

태양광 전력모델을 포함한 장기체공 무인기의 3차원 경로계획 및 유도

3-Dimensional Path Planning and Guidance for High Altitude Long Endurance UAV Including a Solar Power Model

오수현* · 김갑동 · 박준현
LIG넥스원 항공연구센터

Su-hun Oh* · Kap-dong Kim · Jun-hyun Park
Avonics R&D Lab, LIG Nex1, Dageon 34115, Korea

[요 약]

본 논문에서는 태양광 장기체공 무인기의 전력모델을 포함한 3차원 경로계획과 유도에 대하여 기술한다. 본 논문에서 사용한 Dubins curve는 계산속도가 빨라 경로계획에 곧바로 적용이 가능하다는 장점이 있다. 하지만 Dubins curve의 경로생성 문제는 2차원 평면에서 정의되기 때문에 실제 항공기의 경로계획을 위해 Randal W. Beard에 의해 수행된 비행 경로각의 한계를 고려하여, 고도 차이에 따라 선회경로를 추가하는 방식의 3차원 Dubins 경로생성 알고리즘을 활용하였다. 본 논문에서 사용한 항공기 모델은 Aileron이 없기 때문에 Rudder를 사용하여 횡측 방향 제어를 설계하였으며, 비선형 경로추종 유도기법을 사용하여 경로추종 시뮬레이션을 수행하였다. 고도조건에 따른 예제를 생성하였으며, 시뮬레이션 결과 생성된 경로를 잘 추종하는 것을 확인하였다. 마지막으로 태양에너지 수율에 대한 계산식을 통해 태양광 장기체공 무인기의 전력 시스템을 모델링하여 48시간 연속비행 시뮬레이션을 실시하였고, 이에 대한 시뮬레이션 결과를 제시하였다.

[Abstract]

This paper introduces 3-dimensional path planning and guidance including power model for high altitude long endurance (HALE) UAV using solar energy. Dubins curve used in this paper has advantage of being directly available to apply path planning. However, most of the path planning problems using Dubins curve are defined in a two-dimensional plan. So, we used 3-dimensional Dubins path generation algorithm which was studied by Randal W. Beard. The aircraft model which used in this paper does not have an aileron. So we designed lateral controller by using a rudder. And then, we were conducted path tracking simulations by using a nonlinear path tracking algorithm. We generate examples according to altitude conditions. From the path tracking simulation results, we confirm that the path tracking is well on the flight path. Finally, we were modeling the power system of HALE UAVs and conducting path tracking simulation during 48hours. Modeling the amount of power generated by the solar cell through the calculation of the solar energy yield. And, we show the 48hours path tracking simulation results.

Key word : Dubins curve, High altitude long endurance, Path tracking, Guidance, Solar energy.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2016.20.5.401>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 19 September 2016 Revised 4 October 2016
Accepted (Publication) 12 October 2016 (30 October 2016)

*Corresponding Author ; Su-hun O

Tel: +82-42-718-3448

E-mail: suhun.o@lignex1.com

I. 서론

성층권 높이에서 운용되는 장기체공 항공기의 경우 비행 데이터 확보를 위해 많은 시간과 비용을 요구한다. 따라서 비행 시뮬레이션을 통해 실험시간과 비용을 절약할 필요가 있다. 항공기의 임무에 대한 시뮬레이션은 경로의 최적화가 매우 중요하다. 특히 장기체공 무인기의 경우 동력의 효율적인 사용을 위해 임무에 최적화된 경로를 추종해야한다.

본 논문에서는 최적경로 생성을 위한 방법으로 Dubins curve를 사용하였다(그림 1). Dubins curve의 경우 2차원 평면상의 두 점에 대하여 위치와 방향이 주어질 때 제한된 회전반경이 고려된 최단경로 문제의 해로써 계산속도가 빨라 경로계획에 바로 적용가능하다는 장점이 있다. 때문에 Dubins curve는 2차원 평면에서의 경로 최적화 문제에 많이 활용되어 왔다[1].

그러나 항공기의 실제비행은 3차원 공간에서 이루어지기 때문에 3차원 공간에서의 경로계획을 위한 알고리즘의 개발이 요구되었고, 그 결과 해외의 경우 이에 대한 많은 연구가 수행되었다. 하지만 국내에서는 이에 대한 연구수행 사례가 없다.

Shanmugavel. M.의 연구에서는 시작점과 목표점, 목표점에서의 방향벡터를 연결하는 평면에 대하여 2차원 Dubins 경로가 생성된 평면의 회전벡터를 계산하여, 추가적인 선회 경로를 통해 2차원 경로를 3차원으로 확장시켰다[2]. Randal W. Beard는 시작점과 목표점사이의 2차원 Dubins 경로와 실제항공기의 비행 경로각의 한계를 고려하여 고도차에 따라 선회경로를 추가하는 방식의 3차원 경로생성 알고리즘을 구현하였다[3].

본 논문에서는 태양에너지를 이용한 장기체공 무인기의 3차원 경로계획을 위해 Randal W. Beard의 알고리즘을 사용하였다[3]. 생성된 경로에 대한 추종성능을 확인하기 위해서 유도제 어기를 설계하고 비행 시뮬레이션 프로그램을 제작하였으며, 태양에너지 전력모델을 시뮬레이션 프로그램에 통합하여 태양광 장기체공 무인기의 운용모의를 위해 48시간 비행 시뮬레이션을 수행하였다[4]-[6].

II. 3차원 Dubins 경로생성

3차원 Dubins 경로생성은 2차원 평면에서 생성된 Dubins curve에 고도 항을 추가하여 확장된 것이다. 따라서 2장에서는 2차원 경로생성에 필요한 운동 모델과 경로생성 알고리즘과 3차원 경로생성 알고리즘에 대하여 설명한다.

2-1 2차원 Dubins 경로생성 알고리즘

2차원 평면에서의 시작점과 목표점의 위치는 NED좌표계에 서의 X, Y좌표와 방향각 (heading angle, ψ)에 대한 3차원 벡터로 표현된다 (식 1). 위치정보벡터에 대한 2차원 Dubins 모델은 대상의 속도, 방향각, 위치에 대한 식으로 모델링 된다(식 2).

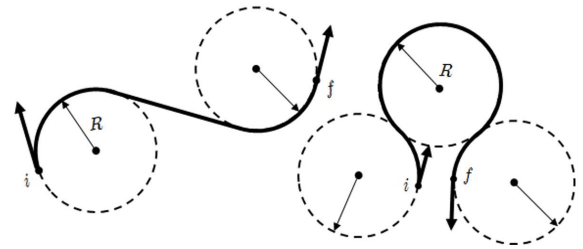


그림 1. 평면상의 두 점에 대한 Dubins curve[7]
Fig. 1. Dubins curve for the two points above the plane[7].

$$\begin{aligned} C_i &= [x_i \ y_i \ \psi_i] \\ C_f &= [x_f \ y_f \ \psi_f] \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_{ned} &= V \cos \psi \\ \dot{y}_{ned} &= V \sin \psi \\ \dot{\psi}_{ned} &= \mu, \text{ where } |\mu| \leq \bar{\mu} \end{aligned} \tag{2}$$

따라서 2차원 경로생성을 위한 최소선회반경(R_{min})은 식 (3)과 같고, 이에 따른 2차원 경로(L_{2D})는 최소선회반경과 위치정보벡터(C_i, C_f)의 함수로 나타내어진다.

$$R_{min} = V/\bar{u} \tag{3}$$

$$L_{2D} = f(C_i, C_f, R_{min}) \tag{4}$$

2-2 3차원 Dubins 경로생성 알고리즘

3차원 경로생성을 위한 모델은 2차원 모델에 비행 경로각 (flight path angle, γ)에 대한 항을 추가하여 확장된다. 이 때 실제 항공기의 비행 경로각의 한계에 의한 제한조건($\bar{\gamma}$)이 생성되고, 최소선회반경은 항공기의 방향각과 선회각(bank angle, ϕ)의 관계식으로부터 결정할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_{ned} &= V \cos \psi \cos \gamma \\ \dot{y}_{ned} &= V \sin \psi \cos \gamma \\ \dot{z}_{ned} &= -V \sin \gamma, \text{ where } |\gamma| \leq \bar{\gamma} \end{aligned} \tag{5}$$

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V} \tan \phi, \text{ where } |\phi| \leq \bar{\phi} \tag{6}$$

$$R_{min} = \frac{V^2}{g \tan \bar{\phi}} \tag{7}$$

3차원 경로생성에 필요한 위치정보는 고도를 포함하여 4차원 벡터로 표현되고 (식 8), 시작점과 목표점의 고도 차이에 따라 저고도 (식 9), 중고도 (식 10), 고고도 (식 11)의 경우로 분류된다.

$$\begin{aligned} C_i &= [x_i \ y_i \ z_i \ \psi_i] \\ C_f &= [x_f \ y_f \ z_f \ \psi_f] \end{aligned} \quad (8)$$

$$|z_f - z_i| \leq L_{2D}(R_{\min}) \tan \bar{\gamma} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} L_{2D}(R_{\min}) \tan \bar{\gamma} &< |z_f - z_i| \\ |z_f - z_i| &\leq [L_{2D}(R_{\min}) + 2\pi R_{\min}] \tan \bar{\gamma} \end{aligned} \quad (10)$$

$$|z_f - z_i| > [L_{2D}(R_{\min}) + 2\pi R_{\min}] \tan \bar{\gamma} \quad (11)$$

1) 저고도 변화

저고도 변화에 대한 3차원 경로(L_{3D})는 위치정보벡터로부터 2차원 Dubins 경로와 비행 경로각의 제한조건을 만족하는 최적 비행 경로각(optimal flight path angle, γ^*)을 구하는 문제로 나타낼 수 있다. 따라서 비행 경로각과 최소선회반경 및 2차원 경로에 대한 함수로 표현된다(식 12, 13).

$$\gamma^* = \tan^{-1} \left(\frac{|z_f - z_i|}{L_{2D}(R_{\min})} \right) \quad (12)$$

$$L_{3D}(R_{\min}, \gamma^*) = \frac{L_{2D}(R_{\min})}{\cos \gamma^*} \quad (13)$$

2) 고고도 변화

고고도 변화는 고도 차이가 매우 크기 때문에 나선형 선회경로를 추가하여 경로를 생성하게 된다. 추가 경로의 선회횟수(k)는 식 (14)으로 표현되고, 식 (11)의 고고도 조건식은 식 (15)로 다시 나타내어진다.

$$k = \left\lceil \frac{1}{2\pi R_{\min}} \left(\frac{|z_f - z_i|}{\tan \bar{\gamma}} - L_{2D}(R_{\min}) \right) \right\rceil \quad (14)$$

$$\begin{aligned} (L_{2D}(R_{\min}) + 2\pi k R_{\min}) \tan \bar{\gamma} &\leq |z_f - z_i| \\ |z_f - z_i| &< (L_{2D}(R_{\min}) + 2\pi(k+1)R_{\min}) \tan \bar{\gamma} \end{aligned} \quad (15)$$

나선형 경로의 선회반경은 2차원 Dubins 경로생성에 사용된 최적 선회반경 (optimal turn radius, R^*)과 같고, 비행 경로각의 한계 값으로 고도방향 경로를 생성한다. 따라서 고도 차이에 대하여 식 (16)의 관계를 갖게 되고, 3차원 경로는 최적 선회반경과 비행 경로각의 한계 값에 대한 함수로 표현된다(식 17).

$$(L_{2D}(R^*) + 2\pi k R^*) \tan \bar{\gamma} = |z_f - z_i| \quad (16)$$

$$L_{3D}(R^*, \bar{\gamma}) = \frac{L_{2D}(R^*)}{\cos \bar{\gamma}} \quad (17)$$

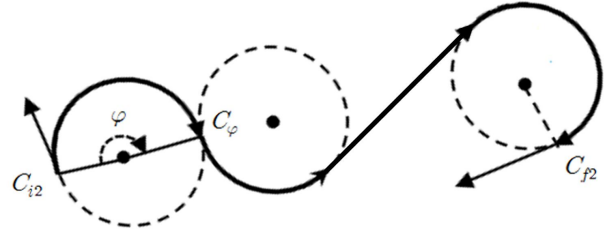


그림 2. 호를 추가한 2차원 경로생성
Fig. 2. 2 Dimensional path generation adding arc.

3) 중고도 변화

중고도 변화는 저고도 변화보다 고도 차이가 크지만, 나선형의 경로를 추가하기에는 고고도 변화보다 고도 차이가 작다. 따라서 전체회전 (full turn) 경로가 아니라 호(arc)형 경로를 추가하여 3차원 경로를 생성하게 된다(그림 2). 호가 경로의 시작점에 추가되었을 때 시작점의 위치정보는 호의 종료점을 기준으로 재설정 된다(식 18). 재설정된 시작점의 위치정보벡터(C_φ)로부터 목표점까지의 2차원 Dubins 경로는 φ 의 함수로 표현되고, 따라서 중고도 변화의 3차원 경로는 고도 차이에 대한 최적의 호 각도(φ^*)를 구하는 문제가 된다(식 19-21).

$$C_\varphi = [x_\varphi \ y_\varphi \ \psi_i + \varphi] \quad (18)$$

$$L(\varphi) = \varphi R_{\min} + L_{2D}(C_{i\varphi}, C_{f2}) \quad (19)$$

$$L(\varphi^*) \tan \bar{\gamma} = |z_f - z_i| \quad (20)$$

$$L_{3D} = \frac{L(\varphi^*)}{\cos \bar{\gamma}} \quad (21)$$

III. 제어기 설계 및 시뮬레이션

본 논문에서는 가로세로비 (aspect ratio)가 20이고, 에일러론 (aileron)이 없는 항공기 모델을 사용하였다. 항공기 운동은 강제 6자유도 운동방정식으로 모델링하였고, DATCOM을 사용하여 공력 데이터를 얻었다. 시뮬레이션 환경은 MATLAB과 Simulink를 사용하여 제작하였다.

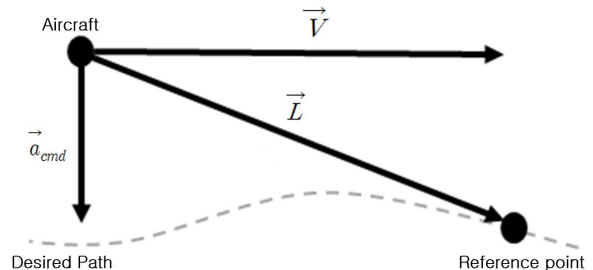


그림 3. 비선형 경로추종 및 유도기법 개념도[4]
Fig. 3. Nonlinear path following guidance[4].

3-1 외부루프 (Outer loop) [4]

외부루프는 NED좌표계에서의 가속도 값을 유도명령으로 출력한다(그림 3). 가속도 명령(\vec{a}_{cmd})은 경로에 대한 항공기의 현재위치벡터(\vec{L})와 속도벡터(\vec{V})를 통해 생성된다 (식 22). 생성된 가속도 명령의 a_N, a_E 와 현재의 방향각을 통해 속도와 수직방향이 되는 횡 방향 가속도 명령($a_{s,cmd}$)을 계산하고 (식 23), 관계식을 통해 롤 각(roll angle) 명령으로 변환된다 (식 24).

$$\vec{a}_{cmd} = \frac{2}{|\vec{L}|^2}(\vec{V} \times \vec{L}) \times \vec{V} = \begin{bmatrix} a_{cmd.N} \\ a_{cmd.E} \\ a_{cmd.D} \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$a_{s,cmd} = -a_{cmd.N} \sin \psi + a_{cmd.E} \cos \psi \quad (23)$$

$$\phi_{cmd} = \tan^{-1} \left(\frac{a_{s,cmd}}{g} \right) \quad (24)$$

3-2 내부루프 (Inner loop)

본 논문의 항공기 모델은 에일러론이 없기 때문에 러더 (rudder) 명령으로 롤 각을 제어하도록 내부루프를 설계하였다. 횡 방향 안정성을 증대시키기 위해 요 댐퍼 (yaw damper)를 설계하였고, 롤 제어기는 PI 제어기로 설계하였다 (그림 4).

종 방향의 제어기는 엘리베이터(elevator)로 피치(pitch, θ) 자세를 제어하고, 추력으로 고도를 제어하도록 설계하였다. 피치 제어기는 PI 제어기로 설계하였으며, 고도 제어기는 피치 제어를 포함한 P제어기로 설계하였다 (그림 5).

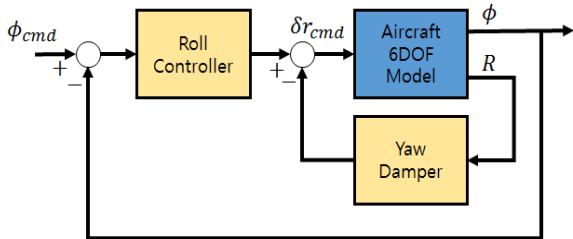


그림 4. 횡 방향 제어기 설계 개념도
Fig. 4. Lateral/Directional Controller design schematic.

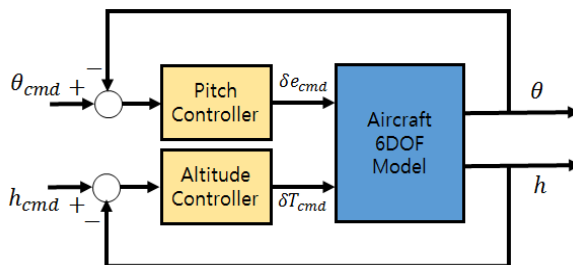


그림 5. 종 방향 제어기 설계 개념도
Fig. 5. Longitudinal Controller design schematic.

3-3 6자유도 경로추종 시뮬레이션

생성된 3차원 Dubins 경로에 대하여 비선형 경로추종 유도 기법을 통해 항공기의 6자유도 모델에 대한 제어를 수행하게 된다. 그림 6-8은 저고도, 중고도, 고고도 변화에 대한 경로추종 시뮬레이션 결과이다. 점선은 시작점(\times)과 목표점(\circ)에 대하여 2-2절의 3차원 Dubins 경로생성 알고리즘으로 생성된 경로이며, 실선은 경로추종 결과이다. 시뮬레이션 결과 생성 경로에 대하여 약 1 ~ 4 m의 위치오차가 발생하였지만 경로추종이 잘 이루어졌음을 확인할 수 있었다.

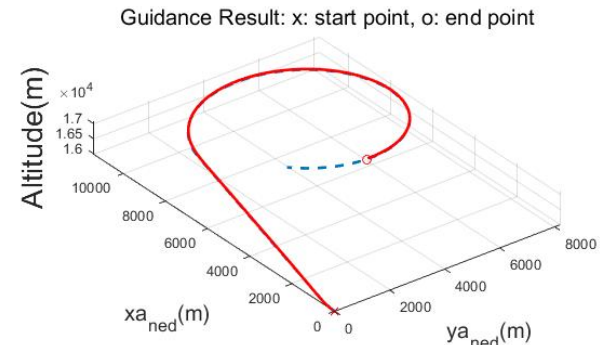


그림 6. 경로추종 시뮬레이션 결과 (저고도)
Fig. 6. Path following simulation result (low altitude).

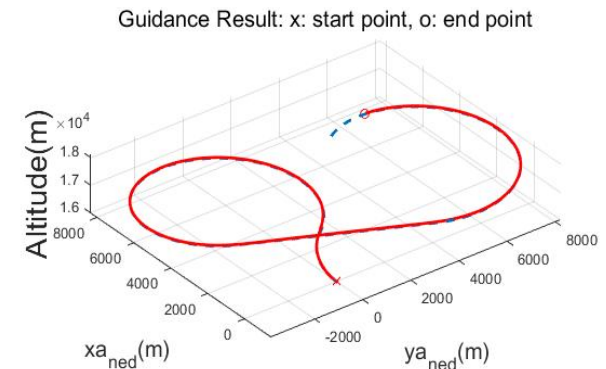


그림 7. 경로추종 시뮬레이션 결과 (중고도)
Fig. 7. Path following simulation result (medium altitude).

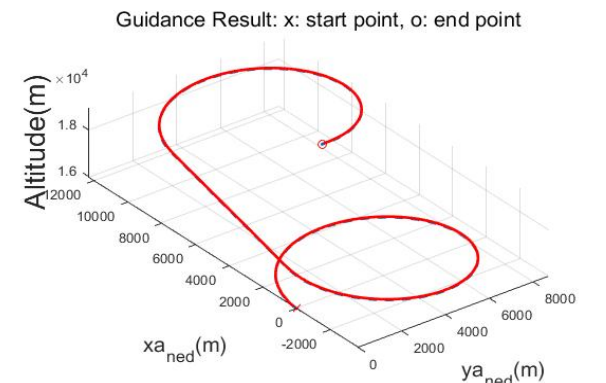


그림 8. 경로추종 시뮬레이션 결과 (고고도)
Fig. 8. Path following simulation result (high altitude).

IV. 전력 시스템 모델링 [5],[6]

4-1 태양전지

1) 태양의 일조량

단위면적당 태양의 일조량(S_i)은 태양상수($S_{i,a}$)와 지구의 공전궤도 반지름(r_e)을 통해 계산된다(식 25). 지구 공전궤도 반지름은 평균 공전궤도 반경(r_m)과 이심률(ϵ)을 통해 나타낼 수 있다(식26). 여기서 α 는 장기체공 무인기가 임무를 수행하는 날짜(n)에 태양이 지구와 이루는 각도를 의미한다(식 27).

$$S_i = S_{i,a} \left(\frac{r_m}{r_e} \right)^2 \quad (25)$$

$$r_e = r_m \frac{(1 - \epsilon^2)}{(1 + \epsilon \cos \alpha)} \quad (26)$$

$$\alpha = \frac{2\pi(n-4)}{365} \quad (27)$$

2) 태양에너지 수율

태양전지로부터 얻을 수 있는 전력은 단위면적당 태양의 일조량과 태양전지의 표면적(A_{sc}), 태양전지 효율(η_{sc}), 태양의 투과율(τ), 임무시간의 태양 상승각(θ_s)을 통해 계산되며, 일몰과 일출 시간을 기점으로 주기성을 가진 Sine 함수형태로 모델링할 수 있다(식 28). 이 때 시간에 따른 태양의 상승각은 위도(ϕ_e), 지구 표준경사각(δ), 시간각(ω)의 함수이고(식 29), 표준경사각은 식(30)을 통해 계산된다.

$$P_{sc} = S_i \times A_{sc} \times \eta_{sc} \times \tau \times \sin \theta_s \quad (28)$$

$$\theta_s = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1}(\sin(\phi_e) \sin(\delta) + \cos(\phi_e) \cos(\omega(t))) \quad (29)$$

$$\delta = 23.43^\circ \left(\frac{\pi}{180} \right) \times \sin \left(\frac{2\pi(284+n)}{365} \right) \quad (30)$$

4-2 재생연료전지

연료전지 스택에서는 야간임무 수행 시 요구되는 동력을 지속적으로 공급해야 한다. 필요 동력은 식(31)을 통해 계산된다.

$$P_{fc} = (P_{lev} + P_{payload} + P_{avionics})_{night} \quad (31)$$

수전해 장치에 요구되는 동력은 수소와 산소를 물로부터 재생성 하는데 소모되는 전력으로 연료전지의 구동시간(t_{fc})과 태양의 일조시간(t_{day}), 연료전지의 동력(P_{fc}), 연료전지의 효율(η_{fc})을 통해 구할 수 있다(식 32).

$$P_{elec} = \frac{t_{fc}}{\eta_{fc} t_{day}} P_{fc} \quad (32)$$

$$P_{tot} = (P_{lev} + P_{payload} + P_{avionics})_{day} + P_{elec} \quad (33)$$

따라서 태양전지로부터 수집해야하는 총 요구동력(P_{tot})은 주간임무 시 소모되는 동력과 수전해 장치에서 소모되는 동력의 합을 통해 계산 할 수 있다(식 33).

4-3 전력 모듈 모델링 및 시뮬레이션

순항비행 시 요구동력은 항공기의 항력(D)과 비행속도(V), 프로펠러와 모터의 효율(η_{prop} , η_{motor})을 통해 계산된다(식34). 총 요구동력과 연료전지의 요구동력은 항공전자 장비(avionics)와 payload 소모동력이 없다고 가정하였다. 표 1은 전력모델 시뮬레이션에 사용된 파라미터이다. 모터와 프로펠러, 전지의 효율은 참조문헌의 값을 사용하였으며, 위도는 서울기준 37.5° 로 하였다 [5],[6]. 마지막으로 시뮬레이션 시 연료량의 변화는 재생연료전지를 사용하기 때문에 없다고 설정하였다.

$$P_{lev} = \frac{DV}{\eta_{prop} \eta_{motor}} \quad (34)$$

표 1. 전력모델 시뮬레이션 파라미터

Table 1. Simulation parameters of power model.

Parameters	Values
Latitude	37.5°
Solar cell efficiency	18 %
Fuel cell efficiency	42 %
Propeller efficiency	85 %
Motor efficiency	92 %
Solar cell area	34 m^2
Drag	28 N
Velocity	23 m/s
Sunrise time	AM 7:00
Sunset time	PM 5:00

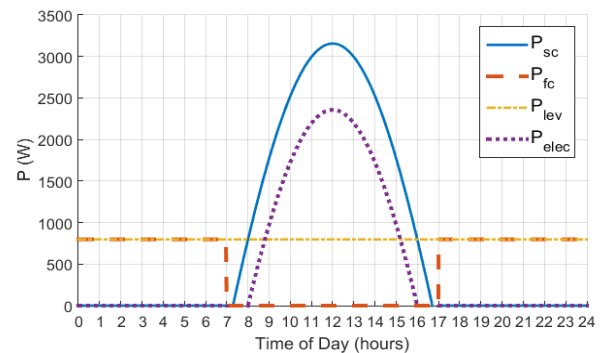


그림 9. 일간 전력모델 시뮬레이션 결과

Fig. 9. Power system simulation during the day.

V. 48시간 시뮬레이션

48시간 시뮬레이션을 위해 NED 좌표계를 기준으로 시작점을 제외한 7개의 경로점 (way-point)을 선택하였다 (표 2). 장시간의 비행을 위해 경로점 간격을 길게 설정하였고, 경로점 간의 경로는 3차원 Dubins 경로생성 알고리즘을 사용하였다. 시뮬레이션은 생성된 경로에 대하여 NED좌표계의 (0, 0)지점을 기준으로 오른쪽 첫 번째 경로점으로 비행을 시작하게 된다. 그 결과 최종 경로점 도착 전에 48시간이 완료되어 시뮬레이션이 종료되었지만 경로에 대한 추종은 잘 이루어졌다(그림 10).

마지막으로 그림 11은 48시간 동안의 전력 생산량과 소모량 변화를 나타낸다. 비행시작 시간을 0시로 설정하였기 때문에 비행시작 시 연료전지의 동력을 사용하게 된다. 시작점으로부터 최초 경로점까지는 상승비행을 수행하기 때문에 필요한 요구동력이 증가하였고, 해가 없는 시간이므로 요구동력에 따라 연료전지동력 또한 증가하는 것을 볼 수 있다. 일출이 시작되는 오전 7시에서 태양전지의 전력으로 비행을 하며, 일몰 후 하강 비행 시에는 요구동력의 감소로 연료전지동력 사용량이 점차 감소하는 것을 볼 수 있다.

표 2. NED좌표계 설정 경로점

Table 2. Way-point on the NED frame.

Point number	North (km)	East (km)	Down (km)
1	600	600	-18
2	1000	600	-18
3	1500	400	-14
4	1500	-400	-10
5	1000	-600	-10
6	600	-600	-14
7	0	0	-16

Guidance Result: x: start point, o: end point

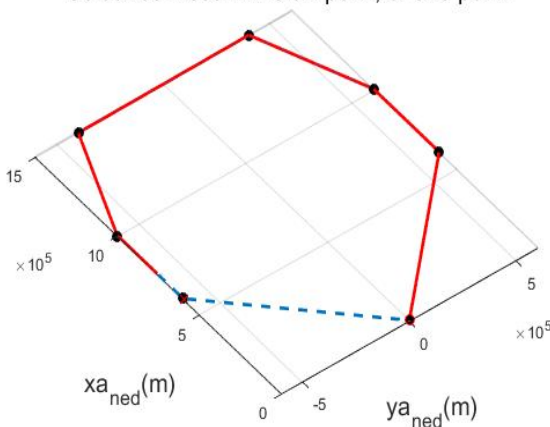


그림 10. 48시간 경로추종 시뮬레이션 결과
Fig. 10. Simulation results during 48hours.

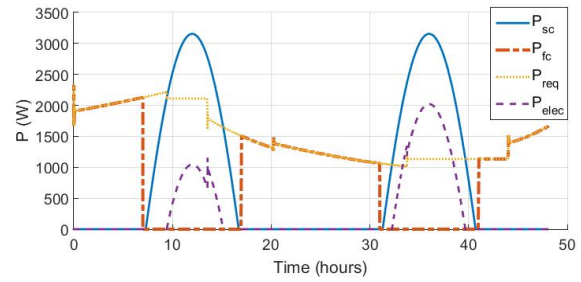


그림 11. 전력모델 48시간 시뮬레이션 결과
Fig. 11. Power model simulation results during 48hours.

VI. 결 론

본 논문에서는 태양광 장기체공 무인기의 실제 비행실험에 앞서 비행성능을 예측하고, 운용모의 및 분석을 수행 할 수 있도록 시뮬레이션 모델을 구축하였다. 구축된 모델을 통해 전력 장치의 사용모드 변환 및 경로추종 시뮬레이션을 수행하였으며, 임무에 따른 실시간 경로계획이 가능하도록 하였다. 또한 전력모델이 통합된 시뮬레이션 결과 경로점에 대한 유도 및 제어와 시간에 따른 전력사용 모드변화가 잘 이루어지는 것을 알 수 있었다. 본 논문에서는 장기체공 무인기의 비행 시 영향을 미치는 실제 환경조건과 바람의 영향을 고려하지 않았지만, 추후 이에 대한 영향성을 고려한다면 실제 태양광 장기체공 무인기의 운용성능 및 운용 가능성 판단에 참고자료로 활용될 수 있을 것으로 예상된다.

참고 문헌

- [1] L. E. Dubins, "On curves of minimal length with a constraint on average curvature, and with prescribed initial and terminal position and tangents," *American Journal of mathematics*, Vol. 79, pp. 497-516, July. 1957.
- [2] M. Shanmugavel, A. Tsourdos, R. Zbikowski, and B. A. White, "3D dubins sets based coordinated path planning for swarm of UAVs," AIAA-2006-6211, 2006.
- [3] R. W. Beard, and T. W. McLain, "Implementing Dubins airplane paths on fixed-wing UAV," Brigham Young University, Provo, July. 2013.
- [4] S. H. Park, "Autonomous aerobatic flight for fixed wing aircraft," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 12, pp. 1217-1224, Dec 2009.
- [5] Y. G. Nam, T. S. Park, and T. G. Ryu, "A methodology for effective energy harvest and distribution based on the solar cell of high altitude long endurance (HALE) UAV," in *Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference 2014*, Jeju: Korea, Vol. 2014, No. 11, pp.

878-881, Nov. 2014.

[6] J. H. Oh, T. S. Park, Y. S. Hong, and T. G. Ryu, "Operational characteristics analysis for long endurance UAV with the change of the harvest rate of solar energy," in *Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference 2013*, Jeju: Korea, Vol. 2013, No. 11, pp. 908-914, Nov. 2013.

[7] S. H. Oh, C. S. Ha, S. E. Kang, J. H. Mok, S. H. Ko, and Y. W. Lee, "3-Dimensional path planning and guidance using Dubins curve for an 3-DOF point-mass aircraft model," *Journal of the Korean Society of Aeronautical Science and Flight Operation*, Vol. 24, No. 1, pp. 1-9, 2016.



오수현 (Su-hun Oh)

2014년 2월 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 (공학사)
2016년 2월 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 (공학석사)
2016년 1월 ~ 현재 : LIG넥스원 항공연구센터 연구원
※관심분야 : 항공전자, 항공기용 비행제어 컴퓨터, 비행제어 및 유도



김갑동 (Kap-dong Kim)

1997년 2월 : 충남대학교 컴퓨터과학과 (공학사),
2007년 2월 : 충남대학교 컴퓨터과학과 (공학박사),
2000년 ~ 2002년 : ㈜베리텍 연구소 팀장,
2007년 ~ 2010년 : 국방과학연구소 선임연구원,
※관심분야 : 항공전자, 비행제어, 컴퓨터 통신, AdHoc 네트워크

2000년 2월 : 충남대학교 컴퓨터과학과 (공학석사)
1999년 ~ 2000년 : 한국전자통신연구원 IMT-2000 개발본부 연구원
2002년 ~ 2006년 : 한국전자통신연구원 디지털 홈 연구단 연구원
2010년 ~ 현재 : LIG넥스원 항공연구센터 수석연구원



박준현 (Jun-hyun Park)

1994년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학사)
2011년 2월 : 충남대학교 컴퓨터공학과 (공학석사)
1994년 2월 ~ 현재 : LIG넥스원 항공연구센터 수석연구원
※관심분야 : 항공전자, 항공기 탑재 컴퓨터, 항공기용 비행제어 컴퓨터