



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(12), 989-996(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.12.989

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

## 배터리 사용량 예측 모델 기반 3차원 UAV 경로 최적화

강태영<sup>1</sup>, 김승훈<sup>2</sup>, 박경인<sup>3</sup>, 유창경<sup>4</sup>

### 3-Dimensional UAV Path Optimization Based on Battery Usage Prediction Model

Tae Young Kang<sup>1</sup>, Seung Hoon Kim<sup>2</sup>, Kyung In Park<sup>3</sup> and Chang-Kyung Ryoo<sup>4</sup>

Inha University

#### ABSTRACT

In the case of an unmanned aerial vehicle using a battery as a power source, there are restrictions in performing the mission because the battery capacity is limited. To extend the mission capability, it is important to minimize battery usage while the flight to the mission area. In addition, by using the battery usage prediction model, the possibility of mission completeness can be determined and it can be a criterion for selecting an emergent landing point in the mission planning stage. In this paper, we propose a battery usage prediction model considering as one of the environmental factors in the three-dimensional space. The required power is calculated according to the flight geometry of an unmanned aerial vehicle. True battery usage which is predicted from the required power is verified through the comparison with the battery usage prediction model. The optimal flight trajectory that minimizes battery usage is produced and compared with the shortest travel distance.

#### 초 록

배터리를 동력원으로 사용하는 무인항공기의 경우 배터리 용량이 한정적이기 때문에 임무 수행에 제약이 발생할 수 있다. 이를 최소화하기 위해 임무 지역으로 이동하는 동안 소모되는 배터리를 최소화 하는 것이 중요하다. 또한 임무 계획 단계에서 배터리 소모량 예측 모델을 이용하여 임무 수행 가능성을 사전에 판단할 수 있으며 복귀 시점 선정에 기준이 될 수 있다. 본 논문에서는 3차원 공간에서 환경 요소를 반영한 배터리 사용량 예측 모델을 제안한다. 무인항공기의 비행 기하 관계에 따라 요구 동력을 산출하고 이를 통해 배터리 사용량을 예측하였으며 기존에 제안된 배터리 사용량 예측 기법과 비교를 통해 검증한다. 또한 이를 목적함수로 하여 배터리 사용량을 최소화 하는 비행경로를 생성하고 최단 거리를 목적함수로 하였을 때의 결과와 비교하였다.

**Key Words** : Battery Usage Prediction(배터리 사용량 예측), 3D Path Planning(3차원 경로 계획), Optimization(최적화)

#### 1. 서 론

무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)는 기

동이 자유롭고 사람이 접근하기 힘든 영역에서의 임무 수행이 가능하기 때문에 감시, 정찰 등 다양한 분야에 적용되고 있다. 그러나 배터리를 동력원으로 사

† Received : October 21, 2021    Revised : November 25, 2021    Accepted : November 25, 2021

<sup>1-3</sup> Graduate Student, <sup>4</sup> Professor

<sup>4</sup> Corresponding author, E-mail : ckryoo@inha.ac.kr, ORCID 0000-0001-5099-5980

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

용하는 UAV의 경우 한정적인 용량으로 인해 장시간 운용이 어려우며 배터리 용량의 증가는 무게의 증가로 이어져 소비 전력의 상승을 야기한다. 이로 인해 임무 지역에서의 임무 수행 시간에 제약이 발생하며 원활한 임무 수행을 위해 임무 지역까지 이동에 소모되는 배터리를 최소화 하는 것이 중요하다.

배터리 잔량(State Of Charge, SOC)을 예측하기 위해 Model Based Methods, Look-up Table, Data Driven Approach, Coulomb Counting Method 등의 다양한 기법들이 개발되었다. Data-Driven Approach와 Look-up Table을 이용한 예측 방법은 다량의 배터리의 충/방전 실험 데이터를 필요로 하고 Model Based Approach는 배터리의 정밀한 모델이 필요하며 실시간 사용이 어렵다. Coulomb Counting Method는 순간적인 충/방전이 일어나는 시스템에서 누적오차가 증가하지만 요구 동력에 따른 배터리 사용량 예측이 쉽고 연산량이 적어 실시간 산출이 가능하다[1].

UAV의 요구동력을 산출하기 위한 방법으로는 Integrated Model, Hovering Energy Consumption Model, Component Model 등이 있으며, 모두 등속으로 기동한다고 가정한다[2]. Integrated Model은 UAV가 고정익 항공기의 축소판이라고 가정하여 무게, 크기, 로터, 배터리 등의 UAV 설계 특성들과 공력을 양항비 하나로 통합한 모델이다[3,4]. Hovering Consumption Model은 UAV가 어느 기동을 하더라도 호버링 할 때와 비슷한 에너지를 소모한다고 가정하여 호버링 시의 에너지만을 계산한 모델이다 [5,6]. Component Model은 UAV에 작용하는 힘인 추력, 중력, 항력 성분을 고려하여 이착륙, 수평 비행 등 비행경로의 Case마다 각각의 모델로 요구동력을 산출한다[7,8]. 대부분의 UAV의 요구동력 산출 선행 연구에서는 비행 경로를 2차원으로 축소하여 등속 수평/수직비행 혹은 Hovering을 가정하였으며, 풍향을 이산적으로 고려하여 실제 3차원 기동을 수행하는 UAV의 요구동력을 산출하기 어려운 점이 있다.

본 논문에서는 UAV의 3차원 비행 기하를 이용하여 바람을 고려한 3차원 기동에 대한 요구 동력을 산출방법을 제안하고 이를 기존에 제안된 요구동력 산출 모델과 비교 분석하였다. 요구동력 산출 결과와 Coulomb Counting Method를 이용한 배터리 사용량 예측 모델을 이용하여 배터리 사용량을 최소화하는 경로 최적화 문제를 구성하였으며, 경로 길이를 최소화하는 최적화 문제의 결과와 비교, 분석하였다.

## II. 본 론

### 2.1 기하관계 정의

기하관계 정의를 위해 현재 Waypoint를 원점으로 하며 x축은 다음 Waypoint까지의 비행 경로를 지표

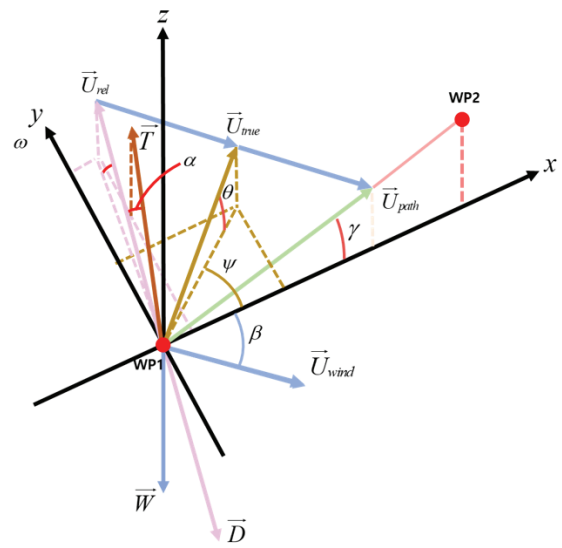


Fig. 1. UAV Flight Geometry

면에 정사영시킨 방향, z축은 지표면에 수직인 방향, y축은 x축, z축과 오른손 좌표계를 형성하는 Local Inertial 좌표계를 정의한다. 현재 Waypoint에서 다음 Waypoint까지의 기동 시 UAV에 작용하는 힘 벡터 및 속도 벡터의 기하관계는 Fig. 1과 같다. 바람은 수평면 상에서만 작용하며 기하관계를 나타내기 위한 변수는 Table 1과 같이 정의한다.

속도는 True, Path Following, Relative 3가지로 정의한다. True Velocity는 Inertial Frame에서의 UAV 절대 속도이며 UAV의 속도 명령과 같다. Relative Velocity는 바람과 True Velocity간의 상대 속도이고 Path Following Velocity는 바람에 의해 밀린 UAV의 속도를 나타낸다.

Table 1. Definition of Variables

Variable	Definition
$\gamma$	Flight Path Angle (Elevation)
$\psi$	Angle between True Velocity and Path Riding Axis
$\theta$	Elevation Angle of True Velocity
$\omega$	Elevation Angle of Relative Velocity
$\alpha$	Angle between Relative Velocity and Thrust
$\beta$	Angle between Wind Velocity and Path Riding Axis
$\vec{U}_p$	UAV Path Following Velocity
$\vec{U}_t$	UAV True Velocity
$\vec{U}_r$	UAV Relative Velocity
$\vec{U}_w$	Wind Velocity

## 2.2 배터리 사용량 예측 모델

요구동력 산출을 위해 등속으로 기동하는 UAV에 작용하는 힘인 중력, 추력, 항력을 고려하여 비행경로의 Case마다 요구동력을 계산하는 Component Model을 적용하였다. Fig. 1의 기하관계를 이용하여 3차원 공간상에서의 요구동력을 산출하며 비행경로에 따라 수직비행, 수평비행, 사선비행으로 기동상태를 구분한다.

### 2.2.1 요구 동력 산출

수평비행 또는 사선비행 시 Fig. 2와 같이 진속도와 경로이동속도, 바람으로 삼각형 기하가 형성된다. 제 2 코사인 법칙을 이용하면 식 (1)과 같이 경로 이동속도에 대한 2차 방정식 형태이므로 식 (2)와 같이 계산할 수 있다.

$$\|\vec{U}_p\|^2 \cos^2 \gamma - 2\|\vec{U}_p\|\|\vec{U}_w\| \cos \beta + \|\vec{U}_w\|^2 - \|\vec{U}_t\|^2 \cos^2 \theta = 0 \quad (1)$$

$$\|\vec{U}_p\| = \frac{2\|\vec{U}_w\| \cos \beta}{2 \cos^2 \gamma} + \frac{\sqrt{(2\|\vec{U}_w\| \cos \beta)^2 + 4 \cos^2 \gamma \|\vec{U}_t\|^2 \cos^2 \theta}}{2 \cos^2 \gamma} \quad (2)$$

수직비행 시에는 경로이동속도, 바람속도, 진속도가 수직면상에서 삼각형을 이루고 식 (3)과 같이 경로이동속도를 계산할 수 있다.

$$\|\vec{U}_p\|^2 = \|\vec{U}_t\|^2 - \|\vec{U}_w\|^2 \quad (3)$$

3차원 공간상에서 속도 벡터 성분은 식 (4)와 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \vec{U}_p &= U_p [\cos \gamma, 0, \sin \gamma]^T \\ \vec{U}_w &= U_w [\cos \beta, \sin \beta, 0]^T \\ \vec{U}_t &= \vec{U}_p - \vec{U}_w \end{aligned} \quad (4)$$

UAV가 등속비행하는 경우를 가정하며 추력은 중력과 항력의 합과 균형을 이루기 때문에 항력과 추력은 식 (5), (6)과 같이 구할 수 있다.

$$\vec{D} = \frac{1}{2} \rho \|\vec{U}_r\|^2 S C_d \cdot \vec{U}_r / \|\vec{U}_r\| \quad (5)$$

$$\|\vec{T}\| = \sqrt{(\|\vec{W}\| + \|\vec{D}\| \sin \omega)^2 + (\|\vec{D}\| \cos \omega)^2} \quad (6)$$

where,  $C_d$  : Drag Coefficient  
 $\rho$  : Air Density  
 $S$  : Cross Section Area  
 $A$  : Rotor Spinning Area  
 $W$  : UAV Weight

로터의 요구동력은 식 (7)과 같이 parasite, gravity, induced drag를 극복하기 위한 동력의 합으로 나타난다.

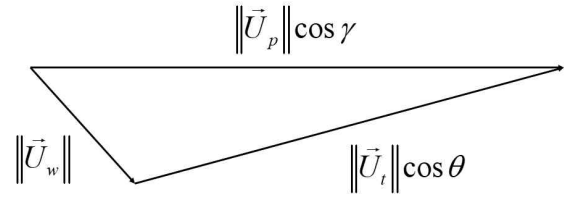


Fig. 2. UAV Velocity (2D Horizontal Plane)

$$\begin{aligned} P_{req,rotor} &= P_{parasite} + P_{gravity} + P_{induced} \\ &= \|\vec{D}\| \|\vec{U}_r\| + \|\vec{W}\| \|\vec{U}_r\| \sin \omega + \|\vec{T}\| \|\vec{U}_i\| \end{aligned} \quad (7)$$

Induced velocity  $U_i$ 는 수직 상승비행 또는 사선비행 시 식 (8), 수직 하강비행 시에는 식 (9)와 같이 계산된다.

$$\|\vec{U}_i\| = \frac{\|\vec{T}\|}{2\rho A \sqrt{(\|\vec{U}_r\| \sin \alpha)^2 + (\|\vec{U}_r\| \cos \alpha + \|\vec{U}_i\|)^2}} \quad (8)$$

$$\|\vec{U}_i\| = \frac{\|\vec{T}\|}{2\rho A (\|\vec{U}_r\| - \|\vec{U}_i\|)} \quad (9)$$

추력벡터와 상대속도 벡터 사이각  $\alpha$ 는 식 (10)과 같이 구할 수 있다.

$$\cos \alpha = \frac{\vec{U}_r \cdot \vec{T}}{\|\vec{U}_r\| \|\vec{T}\|} \quad (10)$$

요구 동력은 식 (7)과 같이 계산된 로터의 요구동력을 프로펠러의 효율계수로 나누어 구해지며 식 (11)과 같다.

$$P_{req} = \frac{P_{req,rotor}}{\eta} \quad (11)$$

Figure 3은 비행경로각과 속도에 따른 요구동력을 나타내며 하강 비행 중 induced 속도가 계산되지 않거나 요구동력이 음이 되는 경우가 발생한다. 이는 UAV가 가파른 하강 비행 시 발생하는 vortex-ring 상태로 유동 예측이 불가능하고 조종이 불가능하므로 피해야 하는 영역이다[9,10].

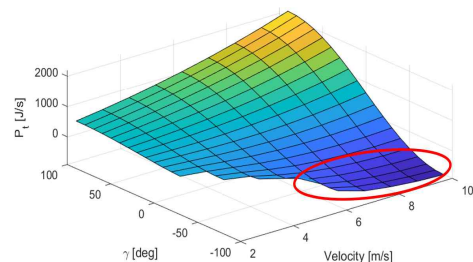


Fig. 3. Required Power due to Gamma and Velocity

2.2.2 요구 동력 산출 결과 분석

본 논문에서 제안하는 요구동력계산 방안을 검증하기 위해 Component Model을 적용한 R2, R3 모델과 비교하였다[2,7,8]. R2 모델의 경우 parasite drag와 induced drag만을 고려하고, R3 모델의 경우 profile drag까지 고려한다. UAV와 배터리의 제원은 Table 2와 같고 참고문헌에서와 동일한 바람이 없는 등속 수평비행 조건에서 비교하였다.

Figure 4는 참고문헌에서 제안된 모델과 본 논문에서 제안한 모델의 EPM(Energy Per Meter)을 나타내며 이는 요구동력을 경로 이동속도로 나눈 값으로, 1m를 이동하는 데 필요한 에너지를 의미한다. 제안한 방법이 R2, R3 모델과 유사한 경향을 나타낸다. EPM이 최소가 되는 비행속도를 기준으로 하여 속도가 감소하는 경우 parasite drag를 극복하기 위한 요구동력은 감소하지만 induced drag를 극복하기 위한 요구동력은 증가하기 때문에 EPM이 증가하며 속도가 증가하는 경우 induced drag를 극복하기 위한 요구동력은 감소하지만 parasite drag를 극복하기 위한 요구동력은 증가하기 때문에 EPM은 증가한다.

Figure 5는 바람이 불지 않는 경우 비행경로각에 따른 EPM을 나타낸다. 비행경로각이 증가할수록 중력을 극복하기 위한 요구동력이 증가하기 때문에 EPM이 증가한다. 이로 인해 수직 상승 시의 EPM이 가장 크며 비행경로각이 감소할수록 EPM이 감소한다.

Figure 6은 바람이 부는 경우 비행경로각과 비행경로와 풍향의 각도 차이( $\beta$ )에 따른 EPM을 나타낸다.  $\beta$ 가 180도에 가까울수록 UAV의 이동 방향과 반대 방향으로 바람이 불기 때문에 parasite drag를 극복하기 위한 요구동력이 증가한다. 비행경로각이 90도인 경우 풍향에 관계없이 동일한 EPM이 요구되며 이는 수직 상승 시에 풍향에 관계없이 상쇄해야 하

Table 2. UAV & Battery Specification

Parameter	Value	Units
Weight	2.57	[kg]
Number of rotors	4	[-]
Cross Section Area	0.0771	[ $m^2$ ]
Drag Coefficient	1.49	[-]
Rotor Spinning Area	0.20268	[ $m^2$ ]
Initial Capacity	8000	[mAh]
Standard Voltage	22.2	[V]
Fully Charged Voltage	25.2	[V]
Battery Power Transfer Efficiency	0.7	[-]

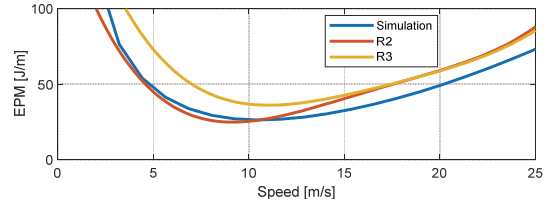


Fig. 4. EPM due to Speed

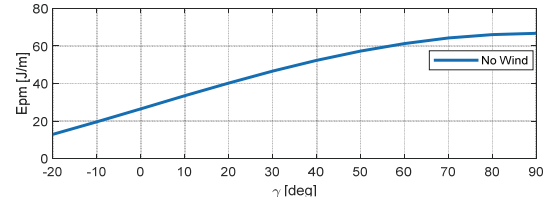


Fig. 5. EPM due to Gamma w/o Wind

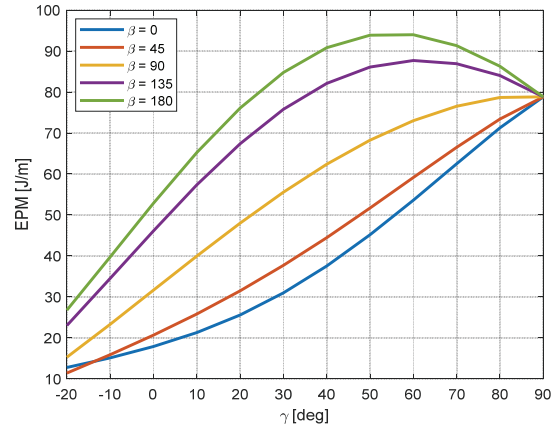
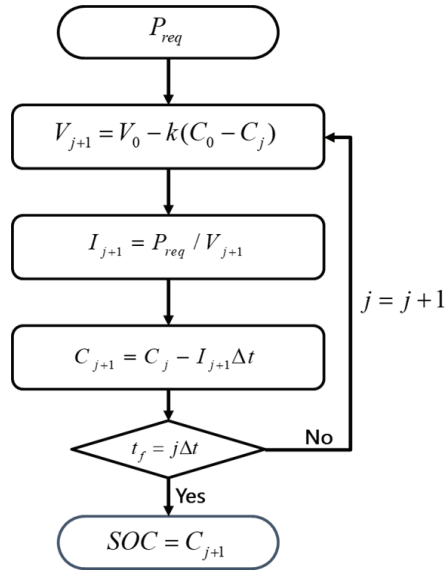


Fig. 6. EPM due to Beta and Gamma

는 바람의 크기가 동일하기 때문이다. 또한 풍향에 따라 비행경로각이 90도일 때 최대 EPM이 아닌 경우가 존재하며 이는 요구동력 산출에 사용되는 상대속도가 바람에 의해 수직이 되지 않기 때문이다. 상대속도가 수직일 때 최대 EPM이 요구된다.

2.3 배터리 사용량 예측 모델

앞 절에서 산출한 요구동력을 이용하여 배터리 사용량 예측 모델에 적용하였다. 배터리 사용량 예측은 Coulomb Counting Method를 적용하였으며, 단위 시간마다의 전격용량을 계산하는 방식으로 흐름도는 Fig. 7과 같다[11]. 전격용량이 적어짐에 따라 전압이 낮아지게 되어 전격용량이 일정수준 이하로 떨어지면 전압을 제대로 공급해주지 못하는 현상인 전압강하를 고려하여 전압강하계수와 방전계수를 정하고 전격용량에 따른 전압을 계산하였다. 요구동력에 맞는 전류를 계산하여 전류에 단위시간을 곱한 값을 전격용량에서 단위시간마다 빼는 것을 비행시간동안 반복한 뒤 남은 전격용량으로 SOC를 계산한다. 사용한 제원은 Table 2와 같다.



where,  $P_{req}$  : Required Power  
 $V$  : Voltage  
 $I$  : Current  
 $C$  : Capacity  
 $t_f$  : Flight Time  
 $\Delta t$  : Time Step  
 $k$  : Voltage Drop Coefficient

Fig. 7. Coulomb Counting Method Flowchart

Figure 8은 바람이 없는 경우 1km의 비행거리에 대하여 이동 속도와 비행 경로각에 따른 SOC 산출 결과이다. Fig. 5에서 비행경로각이 증가할수록 EPM이 증가하기 때문에 SOC가 감소한다.

Figure 9는 3m/s 풍속 환경에서 1km의 비행거리에 대하여 비행경로각과 풍향에 따른 SOC 산출 결과이다. Fig. 6에서 순풍일 경우 비행경로각이 증가할수록 EPM이 증가하기 때문에 SOC가 감소한다. 또한 역풍일 경우 비행경로각이 60도일 때의 EPM이 가장 크기 때문에 SOC가 가장 작게 나타난다.

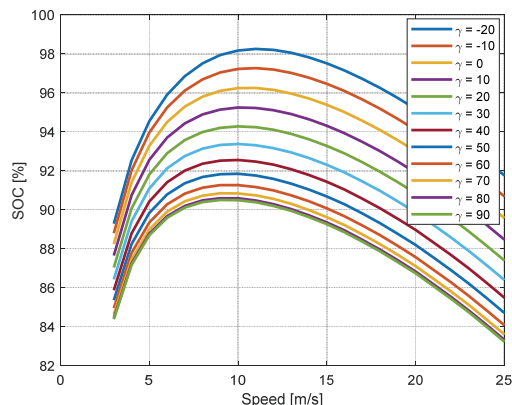


Fig. 8. SOC due to Speed

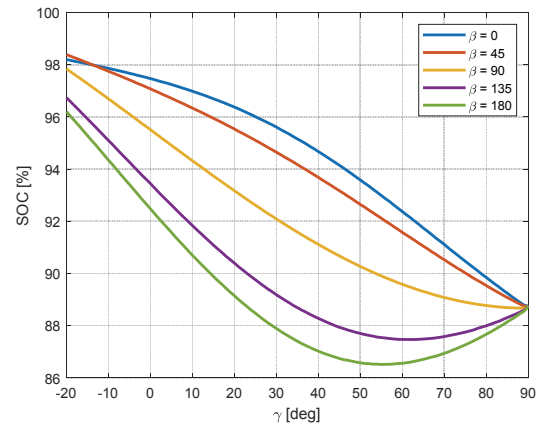


Fig. 9. SOC due to Beta and Gamma

## 2.4 경로 최적화

### 2.4.1 문제 정식화

본 논문에서는 배터리 사용량 예측 모델을 목적함수에 반영하여 비행 경로를 산출하였다. 목적지가 멀어 배터리 사용량이 100% 이상인 경우는 배터리 사용량 예측이 feasible 하지 않기 때문에 경로 길이를 고려한다. 또한 장애물과의 충돌을 방지하기 위해 식 (13)과 같이 장애물과의 페널티를 고려하였으며, 목적함수는 식 (14)와 같다.  $w_1, w_2$ 는 가중치 파라미터로 경로 길이, 배터리 사용량, 장애물충돌 페널티의 Resolution을 유사하게 하도록 설정한다.

$$O = \max\left(1 - \frac{d}{r_{obs}}, 0\right) \quad (12)$$

$$\min J = \begin{cases} w_1 L \times (1 + w_2 O) & , \text{if } B > 100 \\ (w_1 L + B) \times (1 + w_2 O) & , \text{else} \end{cases} \quad (13)$$

where,  $d$  : Distance between UAV & obstacle  
 $r_{obs}$  : Obstacle Radius  
 $L$  : Path Length  
 $B$  : Battery Usage  
 $O$  : Obstacle Penalty  
 $w_1, w_2$  : weights

### 2.4.2 최적 경로 산출

본 논문에서 제한한 배터리 사용량 예측 모델을 이용하여 배터리 사용량을 최소화하는 비행경로를 산출하였다. 3차원 공간상에서 3m/s의 일정한 풍속을 가정하였으며, 지형의 유무와 풍향에 따른 배터리 사용량 최소 경로를 산출하고 이를 최단 경로와 비교하였다. 확률론적 최적화 기법 중 하나인 PSO(Particle Swarm Optimization)를 사용하였으며, Parameter는 Table 3과 같이 선정하였다[12,13].

Table 3. PSO Parameters

Parameter	Value
Maximum Iteration (It)	300
Particle Size (Pop)	200
Weight of Particle best ( $c_1$ )	0.2
Weight of Global best ( $c_2$ )	0.2
Weight ( $\omega$ )	0.3
Weight Damping Coeff. ( $\omega_d$ )	0.99

2.4.3 지형이 없는 경우

3차원 공간상에서 지형이 없는 상황에서 앞서 정의한 목적함수를 이용하여 배터리 사용량 최소 경로를 산출하였으며, Fig. 10과 같다. 풍향과 비행경로의 사잇각이 배터리 사용량에 영향을 미치기 때문에 풍향에 따라 최적화 결과가 다르게 나타난다.

배터리 최적화 경로의 공통적인 특징으로는 시작점에서 바람을 따라 상승한 후 경로점과 도착점 사이의 비행경로각이 제한이 걸리기 전인 -20도가 되도록 경로점이 정해진다. 이는 Fig. 6에서 볼 수 있듯이 풍향보다는 비행경로각에 의한 EPM의 차이가 크기 때문에 비행경로각이 가장 작아지도록 최적화가 수행되었다.

Figure 11은 비행경로와 풍향의 각도 차이( $\beta$ )에 따른 경로 길이 최소화 결과의 SOC와 배터리 소모 최소화 결과의 SOC, 그리고 그 차이를 나타낸 것으로 배터리 소모 최소화 경로가 경로 길이 최소화의 결과보다 배터리를 더 적게 사용한다. 순풍일 경우 ( $\beta=0$ )에는 배터리 사용량의 차이가 거의 나지 않았지만 역풍에 가까워질수록 SOC 차이가 증가하며 최대 14.05%의 차이가 발생한다.

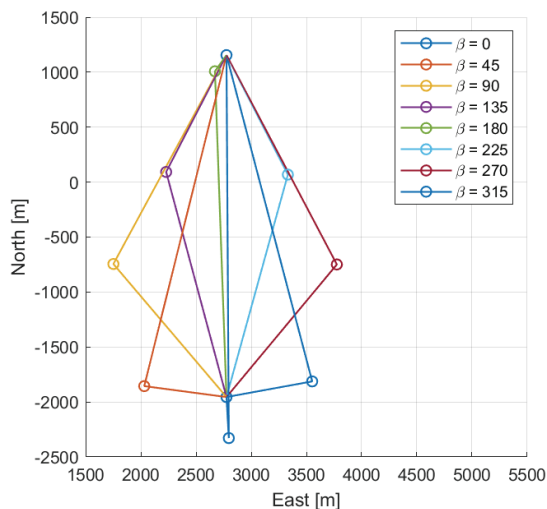


Fig. 10. Optimized Path

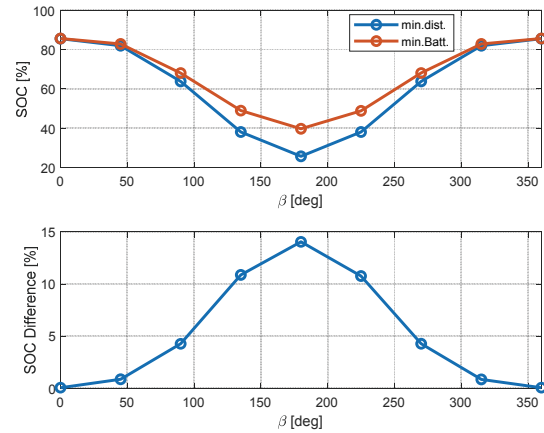


Fig. 11. SOC due to Beta

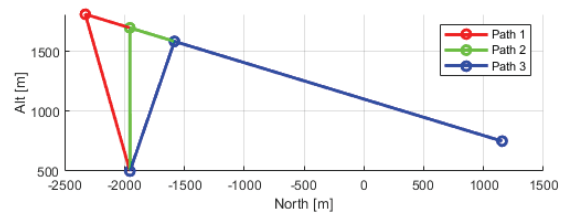


Fig. 12. Flight Path due to Gamma

Figure 10에서 역풍인 경우 출발지점에서 후방으로 상승한 후 다시 전진하는 경로를 나타낸다. 이는 배터리 사용량을 줄이기 위해 바람을 거스르지 않고 최소 동력으로 상승한 후 일정한 비행경로각으로 하강하기 때문이다. 이에 대한 배터리 소모량 확인을 위해 초기 상승점 위치에 따른 경로를 생성하고 이에 대한 배터리 소모량을 산출하였다. Fig. 12는 Fig. 10의 역풍인 경우에서 초기 상승점 위치에 따른 경로를 나타낸다. Path 1은 바람에 의해 밀리는 것을 거스르지 않고 상승하는 경우이며 Path 2는 수직 상승, Path 3은 전진방향으로 상승하는 경우이다.

각 경로에 대한 배터리 사용량은 Fig. 13과 같다. Path 3이 전체 경로의 길이는 가장 짧지만 상승 구간에서 바람에 대한 저항이 크기 때문에 배터리 사용량이 증가하며 전체 경로에서 가장 많은 배터리를 소모한다. Path 1은 전체 경로 길이는 가장 길지만 가장 적은 배터리를 소모한다.

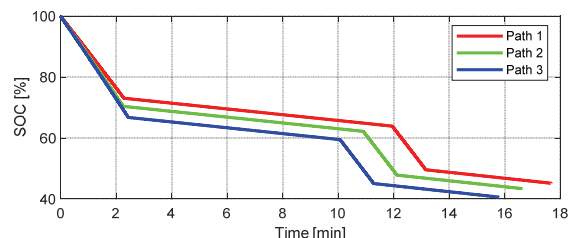


Fig. 13. Battery Usage due to Gamma

## 2.4.4 지형이 있는 경우

3차원 공간상에서 지형이 있는 상황에서 배터리 사용량 최소 경로를 산출하였다. 지형은 임의로 모사하였으며 Fig. 14는 장애물이 있는 환경에서 풍향에 따른 경로를 나타낸 것으로 검은 선은 경로 길이 최소화 목적함수의 최적화 결과이며, 다른 4개는 풍향에 따른 배터리 최소화 목적함수의 최적화 결과이다. 풍향이 달라져도 거리 최적화 경로는 바뀌지 않지만 풍향이 배터리 사용량에 영향을 끼치기 때문에 풍향마다 배터리 최적화 경로가 다른 것을 볼 수 있다. 최단 경로 결과는 경로 길이를 최소화하기 위해 언덕을 넘어가는 비행경로가 나타나지만 배터리 최적화 경로는 풍향에 따라 언덕을 넘어가기도, 돌아가기도 하는 것을 볼 수 있다. 이는 Fig. 6과 같이 비행경로각 증가에 따라 배터리 사용량이 증가하기 때문이며 우회하는 경로의 길이가 길어 큰 비행경로각으로 비행하였을 때보다 배터리 소모가 많은 경우가 아니라면 우회하는 경로에서 배터리 사용량이 적게 나타난다. Fig. 14에서 풍향이 30 deg인 경우 초기에 도착점 방향이 아닌 반대방향으로 이동 후 전진하는 경로가 나타나며 이는 Fig. 10에서 역풍이 부는 경우와 유사한 경우이다.

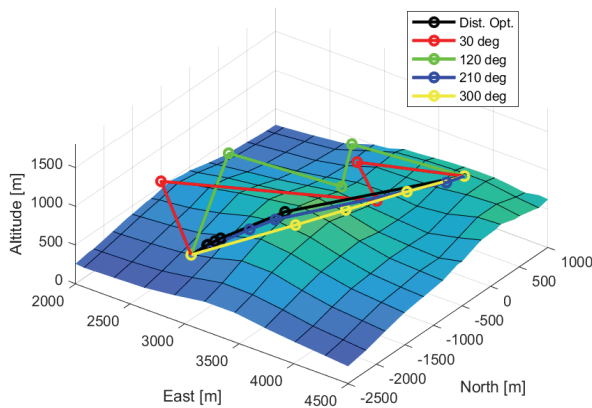


Fig. 14. Optimized Path

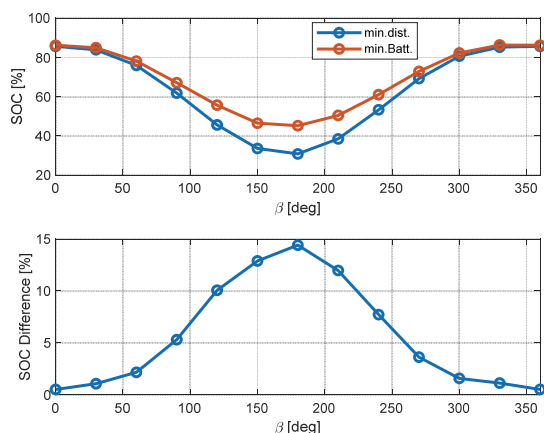


Fig. 15. SOC due to Beta

Figure 15는 비행경로와 풍향의 각도 차이( $\beta$ )에 따른 거리 최적화 경로의 SOC와 배터리 최적화 경로의 SOC, 그리고 그 차이를 나타낸 것으로 Fig. 11과 같이 배터리 최적화 경로가 거리 최적화 경로보다 배터리를 더 적게 사용하는 것을 확인할 수 있다. 순풍일 경우 ( $\beta=0$ )에는 배터리 사용량의 차이가 거의 나지 않았지만 역풍에 가까워질수록 SOC 차이가 증가한다. 풍향에 따른 SOC와 SOC의 차이는 Fig. 11과 유사한 경향을 나타내며 장애물에 의해 우회하는 경로가 생성되기 때문에 완전한 대칭으로 나타나지는 않는다.

## III. 결 론

본 논문에서는 3차원 공간상에서 UAV의 비행기하와 풍향에 따른 요구동력 산출 및 배터리 사용량 예측 모델을 제안하였다. 환경 요소인 바람을 이산적인 요소가 아닌 연속적으로 고려하기 위해 기하관계를 정의하고 이를 바탕으로 요구동력 산출을 위한 속도 성분을 계산하였다. Component Model을 이용하여 기동 형태에 따른 요구 동력을 산출하였으며, Coulomb Counting Method를 적용해 UAV의 배터리 사용량 예측 모델을 구성하였다.

제안한 배터리 사용량 예측 모델을 이용하여 배터리 사용량을 목적함수로 하는 경로 최적화 문제를 정의하고 경로 길이를 목적함수로 했을 때의 결과와 비교하였다. 바람의 방향으로 상승한 후 목적지 방향으로 일정한 비행경로각으로 하강하는 형태의 경로가 나타난다. 전체 경로의 길이는 증가하나 상승 시 바람을 거스르기 위해 소모되는 에너지를 최소화하고 작은 비행경로각을 유지하며 하강하기 때문에 전체 비행경로에서 배터리 사용량은 최소화된다. 장애물이 있는 경우 풍향에 따라서 우회 혹은 넘어가는 경로가 나타난다. 이는 비행경로각 증가에 따른 EPM과 관련이 있으며, 경로 길이 증가에 의한 에너지 소모량과 비행경로각 증가에 의한 에너지 소모량 중 유리한 방향으로 경로가 생성된다.

배터리 사용량을 최소화하는 경로 산출을 통해 임무 지역까지 비행 과정에서 소모되는 에너지를 감소시킬 수 있으며 임무 지역 도착 시의 잔여 배터리를 확보할 수 있다. 이를 통해 임무 수행에 더 많은 에너지와 시간을 사용할 수 있으며, UAV의 임무 수행 능력 향상과 연관된다. 또한 사전 경로 계획 단계에서 생성된 경로에 대한 배터리 사용량을 예측하고 비행 가능성 및 임무 수행 가능성 판단과정에 활용될 수 있다.

## 후 기

본 연구는 과학기술정보통신부/산업통상자원부/국토교통부/국토교통과학기술진흥원의 지원으로 수행되었음(과제번호 21DPIW-C153691-03).

## References

- 1) Dickson, N. T. H., Hannan, M. A., Hossain Lipu, M. S. and Ker, P. J., "State of Charge Estimation for Lithium-Ion Batteries Using Model-Based and Data-Driven Methods: A Review," *IEEE Access*, Vol. 7, 2019, pp. 136116~136136.
- 2) Juam, Z., James, F. C., Donald, C. S. and Andrea, C. H., "Energy Consumption models for delivery drones: A comparison and assessment," *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, Vol. 90, 2021.
- 3) D'Andrea, R., "Guest Editorial Can Drones Deliver?," *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, Vol. 11, No. 3, July 2014, pp. 647~648.
- 4) Asma, T., Sid-Ali, A., Sofiene, D. and Abderrahman, E. M., "Sizing of the Drone Delivery Fleet Considering Energy Autonomy," *Sustainability*, Vol. 10, No. 9, 2018, p. 3344.
- 5) Kevin, D., Jordan, H., Geoffrey, G. M. and Sebastian, M., "Vehicle Routing Problems for Drone Delivery," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, Vol. 47, No. 1, January 2017, pp. 70~85.
- 6) Jeong, H. Y., Song, B. D. and Lee, S., "Truck-drone hybrid delivery routing: Payload-energy dependency and No-Fly zones," *International Journal of Production Economics*, Vol. 214, 2019, pp. 220~233.
- 7) Joshua, K. S., Constantine, S., Emma, R. O., Alia, L., Alexandra, S. M. and Daniel, C., "Energy use and life cycle greenhouse gas emissions of drones for commercial package delivery," *Nature communications*, Vol. 9, No. 1, 2018, pp. 1~13.
- 8) Kirschstein, T., "Comparison of energy demands of drone-based and ground-based parcel delivery services," *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, Vol. 78, 2020, p. 102209.
- 9) Talaeizadeh, A., Antunes, D., Pishkenari, H. and Alasty, A., "Optimal-time quadcopter descent trajectories avoiding the vortex ring and autorotation states," *Mechatronics*, Vol. 68, 2020, p. 102362.
- 10) U.S. Dept. of Transportation, and FAA, *Helicopter Emergencies and Hazards*, 2012, pp. 11-8~11-20.
- 11) Hwang, M., Cha, H. and Jung, S. Y., "Practical Endurance Estimation for Minimizing Energy Consumption of Multirotor Unmanned Aerial Vehicles," *Energies*, Vol. 11, No. 9, 2018, p. 2221.
- 12) Kennedy, J. and Eberhart, R., "Particle Swarm Optimization," *Proceedings of IEEE International Conference on Neural Networks*, Vol. 4, 1995, pp. 1942~1948.
- 13) Shi, Y. and Eberhart, R., "A modified particle swarm optimizer," *Proceedings of IEEE International Conference on Evolutionary Computation*, 1998, pp. 69~73.