단위 부품 데이터의 조합을 통하여 드론 시스템의 제자리비행 성능을 예측하는 연구 결과를 보여 주었다. 예측방법은 기존 비행시간 예측 방법을 기본으로 제자리 비행을 위한 추력 조건에서의 모터 소모전류를 이용하고 비행시간에 따른 배터리의 출력전압이 떨어지는 것을 계산하였으며, 시간에 따라 변화하는 소모전류를 함께 적용하여 더 정확한 예측을 하였다. 4.6kg의 대표 모델 기체를 정하고, 선정된 부품들로 만들어진 기체에 대한 예측 및 검증을 진행하였다. 전압변화를 이용한 비행시간 예측방법은 전압강하 부분이나 전압이 변화하는 기율기에 따라서 결과가 달라졌고, 오차가 발생한 부분이 명확하게 보이기 때문에 결과 분석에 장점이 있었다. 4가지 비행실험 결과 모두 예측보다 1~2분씩 작은 결과가 나왔는데, 이것은 비행 실험 중 불었던 바람 등의 외부 영향으로 기체가 제자리 비행에 더 많은 전류를 소모했기 때문이다. 본 연구에서는 제자리 비행에 대한 전압 변화와 시간을 예측하고 검증하였으며, 몇 가지 동역학적 내용을 추가하고 보완하면 전진비행이나, 왕복비행, 원형비행의 비행시간 및 비행가능거리를 정확히 예측 가능할 것이다. 또한, 제시된 방법을 응용하면 다양한 예측이 가능하다. 원하는 임무에 맞는 기체를 설계하고 제작할 수 있으며 미리 탑재중량과 비행시간을 안다면 시행착오로 겪는 시간과 비용을 절감하고, 더 활용 가능한 기체를 운용할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부의 기술 혁신 사업(1시간 이상 운용 가능한 비행-등반 복합형 드론시스템의 개발, 10062497)의 일환으로 수행되었습니다.

References

- 1) Oh, S. I., "A Case Study Civilian Drone," *Korean Broadcast Media Engineering Conference*, July 2015, pp.315~318.
- 2) Choi, Y. C., and An, H. S., "Current and Technology Development Trends and Prospects of Drones," *The Korean Institute of Electrical*

Engineers, Vol. 66, No. 12, December 2015, pp. 20~25.

3) Yoo, S. H., Ahn, C. K., and Kim J. H., "Introduction to Dron technology and development trend," *The Korean Institute of Electrical Engineers*, Vol. 66, No. 2, February 2017, pp.19~23.

4) Kim, M. W., Hwang, I. S., and Jang, B. U., "Multi-copter sizing process through semi-empirical and statistical database," *2015 KSAS Fall Conference*, November 2015, pp. 1369~1372.

5) Jeong, J. S., Byun, Y. S., Song, W. J., and Kang, B. S., "Study on Performance Prediction of Electric Propulsion System for Multirotor UAVs," *The Korean Society for Precision Engineering*, Vol. 33, No. 6, June 2016, pp. 499~508.

6) Wang B., HOU Z., LU Y., and ZHU X., "Hover performance estimation and validation of battery powered vertical takeoff and landing aircraft," *Central South University Press and Springer-Verlag Berlin Heidelberg*, 2016.

7) Dmitry B., Steve H., and Eric N. J., "Electric Multirotor UAV Propulsion System Sizing for Performance Prediction and Design Optimization," *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, January 2016.

8) Omar, N., Bossche, P. V. D., Coosemans, T., and Mierlo, J. V., "Peukert Revisited-Critical Appraisal and Need for Modification for Lithium-Ion Batteries," *Energies*, Vol. 6, No. 11, 2013, pp.5625~5641.

9) Lim, J. K., Lim D. Y., Windarko, N. A., Choi, J. H., and Jeong, G. B., "Electrical Modeling of Lithium-Polymer Battery," *Power Electronics Society*, Vol. 16, Issue 2, April 2011, pp. 199~207.

10) Ryi, J. H., Rhee, W., Song G. W., Kim, D. H., Kim, S. B., and Choi, J. S., "Study on Performance Verification Test of Experimental System for Small-Scaled Rotor using Operational Loads Survey Model Rotor," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2012, pp.1212~1217.