

## 고공풍력 발전을 위한 고정익 비행체의 8자 선회유도 기법

한지은, 나원상  
 한동대학교 기계제어공학과

### Figure-Eight Trajectory Following Guidance for Airborne Wind Energy System

Ji-Eun Han, and Won-Sang Ra  
 Handong Global University

**Abstract** - This paper addresses the guidance problem of a fixed-wing aircraft for AWES(airborne wind energy system) applications. It is crucial to design an energy optimal guidance law making a fixed-wing aircraft pass through multiple waypoints on the figure-eight trajectory for wind power generation. Thus, this problem is formulated as a special form of the Norbutas problem, hence an analytic form of the guidance command can be readily derived. Through computer simulations, it is verified that the suggested guidance law requires less energy than the conventional rendezvous guidance, which is beneficial to sustain the pumping cycle.

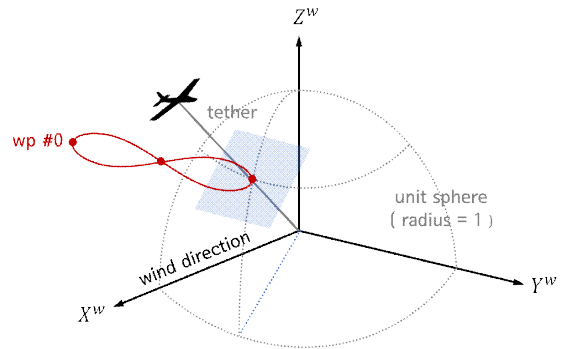
#### 1. 서 론

AWES(airborne wind energy system)는 고고도에 존재하는 양질의 풍력자원을 활용하는 혁신적 풍력발전 개념이다. AWES는 전통적인 지상/해상 풍력발전의 간헐성, 부지포화, 저주파 소음 등의 문제를 해결할 수 있다는 장점이 있다. 최근 개발 중인 AWES는 지상발전기와 줄로 연결된 소형 비행체의 운동에너지를 전기에너지로 변환하는 소위 GG(ground-gen) 방식을 취하고 있다. GG-AWES는 하드웨어 구성이 용이하나, 발전 사이클의 효율성 제고를 위해 고수준의 비행제어 기술이 요구된다.

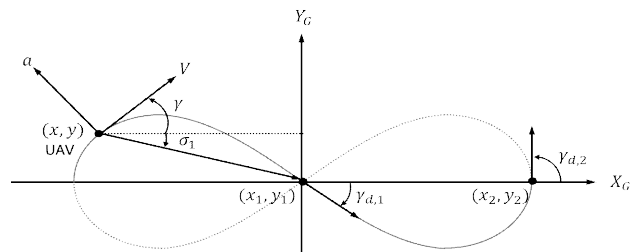
AWES의 비행제어에 관한 기존 연구들은 대부분 발전계적 최적화 문제를 집중적으로 다루어왔다. 일단, 최적화 알고리즘에 의해 발전 효율을 극대화하는 비행계획이 사전에 산출되면 계획 상에 위치한 경로점들을 비행체가 지나게 하는 별도의 유도제어 기법을 적용하여 발전 사이클을 구현할 수 있기 때문이다 [1,2]. 지금까지 GG-AWES의 비행체 경로점 유도기법 설계는 발전계적 최적화에 비해 연구자들의 관심을 끌지 못했다. 하지만, AWES의 발전 사이클 지속시간은 비행체의 배터리 잔량에 의해 크게 달라질 수 있으므로, 실제 상황에서는 에너지 최적 경로점 유도기법 개발이 갖는 의미가 적지 않다.

대부분의 AWES는 발전계적 제어를 위해 랑데부 혹은 OGL(optimal guidance law)을 사용하고 있다. 이 방법을 적용하기 위해서는 발전계적 여러 구간으로 쪼갠 후 각 구간에 대해 매번 기준좌표계를 재설정 해야 한다. 즉, 이론적 관점에서 순차적으로 TPBVP(two-point boundary value problem)를 풀 것이라 할 수 있다. 하지만, 이러한 접근법은 경로점 천이 과정에서 많은 에너지 소모가 발생하므로 AWES의 발전 사이클 지속 측면에서 취약점을 지니고 있다.

그 대안으로 본 연구에서는 다수 경로점을 동시에 고려한 에너지 최적 유도기법을 설계한다. 제안한 기법은 다수 경로점 유도문제를 소위 Norbutas 최적제어 문제로 재해석함으로써 손쉽게 설계된다. 이를 위해, 먼저 ZEM(zero-effort miss)과 비행 경로각을 상태변수로 하는 운동방정식을 구성한다. 다중 경계조건 문제(MPBVP: multi-point boundary value problem)의 해를 도출함으로써 다수 경로점 통과 시의 구속조건을 충족시키는 유도 명령을 얻을 수 있다. 모의실험을 통해 제안한 기법이 에너지 최적화 관점에서 기존 기법에 비해 보다 효율적인 해법임을 보인다.



〈그림 1〉 AWES 시스템 좌표계



〈그림 2〉 유도좌표계 상대기하와 복수 경로점

## 2. AWES 발전계적 제어를 위한 복수 경로점 유도기법 설계

### 2.1 좌표계 정의 및 발전계적

AWES용 고정익 비행체의 복수 경로점 유도기법 설계에 필요한 좌표계는 그림 1에 도시한 바와 같다. 그림에서  $W$ -frame은 지상발전기를 원점으로 하고 바람방향을  $X^w$ 축으로 하는 관성 좌표계를,  $G$ -frame은 지상발전기를 중심으로 정의된 단위구의 접평면 상에서 정의된 유도좌표계를 의미한다. 발전 사이클을 위한 8자 궤적과 복수의 경로점들도 단위 구(unit sphere) 상에서 정의된다. 비행제어 기법 구현을 용이하게 하기 위해, 고정익 비행체와 지상발전기를 연결하는 줄이 단위구와 만나는 점의 위치와 속도를 이용하여 경로점 제어를 위한 유도명령을 산출하고, 줄의 길이를 고려하여 산출된 유도명령으로부터 실제 비행체에 인가될 가속도 명령을 변환하는 방식을 취한다.

기존 연구들에 따르면 8자형 궤적은 발전량을 증가시킬 수 있는 최적 발전계적으로 알려져 있다. 8자형 발전계적은 상하/좌우 대칭형상을 지니고 있다. 따라서, 경로점 #0-#1-#2를 순차적으로 통과하는 S자 궤적을 성형할 수 있다면, 이를 이용하여 손쉽게 8자 궤적제어 기법을 구현할 수 있다. 즉, 8자 궤적 성형문제는 2개의 S자 궤적 성형문제로 재구성할 수 있다. 본 논문에서는 편의상 2개의 경로점을 이용하여 1개의 S자 궤적을 성형하는 유도 기법 설계 방법을 다룬다. 발전계적 유지하기 위해서는 비행체가 각 경로점을 통과하는 순간의 유도오차는  $y_i \approx 0$  ( $i=1,2$ )와 비행 경로각은  $\gamma \approx \gamma_{d,i}$  ( $i=1,2$ )가 되어야 한다.

## 2.2 복수 경로점 유도 기법

유도기법 설계를 위해 비행체와 경로점 사이의 상대기하를 고려해보자. 그림 2에서  $(x, y)$ 와  $(x_i, y_i)$ 는 G-frame 상의 비행체와 경로점의 수평면 위치,  $V$ 와  $\gamma$ 는 비행체의 속도 및 비행경로각,  $r_i$ 와  $\sigma_i$ 는  $i$ 번째 경로점에 대한 상대거리와 시선각을 의미한다.

$$r_i = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2}, \quad \sigma_i = \tan^{-1}\left(\frac{y_i - y}{x_i - x}\right), \quad \gamma = \tan^{-1}\left(\frac{\dot{y}}{\dot{x}}\right) \quad (1)$$

위 식으로부터 비행경로각과 시선각 변화율을 얻을 수 있다.

$$\dot{\sigma}_i = \frac{x\dot{y} - y\dot{x}}{r_i^2}, \quad \dot{\gamma} = \frac{a}{V} \quad (2)$$

여기서  $i$ 번째 경로점 도달시간을  $T_i$ ,  $i$ 번째 경로점에 대한 잔여 비행시간을  $t_{go,i} = T_i - t$ 라 하면, ZEM  $Z_i$ 의 정의는 다음과 같다.

$$Z_i = y_i + t_{go,i} V, \quad \dot{Z}_i = -t_{go,i} a \quad (3)$$

참고로 식 (2)와 식 (3)으로부터 다음 관계식이 만족된다.

$$\dot{\sigma}_i = \frac{y_i + t_{go,i} V}{t_{go,i} V}, \quad Z_i = V \dot{\sigma}_i t_{go,i}^2 \quad (4)$$

위의 식 (2)~(4)를 종합하면 상대운동을 ZEM과 비행경로각을 상태변수로 하는 상태공간 방정식으로 표현할 수 있다.

$$\dot{\mathbf{x}} = A\mathbf{x}(t) + B(t)u(t) \quad (5)$$

여기서 상태벡터  $\mathbf{x}$ , 제어입력  $u$ , 그리고 시스템 방정식을 구성하는 행렬들은 다음과 같이 정의된다.

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} Z_i \\ \gamma \end{bmatrix}, \quad u = a, \quad A = 0^{2 \times 2}, \quad B = \begin{bmatrix} -t_{go} \\ 1/V \end{bmatrix}$$

$i$ 번째 경로점에서 유도오차가 0이 되려면 비행체가 충돌삼각형에 위치해야 하므로,  $Z_i = 0$ ,  $\gamma = \gamma_{d,i}$ 를  $T_i$  시점에서의 구속조건이라 할 수 있다. 따라서, 복수 경로점 유도기법은 상태공간 방정식 (4)에 대해 다음 목적함수를 최소화하는 해로 정의된다.

$$J = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 (\mathbf{x} - \mathbf{x}_{d,i})^T S_i (\mathbf{x} - \mathbf{x}_{d,i}) + \frac{1}{2} \int_0^{T_2} u^2(t) dt, \quad 0 < T_1 < T_2 \quad (6)$$

여기서  $\mathbf{x}_{d,i} = [0 \ \gamma_{d,i}]^T$ ,  $S_i = \text{diag}(c_i, d_i)$  이다.

이상의 문제정의로부터 발전제적 유도제어기법 설계 문제는 복수 경계조건을 고려하는 Norbutas 최적제어 문제의 특수한 경우로 이해될 수 있다 [3]. 표 1에 정리된 Norbutas 최적제어 문제의 일반 해를 이용하면, 발전제적 성형을 위한 경로점 유도제어 명령을 얻을 수 있다. 이때, 매 경로점마다 구속조건이 충족 되도록 가중행렬  $S_i \rightarrow \infty \cdot I^{2 \times 2}$ 로 설정한다. 이 경우, 두 개의 경로점에 대한 유도명령은 다음과 같다.

$$u_1 = -\frac{2V(3\delta_1^c \dot{\sigma}_1 + 3\delta_2^c \dot{\sigma}_2 + \delta_1^c (\gamma_{d,1} - \gamma) - 3\delta_2^c (\gamma_{d,2} - \gamma))}{t_{go,1}^4 - 26t_{go,1}^3 t_{go,2} + 37t_{go,1}^2 t_{go,2}^2 - 12t_{go,1} t_{go,2}^3 - 12t_{go,2}^4} \quad (7)$$

$$u_2 = 6V\dot{\sigma}_2 - \frac{2V}{t_{go,2}} (\gamma_{d,2} - \gamma)$$

$$\delta_1^c = t_{go,1}^4 - t_{go,1}^3 t_{go,2} - t_{go,1}^2 t_{go,2}^2 + 2t_{go,1} t_{go,2}^3$$

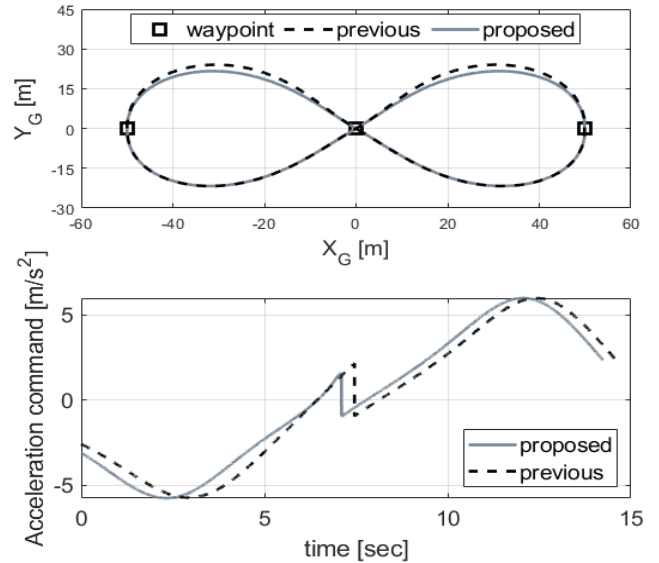
$$\delta_2^c = 5t_{go,1}^2 t_{go,2}^2 - 3t_{go,1} t_{go,2}^3 + 6t_{go,2}^4$$

$$\delta_1^e = t_{go,1}^3 - 2t_{go,1}^2 t_{go,2} - 5t_{go,1} t_{go,2}^2 + 6t_{go,2}^3$$

$$\delta_2^e = t_{go,1}^3 - 2t_{go,1}^2 t_{go,2} + 7t_{go,1} t_{go,2}^2 - 2t_{go,2}^3$$

<표 1> Norbutas 문제의 일반해

state equation	$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t), \quad \mathbf{x}_0 = \mathbf{x}(0)$
cost function	$J = \sum_{i=0}^N \phi^i(\mathbf{x}(t_i, t_i)) + \int_{t_0}^{t_N} L(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) dt$
costate equation	$\frac{d\lambda^i(t)}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{x}}[\mathbf{x}^i, \mathbf{u}^i, \lambda^i, t]$
stationary condition	$\frac{dH}{d\mathbf{u}}[\mathbf{x}^i(t), \mathbf{u}^i(t), \lambda^i(t), t] = 0$
intermediate transversality condition	$\left[ \nabla \phi^i + \nabla \lambda(t) + \sum_{j=1}^{k_j} \gamma_j^i \cdot \nabla \psi_j^i \right]_{t_i, \mathbf{x}(t_i), \mathbf{u}(t_i^+), \lambda(t_i^+)}$



<그림 3> 모의실험 결과

## 2.3 모의실험

제안된 기법의 유용성을 확인하기 위해 모의실험을 수행한다. 비행체의 초기 위치와 비행경로각은 각각  $(x, y) = (-50, 0)[m]$ ,  $\gamma = 90^\circ$ , 경로점 위치는  $(x_1, y_1) = (0, 0)[m]$ ,  $(x_2, y_2) = (50, 0)[m]$ , 경로점 도달 시 비행경로각은  $\gamma_{d,1} = -45^\circ$ ,  $\gamma_{d,2} = 90^\circ$ 으로 설정하였다. 비행체 속력은  $V = 10[m/s^2]$ 이다.

성능분석을 위해 제안한 유도기법과 궤적을 4개의 구간으로 나누어 구현한 랑데뷰 기법을 함께 시뮬레이션 하였다. 각 기법에 의해 생성된 8자형 궤적은 그림 3과 같다. 부 구간에 대한 2점 경계조건만을 고려하는 기존 기법은 구간 전환 과정에서 유도명령의 천이가 크게 발생하는 반면, 제안 기법은 복수 경로점에 대한 다중 경계조건을 함께 고려하여 최적화 문제를 구성하여 소모되는 에너지를 효율적으로 관리할 수 있다. 표 2로부터 제안된 기법이 기존 기법에 비해 발전제적 유지에 적은 에너지를 소모한다. 이상의 결과로부터, 제안한 기법이 AWES의 발전 사이클 지속시간 증가를 위한 실용적 방법이 될 수 있을 것으로 판단된다.

## 3. 결 론

본 논문에서는 AWES 발전제적 유지에 소모되는 에너지를 최소화 할 수 있는 복수 경로점 유도기법 설계 문제를 다루었다. 발전제적 상에 존재하는 경로점 통과 시 유도오차와 비행경로각 조건을 중간 구속조건으로 간주하여, 복수 경로점 유도문제를 Norbutas 최적제어 이론을 적용하여 손쉽게 해결할 수 있음을 보였다. 제안한 기법은 기존 기법에 비해 경로점 전환 시 유도명령의 천이를 억제하여, AWES의 발전 사이클 지속시간을 증대시킬 수 있다는 장점이 있다.

### 감사의 글

본 연구는 해오름동맹 대학 R&D 협력 사업을 통해 한국수력원자력의 지원을 받아 수행하였음

### [참고 문헌]

- [1] C. Jehle, et.al. "Applied tracking control for kite power systems," *J. Guid., Contr., Dyn.*, 2014.
- [2] S. Rapp, *Robust Automatic Pumping Cycle Operation of Airborne Wind Energy Systems*, Ph.D dissertation, Delft University of Technology, 2021.
- [3] R. J. Norbutas, *Optimal Intercept Guidance for Multiple Target Sets*, Electronic Systems Laboratory, Massachusetts 02139, Jan. 1968.