



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(7), 557-564(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.7.557

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

## 사전 시뮬레이션과 점항법 유도를 이용한 고정익 무인기의 자동 착륙 접근

이제훈<sup>1</sup>, 박상혁<sup>2</sup>

### Pre-simulation based Automatic Landing Approach by Waypoint Guidance for Fixed-Wing UAV

Jehoon Lee<sup>1</sup> and Sanghyuk Park<sup>2</sup>

Korea Aerospace University

#### ABSTRACT

This paper describes an automatic landing approach algorithm for fixed-wing UAVs using waypoint guidance. The proposed algorithm utilizes simple 2D Dubin's vehicle pre-simulations in planning the waypoints for landing approach. The remaining time to reach the runway is also estimated in the pre-simulation, and it is used for altitude control. The performance of the designed algorithm was verified by simulations and flight tests.

#### 초 록

본 논문에서는 고정익 무인기의 점항법을 이용한 자동 착륙 접근 유도에 대해 기술한다. 본 연구의 주요 특징은 Dubin's 모델 기반 2D 사전 시뮬레이션을 이용하여 자동 착륙 접근에 필요한 경로점을 생성하고, 또한 사전 시뮬레이션으로부터 활주로까지의 남은 시간을 예측하여 이를 고도 제어에 활용한다. 설계한 알고리즘의 성능은 시뮬레이션과 비행 시험을 통해 검증한다.

**Key Words** : Automatic Landing Approach Guidance(자동 착륙 접근 유도), Pre-simulation(사전 시뮬레이션), Waypoint Guidance(점항법 유도), Altitude Plan(고도 계획), Fixed Wing UAV(고정익 무인기)

#### 1. 서 론

최근 유인기가 수행하기 어렵거나 불가능한 임무를 대신할 무인 항공기에 대한 관심이 높아지면서 다양한 분야에서 연구가 이루어지고 있다. 특히 고정익 무인기의 안정성, 낮은 비용, 고기동성 등의 장점을 이용한 교통 상황 모니터링[1], 환경 모니터링[2] 등의 민간 항공 감시 임무 영역에서 사용되고 있고, 군사 영역에서는 정보 수집, 감시, 정찰, 물품 운송 등에 사용[3]되고 있으며 특히 미국은 군사용 고정익 무인기의 진화적 개발을 끊임없이 하고 있다[4].

하지만 무인기를 운용할 때 일어나는 사고 중 많은 비중을 차지하는 비행 과정은 착륙 단계[5]인데, 착륙 단계에서 조종사의 판단 미숙이나 급작스런 돌풍 등의 문제가 생기게 되면 무인기의 고도 여유가 없기 때문에 사고로 직결될 가능성이 매우 높다. 이와 같은 이유로 고정익 무인기의 운용에 높은 신뢰도를 가진 자동 착륙 알고리즘의 개발이 필요하며, 이와 관련된 연구는 현재 활발하게 진행되고 있다.

일반적으로 고정익 항공기의 자동 착륙 과정은 착륙 접근(Landing Approach), 플레어(Flare), 접지(Touch-down), 지상 활주(Ground Run)라는 4가지 절차를 수

† Received : October 28, 2020    Revised : April 12, 2021    Accepted : May 6, 2021

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Professor

<sup>2</sup> Corresponding author, E-mail : park@kau.kr, ORCID 0000-0003-0169-5687

행하게 된다. 특히, 본 논문에서 제시한 점항법을 이용한 자동 착륙 접근 알고리즘은 많은 연구가 진행되었다. 착륙 접근을 위해 점항법 유도를 사용한다는 것은 일련의 순차적인 경로점을 생성하여 생성된 경로점을 추종함으로써 착륙 접근을 유도하는 것이다. 이와 관련된 연구는 2개의 경로점을 생성하여 추종하는 자동 이착륙 알고리즘[6]뿐만 아니라 지형 충돌 회피 및 기동성을 고려한 경로점을 이용한 3차원 고도 계획[7], all-source navigation과 이미지 프로세싱을 이용한 자동 경로점 생성 기법을 이용한 자동 착륙[8], 싱글 안테나 GPS 수신기를 이용하여 미리 지정한 경로점을 추종하는 자동 이착륙 및 활주 알고리즘[9], VOR(VHF Omni-directional Radio Range)의 거리와 방사각을 고려하여 생성한 경로점을 퍼지 로직을 이용하여 추종하는 자동 이착륙 알고리즘[10] 등이 진행되고 있다.

본 논문은 보다 간단한 사전 시뮬레이션과 점항법을 이용한 자동 착륙 접근 유도에 대해 연구하였다. 특히 본 연구에서는 바람 영향을 포함한 Dubin's Vehicle 모델[11]을 활용하여 사전 시뮬레이션을 수행한다. 이를 통해 적절한 경로점을 생성하고, 또한 사전 시뮬레이션을 통해 예측된 활주로까지의 남은 시간을 활용하여 고도 명령을 생성한다. 본 논문에서 소개한 알고리즘은 자동 착륙을 진행할 때마다 항공기의 초기 위치와 최소 선회 반경, 추정된 바람을 고려하여 경로점을 생성하기 때문에 착륙에 필요한 공간과 시간을 줄일 수 있으며 구성이 간단하기 때문에 실제 비행 알고리즘의 적용이 용이하다.

논문의 구성은 다음과 같다. 2장은 본론에 해당하며 2.1절에서 활주로 진입 방향을 결정하고 Dubin's Vehicle 모델을 기반으로 한 사전 시뮬레이션을 수차례 진행하여 임의로 설정한 경로점을 수정하는 알고리즘을 기술하였다. 2.2절에서는 사전 시뮬레이션에서 예측된 비행시간을 바탕으로 고도 명령을 생성하는 방법을 기술하였다. 2.3절에서는 앞선 알고리즘을 고정익 무인기에 적용시켜 시뮬레이션과 실제 비행 시험을 통해 검증하였다. 마지막으로 3장에서는 결론과 향후 연구의 목표와 방향을 기술하였다.

## II. 본 론

### 2.1 점항법을 이용한 자동 착륙 접근 유도

#### 2.1.1 활주로 진입 방향 결정

본 연구에서 제시한 알고리즘은 바람 조건에 대한 추정값이 있다고 가정한다. 본 연구에서는 참고문헌[12]에 제시된 바람 속도 추정 방법을 활용하였다.

먼저 항공기가 바람이 부는 상황에서 활주로에 접근할 때 바람의 방향에 따라 활주로의 접근 방향을 결정한다.

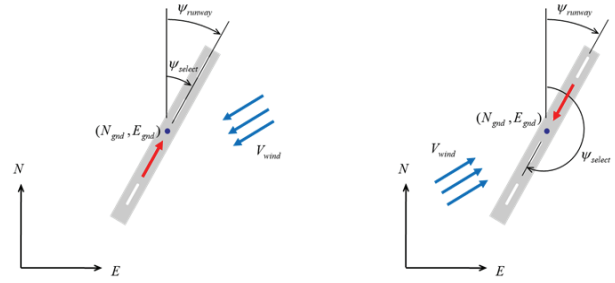


Fig. 1. Define coordinate system, runway and approach direction

Figure 1에서 북, 동 성분을 나타내기 위한 좌표계로 NE 좌표계를 설정하였으며,  $(N_{gnd}, E_{gnd})$ 는 목표 착륙 지점 위치로 설정하였다.  $\psi_{runway}$ 는 활주로 방위 각이며 북쪽을 기준으로 시계방향으로 측정하고  $\psi_{select}$ 는 활주로 진입 방향각을 의미한다. 활주로 방향 단위 벡터와 추정된 바람 벡터는 식 (1), (2)로 나타낼 수 있다.

$$\{\hat{e}_{runway}\}_{NE} = \begin{bmatrix} \cos\psi_{runway} \\ \sin\psi_{runway} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\{\vec{V}_{wind}\}_{NE} = \begin{bmatrix} V_{wind_N} \\ V_{wind_E} \end{bmatrix} \quad (2)$$

식 (1), (2)를 내적한 값이 0보다 크면 식 (3)을 사용하고 0보다 작으면 식 (4)를 사용하여  $\psi_{select}$ 를 결정한다.

$$\psi_{select} = \psi_{runway} + \pi \quad (3)$$

$$\psi_{select} = \psi_{runway} \quad (4)$$

#### 2.1.2 바람을 고려한 사전 2D 시뮬레이션

Dubin's Vehicle 모델에 기반한 바람을 고려한 사전 2D 시뮬레이션은 Fig. 2와 같다.

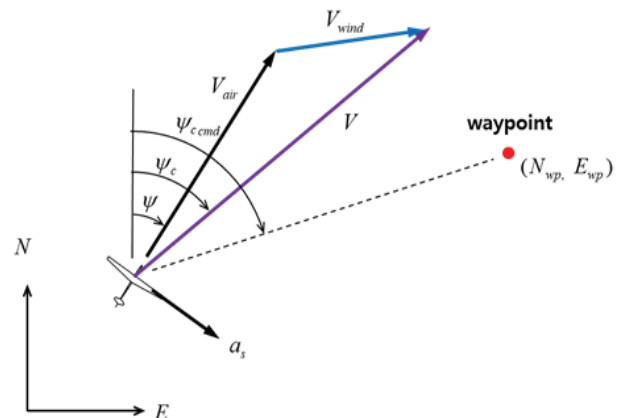


Fig. 2. 2D pre-simulation model

Figure 2를 고려하여 Dubin's Vehicle 모델의 식은 식 (5)~(7)과 같다.

$$\dot{N} = V_{air} \cos \psi + V_{windN} \quad (5)$$

$$\dot{E} = V_{air} \sin \psi + V_{windE} \quad (6)$$

$$\dot{\psi} = \frac{a_s}{V_{air}} \quad (7)$$

이때 비행기 측방향 가속도  $a_s$ 는 균형 선회에 의한 롤각과의 관계를 식 (8)로 나타낼 수 있다.

$$a_s = g \tan \phi \quad (8)$$

롤각 dynamics는 식 (9)와 같이 모델링 하였다.

$$\dot{\phi} = \frac{\phi_{cmd} - \phi}{\tau} \quad (9)$$

여기서 분모의  $\tau$ 는 롤각 추종 시상수를 나타내며, 1.0초로 설정하였다. 경로점 유도 관련 식들은 식 (10)~(12)로 나타낼 수 있다.

$$\psi_c = \tan^{-1} \frac{\dot{E}}{\dot{N}} \quad (10)$$

$$\psi_{cmd} = \tan^{-1} \frac{E_{WP} - E}{N_{WP} - N} \quad (11)$$

$$\phi_{cmd} = \max(\phi_{min}, \min(\phi_{max}, K_{\psi c}(\psi_{cmd} - \psi_c))) \quad (12)$$

식 (5)~(12)를 활용하여 Dubin's Vehicle 운동 모델링 식을 수치 적분하여 시뮬레이션에 필요한 위치 좌표와 기수각, 롤각을 구할 수 있다.

### 2.1.3 경로점 생성

항공기는 활주로와 나란한 방향으로 착륙 접근하여야 하며, 이는 Fig. 3과 같이 나타낼 수 있다.

Figure 3과 같이 항공기가 활주로의 충분히 먼 왼쪽으로부터 접근하는 경우 경로점 1을 통과한 후 경로점 2를 향할 때 항공기의 실제 경로가 활주로의 방향과 나란하기 때문에 문제가 없지만, 위쪽이나 오른쪽에서 접근하는 경우 경로점 1을 통과한 후 경로점 2를 향할 때 항공기 기동의 제약으로 인해 활주

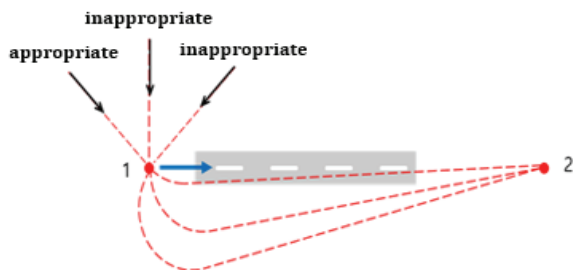


Fig. 3. Landing approach direction

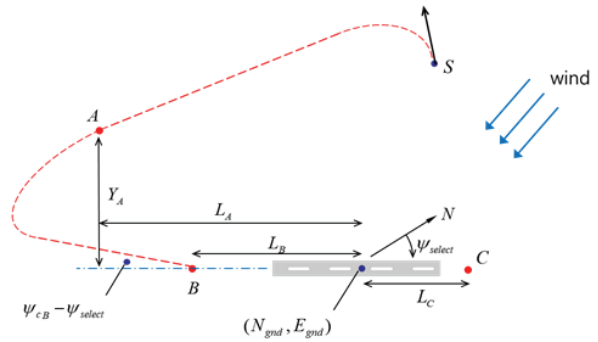


Fig. 4. Landing approach in windy condition

로 방향과 나란하지 않게 된다. 이와 같은 문제를 해결하기 위해 1개의 경로점을 추가하여 총 3개의 경로점으로 유도하는 방법을 제시하였으며 이는 Fig. 4와 같다. Fig. 4는 임의의 위치로부터 시작하여 바람이 부는 활주로에 항공기를 접근시키기 위해 3개의 경로점 A, B, C로 유도하는 방법을 나타내었다.

Figure 4를 통해 경로점 A에 대한 횡방향 거리인  $Y_A$ 를 잘 설정하여 항공기가 경로점 A를 통과한 후 경로점 B를 향할 때 활주로와 나란한 방향으로 접근하도록 하여야 한다. 즉, Fig. 4의  $\psi_{cB} - \psi_{select}$ 를 0에 가깝도록 하여야 한다. 이때,  $L_A, L_B, L_C$  값은 미리 설정한다. 그리고 Dubin's Vehicle 모델에 기반한 2D 사전 시뮬레이션을 3~5회 수행하여 적당한 길이  $Y_A$ 를 선정한다.

식 (5)~(12)와 계산된 값을 이용하여  $Y_A$ 를 구하는 방법은 다음과 같다. 먼저 길이  $Y_A$ 를 적당한 값으로 초기 설정한다. 경로점 A의 좌표는 Fig. 4와 같이 A를 지난 후 좌선회하여 활주로에 진입하는 경우에는 식 (13), (14)를 사용하고 A를 지난 후 우선회하여 활주로에 진입하는 경우에는 식 (15), (16)을 사용한다.

$$N_A = N_{gnd} - L_A \cos \psi_{select} + Y_A \sin \psi_{select} \quad (13)$$

$$E_A = E_{gnd} - L_A \sin \psi_{select} - Y_A \cos \psi_{select} \quad (14)$$

$$N_A = N_{gnd} - L_A \cos \psi_{select} - Y_A \sin \psi_{select} \quad (15)$$

$$E_A = E_{gnd} - L_A \sin \psi_{select} + Y_A \cos \psi_{select} \quad (16)$$

경로점 A의 좌표를 고려하여 2D 시뮬레이션을 한 차례 실시한 후 경로점 B에 근접했을 때의 코스각을 확인하여  $Y_A$ 의 길이를 경로점 A를 지난 후 좌선회하여 활주로에 진입하는 경우에는 식 (17)을 사용하고 우선회하여 활주로에 진입하는 경우에는 식 (18)을 사용하여 조정한다.

$$Y_{Anew} = Y_A - k(L_A - L_B)(\psi_{cB} - \psi_{select}) \quad (17)$$

$$Y_{Anew} = Y_A + k(L_A - L_B)(\psi_{cB} - \psi_{select}) \quad (18)$$

이때  $k$ 는 0.5로 선정하였다.  $k$ 의 값은 생성된 경로 점  $A$ 가 충분히 이동하지 못해 경로상 overshoot가 생긴 경우에는 더 큰 값으로 수정하고, 과하게 이동한 경우에는 더 작은 값으로 수정해준다. 새로 계산된  $Y_{Anew}$ 를 이용하여 사전 시뮬레이션을 진행하며 항공기가 경로점  $B$ 에 접근할 때 활주로 방향과 나란한 경로가 생성되도록 하는 경로점  $A$ 의 위치를 선정한다.

## 2.2 고도 계획

### 2.2.1 고도 명령 생성

임의의 위치와 고도에서 항공기를 활주로에 접근시킬 때 적절한 비행 속도  $V_{air}$ 와 비행 경로각  $\gamma_0$ 를 기준으로 접근하여야 한다. 이때 남은 거리를 기준으로  $\gamma_0$ 를 무조건적으로 적용하면 정상상태 비행 조건하에 맞바람이 불 때, 뒷바람이 불 때의 자유도를 Fig. 5와 같이 나타낼 수 있다. Fig. 5에서 맞바람이 불 때 관성 속도  $V$ 가 느려지고 실제 관성 비행 경로각  $\gamma$ 는 커지게 되지만 뒷바람이 불 때는  $V$ 가 빨라지고  $\gamma$ 가 작아지게 된다.

이때 종축 제어 구조가 피치 자세로 고도를 제어하고 추력으로 속도를 제어하는 경우 뒷바람 구간에서 항공기가 빠르게 하강하여 지면 속도가 크게 늘어날 수 있다. 반대로 피치 자세로 속도를 제어하고 추력으로 고도를 제어하는 경우 지면 속도는 작아지며 고도가 원하는 만큼 하강하지 않을 수 있다.

이와 같은 현상을 해결하기 위해 고도 변화율은 바람에 관계없이 남은 시간을 바탕으로 하강율을 활용하여 고도를 낮추는 방법인 식 (19)를 이용하였고,

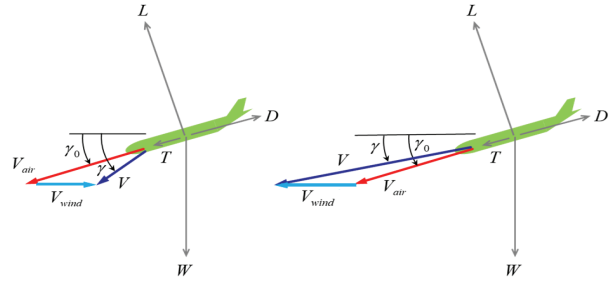


Fig. 5. Head wind(left), tail wind(right)

이 식을 적분함으로써 고도 명령을 생성하였다.

$$\frac{dh}{dt} = -V_{air} \cdot \sin \gamma_0 \quad (19)$$

고도 명령을 생성하기 위한 주요 기준 파라미터를 Fig. 6을 통해 나타내었다. Fig. 6의 주요 파라미터는 Table 1을 통해 나타내었다.

Table 1. Reference parameter

Parameter	Name
$V_{air}$	Airspeed
$\gamma_{final}$	Inertial flight path angle
$(N_{gnd}, E_{gnd}, H_{gnd})$	Target landing point
$h_B$	Altitude of $B$
$h_{flare}$	Altitude of flare
$L_B$	Distance from $B$ to landing point
$L_{shift}$	Distance considering flare

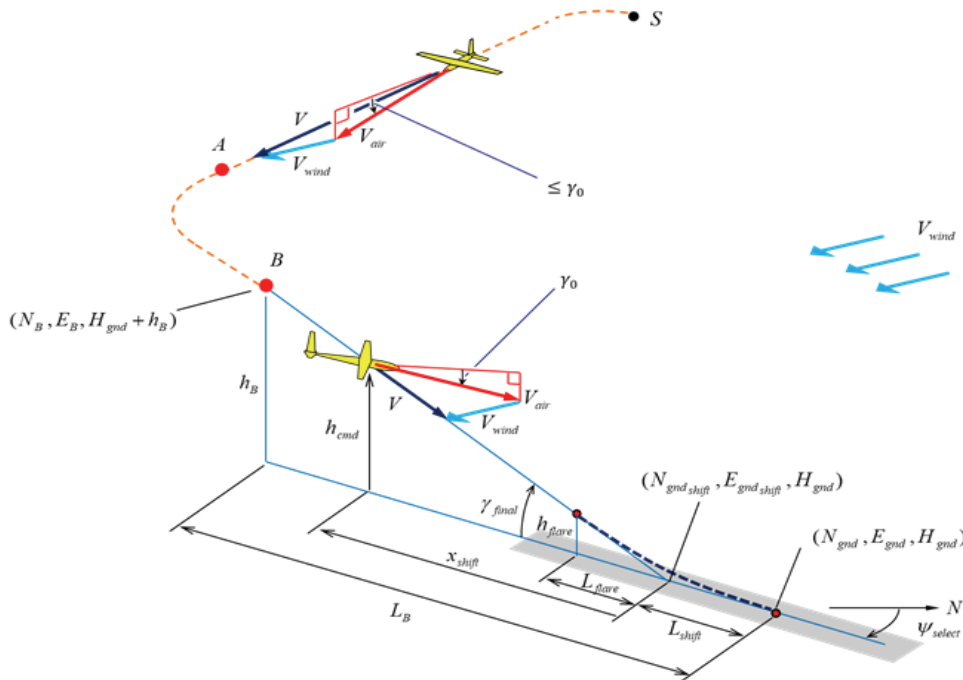


Fig. 6. Altitude planning algorithm considering wind

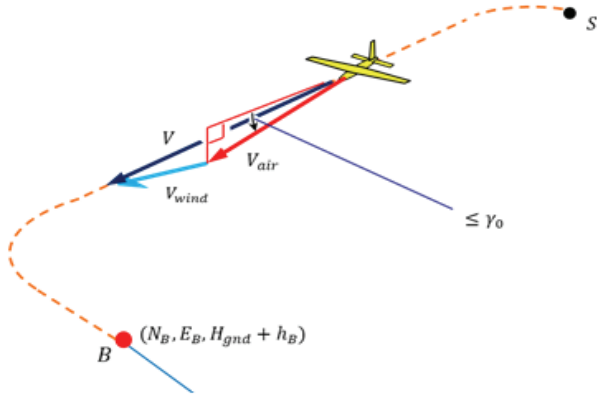


Fig. 7. Altitude plan from starting point to waypoint B

### 2.2.2 경로점 B까지의 고도 계획

시작점부터 경로점 B까지의 바람을 고려한 고도 계획은 Fig. 7과 같다.

Dubin's vehicle 사전 2D 시뮬레이션을 활용하여 Fig. 7의 시작점 S에서 경로점 B까지 도달하는 데 걸리는 시간  $T_B$ 를 예측한다. 그 후 식 (20)을 만족하는지 확인한 후 만족하지 않으면 고도를 낮춘 후 착륙 접근을 시도한다. 만족한다면 식 (20)의 값을 이용하여 고도 명령을 생성한다.

$$\frac{h_S - h_B}{T_B} \leq V_{air} \sin \gamma_0 \quad (20)$$

고도 명령을 생성하는 방법은 식 (21)~(23)과 같다. 식 (21)은 전반부에 고도를 낮추는 방법이고 식 (22)는 후반부에 고도를 낮추는 방법이며 식 (23)은 점진적으로 고도를 낮추는 방법이다. 이때 식 (23)을 이용하여 고도 명령을 생성하면 자동 착륙 비행 진행 도중 추가적인 시뮬레이션을 통해 고도 변화율을 수정할 수 있으며 바람의 영향을 최소화할 수 있다.

$$h_{cmd} = \max[h_B, h_{cmd} - (V_{air} \sin \gamma_0) dt] \quad (21)$$

$$h_{cmd} = h_{cmd} - (V_{air} \sin \gamma_0) dt \quad (22)$$

$$h_{cmd} = h_{cmd} - \left(\frac{h_S - h_B}{T_B}\right) dt \quad (23)$$

### 2.2.3 경로점 B에서 Flare 전까지의 고도 계획

경로점 B에서 플레어 시작까지의 고도 명령 생성은 Fig. 8과 같다. 마지막 직선 구간에서도 바람의 영향을 고려한다.

Figure 8에서  $\gamma_{final}$ 을 구하기 위해 속도 벡터의 관계식을 이용하며 식 (24)와 같다.

$$\vec{V} = \vec{V}_{air} + \vec{V}_{wind} \quad (24)$$

Figure 8에서  $\vec{V}$ 의 수평 성분은 활주로 방향과 일

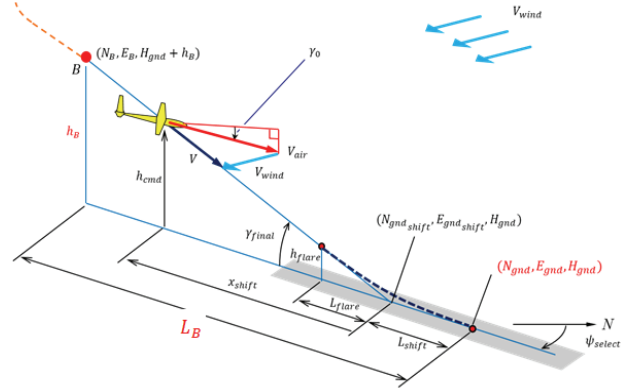


Fig. 8. Altitude plan from waypoint B until flare

치해야 하고, 이를 이용하여 항공기의 기수각  $\psi_{final}$ 을 식 (25)로 나타내었다.

$$\psi_{final} = \psi_{select} + \sin^{-1} \left( \frac{V_{wind} N \sin \psi_{select}}{V_{air} \cos \gamma_0} - \frac{V_{wind} E \cos \psi_{select}}{V_{air} \cos \gamma_0} \right) \quad (25)$$

식 (25)를 이용하여  $V_{N_{final}}$  과  $V_{E_{final}}$  를 계산할 수 있고  $\gamma_{final}$ 을 식 (26)으로 구할 수 있다.

$$\gamma_{final} = \tan^{-1} \frac{V_{D_{final}}}{\sqrt{V_{N_{final}}^2 + V_{E_{final}}^2}} \quad (26)$$

이를 이용하여 착륙 지점으로부터 경로점 B의 거리  $L_B$ 를 식 (27)을 통해 결정한다.

$$L_B = \frac{h_B}{\tan \gamma_{final}} + L_{shift} \quad (27)$$

Shift된 위치로부터 항공기까지의 활주로 역방향 거리  $x_{shift}$ 는 식 (28)과 같다.

$$x_{shift} = (N_{gnd_{shift}} - N) \cos \psi_{select} + (E_{gnd_{shift}} - E) \sin \psi_{select} \quad (28)$$

여기서 shift된 위치  $(N_{gnd_{shift}}, E_{gnd_{shift}})$ 는 식 (29), (30)으로 나타낼 수 있으며 shift된 길이  $L_{shift}$ 는 식 (31)로 구할 수 있다.

$$N_{gnd_{shift}} = N_{gnd} - L_{shift} \cos \psi_{select} \quad (29)$$

$$E_{gnd_{shift}} = E_{gnd} - L_{shift} \sin \psi_{select} \quad (30)$$

$$L_{shift} = \frac{h_{flare}}{\tan \gamma_{final}} \approx \frac{h_{flare}}{\gamma_{final}} \quad (31)$$

식 (26), (28), (31)을 이용하여 고도 명령은 식 (32), (33)으로 나타낼 수 있다.

$$h_{cmd} = h_{cmd} - (V_{air} \sin \gamma_0) dt \quad (32)$$

$$h_{cmd} = x_{shift} \tan \gamma_{final} \quad (33)$$

### 2.2.4 Flare에서의 고도 계획

항공기가 Fig. 7의 Flare 고도  $h_{flare}$  에 도달하게 되면 exponential 함수를 이용하여 고도 명령을 생성하며 식 (34)와 같다.

$$h_{cmd} = 0.2 + (h_{flare} - 0.2) e^{-\left(\frac{t - t_{at,flare}}{\tau_{flare}}\right)} \quad (34)$$

식 (34)에서 0.2m는 레이저 고도계의 설치 높이를 나타낸 것이다.  $t_{at,flare}$  는 Flare 시작 시간이고 Flare 시작수  $\tau_{flare}$  는 Fig. 7의  $L_{flare}$  를 통과하는 시간이며 이는 식 (35)로 나타내었다.

$$\tau_{flare} = \frac{L_{flare}}{V_{gnd}} \approx \frac{h_{flare}}{V_{gnd} \gamma_{final}} \quad (35)$$

## 2.3 시뮬레이션 및 비행실험

### 2.3.1 시뮬레이션 결과

Figure 9는 착륙 명령 하달 시 바람을 고려하여 경로점을 수정한 결과를 나타낸다. 좌측 그림은 시뮬레이션을 진행하기 전 초기 설정된 경로점을 나타내며,

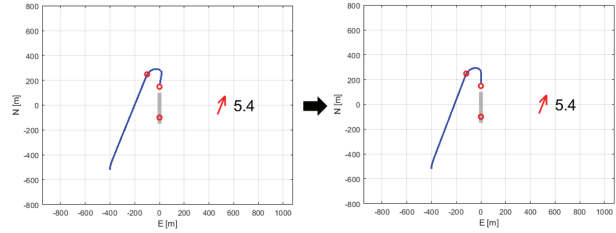


Fig. 9. Modification of waypoint A through simulation

우측 그림은 시뮬레이션을 진행한 후 수정된 경로점을 나타낸다. 이를 기반으로 하여 다양한 바람 방향과 크기에 대해 몬테카를로 시뮬레이션을 100번씩 총 3회 진행하였으며 Table 2와 같다. 평균적으로 약 4~5m 정도의 오차를 가지며 접지를 하였다.

Table 2. Montecarlo simulation result

	1 <sup>st</sup>	2 <sup>nd</sup>	3 <sup>rd</sup>
Iteration	100	100	100
Average (m)	4.967	4.585	4.458
Min Error (m)	1.80	2.43	2.25
Max Error (m)	9.11	9.48	9.62
Stand Deviation	1.8228	1.7889	1.8086

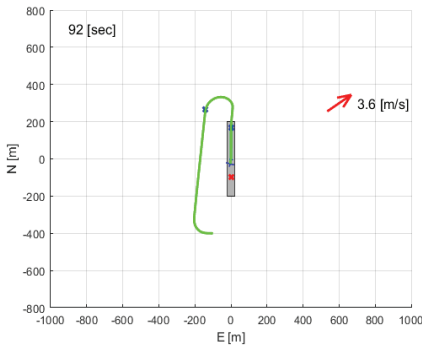


Fig. 10. 3.6m/s SW wind

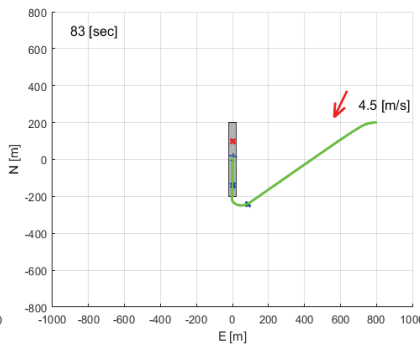


Fig. 11. 4.5m/s NE wind

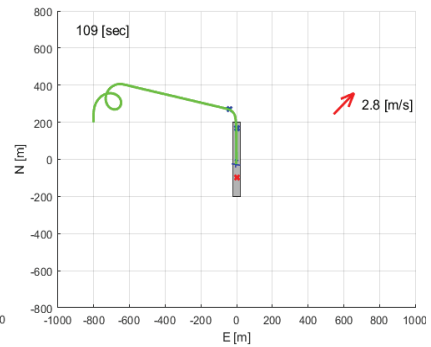


Fig. 12. 2.8m/s SW wind

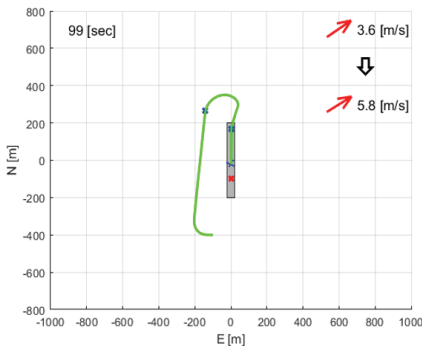


Fig. 13. 3.6m/s SW wind → 5.8m/s SW wind

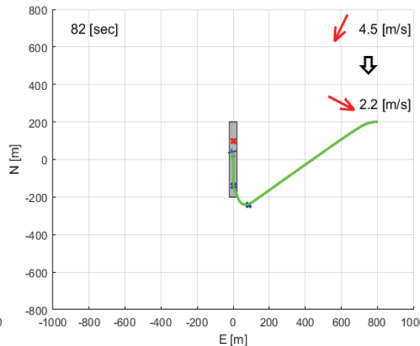


Fig. 14. 4.5m/s NE wind → 2.2m/s NW wind

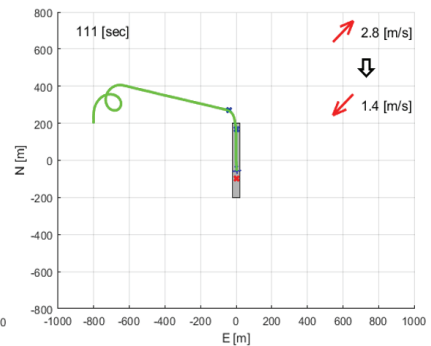


Fig. 15. 2.8m/s SW wind → 1.4m/s NE wind

Table 3. Montecarlo simulation result

	Error		
	Width (m)	Length (m)	Distance (m)
Fig. 10	1.14	2.55	2.79
Fig. 11	0.63	3.75	3.80
Fig. 12	1.04	2.83	3.02
Fig. 13	1.53	6.88	7.05
Fig. 14	0.50	7.05	7.07
Fig. 15	0.38	8.22	8.23

Figures 10~15는 몬테카를로 시뮬레이션 중 일부를 나타내었다. Fig. 10과 Fig. 13은 3.6m/s의 남서풍이 불 때 고도 70m, Fig. 11과 Fig. 14는 4.5m/s의 북동풍이 불 때 고도 70m, Fig. 12와 Fig. 15는 2.8m/s의 남서풍이 불 때 고도 120m에서 착륙을 진행하였다. 이때 Figs. 13~15는 착륙 진행 도중 바람의 방향을 급작스럽게 변화시킨 경우이며 Table 3을 이용하여 비교하였다.

바람의 방향이 착륙 도중 급격하게 변화하면 폭 방향 오차는 미세한 차이를 보였지만 길이 방향 오차와 거리 오차는 약 4~5m 늘어났다.

### 2.3.2 비행시험 결과

본 연구에 사용된 기체는 중량 3.0kg이고 rudder와 elevator의 조종면만 가진 기체이며 Fig. 16과 같다. 참고문헌[13]을 참고하여 착륙속도는 기체의 실속속도의 1.3~1.4배인 11m/s로 설정하였으며,  $\gamma_0$ 는 수차례의 비행시험을 통해 항공기의 착륙속도를 유지할 수 있는  $4^\circ$ 로 설정하였다.

비행시험 결과는 Fig. 17, Fig. 18과 같다. Fig. 17에서는 항공기의 자동 착륙 접근 경로와 바람 방향, 경로점을 나타내었고, Fig. 18에서는 자동 착륙 접근을 할 때 항공기의 고도, 속도, 자세를 나타내었다. 항공기의 고도가 약 62m일 때 착륙 시작되었고, 고도 명령은 주변의 지형지물을 고려하여 후반부에 고도를 낮추는 방법을 사용하였다. 항공기는 경로점 A, B, C를 순서대로 추종하였으며, 고도 명령, 속도 명령,  $\theta$  명령,  $\phi$  명령 모두 잘 추종하는 것을 확인할 수 있다. GPS 고도 오차를 고려하여 접지는 수동으로 진행하였으며, 비행시간은 약 71초가 소요되었다.



Fig. 16. Test-bed fixed wing UAV

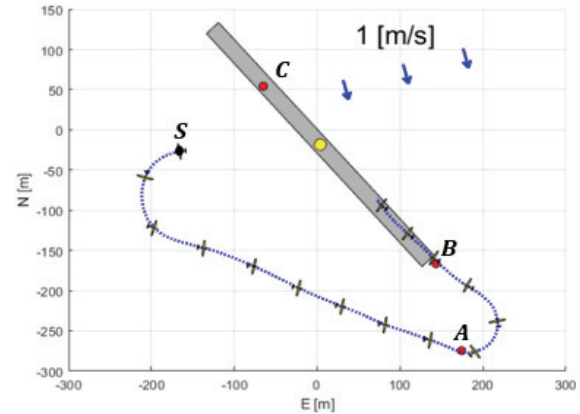


Fig. 17. Waypoint guidance flight path

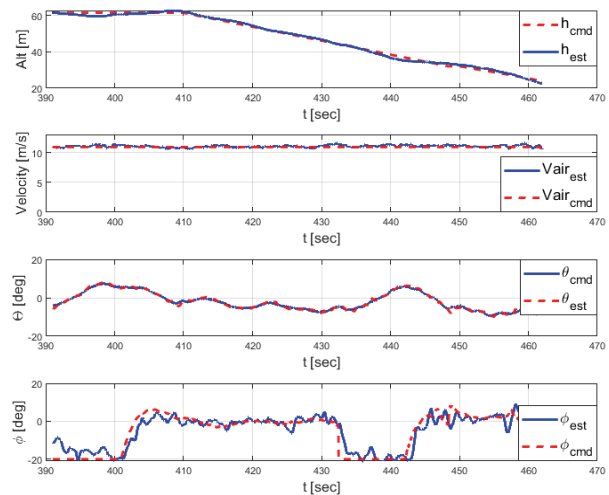


Fig. 18. Waypoint guidance flight data graph

비행 시험 결과가 시뮬레이션과 부합하는지 확인하기 위해 착륙 명령이 하달되었을 때의 항공기의 자세 및 고도, 속도, 바람의 세기와 방향을 부여하여 Fig. 19, Fig. 20으로 나타내었다. 비행 시험 결과와 비교해보면 고도 명령, 속도 명령,  $\theta$  명령,  $\phi$  명령 모두 비슷한 결과를 나타내었다. 실제 비행 시험에서는 경로점 A에서 B로 선회할 때 경로를 약 8.8m 이

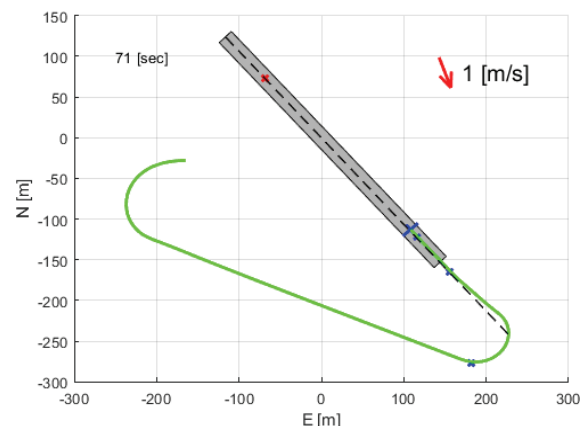


Fig. 19. Waypoint guidance simulation path

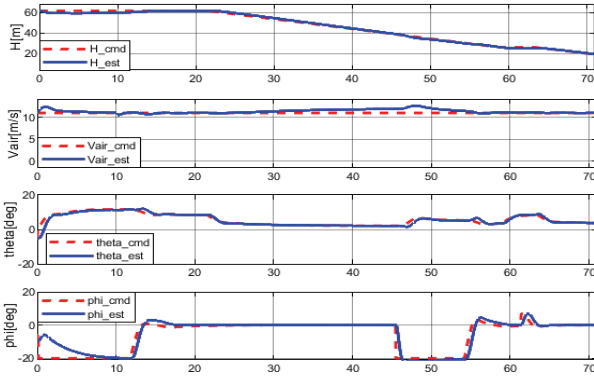


Fig. 20. Waypoint guidance simulation graph

탈하는 overshoot 현상이 발생하였으며, 시뮬레이션에서는 약 9.1m 이탈하는 현상이 발생하였다. 이는 본 논문에서 사용한 aileron이 없는 기체의 경우 rudder만으로  $\phi$  명령을 추종하기 때문에 aileron의 조종면을 가진 기체보다 반응성 느려지는데 이로 인한 항공기의 최소 선회 반경이 늘어남에 따라 생긴 현상으로 판단된다.

### III. 결 론

본 논문은 접항법을 이용하여 고정익 무인기의 자동 착륙 접근 유도에 대해 기술하였다. 활주로 방향을 결정한 후 간단한 사전 시뮬레이션을 통해 경로점을 수정하고, 수정된 경로점을 추종함으로써 활주로에 착륙 접근을 진행하였다. 또한 사전 시뮬레이션을 이용하여 활주로까지의 남은 시간을 예측하여 고도 명령 생성에 활용하였다.

본 논문에서 제시한 알고리즘에 대해 시뮬레이션과 실제 비행 시험을 통해 안정성 및 타당성을 검증하였다. 추후 본 논문에서 사용한 기체뿐만 아니라 다양한 기체의 적용을 통해 비행 시험을 진행하여 알고리즘의 신뢰성을 높일 것이다.

### 후 기

본 논문은 한국항공우주연구원(과제명: 차동 브레이크 고정익 무인기의 지상활주 및 자동이착륙 기술 개발)의 연구비 지원(과제번호: 20CAUV-B155368-02)을 받아 진행된 연구임.

### References

1) Kanistras, K., Martins, G. and Rutherford, M. J., "A Survey of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) for Traffic Monitoring," *Proceeding of the International Conference on Unmanned Aircraft Systems*, July 2015, pp. 2643~2666.

2) Dunbabin, M. and Marques, L., "Robots for environmental monitoring: Significant advancements and applications," *IEEE Robotics and Automation magazine*, Vol. 19, Iss. 1, 2012, pp. 24~39.

3) Jack, M., "Strategic Significance of Drone Operations for Warfare," *E-International Relations*, August 2013, pp. 1~13.

4) Kim, J. W. and Shim, S. R., "A case Study on the Evolutionary Development of U.S Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): Focusing on Tactical/Strategic Fixed-wing UAVs," *Journal of Advances in Military Studies*, Vol. 3, No. 2, 2020, pp. 17~46.

5) Kim, J. H., Kim, T. H. and Yoo, D. H., "Analysis of the Factors and Patterns Associated with Death in Aircraft Accidents and Incidents Using Data Mining Techniques," *Journal of Digital Convergence*, Vol. 17, No. 9, 2019, pp. 79~88.

6) Riseborough, P., "Automatic Take-Off and Landing Control for Small UAV's," *Proceeding of the IEEE 5<sup>th</sup> Asian Control Conference*, July 2004, pp. 754~762.

7) Lim, I. G. and Ra, S. W., "Waypoints Altitude Planning for Terrain Collision Avoidance and Maneuverability of an Unmanned Aerial Vehicle," *The Journal of Korean Institute of Information Technology*, Vol. 16, No. 9, 2018, pp. 31~41.

8) Paul, W. and Michael, C., "Intelligent Landing System for Landing UAVs at Unsurveyed Airfields," *Proceeding of the 28<sup>th</sup> International Congress of the Aeronautical Sciences*, September 2012, pp. 1~19.

9) Cho, A., Kim, J. H., Lee, S. H., Choi, S. J., Lee, B. R., Kim, B. S., Park, N. H., Kim, D. K. and Kee, C. D., "Fully Automatic Taxiing, Takeoff and Landing of a UAV using a Single-Antenna GPS Receiver only," *Proceeding of the International Conference on Control, Automation and System*, October 2007, pp. 821~825.

10) Sefer, K. and Omer, C., "Autonomous Navigation and Landing Tasks for Fixed Wing Small Unmanned Aerial Vehicles," *Acta Polytechnica Hungarica*, Vol. 7, No. 1, 2010, pp. 87~102.

11) Randal, W. B. and Timothy, W. M., "Small Unmanned Aircraft," Princeton Publication, 2012.

12) Park, S. H., "Wind and Airspeed Error Estimation with GPS and Pitot-static System for Small UAV," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 18, No. 2, 2017, pp. 334~351.

13) Federal Aviation Administration, "Airplane Flying Handbook(FAA-H-8083-3B)," United States Department of Transportation, 2016.