

# 멀티로터 무인항공기의 전기추진계통 성능예측에 대한 연구

## Study on Performance Prediction of Electric Propulsion System for Multirotor UAVs

정진석<sup>1</sup>, 변영섭<sup>2</sup>, 송우진<sup>3</sup>, 강범수<sup>1,✉</sup>

Jinseok Jeong<sup>1</sup>, Youngseop Byun<sup>2</sup>, Woojin Song<sup>3</sup>, and Beomsoo Kang<sup>1,✉</sup>

<sup>1</sup> 부산대학교 항공우주공학과 (Department of Aerospace Engineering, Pusan National University)

<sup>2</sup> 부산대학교 부품소재 산학협력연구소 (Industrial Liaison Innovation Center, Pusan National University)

<sup>3</sup> 부산대학교 일반대학원 융합학부 (Graduate School of Convergence Science, Pusan National University)

✉ Corresponding author: bskang@pusan.ac.kr, Tel: +82-51-510-2310

Manuscript received: 2015.10.28. / Revised: 2016.2.19. / Accepted: 2016.2.27.

*This paper describes a study of performance prediction of an electric propulsion system for multirotor UAVs. The electric propulsion system consists of motors, propellers, batteries and speed controllers, and significantly affects performance characteristics of the platform. The performance of the electric propulsion system for multirotor UAVs was predicted using an analytical model derived from the characteristics of each component, operation experiments and statistical analyses. Ground performance tests and endurance flights were performed to verify the reliability of the proposed performance prediction method. A quadrotor platform was designed to demonstrate the parcel delivery service used in the endurance flight. From the result of verification tests, it was confirmed that the proposed method has a good agreement.*

KEYWORDS: Multirotor (멀티로터), Unmanned aerial vehicle (무인항공기), Electric propulsion system (전기추진계통), Performance prediction method (성능예측기법), Hovering performance (제자리비행 성능)

### 기호설명

$C_p$  = Propeller power coefficient

$C_Q$  = Propeller torque coefficient

$C_T$  = Propeller thrust coefficient

$C_{batt}$  = Rated capacity of battery set

$C_{pack}$  = Rated capacity of one battery pack

$CMD$  = Throttle input command

$D$  = Propeller diameter

$d$  = Duty rate of applied voltage

$FM$  = Figure of merit

$H$  = Rated discharge time of battery

$I_0$  = Motor no-load current

$I_m$  = Current consumption of each motor

$I_{hover}$  = Total current consumption for hover flight

$K_t$  = Motor torque constant

$K_v$  = Motor speed constant

$k$  = Peukert constant of battery

$N_{b,cell}$  = Number of cells in one battery pack

$N_{b,pack}$  = Number of battery packs in one battery set

$N_m$  = Number of motors

$Q$  = Torque

$R_{batt}$  = Internal resistance of battery set

$R_{cell}$  = Internal resistance of battery cell

$R_m$  = Internal resistance of motor

SoC = State of charge

$T$  = Thrust

$T_{hover}$  = Thrust of each rotor for hover flight

$t_{hover}$  = Flight endurance for hover flight

$T_{ordinary}$  = Ordinary temperature (25°C)

$T_{operating}$  = Operating temperature

$U_{bemf}$  = Back electro motive force

$U_m$  = Applied voltage on motor

$V_{oc}$  = Battery open circuit voltage

$V_t$  = Battery terminal voltage

$W_{total}$  = Total weight of platform

$\rho$  = Air density

$\Omega$  = Rotational speed (RPM)

$\omega$  = Angular velocity (rad/s)

## 1. 서론

멀티로터는 복수의 로터로 구동되는 회전익 항공기의 일종으로 최근 민수분야에서 가장 각광받고 있는 무인항공기 플랫폼이다. 각 로터는 모터와 프로펠러의 단순 조합으로 구성되며 개별 로터의 회전속도를 조정함으로써 플랫폼의 비행제어 전반을 수행한다. 이는 복잡한 로터 허브 구조를 지니는 기존의 다른 회전익 플랫폼과 비교했을 때 구조적으로 간단하고 유지보수가 용이한 장점이 있다.<sup>1</sup> 수직이착륙과 제자리 비행이 가능한 회전익 항공기의 특성상 항공촬영 분야에서 뛰어난 성능을 보이며 이를 이용한 환경 감시, 측량, 시설물 점검 등의 분야에서 수요가 높다. 또한 근래에는 멀티로터 플랫폼을 이용한 물류수송 기술이 미국과 유럽을 중심으로 활발히 연구 중으로 Amazon, DHL 등 대형 민간업체에서 선보인 기술시연이 전 세계적으로 이슈가 되기도 하였다.<sup>2,3</sup>

한편 멀티로터 무인항공기의 수요가 급증하고 운용방식이 보다 체계화됨에 따라 전기추진계통 설계의 중요성이 높아지고 있다. 추진계통이 날개 및 조종계통과 분리되어 있는 고정익 항공기나 로터를 조작하기 위한 별도의 허브 구조가 필요한 다른 회전익 플랫폼과는 달리, 멀티로터 플랫폼의 모든 동작은 전적으로 전기추진계통의 성능에 지배적인 영향을 받기 때문이다. 잘 설계된 전기추진계통은 단순히 플랫폼의 동력효율을 개선할 뿐

만 아니라 비행제어 성능의 개선에도 도움을 준다. 특히 제한된 기술조건 하에서 고 중량의 탑재장비나 장기체공 임무가 요구될 경우 플랫폼의 최적설계를 통한 성능개선이 필수적이며, 이를 위해선 전기추진계통의 종합적인 성능자료가 전체 설계과정에서 신중히 검토되어야 한다.

본 논문에서는 멀티로터 플랫폼의 최적설계에 대한 선행연구로 전기추진계통 성능예측기법을 제시하고, 신뢰성을 검증하기 위한 실험을 수행하였다. 제시된 성능예측기법은 상용부품의 제한적인 성능자료로 인한 전기추진계통 설계의 난점을 극복하는데 중점을 두었으며, 개별 구성요소의 동작과 상호작용을 수학적 모델로 도출하여 전체 전기추진계통의 동작특성을 예측하도록 제안되었다. 최종적으로 제안된 성능예측기법은 임의의 상용부품 조합에 대한 지상 성능시험 결과와 비교함으로써 신뢰성을 검토하였고, 기존에 제작된 멀티로터 플랫폼의 체공비행 결과와 비교하여 실제 비행조건에서의 예측 정확도를 확인하였다.

이러한 성능예측기법이 성공적으로 적용될 경우 멀티로터 플랫폼 설계 시 초기 사이징을 위한 참고자료로 활용 가능하며, 전기추진계통의 구성요소 선정 및 변경에 따른 영향을 사전에 검토할 수 있다. 따라서 개발과정의 시행착오 및 불필요한 비용의 소모를 줄이는데 도움이 될 것으로 기대된다.

## 2. 전기추진계통 구성

멀티로터 플랫폼의 전기추진계통은 일반적으로 모터와 프로펠러, 배터리, 모터 드라이버에 해당되는 전자변속기로 구성된다. 기본적인 전기추진계통의 구성도를 Fig. 1에 도시하였다.

모터는 고속회전에 적합한 브러시리스 DC모터가 주로 사용되며 필요한 경우 로터의 동작특성을 보완하기 위해 별도의 기어구조가 적용되기도 한다. 배터리는 리튬폴리머 배터리의 사용 빈도가 높고, 용량을 늘리기 위해 복수의 배터리가 병렬 연결되어 쓰일 때가 많다. 각 구성요소의 성능은 유기적으로 연결되어 전체 시스템의 동작에 긴밀한 영향을 미치며, 개별 구성요소에 대한 수학적 모델을 종합하여 전체 전기추진계통의 성능예측모델을 작성할 수 있다. 근본적으로 동일한 구성을 지니는 전기추진 고정익 항공기의 경우 이와 같은 성능예측에 대한 선행연구가 진행되어 있으며, 실

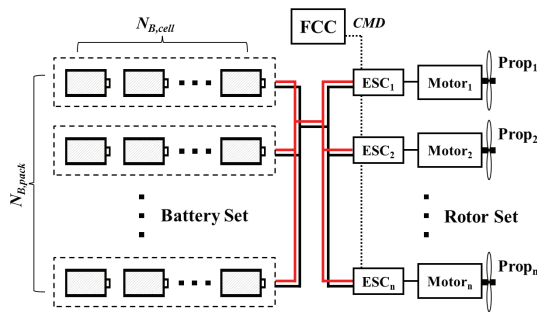


Fig. 1 Typical configuration of an electric propulsion system for the multirotor UAVs

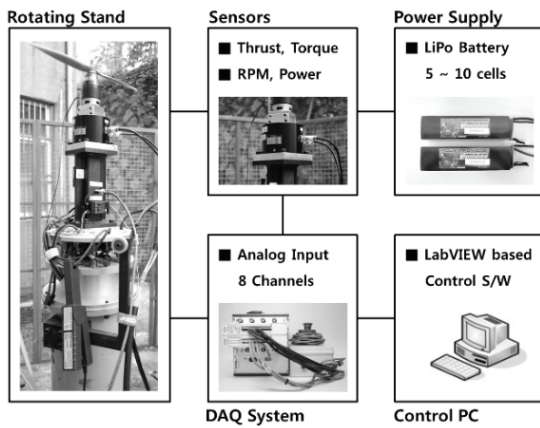


Fig. 2 Configuration of the ground performance test equipment for an electric propulsion system

험적 연구를 통한 성능자료 수집과 통계적 자료를 이용한 모델링 기법이 주로 적용되고 있다.<sup>4,5</sup> 본 논문에서는 각 구성요소의 이론적 배경 및 상용제품에 대한 분석, 통계자료를 기반으로 개별요소에 대한 수학적 모델을 도출하였다.

상용제품 분석을 위한 실험은 Fig. 2과 같은 별도의 시험장비를 이용해 수행되었다. 해당 장비는 모터와 프로펠러로 구성된 단일로터의 지상 성능 시험을 수행할 수 있으며, 복수의 센서와 DAQ 장비를 통해 로터의 추력과 토크, 회전속도, 소비전력을 실시간으로 측정하고 기록할 수 있도록 제작되었다.<sup>6</sup>

### 3. 개별요소 모델링

#### 3.1 모터 모델

브러시리스 DC모터는 영구자석을 이용한 동기

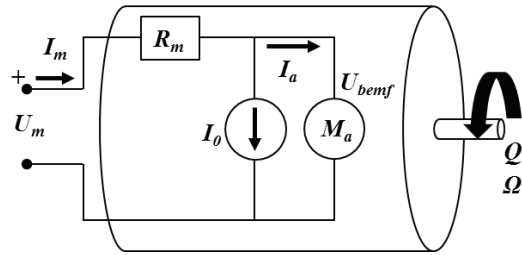


Fig. 3 Electric model of a DC motor

전동기의 일종으로 기존의 브러시 모터에 비해 뛰어난 성능을 지니고 있다. 특히 효율 면에서 최대 85 - 95%의 높은 수준에 달하는 장점이 있으며, 제품의 내구성이 좋고 넓은 동작범위를 지녀 다양한 산업분야에서 폭넓게 활용되고 있다.<sup>7</sup>

브러시리스 DC모터의 동작은 기존 DC모터와 동일한 전기적 모델을 바탕으로 뚜렷한 선형성을 보이며 정상동작 조건에서 부하토크 ( $Q$ )와 모터의 회전수 ( $\Omega$ ), 역기전력 ( $U_{bemf}$ )과 소모전류 ( $I_m$ )가 식 (1)과 (2) 같은 비례관계에 있다.<sup>8</sup> Fig. 3에 DC모터의 전기적 모델을 도시하였다.<sup>9</sup>

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

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

여기서  $K_t$ 와  $K_v$ 는 각각 모터의 토크상수와 속도상수를 나타내며, 기계적 동력과 전력의 관계를 고려했을 때 식(3)과 같은 관계를 지닌다. 모터의 동작에 따라 유도되는 역기전력은 식(4)와 같이 모터의 인가전압 ( $U_m$ )과 소모전류 ( $I_m$ ), 모터 내부저항 ( $R_m$ )의 값으로 계산된다. 모터 인가전압의 크기는 식(5)와 같이 배터리 단자전압 ( $V_l$ )과 인가전압의 Duty비 ( $d$ )로 결정된다.

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

$$U_{bemf} = U_m - I_m R_m \tag{4}$$

$$U_m = V_l d \tag{5}$$

인가전압의 Duty비는 비행제어장치로부터 전달되는 스로틀 입력신호에 따라 전자변속기에서 통제되며 변속기 모델을 통해 출력신호와 Duty비의 관계를 반영하였다.

### 3.2 프로펠러 모델

멀티로터 플랫폼의 전기추진계통 설계 시 중점적으로 고려되는 것은 제자리비행 성능으로, 정지추력 조건의 프로펠러 성능을 검토하여야 한다. 특히 모터와 프로펠러 조합에 따른 동작특성을 예측하기 위해선 프로펠러의 회전속도에 따른 추력과 요구토크의 모델이 요구된다. 프로펠러의 추력과 요구토크는 회전속도의 제곱에 비례하며 식(6)과 (7) 같이 계산할 수 있다.<sup>10</sup>

$$T = C_T \rho D^4 \omega^2 \quad (6)$$

$$Q = C_Q \rho D^5 \omega^2 \quad (7)$$

여기서  $C_T$ 와  $C_Q$ 는 각각 프로펠러의 추력계수와 토크계수로 정지추력 조건에서의 성능시험을 통해 산출하였다. 소형 멀티로터의 경우 각 프로펠러의 회전속도는 6,000 - 12,000 RPM 이내인 저레이놀즈수 영역에서 운용되며, 성능시험 역시 동일한 동작 범위 내에서 수행되었다. 성능시험을 위한 표본으로는 소형 멀티로터에 주로 쓰이는 12 - 16인치 직경의 상용제품을 대상으로 고려하였고, 최종적으로 비교적 다양한 제품군이 형성되어 있는 APC社의 Thin Electric 계열을 사용하였다.<sup>11</sup> 해당 제품군의 형상은 Fig. 4와 같다.

한편 회전익 항공기의 제자리 비행 성능은 Figure of Merit(FM)을 이용해 나타내는 것이 일반적이며, 멀티로터 플랫폼의 프로펠러 선정 시에도 보다 효율적인 로터 설계를 위해 참고 할 수 있다. Figure of Merit은 제자리 비행에 필요한 이상적인 요구동력과 실제 요구동력의 비로 정의되며, 식(8)과 같이 계산할 수 있다.

$$FM = \frac{C_T^{1.5}}{\sqrt{2}C_p} \quad (8)$$

여기서  $C_p$ 는 프로펠러의 동력계수를 나타낸다. 제자리비행 조건의 경우 동력계수는 토크계수와 동일한 값을 지닌다.

Figs. 5와 6에 성능시험 결과 및 계산된 Figure of Merit의 분포를 정리하였다. 각 계수와 Figure of Merit은 성능시험이 수행된 동작 범위 내의 평균값을 사용하였고, 추력계수와 토크계수는 추력과 토크가 회전속도의 제곱에 비례하는 정도를 직관적으로 확인할 수 있도록 공기밀도( $\rho$ )와 프로펠러 직경( $D$ )을 곱한 값으로 표시하였다. 이 때 공기밀



Fig. 4 Thin electric propellers from APC

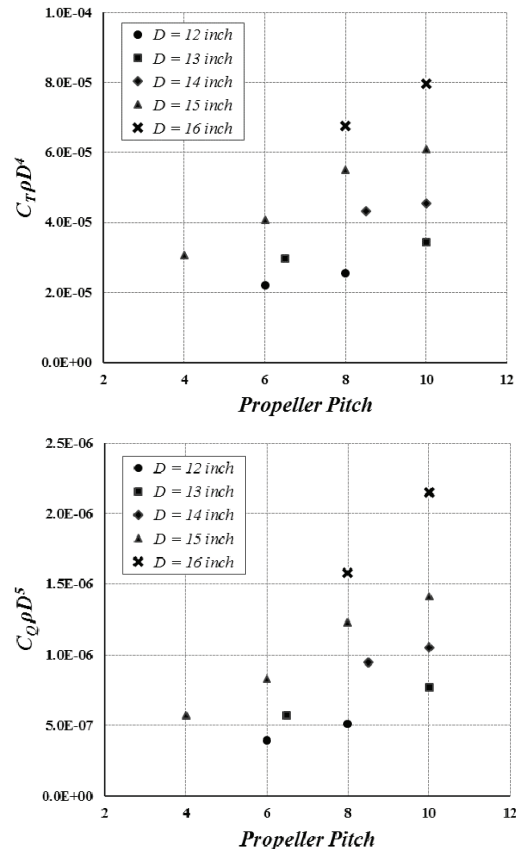


Fig. 5 Result of performance tests for sample propellers on the static thrust condition

도의 값은 성능시험 당시의 평균적인 대기 조건을 고려하여 1.23kg/m<sup>3</sup>을 적용하였다. Figure of Merit의 경우 일반적인 회전익 항공기가 0.7 - 0.8의 값을 지니는 반면, 성능시험에 사용된 프로펠러는 상대적으로 낮은 0.49 - 0.56의 값을 지니는 것으로 확인되었다. 이는 소형 프로펠러의 특성상 저 레이놀즈수 영역에서 운용되기 때문으로 생각되며, 해당 제품군이 제자리비행을 목적으로 설계되지 않은 점 역시 주요한 원인으로 생각된다.

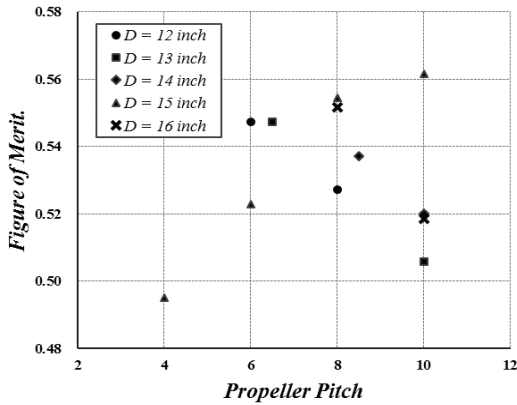


Fig. 6 Figure of merit for sample propellers

3.3 배터리 모델

리튬폴리머 배터리의 출력은 잔존용량(SoC)과 내부저항 ( $R_{batt}$ )의 크기에 따라 결정되고, 전기추진 계통의 성능예측을 위해선 배터리로부터 모터에 인가되는 단자전압과 내부저항의 모델이 요구된다. 리튬폴리머 배터리의 단자전압은 자체 내부저항의 영향으로 소모전류의 크기에 비례해 감소하는 특성을 보이며 식(9)와 같이 계산할 수 있다.

$$V_t = V_{oc} - R_{batt} \sum_{i=1}^{N_m} I_m \quad (9)$$

Fig. 7은 잔존용량에 따른 리튬폴리머 배터리 1 셀의 개회로전압 ( $V_{oc}$ ) 이력곡선을 도시한 것으로 임의의 상용제품에 대한 충방전 실험을 통해 측정하였다. 개회로전압은 잔존용량이 변화함에 따라 비선형으로 감소하며 이력곡선의 추세선을 통해 도출된 모델은 식(10)과 같다.<sup>12</sup>

$$V_{oc} = 1.7SoC^3 - 2.1SoC^2 + 1.2SoC + 3.4 \quad (10)$$

전체 배터리의 내부저항은 식(11)과 같이 직렬 연결된 셀의 수 ( $N_{b,cell}$ )와 각 셀의 내부저항 ( $R_{cell}$ ), 병렬 연결된 배터리 팩의 수 ( $N_{b,pack}$ )로 산출된다.

$$R_{batt} = \frac{N_{b,cell}}{N_{b,pack}} R_{cell} \quad (11)$$

각 셀의 내부저항은 배터리 용량 (Capacity)에 따라 결정되며, 운용환경의 온도 ( $T_{operating}$ )에 민감한 영향을 받는다.

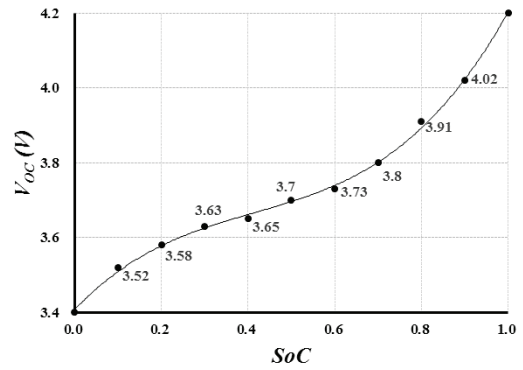


Fig. 7 Open circuit voltage hysteresis curve of a 1 cell lithium-polymer battery

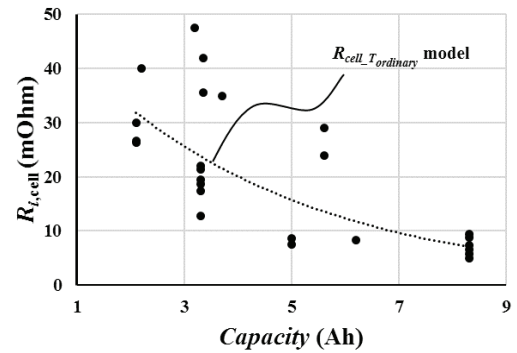


Fig. 8 Internal resistance of battery cell as a function of capacity

Fig. 8은 배터리 용량과 셀 내부저항의 관계에 대한 통계자료를 보여주며, 상용제품 25종을 대상으로 수집되었다. 이를 통해 내부저항의 크기는 용량이 증가함에 따라 지수적으로 감소하는 경향을 확인하였다. 해당 자료는 모두 상온 (Tordinary)을 기준으로 측정되었으며, 추세선을 통해 상온 기준 셀 내부저항 모델을 다음과 같이 지수 형태로 도출하였다.

$$R_{cell\_T_{ordinary}} = 53.157e^{-0.244 \cdot C_{pack}} \quad (12)$$

운용 온도에 따른 내부저항의 변화는 Fig. 9와 같이 온도가 증가함에 따라 지수적으로 감소하는 경향을 보이며, 이는 온도에 따라 셀 내부 전해질의 화학반응이 촉진 혹은 억제되기 때문으로 알려져 있다.<sup>13</sup>

따라서 운용 온도의 영향을 반영해 최종적으로 셀 내부저항 모델을 작성하였으며, 도출된 모델은 다음과 같다.

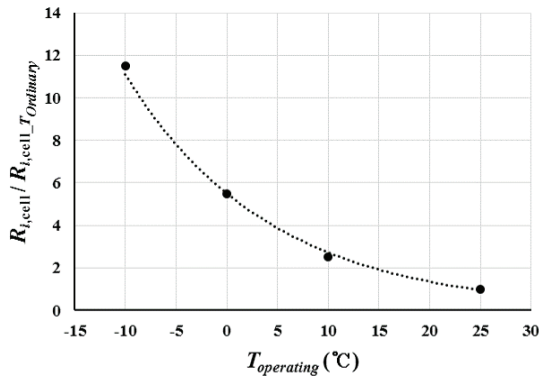


Fig. 9 Internal resistance change with respect to the operating temperature

$$R_{cell} = 5.497e^{-0.07 \cdot T_{operating}} \cdot R_{cell\_T_{ordinary}} \quad (13)$$

### 3.4 변속기 모델

전자변속기는 비행제어장치로부터 입력신호를 전달받아 모터의 동작을 실질적으로 제어하는 역할을 하며, 인가전압의 Duty비를 조정함으로써 모터의 출력을 조절한다. 멀티로터 플랫폼에 주로 사용되는 상용제품들은 실제 모터의 동작을 보정하기 위해 내부 프로그램에 자체적인 출력모델과 동작마진이 포함되어 있으며, 이는 제조사와 제품 특성에 따라 차이가 있다. 따라서 변속기 모델을 작성하기 위해선 실험을 통한 상용제품 분석이 요구된다.

본 논문에서는 앞서 작성한 모터 모델과 배터리 모델을 참조하여 임의의 모터를 이용한 동작 실험을 통해 전자변속기의 스로틀 입력신호 (CMD)에 대한 Duty비의 이력곡선을 획득하였다. 각기 하나의 모터와 프로펠러, 배터리, 전자변속기로 구성된 단일 로터의 동작 조건을 고려했을 때, Duty비의 계산은 모터 모델의 식(2), (4), (5)와 배터리 모델의 식(9)로부터 다음의 식(14)와 같이 유도할 수 있다.

$$d = \frac{\Omega / K_v + R_m I_m}{V_{OC} - R_{bat} I_m} \quad (14)$$

Fig. 10은 동작 실험을 통해 수집된 표본 제품의 Duty비 이력곡선을 보여준다. 상용제품의 경우 입력신호의 전달방식으로는 50Hz 주기의 PWM 신호가 주로 사용되며, 입력신호의 동작범위는 자체

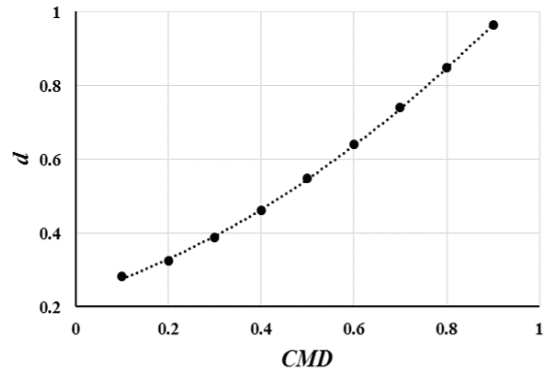


Fig. 10 Duty rate hysteresis curve of sample electric speed controllers with respect to the input signal

적인 설정 기능을 이용해 조정해줄 수 있다. 설정 가능한 범위는 통상 1.1ms - 1.94ms 이내로 제한된다. 본 논문에서는 입력신호의 전체 동작범위(0 - 100%)를 1.1ms - 1.94ms로 설정하고, 변속기의 동작마진을 고려해 전체 범위에서 양 끝단을 제외한 1.184ms - 1.856ms(10 - 90%) 구간만을 참조하였다. 표본 제품으로는 Hobbywing社의 모형항공기용 Platinum 계열이 사용되었으며, 해당 이력곡선으로부터 도출된 변속기 모델은 다음과 같다.<sup>14</sup>

$$d = 0.4711 \cdot CMD^2 + 0.3921 \cdot CMD + 0.2321 \quad (15)$$

(where  $0.1 \leq CMD \leq 0.9$ )

## 4. 성능예측기법 제안 및 검증

### 4.1 성능예측기법

개별 구성요소에 대해 작성된 수학적 모델과 성능시험을 통해 수집된 프로펠러 성능 자료를 기반으로, 임의의 상용부품으로 구성된 멀티로터 무인항공기의 전기추진계통 성능예측기법을 작성하였다. 작성된 성능예측기법은 플랫폼의 총 중량 ( $W_{total}$ ) 및 운용 환경 등의 설계 값과 선정된 구성요소의 기본적인 제원을 변수로 입력 받아 전기추진계통의 동작 특성 분석과 제자리 비행 성능 예측을 수행한다. 예측결과로는 스로틀 입력신호에 대한 추력, 요구토크, 소모전류, 회전수 등 개별 로터의 동작특성과 플랫폼의 제자리비행 체공시간 ( $t_{hover}$ ), 제자리비행을 위한 스로틀 입력 등 제자리 비행 성능을 제시한다. Fig. 11에 성능예측기법의 구조를 간략히 도시하였다.

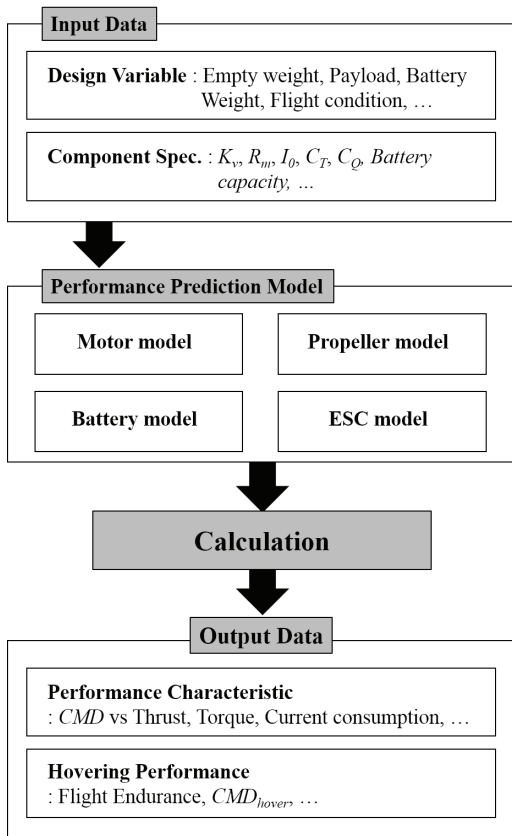


Fig. 11 Performance prediction method diagram of electric propulsion system for the multirotor UAVs

제자리비행 성능의 경우 이상적인 조건을 고려하여, 제자리비행 중 기체의 자세변화 없이 각 로터에서 생성되는 추력 ( $T_{hover}$ )이 모두 일정하다는 가정 하에 다음과 같이 추가적인 내용을 계산에 반영하였다.

$$T_{hover} = \frac{W_{total}}{N_m} \quad (16)$$

$$I_{hover} = \sum_{i=1}^{N_m} I_m = N_m I_m \quad (17)$$

제자리비행 채공시간은 대표적인 배터리 사용시간 계산법인 Peukert 법칙을 적용해 산출하였다.<sup>15</sup> 식 (18)은 사용된 Peukert 식을 보여주며, 여기서  $C_{batt}$ 는 전체 배터리의 정격용량,  $I_{hover}$ 는 제자리비행 시 전체 소모전류,  $H$ 는 정격 방전률에서의 배터리 사용시간,  $k$ 는 Peukert 수를 나타낸다.

Table 1 Specification of electric propulsion systems for the ground performance test

Item	Specifications		
	(a)	(b)	
Motor	$K_v$ (RPM/V)	760	390
	$I_0$ (A)	1.1	0.8
	$R_m$ (mOhm)	45	58
Prop.	$C_{T\rho D^4}$	2.97e-05	4.07e-05
	$C_{Q\rho D^5}$	5.71e-07	8.31e-07
Batt.	$N_{b,cell}$	3	5
	$N_{b,pack}$	1	1
	$C_{pack}$ (Ah)	3.6	8.3

(a): Pulso2826/12 motor,<sup>17</sup> APC 13x6.5E prop  
 (b): DualskyXM5015 motor,<sup>18</sup> APC 15x6E prop

$$t_{hover} = H \left( \frac{C_{batt}}{I_{hover} H} \right)^k \quad (18)$$

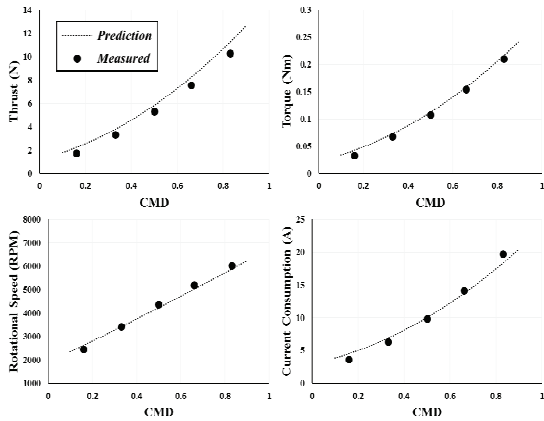
$$C_{batt} = N_{b,pack} C_{pack} \quad (19)$$

멀티로터 플랫폼에 주로 쓰이는 상용 제품의 경우 사양에 대한 상세한 근거가 제공되지 않으므로, 제시된 사양이 방전률이 1C인 조건에서 된 것으로 가정하였다. 이 때 정격 방전률에서의 배터리 사용시간은 1시간으로 간주할 수 있다. Peukert 수는 리튬 계열 배터리는 일반적으로 1.1 이하의 값을 지니며, 본 논문에서는 1.04를 사용하였다.<sup>16</sup>

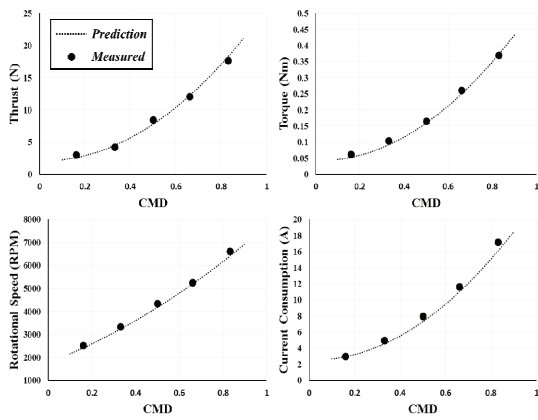
#### 4.2 예측 신뢰성 검증

성능예측모델의 예측 신뢰성을 확인하기 위해 임의의 상용부품 조합에 대한 지상 성능시험과 기존에 제작된 멀티로터 플랫폼의 채공비행 결과를 이용한 비교 검증이 수행되었다. 성능시험에 사용된 부품의 제원은 Table 1과 같다. 성능시험은 측정센서의 오차와 환경의 변화를 최소화하기 위해 실내에서 진행되었으며, 시험 당시 실내기온은 약 12°C로 측정되었다.

(a)와 (b) 조합에 대한 성능예측과 성능시험 결과를 Fig. 12에 함께 도시하였다. 두 경우 모두 다소 오차는 발생하였으나 성능예측과 실제 동작의 경향은 전반적으로 일치하는 것으로 확인되었다. 예측과 실제동작의 평균 오차는 (a) 조합은 7.53%, (b) 조합은 6.39%이며, 오차발생 요인으로는 실험에 사용된 배터리의 노화로 인한 성능저하와 모터와 변속기에서의 전력손실이 주요한 것으로 판단



(a) Pulso2826/12 motor with APC Thin Electric 13x6.5



(b) Dualsky XM5015 motor with APC Thin Electric 15x6

Fig. 12 Comparison of the performance prediction and the result of the ground performance test

된다. 배터리 노화상태와 전력손실 예측의 불확실성을 감안했을 때, 이는 허용 가능한 오차범위라고 판단하였다. 필요한 경우 해당 요인을 근사적으로 보정할 수 있는 추가 모델을 적용함으로써 개선 가능할 것이라 생각된다.

제자리비행 성능예측의 정확도를 검증하기 위한 비행시험은 Fig. 13과 같은 기체를 이용해 수행되었다. 해당 기체는 멀티로터 무인항공기를 이용한 물류수송 기술시연을 위해 제작된 것으로, 4개의 로터를 지닌 쿼드로터 플랫폼에 수납상자를 포함하여 약 1.7 kg의 화물을 운반 가능하도록 설계되었다. 배터리는 2개를 1조로 병렬 연결하여 사용하였다. Table 2에 시험용 기체의 주요 제원을 정리하였다.



Fig. 13 Configuration of the test platform

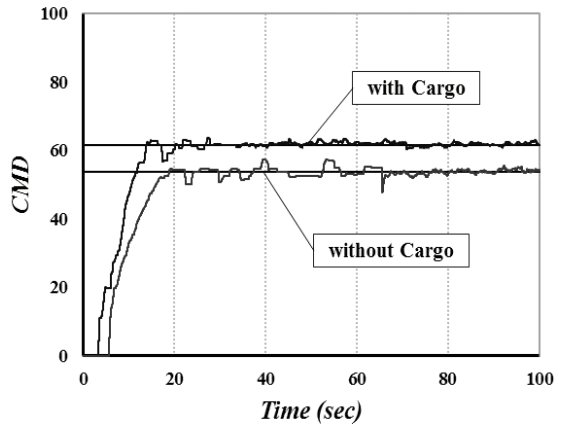


Fig. 14 Throttle input command for hover flight measured from flight test

Table 2 Specification of the test platform

Item	Specifications	
Empty weight (kg)	4.5	
Battery weight (kg)	2.0	
Payload (kg)	1.7	
Motor	$K_v$ (RPM/V)	660
	$I_0$ (A)	1.5
	$R_m$ (mOhm)	18
Prop.	$C_{T\rho}D^4$	$2.97e-05$
	$C_{D\rho}D^5$	$5.71e-07$
Batt.	$N_{b,cell}$	5
	$N_{b,pack}$	2
	$C_{pack}$ (Ah)	8.3
Pulso4120/14 motor, <sup>17</sup> APC 13x6.5E prop		

비행시험은 안전을 고려해 실외에서 수행되었고, 외란의 영향을 최소화하기 위해 바람이 적은 시기를 맞춰 약 2 m의 고도를 유지하며 체공비행을 진행하였다. 비행 당시 기온은 약 21°C로 측정



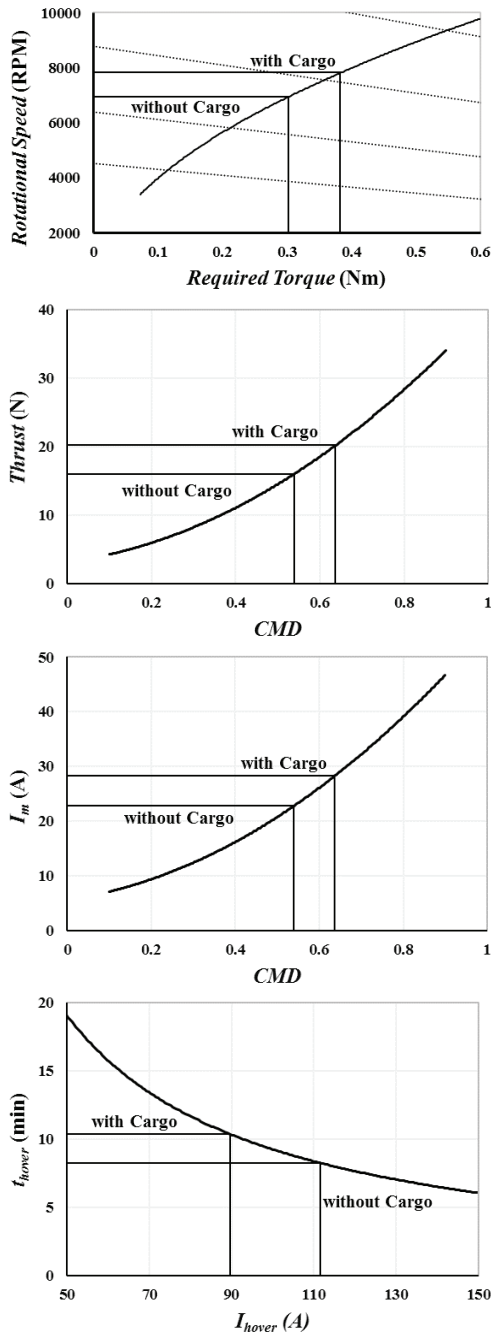


Fig. 15 Result of the hovering performance prediction for the test platform

되었다. 제공시간은 일정시간 비행 후 소모된 전체 배터리용량을 확인하는 것을 반복함으로써 측정하였다. 비행 결과 확인된 제자리비행을 위한

초기 스로틀 입력은 화물을 탑재한 상태에서는 61.7%, 화물을 분리한 상태에서는 53.7%이며 제공시간은 각각 약 9분, 약 12분이다.

Fig. 14는 실제 비행시험을 통해 획득된 제자리 비행 중 스로틀 입력신호의 기록으로 배터리가 만충 상태인 비행 초기의 값을 참고하였다.

Fig. 15는 주어진 제원을 바탕으로 도출된 시험용 기체의 성능예측 결과를 보여주며, 주어진 비행조건에서 단일로터의 동작특성과 전체 소모전류에 따른 제공시간 예측을 도출하였다. 이때 제자리비행을 위한 초기 스로틀 입력은 화물탑재 시 63.66%, 분리 시에는 54.01%, 제공시간 예측은 각 8.27분, 10.38분으로 산출되었다. 실제 비행시험 결과와는 근소한 오차가 있으며, 이는 환경요인에 의한 영향으로 생각된다. 단, 앞서 수행된 지상 성능시험에 비해 오차가 적은 것은 제자리비행을 위한 전기추진계통의 출력 구간이 비교적 전력손실이 적은 중간 범위에 위치하기 때문으로 보인다.

### 5. 결론

본 논문에서는 멀티로터 무인항공기의 전기추진계통 성능예측을 위한 수학적 모델을 작성하고 이를 이용한 성능예측기법에 대한 연구를 수행하였다. 제시된 예측기법은 입력 변수를 바탕으로 각 구성요소의 상호작용을 수학적 모델을 통해 계산함으로써 전기추진계통의 동작특성과 플랫폼의 제자리비행 성능을 예측할 수 있도록 작성되었다.

신뢰성 검증을 위해 수행된 시험 내용을 검토한 결과, 제시된 전기추진계통 성능예측기법은 다소 오차는 있으나 실제에 근접한 예측이 가능함이 확인되었다. 이는 소기의 목적인 플랫폼 설계 시 초기사이징을 위한 참고자료로 활용하기에는 충분한 신뢰성을 지니는 것으로 판단된다.

추후 연구에서는 성능예측기법을 이용한 멀티로터 무인항공기의 최적설계 및 초기사이징에 대해 연구할 계획이며, 이를 위해 보다 다양한 경우에 대한 성능자료를 수집하고 예측모델을 보완함으로써 범용성을 높이고자 한다.

### 후 기

이 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원(NRF-2015R1A2A2A01005494)을 받아 수행된 연구이며, 또한 2015

년 교육부와 한국연구재단의 지역혁신창의인력양성사업의 지원(NRF-2015H1C1A1035499)을 받아 수행된 연구임.

## REFERENCES

1. Gupte, S., Mohandas, P. I. T., and Conrad, J. M., "A Survey of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles," *Proceedings of IEEE*, pp. 1-6, 2012.
2. Amazon.com, "Amazon Prime Air," <http://www.amazon.com/b?node=8037720011> (Accessed 28 May 2016)
3. Deutsche Post AG, "DHL Unmanned Aerial Vehicles," [http://www.dhl.com/en/about\\_us/logistics\\_insights/dhl\\_trend\\_research/uav.html](http://www.dhl.com/en/about_us/logistics_insights/dhl_trend_research/uav.html) (Accessed 28 May 2016)
4. Kim, C. H., Lee, J. H., Lee, W., and Choi, J. S., "Study on the Design of Small Scale UAV and the Selection Method of Efficient Propulsion System," *Proc. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, pp. 122-126, 2010.
5. Gur, O. and Rosen, A., "Optimizing Electric Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles," *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 4, pp. 1340-1353, 2009.
6. Jeong, J. S., Byun, Y. S., Kim, M. S., Song, W. J., Kang, B. S., et al., "Development of Motor Performance Test Rig for Multi-rotor UAV," *Proc. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, pp. 980-984, 2014.
7. Microchip, "AN885-Brushless DC(BLDC) Motor Fundamentals," <http://ww1.microchip.com/downloads/en/AppNotes/00885a.pdf> (Accessed 30 May 2016)
8. Tong, W., "Mechanical Design of Electric Motors," CRC Press, 1<sup>st</sup> Ed., pp. 58-66, 2014.
9. Lundström, D., Amadori, K., and Krus, P., "Validation of Models for Small Scale Electric Propulsion Systems," *Proc. of 48<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting*, pp. 4-7, 2010.
10. Brandt, J. B. and Selig, M. S., "Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers," *Proc. of 49<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting*, pp. 1-18, 2011.
11. APC Propellers, "APC Propellers," <http://www.apcprop.com/> (Accessed 28 May 2016)
12. Im, J.-K., Lim, D.-Y., Windarko, N. A., Choi, J.-H., Chung, G.-B., et al., "Electric Modeling of Lithium-Polymer Battery," *the Transactions of the Korean Institute of Power Electronics*, Vol. 16, No. 2, pp. 199-207, 2011.
13. Lee, J. W., Park, C. H., and Cha, H. J., "Analysis and Verification of a LiPB Model for Temperature Variation," *The Korean Institute of Power Electronics*, Vol. 2014, No. 7, pp. 478-479, 2014.
14. Hobbywing, "Hobbywing Aircraft System," <http://www.hobbywing.com/> (Accessed 28 May 2016)
15. Lee, J. W., Jo, J. M., Kim, S. S., and Cha, H. J., "The State of Charge Estimation for Lithium-Polymer Battery using a PI Observer," *the Transactions of the Korean Institute of Power Electronics*, Vol. 20, No. 2, pp. 175-181, 2015
16. 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, pp. 5625-5641, 2013
17. PULSO, "PULSO MOTOR," <http://www.pulsosystem.com/> (Accessed 28 May 2016)
18. Dualsky, "Dualsky Advanced Power Systems," <http://www.dualsky.com/> (Accessed 28 May 2016)