

시변 수평풍 모델을 적용한 동적 활공 최적 궤적 추종

박승우¹ · 한승우² · 김인근³ · 고상호^{4,†}^{1,2}한국항공대학교, 스마트드론융합학과^{3,4,†}한국항공대학교, 항공우주 및 기계공학부

Dynamic Soaring Optimal Path Following with Time-variant Horizontal Wind Model

SeungWoo Park¹, SeungWoo Han², Linkeun Kim³ and Sangho Ko^{4,†}^{1,2}Dept of Smart Drone Convergence Graduate School, Korea Aerospace University^{3,4,†}School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract

Albatross uses dynamic soaring technique to obtain energy from horizontal winds and fly long distances without flapping. These dynamic soaring technique can be applied to manned/unmanned aircraft to reduce the components required for the aircraft and achieve light weight and small volume to effectively perform a given task. In this paper, to simulate the dynamic soaring technique of Albatross, we defined the optimization problem and set each boundary condition to derive the optimal flight trajectory and carry out simulations to follow it. In particular, to model dynamic soaring simulations more closely with reality, we proposed a horizontal wind model that changes every moment. This identifies and analyzes the effect of the time-variable horizontal wind model on the dynamic soaring mission of unmanned aircraft.

초 록

앨버트로스는 동적 활공 기법을 이용하여 수평풍으로부터 에너지를 얻어 날갯짓 없이 장거리를 비행할 수 있다. 이러한 동적 활공 기법을 유/무인기에 적용하여 비행체에 요구되는 자원을 최소화하고 경량화, 소량화를 달성하여 주어진 임무를 효과적으로 수행할 수 있다. 본 논문에서는 앨버트로스의 동적 활공 기법을 모사하기 위하여 최적의 동적 활공 비행 궤적을 도출하고 이를 추종하기 위한 제어 구조를 설계하여 시뮬레이션을 진행한다. 특히나 동적 활공 시뮬레이션을 더욱더 현실과 근접하게 모델링하기 위해 매 순간 변화하는 수평풍 모델을 제안한다. 이를 통해 시변 수평풍 모델이 무인 비행체의 동적 활공 임무를 수행하는데 미치는 영향을 파악하고 분석한다.

Key Words : Dynamic Soaring(동적 활공), Optimal Control(최적 제어), Path Optimization(경로 최적화), Time-Variant Shear Wind(시변 수평풍), Nonlinear Simulation(비선형 시뮬레이션), Follow-up Path(경로 추종), Controller based on a Vector Oriented toward a Target point(목표점 지향 벡터 기반 제어기)

1. 서 론

앨버트로스는 날갯짓 없이 바람으로부터 에너지를 얻으며 오랜 시간 활공하여 수천 km를 비행하는 새이다. 앨버트로스의 활공에 대한 선행연구에 따르면

앨버트로스가 날갯짓 없이 활공하는 비행경로를 크게 3가지로 정리할 수 있다[1]. 첫 번째는 점차적으로 고도를 낮추는 비행 (Gliding Flight, 활강 비행), 두 번째는 상승 기류를 이용하여 고도를 높이는 비행 (Static Soaring, 정적 활공), 마지막으로 수평으로 부는 바람을 이용하는 비행(Dynamic Soaring, 동적 활공)이다. 그중 동적 활공은 바람 구배가 존재하는 수평풍이 불어올 때 이 바람에 실린 에너지를 새가 비행하기 위한 에너지로 전환하는 비행이다.

Received: Jun. 02, 2021 Revised: Jul. 14, 2021 Accepted: Jul. 19, 2021

† Corresponding Author

Tel: +82-2-300-0119, E-mail: sanghoko@kau.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

동적 활공은 4가지의 단계를 거침으로써 비행 중 잃은 에너지를 바람으로부터 얻을 수 있다[2]. 1 단계는 맞바람 방향으로의 상승 비행, 2단계는 고고도 맞바람 방향에서 순바람 방향으로의 선회 비행, 3단계는 순바람 방향으로의 하강 비행이고, 마지막으로 4단계는 저고도 순바람 방향에서 맞바람 방향으로의 선회 비행이다.

이 4단계를 1주기로 보고, 이 주기를 지속적으로 반복하면 에너지 손실 없이 원하는 목표를 향해 비행을 계속해 나아갈 수 있다. 이러한 동적 활공의 개념을 유/무인기에 적용하면 연료 소비량을 최소화하여 비행체의 경량화, 소형화를 이루어낼 수 있다.

선행연구 중 Zhao와 Richardson의 연구에서는 엘버트로스의 동적 활공 비행을 관찰하고 분석하였고, 이를 통해 동적 활공 궤적을 3가지로 분류하였다[3,4]. Sachs의 연구에서는 동적 활공 궤적을 구현하기 위하여 현대식 최적화 기법을 수학적으로 적용하였다[5,6].

앞서 제시된 논문들은 시불변 수평풍 모델을 사용하였고, 이는 바람의 방향이 수시로 바뀌는 실제 비행 환경과 큰 차이가 있다. 따라서 본 논문에서는 실제 환경과 유사한 시뮬레이션 환경을 설계하기 위해 매 순간 변하는 시변 수평풍 모델을 제안하였다.

최적화 프로그램 GPOPS-II를 사용하여 대표적인 세 가지 동적활공 궤적을 도출하였고, 이 궤적을 추종하는 목표점 지향 벡터 기반 제어기를 구현하여 궤적 추종 시뮬레이션을 진행하였다. 이때, 시뮬레이션 환경에 시변 수평풍을 적용하여 비행체가 궤적을 추종하면서 바람 환경의 차이로 발생한 명령값 차이를 분석하였다. 마지막으로 수평풍의 무작위성에 대한 에너지 손실을 평균적으로 확인해보기 위해 Monte carlo 방법으로 평균 에너지 손실을 확인하였다.

2. 본 론

2.1 동적 활공 궤적 생성

2.1.1 비행 운동방정식

본 논문에서는 최적화 궤적을 생성하고 시변 수평풍에 대한 영향을 파악하는 것에 중점을 두어 Eq.

1과 같은 3차원 질점 모델 운동방정식을 적용하였다.

$$\begin{aligned}
 m\dot{V} &= -D - mgsin\gamma - m\dot{W}_x\cos\gamma\sin\psi \\
 mV\cos\gamma\dot{\psi} &= L\sin\mu - m\dot{W}_x\cos\psi \\
 mV\dot{\gamma} &= L\cos\mu - mg\cos\gamma + m\dot{W}_x\sin\gamma\sin\psi \\
 \dot{h} &= -V\sin\gamma \\
 \dot{x} &= V\cos\gamma\sin\psi + W_x \\
 \dot{y} &= V\cos\gamma\cos\psi
 \end{aligned} \tag{1}$$

m 은 비행체의 질량, V 는 대기 속도, h 는 고도, L 과 D 는 발생하는 양력과 항력, ψ 는 선수각 (heading angle), γ 는 경로각 (path angle), μ 는 경사각 (bank angle), 마지막으로 W_x 는 수평풍을 의미한다. 이때 수평풍은 x 축의 양의 방향으로 분다고 가정한다. 비행체에 작용하는 양력과 항력은 Eq. 2와 같이 정의한다.

Eq. 2에서 C_L 과 C_D 는 양력, 항력계수를 의미하고, C_{D0} 와 k 는 유해 항력계수와 유도 항력 상수(induced drag factor)를 의미한다.

$$\begin{aligned}
 L &= \frac{\rho}{2} C_L V^2 S \\
 D &= \frac{\rho}{2} C_D V^2 S \\
 C_D &= C_{D0} + kC_L^2
 \end{aligned} \tag{2}$$

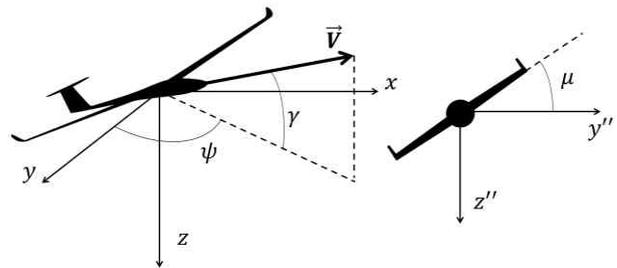


Fig. 1 Aircraft Coordinate System Notation

2.1.2 시간에 따라 변하는 수평풍 모델

선행연구에서 수평풍을 식으로 표현하는 방법은 Eq. 3~5와 같이 여러 방법이 존재한다[3,5,7]. 3개의 수평풍 모델 중 Eq. 3,4는 Eq. 1에 대입하여

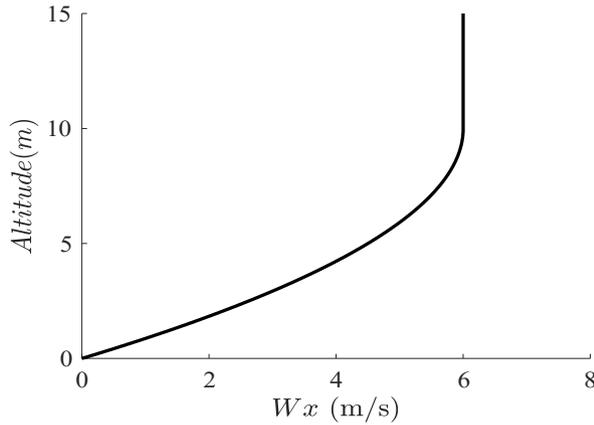


Fig. 2 Wind with Eq. 6 applied

시뮬레이션을 수행할 경우 h 에 대해 제약이 발생하기 때문에 본 논문에서는 Eq. 5에 $A=2$ 를 대입하고 선행연구를 기반으로 $h_{ref}=10m$, $W_{xref}=6m/s$ 를 대입하여 Eq. 6과 같은 수평풍 모델을 구현하였다[5,8,9].

$$W_x = W_{xref} \left(\frac{h}{h_{ref}} \right)^{0.143} \quad (3)$$

$$W_x = W_{xref} \frac{\ln(h/h_0)}{\ln(h_{ref}/h_0)} \quad (4)$$

$$\begin{cases} W_x = \frac{W_{xref}}{h_{ref}} \left[Ah + \frac{1-A}{h_{ref}} h^2 \right] & (h < h_{ref}) \\ W_x = W_{xref} & (h \geq h_{ref}) \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} W_x = 0.6 \left[2h - \frac{h^2}{10} \right] & (h < 10) \\ W_x = 6 & (h \geq 10) \end{cases} \quad (6)$$

선행 연구에서는 모든 시간에서 Eq. 6이 적용되는 시뮬변 수평풍을 적용하여 시뮬레이션을 진행하였다. 하지만 이는 실제 환경에서 부는 바람의 무작위한 변화를 무시한 결과이며, 실제 비행과 큰 차이를 갖는다. 따라서 본 연구에서는 Eq. 6에서 W_{xref}/h_{ref} 를 β 로 정의하였으며, 대입한 값에 따라 β 는 0.6이다. 이때 수평풍이 시간에 따라 변화하도록 하기 위해 β 에 정규분포 $N(0.6, 0.05^2)$ 를 적용한다. 이로 인해 W_{ref} 가 정규분포 $N(6, 0.5^2)$ 를 따르게 되며, Eq. 7과 같이 시간에 따라 연속적으로 바뀌는 시변 수평풍 모델을 제시된다.

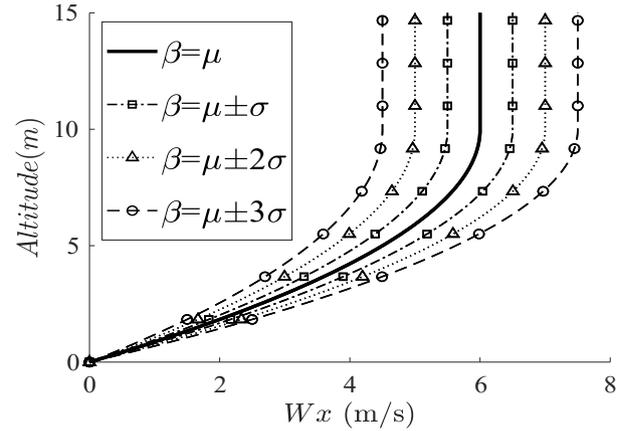


Fig. 3 Wind with Eq. 7 applied

$$\begin{aligned} \beta &= N(\mu, \sigma^2) \quad (\mu=0.6, \sigma=0.05) \\ \begin{cases} W_x = \beta \left[2h - \frac{h^2}{10} \right] & (h < 10) \\ W_x = 10\beta & (h \geq 10) \end{cases} \quad (7) \end{aligned}$$

β 를 0.5초 간격으로 무작위하게 설정한 후, 각 간격 사이 β 는 선형으로 보간한다.

2.1.3 동적 활공 궤적 최적화

동적 활공 궤적은 총 세 가지로 분류할 수 있다. 각 비행 궤적은 에너지 중립을 이루도록 최적화가 진행된다. 에너지 중립이란 비행 시작점과 끝점에서 비행체가 보유한 총 에너지가 같음을 의미한다. 각 궤적은 Fig. 4와 같다.

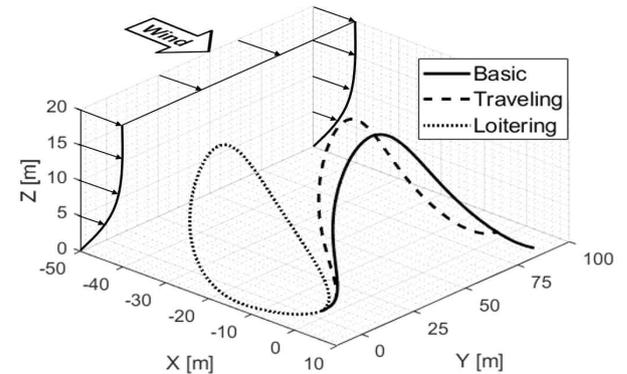


Fig. 4 Dynamic Soaring Trajectories

첫 번째 궤적은 Basic trajectory이다. 가장 기본적인 동적 활공 궤적으로 주기를 시작할 때의 속도벡터, 위치에너지가 주기를 끝마친 이후에도 동일한 값을 가진다. 따라서 시작점과 끝점에서의

속도와 고도가 동일하다는 경계조건을 정의하고 최적화 문제를 푼다.

두 번째 궤적은 Travelling trajectory이다. 이 비행은 Basic trajectory와 동일한 조건을 가지지만 y축 방향으로의 위치 이동만이 발생하는 비행이다. 따라서 시작 지점과 마무리 지점 사이의 x축 이동이 없다는 경계조건이 추가된다.

세 번째 궤적은 Loitering trajectory이다. 제자리에서 동적 활공을 수행하므로 y축 이동마저 없다는 조건이 추가된다. 각 조건은 Table 1과 같다.

Table 1. Boundary Conditions of Each Trajectories

	Boundary Condition
Basic	$V_0 = V_f, z_0 = z_f$
Traveling	$V_0 = V_f, x_0 = x_f, z_0 = z_f$
Loitering	$V_0 = V_f, x_0 = x_f, y_0 = y_f, z_0 = z_f$

각 경계 조건을 설정한 이후 최적화 문제 정의한다. 최적화 문제는 MATLAB 기반의 최적화 소프트웨어, GPOPS-II를 사용하여 해를 도출한다. 시불변 수평풍을 적용하고 에너지 중립 유지와 동시에 Cost function(J)를 최소화하면서 동적 활공 궤적 주기를 완수한다. 이때 입력값은 C_L 과 μ 가 된다.

$$J = \int_0^{t_f} \left[c_1 \left(\frac{V(t)}{V_{\max, \lim}} \right)^2 + c_2 \left(\frac{C_L(t)}{C_{L\max, \lim}} \right)^2 \right] dt \quad (8)$$

Equation 8은 본 논문에서 동적활공 궤적 생성 시 사용된 비용 함수이다. $V_{\max, \lim}$ 은 기체가 낼 수 있는 최대의 속도 제한값이고, $C_{L\max, \lim}$ 은 기체가 낼 수 있는 최대의 양력계수 제한값이다. 최적화 환경은 Table 2에 정리하였다. 각 조건을 적용해 도출해낸 3가지 궤적의 최적 경로를 Fig. 5에 나타내었다.

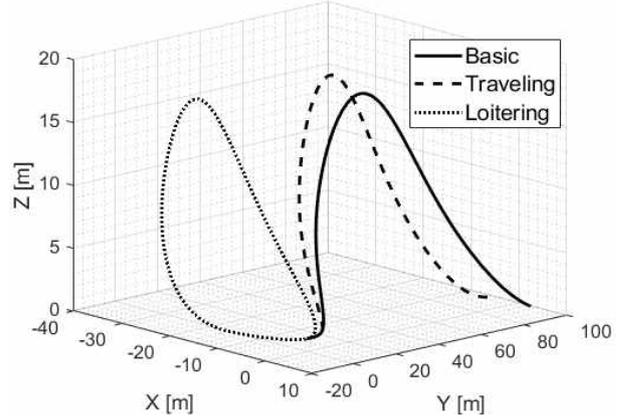


Fig. 5 Optimal Trajectories from GPOPS-II

Table 2. Simulation Specification

	Definition	Spec
m	mass of A/C $kg()$	7
S	wing area (m^2)	0.65
ρ	air density (kg/m^3)	1.225
C_{D0}	parasite drag coef	0.033
k	induced drag factor	0.019
t_f	Flight time (sec)	5
β	Wind gradient	0.6
$V_{\max, \lim}$	Limited maximum speed (m/s)	25
$C_{L\max, \lim}$	Limited maximum Lift coef	1.5
c_1	Speed term coef in cost function	6
c_2	Lift term coef in cost function	4

2.2 시뮬레이션 설계

2.2.1 동적 활공 비행체 제어 구조

비행체 모델이 매 순간 변하는 수평풍이 불어오는 상황에서 궤적을 성공적으로 추종하기 위해선 실시간으로 수평풍에 반응하는 제어기를 설계해야 한다. 전체적인 설계 구조는 Fig. 6과 같고, 적용한 제어기는 초기 명령값인 0 이후부터는 현재 위치와

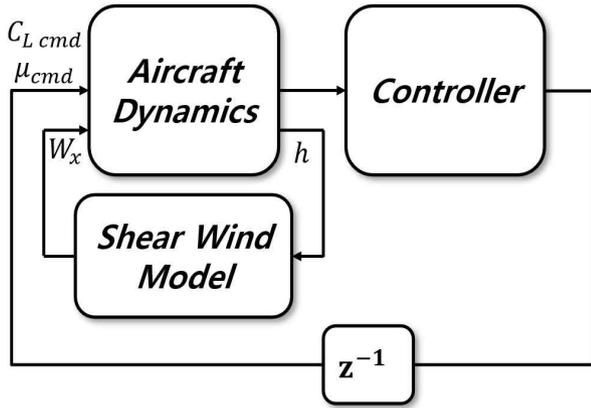


Fig. 6 Simulation Loop with Controller

추종하고자 하는 궤적의 목표점을 잇는 벡터를 형성하고, 이 벡터를 이용하여 궤적을 추종하는 목표점 지향 벡터 기반 제어기이다. 목표점 지향 벡터 기반 제어기에서 나오는 명령값들에 의해 경로를 제어하게 된다. 목표점 지향 벡터 기반 제어기의 내부 구조는 선행연구의 비선형 제어기를 본 연구의 입력 형태에 맞게 수정하여 C_{Lcmd} , μ_{cmd} 가 출력된다[10]. 도출 과정은 Eq. 9와 같고, Eq. 9와 Fig. 7의 L_1 , v , a_{scmd} 는 각각 기체와 목표점 사이의 위치벡터, 대기속도, 목표점까지 도달하기 위해 요구되는 가속도이다.

명령값을 계산할 때 $R_{cmd,y}$ 와 항력을 고려하지 않는 이유는 추력이 없는 활공 비행이기 때문이다. Fig. 8과 같이 동적 활공 시 양항비가 크고, Fig. 9와 같이 $R_{cmd,y}$ 가 작기 때문에 $R_{cmd,y}$ 와 항력은 없다고 가정한다.

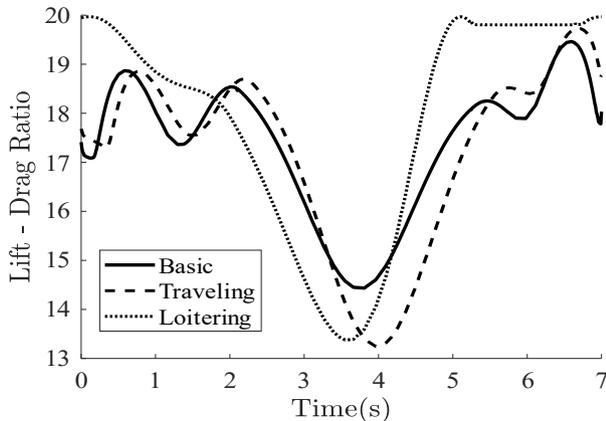


Fig. 8 Lift- Drag Ratio of Each Flights

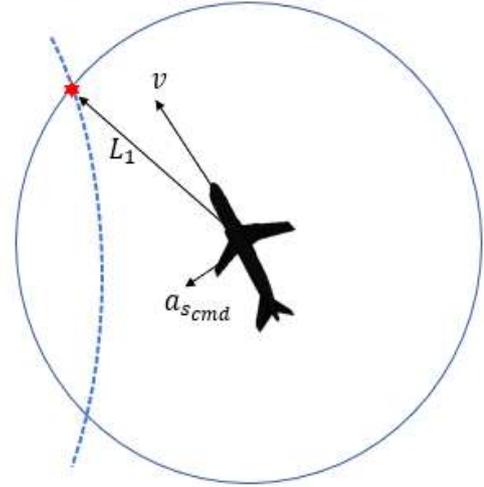


Fig. 7 Diagram for the Guidance Law

$$\vec{a}_{scmd} = (\vec{v} \times \vec{L}_1) \times \vec{v}$$

$$\vec{A}_{cmd} = \vec{a}_{scmd} - \vec{g}$$

$$\vec{R}_{cmd} = (R_z(\mu)R_y(\gamma)R_x(\psi))^{-1} \times \vec{A}_{cmd} \quad (9)$$

$$C_{Lcmd} = \frac{m \sqrt{R_{cmd,x}^2 + R_{cmd,z}^2}}{\frac{1}{2} \rho S V^2}$$

$$\mu_{cmd} = - \left(\tan^{-1} \left(\frac{R_{cmd,z}}{R_{cmd,x}} \right) - \frac{\pi}{2} \right)$$

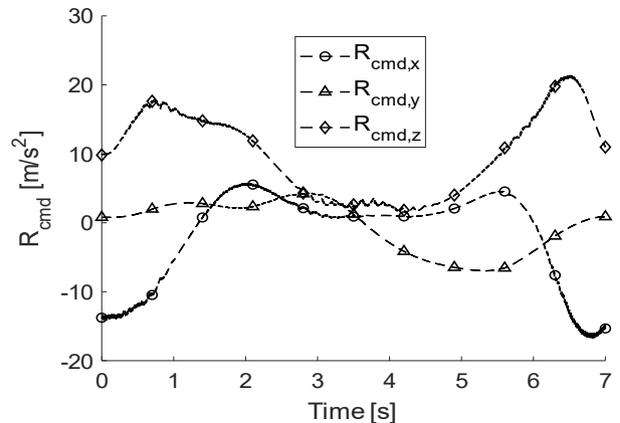


Fig. 9 Components of R_{cmd}

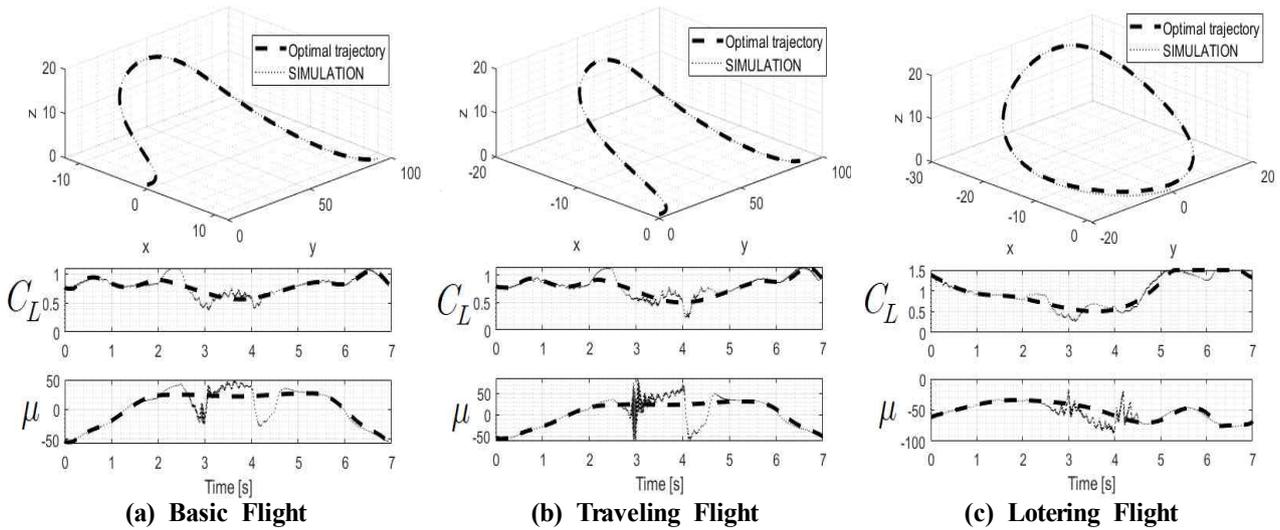


Fig. 10 Simulation Result of Each Follow-up Flight with Time-variant Wind

2.2.2 시뮬레이션 결과

앞선 절에서 다룬 비행체의 운동방정식, 최적의 궤적, 시변 수평풍 모델, 목표점 지향 벡터 기반 제어기를 MATLAB Simulink에서 구현하였다. 시변 수평풍이 부는 상태에서 최적 궤적을 추종하는 시뮬레이션 결과는 Fig. 10에 나타내었다. 위에서 부터 순서대로 비행체의 3차원 궤적 추종 결과, 첫 번째 명령값인 양력계수 C_L 과 두 번째 명령값인 경사각 μ 을 나타내었다. 이때 적용된 시변 수평풍의 β 는 무작위하게 설정된 시변 수평풍의 β 값이며, Fig. 11과 같다. β 에 의해 수평풍이 바뀌며 궤적 추종에 외란으로 작용된다.

Fig. 10-(a)는 Basic 궤적 추종 결과이다. x 축과 y 축에 대한 이동이 발생함을 확인할 수 있다.

수평풍이 시간에 따라 무작위하게 바뀌어도 불구하고 동적 활공 궤적을 성공적으로 추종하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 10-(b)는 Traveling 궤적 추종 결과이다. y 축에 대한 이동만이 발생했다. 이 궤적 또한 성공적으로 추종하였다. 마지막으로 Fig. 10-(c)는 Loitering 궤적 추종 결과이다. 제자리에서 동적 활공을 수행하므로 x 축, y 축과 z 축에 대한 이동이 발생하지 않았다. 각 비행의 대기속도 그래프는 Fig. 12와 같다.

세 가지 비행 모두 속도가 빠른 구간에서는 수평풍의 영향을 적게 받고, 속도가 느린 구간에서는 수평풍의 영향을 크게 받는다. 속도와 수평풍이 변화함에 따라 명령값이 변화하는 정도의 차이를 확인할 수 있다.

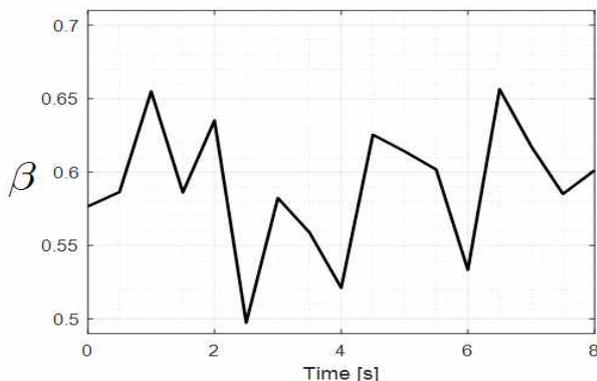


Fig. 11 β of Time-variant Wind

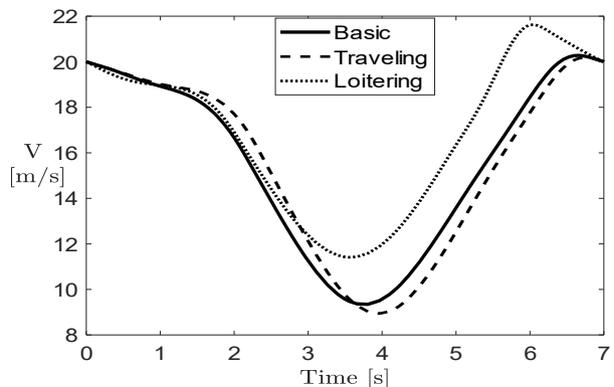


Fig. 12 Air Speed of Each Follow-up Flights

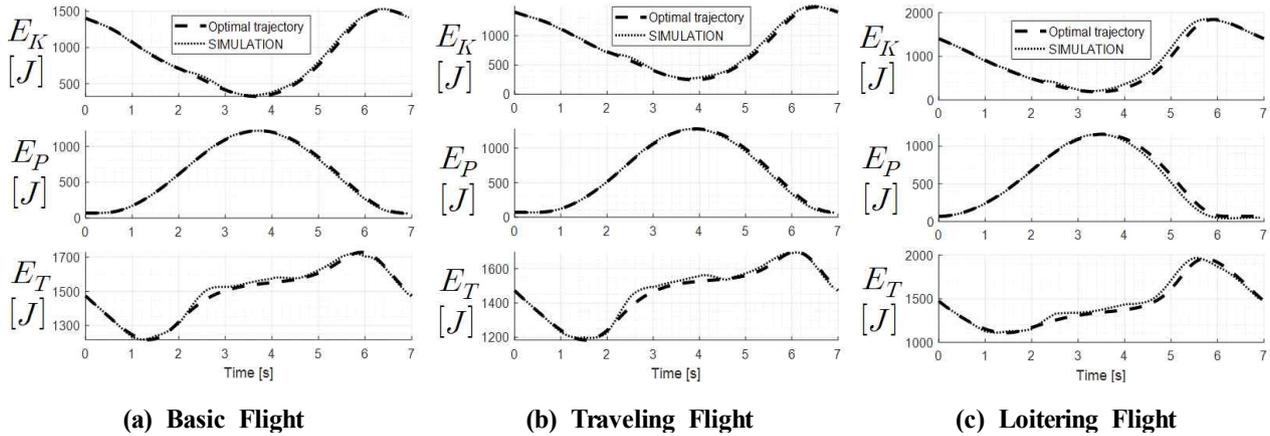


Fig. 13 Each Energy of Follow-up Flights

2.2.3 에너지 입출 분석

별도의 외력없이 내부적인 명령값을 입력하는 것만으로 비행이 가능한지 에너지 변화 과정을 통해 확인하다. 시변 수평풍의 무작위성을 고려하여 Monte carlo 방법을 적용한다. 시변 수평풍의 무작위한 변화를 포함한 시뮬레이션을 10000회를 진행한 후 평균을 도출한다. Fig. 11이 적용된 시변 수평풍을 적용한 시뮬레이션의 결과의 운동에너지를 E_K , 위치 에너지를 E_P , 운동 에너지와 위치 에너지의 합을 E_T 로 정의한다.

Figure 13의 (a)~(c)에서 공통적으로 0~1.5 sec에서 맞바람 방향으로 선회하며 고도 상승을 하기 때문에, 속도는 감소하면서 수평풍으로부터 에너지를 얻지 못해 총 에너지가 감소하는 것을 확인할 수 있다. 1.5~6 sec는 순바람 방향으로 선회하며 μ 가 가장 커지는 구간이기 때문에 바람과 닿는 면적이 증가하여 바람으로부터 에너지를 얻기 때문에 총 에너지가 증가하는 것을 확인할 수 있다. 6~7 sec는 다시 맞바람 방향으로 선회하며 고도가 낮아지기 때문에 총 에너지가 감소한다. 최종 에너지 비교는 Table 3과 같다.

Table 3. Energy Difference of Each Trajectories

	$E_{T,opt}$	$E_{T,Sim}$	Error Ratio
Basic	1473.2 J	1480.7 J	0.51%
Traveling		1485.4 J	0.83%
Loitering		1492.2 J	1.29%

세 가지 비행 모두 수평풍의 변화로 인해 추가적인 에너지를 얻었다. 이 결과는 수많은 결과 중 하나의 결과이므로, Monte Carlo 방법을 적용하여 평균적인 총 에너지의 변화를 파악한다. 평균 총 에너지는 Eq. 10과 같다.

$$E_{T,MC} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n E_{T,i}, \quad (n = 10000) \quad (10)$$

에너지 비교 결과는 Table 4, Fig. 14, Fig. 15와 같다.

Table 4. Energy Difference of Each Trajectories with Monte Carlo

	$E_{T,opt}$	$E_{T,MC}$	Error Ratio
Basic	1473.2 J	1475.1 J	0.13%
Traveling		1476.1 J	0.20%
Loitering		1480.7 J	0.51%

Table 4는 Table 3과 비교하여 Monte carlo를 적용한 결과가 모두 0%에 근접해지는 것을 확인할 수 있다. 또한 Fig 14를 통해 Monte Carlo의 결과가 평균과 표준편차가 존재하는 분포의 형태로 나타나는 것을 확인할 수 있고, 시변 수평풍에 따라 에너지를 잃고 얻음을 확인할 수 있다. 하지만 Fig. 15를 통해 에너지를 얻는 결과가 더 많은 것을 확인할 수 있다.

Monte Carlo 방법으로 별도의 외력없이 내부적인 명령값을 입력하는 것만으로 에너지 손실없이 궤적 추종 비행이 가능한 것을 확인하였다.

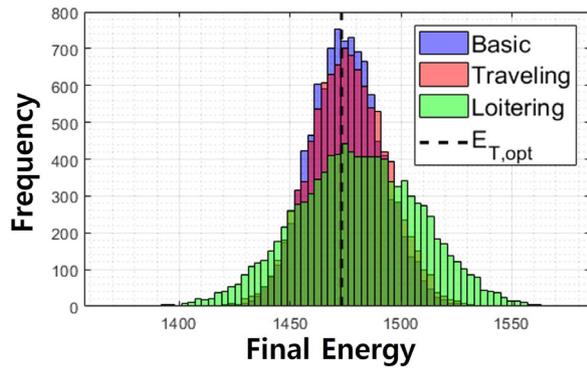


Fig. 14 Histogram of Monte Carlo results (bin width = 3)

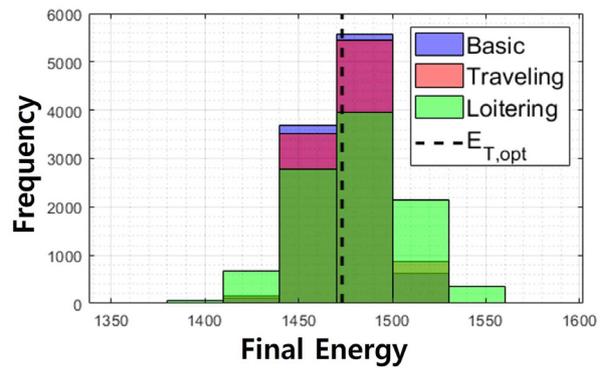


Fig. 15 Histogram of Monte Carlo results (bin width = 30)

3. 결 론

최적화 문제를 정의하고 상용 최적화 프로그램 GPOPS-II를 이용하여 엘버트로스형 동적 활공 비행 궤적을 생성해보았다. 또한 도출된 다양한 궤적을 추종하기 위해 선행 연구의 제어기를 응용하여 목표점 지향 벡터 기반 제어기가 적용된 동적 활공 시뮬레이션을 설계하였다. 동적 활공 시뮬레이션을 실제 환경과 근접하게 설계하기 위해 선행 연구에서 제안한 시불변 수평풍 모델을 응용하여 시변 수평풍 모델을 제안하였다. 이를 적용하여 각각의 궤적 추종과 명령값의 변화, 에너지 변화를 분석하였고 최종적으로 Monte carlo 방법을 통해 에너지 이득과 손실을 분석하였다.

후 기

이 논문은 2018년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2018R1D1A1B07049675)

References

- [1] Mir, I., Eisa, S.A. and Maqsood, A., “Review of dynamic soaring : technical aspect, nonlinear modeling perspectives and future directions”, *Nonlinear Dynamics*, Vol. 94, August. 2018, pp. 3117~3144.
- [2] Sahcs, G. P. and Gruter, B., “Dynamic Soaring – Kinetic Energy and Inertial Speed”, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, January. 2017, pp.9~13.
- [3] Zhao, Y.J., “Optimal patterns of glider dynamic soaring”, *Optimal Control Application and Methods*, Vol. 25, May. 2004, pp. 67~89
- [4] Richardson, P.L., “Upwind dynamic soaring of albatrosses and UAVs”, *Progress in Oceanography*, Vol. 130, 2015, pp.146~156.
- [5] Sachs, G. and Bussotti, P., “Application of optimal control theory to dynamic soaring of seabirds”, *Variational analysis and applications*, MA, 2005, pp.975~994.
- [6] Sachs, G., Knoll, A. and Lesch, K., “Optimal utilization of wind energy for dynamic soaring”, *Technical Soaring*, Vol. 25, 1991, pp.48~55.
- [7] Hong, H., Zheng, H., Holzapfel, F. and Tang, S., “Dynamic Soaring in Unspecified Wind Shear: A Real-Time Quadratic-Programmind Approach”, 2019 27th Mediterranean Conference on Control and

Automation(MED), IEEE, 2019, pp.600~605.

- [8] Bentamy, Abderrahim, et al. "Evaluation of high-resolution surface wind products at global and regional scales." *Journal of Operational Oceanography* 2.2 (2009): 15-27.
- [9] Jeong, J. Y., et al. "Validation of QuikSCAT Wind with Resolution of 12.5 km in the Vicinity of Korean Peninsula." *Ocean and Polar Res* 30.1 (2008): 47-58.
- [10] Park, S. H., Deyst, J. and How, J. P., "Performance and Lyapunov stability of a nonlinear path following guidance method", *Journal of guidance, control, and dynamics*, Vol. 30, 2007, pp.1718~1728.