



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50(7), 479-487(2022)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.7.479

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

## 한국항공대학교 저고도 장기체공 태양광 무인기 개발에 관한 연구 (2) - 태양광 무인기 비행제어 및 유도항법 -

김태림<sup>1</sup>, 김도영<sup>2</sup>, 정재백<sup>3</sup>, 문석민<sup>4</sup>, 김용래<sup>5</sup>, 배재성<sup>6</sup>, 박상혁<sup>7</sup>

## A Study on the Development of Low-Altitude and Long-Endurance Solar-Powered UAV from Korea Aerospace University (2) - Flight Control and Guidance of Solar Powered UAV -

Taerim Kim<sup>1</sup>, Doyoung Kim<sup>2</sup>, Jaebaek Jeong<sup>3</sup>, Seokmin Moon<sup>4</sup>, Yongrae Kim<sup>5</sup>,  
Jae-Sung Bae<sup>6</sup> and Sanghyuk Park<sup>7</sup>Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Goyang, Republic of Korea<sup>1,3</sup>Korea Aerospace Research Institute, Aeronautics Research Directorate, Daejeon, Republic of Korea<sup>4</sup>Doosan Digital Innovation, Seoul, Republic of Korea<sup>5</sup>School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Goyang, Republic of Korea<sup>6,7</sup>

### ABSTRACT

This paper presents the control and guidance algorithm of a KAU-SPUAV(Korea Aerospace University - Solar Powered Unmanned Aerial Vehicle) which is designed and developed in Korea Aerospace University. Aerodynamic coefficients are calculated using the vortex-lattice method and applied to the aircraft's six degrees of freedom equation. In addition, the thrust and torque coefficients of the propeller are calculated using the blade element theory. An altitude controller using thrust was used for longitudinal control of KAU-SPUAV to glide efficiently when it comes across the upwind. Also describes wind estimation technic for considering wind effect during flight. Finally, introduce some guidance laws for endurance, mission and coping with strong headwinds and autonomous landing.

### 초 록

본 논문에서는 한국항공대학교에서 연구, 개발한 태양광 무인기 KAU-SPUAV의 자동 비행을 위한 제어기 설계 및 유도기법에 관하여 기술했다. 와류격자법을 활용하여 공력계수들을 계산했고 이를 항공기의 6자유도 방정식에 적용했다. 또한 깃요소이론을 활용하여 프로펠러의 추력 및 토크 계수를 계산했다. 상승풍을 맞닥뜨렸을 때 효율적으로 활공하기 위하여 추력을 사용한 고도제어기가 KAU-SPUAV에 사용되었다. 또한 태양광 무인기의 장기체공 임무를 위해 운용 중에 발생하는 바람의 영향을 고려하기 위한 바람 추정 기법을 적용하였고, 강한 맞바람에 대처하기 위한 유도 기법과 자동 착륙 알고리즘을 구성하였으며 2021년 8월, 56시간 33분의 태양광 장기체공 실험을 통해 제어 및 유도기법의 성능을 검증하였다.

**Key Words** : Solar Powered UAV(태양광 무인기), Fixed Wing UAV(고정의 무인기), Control and Guidance(제어 및 유도)

† Received : January 24, 2022    Revised : May 2, 2022    Accepted : June 2, 2022

<sup>1-3</sup> Graduate Student, <sup>4,5</sup> Researcher, <sup>6,7</sup> Professor

<sup>7</sup> Corresponding author, E-mail : park@kau.ac.kr, ORCID 0000-0003-0169-5687

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

## 1. 서 론

오늘날 무인기의 형태 및 구조가 다양해짐에 따라 널리 이용되고 있다. 이러한 무인기들은 대다수 전기를 이용한 동력 시스템을 갖추고 있다. 전기 동력 무인기들은 배터리의 용량이 정해져 있어 비행이 가능한 거리 및 시간에 한계가 있다. 이에 반해 태양광 무인기는 고정익 무인기의 넓은 날개 면적으로 얻을 수 있는 효율적인 비행성능과 태양전지를 활용하여 자체적으로 동력을 생산할 수 있다. 이 결과로 일반적인 무인기에 비해 오래 날 수 있으며, 멀리 이동할 수 있는 장점을 가진다.

세계적으로 태양광 무인기에 대한 연구는 세계 최장 비행시간을 가진 Airbus의 Zephyr[1]부터 국내 최장 비행기록을 가진 한국항공우주연구원의 EAV-3[2]까지 활발히 진행되어왔다. 한국항공대학교에서는 태양광 무인기에 대한 연구를 수동 장기체공 시도를 한 10년 전부터 꾸준히 연구와 개발을 진행하여 자동 장기체공에 대한 노하우가 갖춰지게 되었다[3-6].

본 논문에서는 2019년부터 2021년에 진행한 KAU-SPUAV의 장기체공 및 임무를 위한 제어 및 유도법칙에 대해 소개하고자 한다. 2장에서는 태양광 무인기의 운동 모델링 및 제어기 설계에 대한 내용을 다루었다. 무인기의 바람에 대한 영향을 고려하기 위해 3장에서는 바람 추정에 대한 내용을 서술하였다. 마지막으로 설계한 제어기 및 바람 추정 결과를 활용하는 임무 및 장기체공을 위한 유도기법을 소개한다.

## II. 태양광 무인기의 운동모델링 및 제어기 설계

### 2.1 태양광 무인 항공기의 특징과 제원

KAU-SPUAV 기체는 에일러론이 존재하지 않고 러더와 엘리베이터만을 가지고 조종하는 러더기의 구성을 가지고 있다. 추가적으로 all-moving tail의 구조를 적용하여 긴급 상황 시 주익을 강제로 실속에 빠뜨려 깊은 하강 각을 가지고 신속히 착륙할 수 있는 Deep-stall Landing을 수행할 수 있다. 기타 자세한 제원은 아래 Table 1에 기재하였다.

Table 1. KAU-SPUAV Specification

Category	Data
Wing Span	4.16 m
Wing Area	1.25 m <sup>2</sup>
Root Chord	0.3 m
Tip Chord	0.3 m
Aspect Ratio	13.8
Weight	5.3 kg
Wing Loading	4.24 kg/m <sup>2</sup>

### 2.2 공력 및 추력 시스템 모델링

비행체의 제어기 설계 및 Hardware In The Loop Simulation(HILS)을 위한 6자유도 운동방정식을 위해서 공력계수를 구하기 위한 모델링이 필요하다. 공력 모델링은 널리 알려진 MIT의 AVL의 Vortex Lattice Method를 활용하여 얻을 수 있었다. 동체는 주날개에 비해 아주 작고 얇으므로 동체에 의한 공력은 미미하다고 가정하여 동체 없이 주날개와 꼬리날개만의 형상으로 구성했다. 결과적으로 AVL에 적용한 형상은 Fig. 1과 같으며, 공력계수들은 Table 2에 기재하였다.

KAU-SPUAV의 추력시스템은 프로펠러와 전기모터로 구성되어 있다. 이를 모델링하기 위해 프로펠러의 추력 및 토크계수들은 깃요소이론을 통해 계산하였고, 결과는 Fig. 2에 나타내었다. 모터 모델링을 위한 상수들은 제조사에서 제공하는 데이터를 사용했으며 Table 3에 기재하였다.

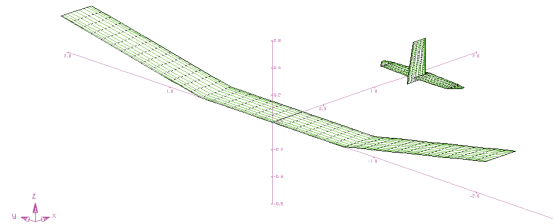


Fig. 1. Aircraft geometry applied to AVL

Table 2. Aerodynamic coefficient of KAU-SPUAV

Category	Data	Category	Data
CL0	0.428	CYb	-0.173
CLa	5.41	CYp	-0.259
CLq	7.17	CYr	0.143
CLde	0.357	CYdr	0.0841
CM0	-0.00729	Clb	-0.192
CMa	-0.898	Clp	-0.671
CMq	13.8	Clr	0.180
CMde	-1.48	Cl dr	0.000762
CD0	0.015	CN b	0.0149
e	0.920	CN p	-0.0574
		CN r	-0.0228
		CN dr	-0.0260

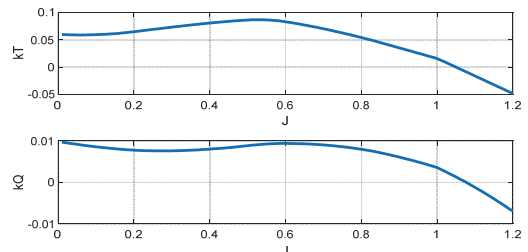


Fig. 2. Thrust and Torque coefficient of propeller

Table 3. Specification of thrust system

Category	Data
Prop Diameter	23 inch
Prop Pitch	23 inch
Motor Kbemf	0.0108 Vs/rad
Motor Kt	0.0108 Nm/A
Motor Vref	22.2 V
Motor Io	0.2252 A
Motor R	0.139 Ohm
Gear Ratio	6.66

## 2.3 제어기 설계

### 2.3.1 종방향 제어기 구조 및 설계

Figure 3을 보면 종방향 제어기의 구조는 항공기의 종방향 단주기 운동의 댐핑비를 증가시키기 위한 종방향 안정성 증대장치(Stability Augmentation System, Q-SAS)가 있으며 피치각을 이용하여 속도를 제어하고 추력을 이용하여 고도를 제어하도록 구성되어 있다.

종방향 안정성증대장치의 경우 피치 각속도에 따른 엘리베이터 명령을 생성시키는 구조로, 근궤적 선도를 이용하여 설계할 수 있다. 이 외의 피치자세, 속도, 고도 등의 제어기는 Loop transmission을 활용한 Bode plot을 통해 PI 또는 PID의 선형제어기로 설계하였다.

Table 4에는 피치, 속도, 고도 제어기 설계 결과를 정리하였다. KAU-SPUAV는 속도 및 고도에 있어 급격한 기동을 할 수 없는 글라이더형 기체이므로 제어기를 설계할 때도 속도와 고도 방향의 교차주파수를 충분히 여유를 두고 설계하였다.

Figure 4는 장기체공시의 종방향 제어 결과데이터 그래프들이다. 가장 첫 번째 그래프는 고도에 관한 그래프이며 고도명령(cmd)과 GPS 센서값(GPS)과 고

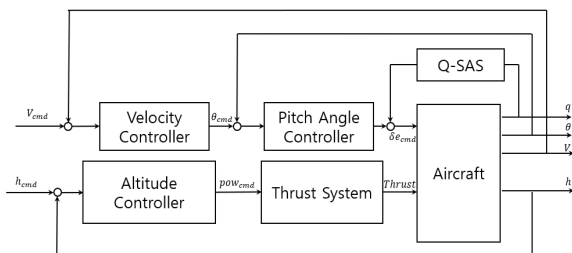


Fig. 3. Longitudinal controller block diagram

Table 4. Longitudinal controller design results

Type	Structure	$\omega_{c,d}$ [rad/s]	PM [deg]
Pitch	PID	3.0	55
Velocity	PI	0.35	70
Altitude	PI	0.125	50

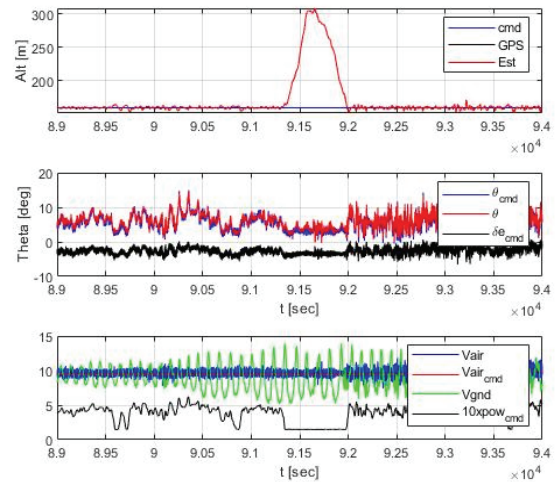


Fig. 4. Longitudinal control results data

도 센서값과 고도변화율, 가속도센서를 이용한 추정값(Est)이 나타내어져 있다. 두 번째는 피치각과 관련된 그래프이다. 피치각 명령( $\theta_{cmd}$ )과 피치각( $\theta$ ), 이를 제어하기 위한 엘리베이터 타각명령( $\delta\theta_{cmd}$ )을 나타내었다. 세 번째는 속도와 관련된 그래프이다. m/s 단위의 대기속도( $V_{air}$ ), 대기속도명령( $V_{air,cmd}$ )과 지상속도( $V_{gnd}$ ) 그래프와 대기속도를 제어하기 위한 스로틀 명령값( $10 \times pow_{cmd}$ )을 0~10단위로 나타내었다.

91,800초 부근의 데이터를 주목하면 피치각이 약간 줄어들고 스로틀을 끄에도 불구하고 고도가 300m까지 도달한 것을 볼 수 있다. 이는 91,300~91,700초 동안의 상승기류로 인해 발생한 현상이다. 상승기류로 인한 고도오차를 제어하기 위해 스로틀을 내렸으며, 속도를 유지하기 위해 피치를 내려 자연스레 활공하도록 유도되었다. 이후 91,700~92,000초에는 상승기류가 사라지자 자연스럽게 활공하여 다시 고도명령을 추종하였다. 이 현상은 Fig. 3과 같은 피치-속도 및 스로틀-고도 제어구조를 가질 때 발생한다. 이로 미루어 볼 때 Fig. 3의 제어 구조는 상승기류를 활용하여 고도에너지를 확보하고, 이를 이용해 활공하는 시간동안 추진에 필요한 전력을 절약하도록 도와주어 장기체공 시 비행시간을 늘릴 수 있다.

### 2.3.2 횡방향 제어기 구조 및 설계

Figure 5에서 볼 수 있듯 KAU-SPUAV는 에일러론이 존재하지 않으므로 러더만을 이용하는 횡방향 제

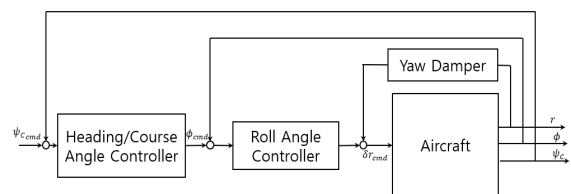


Fig. 5. Lateral controller block diagram

어 구조를 가지고 있다. 요 댐퍼(Yaw Damper)는 항공기의 더치를 기동을 억제하기 위한 장치이며, 지속적인 선회시 발생하는 저주파의 요각속도를 억제하기 위한 고주파통과필터(Highpass filter) 및 비례게인인자로 구성되었다. KAU-SPUAV는 주날개에 상반각이 존재하여 롤 안정성이 존재하므로 롤 운동에 대한 반응성이 나쁘지 않아 롤 각 댐퍼가 필요하지 않았다. 따라서 롤 각을 제어하기 위해 단순한 선형 PI 구조로 제어가 구성되었다. 또한 롤각 제어기의 외부루프로 경로각 또는 기수각 제어가 있는데, 이들은 비례게인만을 이용하는 구조로 구성되어 있다. 경로각 제어기의 경우 경로점비행 등에 사용되고 기수각 제어기의 경우 바람을 견디기 위한 Crabbing 기동에 사용된다.

요 댐퍼의 경우 근계적 선도를 활용하여 제어를 설계하였으며, 롤각 및 경로각 제어기는 Loop transmission을 활용한 Bode plot으로 제어를 설계하였다.

Table 5에는 횡방향 제어기의 설계 결과를 나타내었다. KAU-SPUAV의 경우 러더만을 이용하여 롤 각을 제어하도록 되어 있어 롤 각 교차주파수에 충분한 여유를 두고 설계하였다. 외부 제어기인 경로각과 기수각 제어기도 굉장히 느리게 설계되었는데, 정밀하고 빠른 기동보다는 충분히 느리고 안정적으로 비행하는 것에 초점을 두었기 때문이다.

Figure 6은 횡방향 제어와 관련된 그래프들이다. 우선 첫 번째로 경로각( $\psi_C$ ) 또는 측방각( $\eta$ )를 나타내었다. 해당 시간동안 항공기는 4.2절에 나타난 선회기

Table 5. Lateral controller design results

Type	Structure	$\omega_{co}$ [rad/s]	PM [deg]
Roll	PI	0.67	60
Course Angle	P	0.3	70
Heading Angle	P	0.2	70

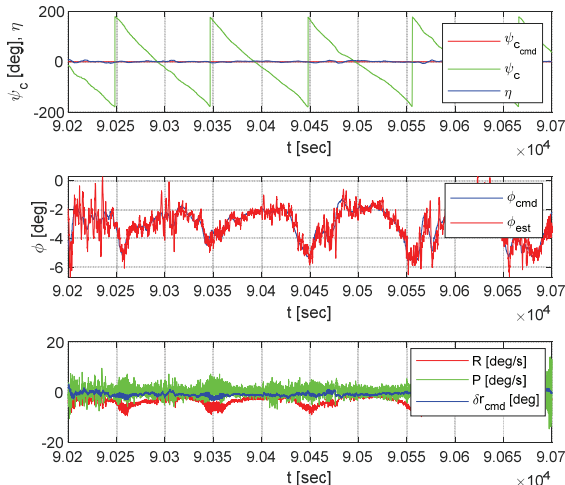


Fig. 6. Lateral control results data

동을 수행하였으므로 경로각이 주기적으로  $-180^\circ \sim 180^\circ$ 로 변화하고 있다. 그리고 목표물과의 측방각은  $0^\circ$ 로 유지하였다. 측방각 및 선회유도와 관련된 자세한 사항은 4.2절에 나타내었다. 두 번째로는 롤 각( $\phi$ )과 관련된 그래프를 나타내었다. 약  $-6^\circ \sim -2^\circ$ 의 롤 각 명령을 잘 추종하고 있음을 볼 수 있다. 세 번째로는 요 각속도( $R$ ), 롤 각속도( $P$ )와 러더 타각 명령( $\delta r_{cmd}$ )을 나타내었다.

### III. 바람추정

태양광 무인기는 효율을 위해 일반적인 고정익 무인기에 비해 저속으로 운용하는 특성으로 인하여 바람이 무인기의 성능 및 거동에 큰 영향을 주게 된다. 이를 극복하기 위하여 GPS 속도 및 pitot 센서로부터의 대기 속도를 이용해 바람의 속도 및 pitot 센서의 bias를 추정하는 방법[7]을 소개하고자 한다.

Figure 7에 따라 지상속도와 대기속도 및 바람의 관계는 다음과 같다.

$$\vec{V}_{gnd} = \vec{V}_{wind} + \vec{V}_{air} \quad (1)$$

이를 대기속도에 대해서 다시 정리한다면,

$$\vec{V}_{air} = \vec{V}_{gnd} - \vec{V}_{wind} = \begin{Bmatrix} V_{gnd_E} - V_{wind_E} \\ V_{gnd_N} - V_{wind_N} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

으로 나타낼 수 있다.

위 수식을 벡터의 크기 관계로 생각하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned} V_{air} &= \sqrt{(V_{gnd_E} - V_{wind_E})^2 + (V_{gnd_N} - V_{wind_N})^2} \\ &= \sqrt{V_{gnd_E}^2 - 2V_{gnd_E}V_{wind_E} + V_{wind_E}^2 + V_{gnd_N}^2 - 2V_{gnd_N}V_{wind_N} + V_{wind_N}^2} \end{aligned} \quad (3)$$

위 식 (3)은 Extended Kalman Filter(EKF)의 측정 모델로 생각할 수 있다.

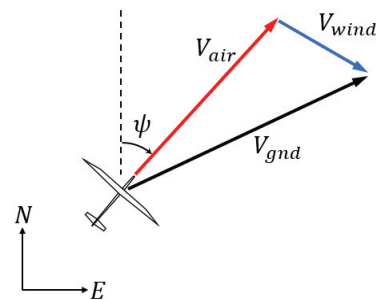


Fig. 7. Relationship between airspeed and ground speed

Table 6. Extended Kalman Filter algorithm

System Dynamic Model Measurement Model	$\dot{x} = f(x) + w ; Q = E(w w^T)$ $z_k = h(x) + v_k ; R = E(v_k v_k^T)$
Initialization	$\hat{x} = x_0$ $P = P_0$
Time Propagation	$F = \left( \frac{\partial f(x)}{\partial x} \right)_{x = \hat{x}_{k-1 k-1}}$ $Q = Q_{x = \hat{x}_{k-1 k-1}}, Q_k \approx Q \Delta t$ $\Phi_k = I + F \Delta t + \frac{F^2 \Delta t^2}{2!} + \dots \approx I + F \Delta t$ $\hat{x}_{k k-1} = \Phi_k \hat{x}_{k-1 k-1}$ $P_{k k-1} = \Phi_k P_{k-1 k-1} \Phi_k^T + Q_k$
Measurement Update	$H_k = \left( \frac{\partial h(x)}{\partial x} \right)_{x = \hat{x}_{k k-1}}$ $K_k = P_{k k-1} H_k^T (H_k P_{k k-1} H_k^T + R_k)^{-1}$ $\hat{x}_{k k} = \hat{x}_{k k-1} + K_k (z_k - h(\hat{x}_{k k-1}))$ $P_{k k} = (I - K_k H_k) P_{k k-1} (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T$
Note	$K = Kalman\ gain, P = Covariance$

EKF의 표준적인 알고리즘을 정리한 위 표에 따라 한번 시스템의 동적 모델과 측정모델을 설계하고 나머지는 위의 알고리즘의 과정들을 따라가면 된다.

EKF에 적용할 State는 바람의 북쪽 방향 성분 및 동쪽 방향 성분 그리고 대기속도의 bias로 설정한다.

Measurement는 식 (3)에 나타난 대기속도와 바람 속도 사이의 관계를 이용한다.

$$x = [V_{wind_N} \ V_{wind_E} \ b]^T$$

$$V_{air_{meas}} = \sqrt{(V_{gnd_E} - V_{wind_E})^2 + (V_{gnd_N} - V_{wind_N})^2} + b \quad (4)$$

위 식 (4)를 보면 Measurement Update 과정에서 Pitot 센서로 측정한 대기속도의 크기와 GPS로 얻은 북쪽, 동쪽 방향의 지상속도만을 이용함을 확인할 수 있다.

태양광 무인기의 일반적인 활동 고도는 100~150m로 크게 변하지 않으므로 참고 논문[7]과도 같이 어떠한 바람모델도 적용하지 않고, 바람은 거의 일정하여 아주 천천히 변화한다는 가정을 그대로 적용한다. 따라서 시스템의 동적 모델은 다음과 같다.

$$\dot{V}_{wind_N} = w_1 \quad (5)$$

$$\dot{V}_{wind_E} = w_2 \quad (6)$$

$$\dot{b} = w_3 \quad (7)$$

위 식에서 정리한 시스템 동적 모델과 측정모델을 적용하면,

$$F = \left( \frac{\partial f(x)}{\partial x} \right) = 0 \quad (8)$$

$$H = \left( \frac{\partial h(x)}{\partial x} \right) = [H_1 \ H_2 \ H_3] \quad (9)$$

$$H_1 = \frac{V_{wind_N} - V_{gnd_N}}{\sqrt{V_{gnd_E}^2 - 2V_{gnd_E} V_{wind_E} + V_{wind_E}^2 + V_{gnd_N}^2 - 2V_{gnd_N} V_{wind_N} + V_{wind_N}^2}} \quad (10)$$

$$H_2 = \frac{V_{wind_E} - V_{gnd_E}}{\sqrt{V_{gnd_E}^2 - 2V_{gnd_E} V_{wind_E} + V_{wind_E}^2 + V_{gnd_N}^2 - 2V_{gnd_N} V_{wind_N} + V_{wind_N}^2}} \quad (11)$$

$$H_3 = 1 \quad (12)$$

가 된다.

위 서술한 식 (8)~(12)를 Extended Kalman Filter에 적용하여 바람의 북쪽 성분 및 동쪽 성분과 pitot 센서의 bias를 추정할 수 있다.

Figure 8은 바람 추정 알고리즘을 검증하기 위한 시뮬레이션 상황을 나타낸 그림이다. 5m/s의 남서풍이 존재하며 항공기는 일정한 롤 각을 유지하여 비행하고 있다. Fig. 9는 이 시뮬레이션에서의 바람 및 bias 추정 결과이다. 추정 대기속도에 약 ±0.5m/s 정

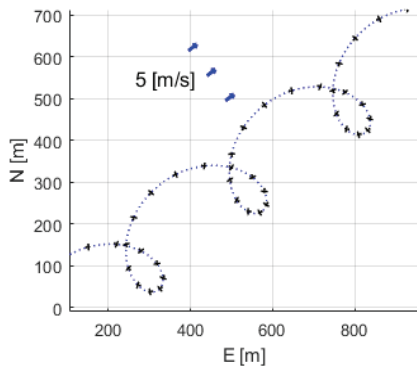


Fig. 8. Flight trajectory of wind estimation simulation

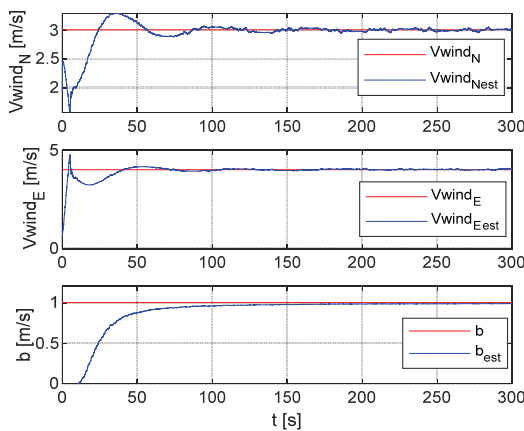


Fig. 9. Wind estimation results of simulation

도의 노이즈를 추가하였으며, 해당 추정 알고리즘은 4Hz의 주기로 계산되었다. Fig. 9를 보면 바람 추정의 결과가 올바르게 추정되었음을 확인할 수 있다.

앞서 소개한 바람 추정의 결과는 이후 서술하는 유도기법에도 일부 활용되었고, 무인기 운용 시의 환경을 파악하는 데 사용된다.

#### IV. 유도기법

##### 4.1 Waypoint Guidance

무인기를 활용하여 임무를 수행하고자 할 때에는 우선 특정 임무를 ‘어떻게’ 수행할 것인지에 대한 계획을 세우는 것이 우선된다. 이 단계에서는 지상통제장치(Ground Control System)를 활용하여 임무를 계획하는데, 예를 들어 Qground Control과 같은 소프트웨어들이 존재한다. 그리고 이때 임무계획상의 지역들은 대부분 위도와 경도를 기반으로 표현되어 있으며, KAU-SPUAV의 지상통제장치 또한 마찬가지이다.

따라서 임무계획상의 경로점들을 추종하기 위한 방법으로 위경도 기반 항법으로 널리 사용되는 Great Circle Navigation을 이용하였다.

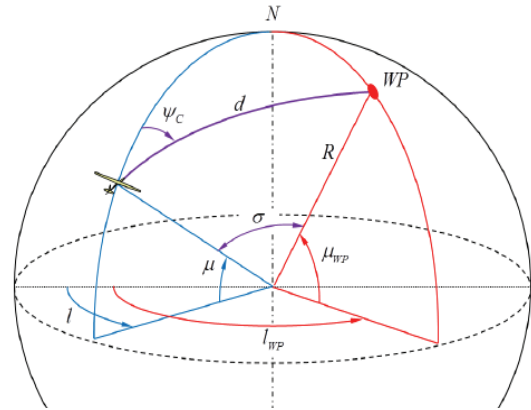


Fig. 10. Great circle navigation

Figure 10은 Great Circle Navigation에서의 목표점과 항공기의 관계를 나타낸 그림이다.  $d$ 는 항공기와 목표점 사이의 거리,  $l$ 과  $l_{WP}$ 는 항공기와 목표점의 위도이며,  $\mu$ 와  $\mu_{WP}$ 는 경도,  $R$ 은 지구 반지름,  $\sigma$ 는 항공기와 목표점 사이의 각도이다. 이 그림에 따라 경로각 명령 및 남은 거리는 다음과 같은 관계식을 통해서 계산할 수 있다.

$$\psi_{C_{cmd}} = \tan^{-1} \frac{\sin(l_{WP} - l)}{\cos \mu \tan \mu_{WP} - \sin \mu \cos(l_{WP} - l)} \quad (13)$$

$$\sigma = \cos^{-1}(\sin \mu \sin \mu_{WP} + \cos \mu \sin \mu_{WP} \cos(l_{WP} - l)) \quad (14)$$

$$d = R\sigma \quad (15)$$

$$\psi_C = \tan^{-1} \frac{v_E}{v_N} \quad (16)$$

식 (13)을 통해 계산된 경로각 명령을 추종하기 위한 제어기는 2.3.2절에 언급된 경로각 제어기를 사용한다.

Figure 11은 Waypoint Guidance를 사용한 제주 일주 임무의 비행 궤적을 나타낸 그림이다. 노란색은 항공기의 이동경로이며, 빨간색은 지상국(Ground Control Station)의 이동 경로이다.



Fig. 11. Flight trajectory of jeju island circumnavigation mission

### 4.2 Circling Guidance

임무를 위해서 특정 목표점 근처를 선회해야 하는 경우가 있다. 이를 위한 유도법칙으로 Sidebearing angle Guidance[8]를 사용했다. 항공기가 어떤 목표물 주위를 선회할 때에 조종사가 목표물을 항공기의 측방향에 두는 방법에 착안한 방법이다.

Figure 12는 해당 선회유도기법의 시스템 도식이다.  $V$ 는 항공기의 속도이며,  $\psi$ 는 속도방향의 각도,  $r$ 은 목표점으로부터의 거리,  $R$ 은 목표로 하는 원 궤도의 반경,  $\eta$ 는 측방향 각도이다.

해당 유도 기법의 핵심은 측방향 가속도를 다음과 같은 관계로 제어하는 것이며, 이를 통해 목표물과의 특정 궤도를 유지하며 선회할 수 있다.

$$a_{n_{cmd}} = \frac{V^2}{R}(1 + K\sin\eta) \tag{17}$$

바람에 의한 영향을 고려하기 위해서 참고 논문[8]에서는 다음과 같은 관계를 이용했다.

Figure 13의 항공기의 대기속도, 관성속도 및 바람의 관계에 따라서 항공기의 측방향 가속도 명령은

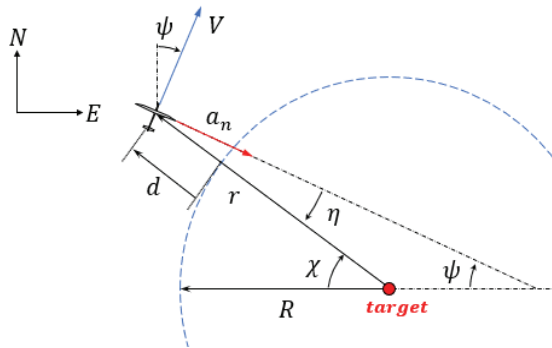


Fig. 12. System geometry of side-bearing angle guidance

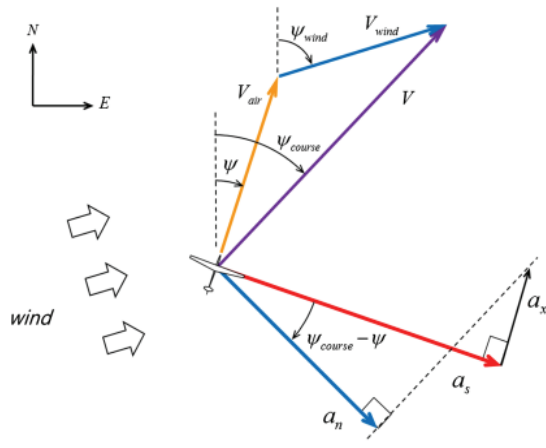


Fig. 13. Relationship between  $a_n$  and  $a_s$  under the steady wind condition

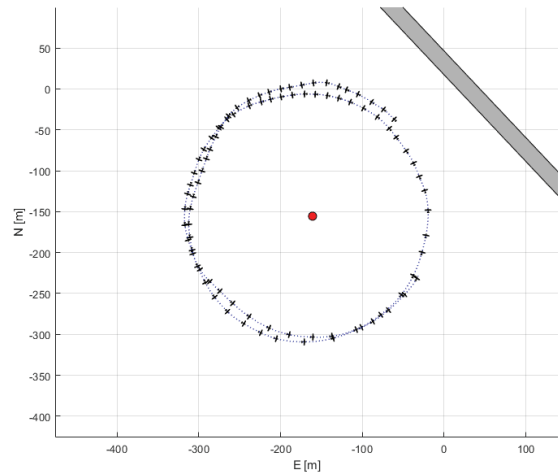


Fig. 14. Flight trajectory of circling guidance

다음과 같이 계산할 수 있다.

$$a_{s_{cmd}} = \frac{a_{n_{cmd}}}{\cos(\psi_C - \psi)} \tag{18}$$

위의 가속도 명령은 균형선회 가정의 항공기에서 롤각과 관계가 있으므로 2.3.2절의 횡방향 제어의 롤각 제어 명령은 다음과 같이 계산하고 제어에 활용하였다.

$$\phi_{cmd} = \tan^{-1}\left(\frac{a_{s_{cmd}}}{g}\right) \tag{19}$$

Figure 14에는 선회유도법칙을 적용한 비행실험에서의 비행궤적을 나타내었다.

### 4.3 강풍에 대처하기 위한 Hovering Algorithm

태양광 장기체공 임무를 진행하다 보면 예상치 못한 아주 심한 바람이 불 때가 있다. 이를 대처하고자 Autonomous Crabbing Algorithm[9]을 약간 변형시킨 Hovering Algorithm을 적용했다.

Autonomous Crabbing Algorithm을 요약하자면 바람에 수직인 방향을 가지도록 좌우로 Waypoint를 생성하고, 두 경로점에 대한 Waypoint Guidance를 반복하는 알고리즘이다. Hovering Algorithm에서는 Crabbing Algorithm과 달리 Waypoint Guidance를 사용하지 않고 항공기의 기수각을 이용하여 강한 맞바람에서도 원활한 유도가 되도록 하였다.

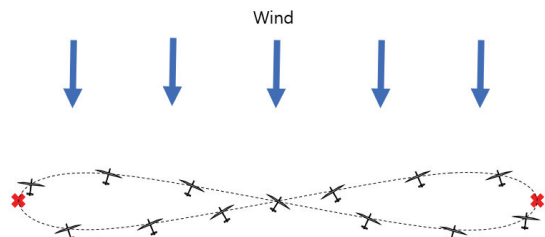


Fig. 15. Crabbing algorithm schematic

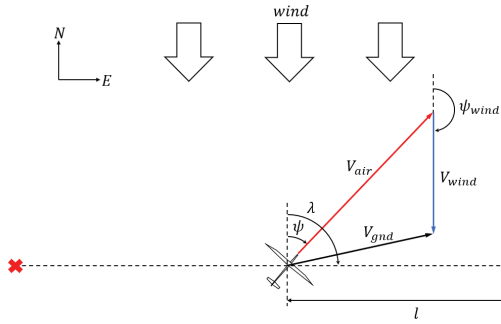


Fig. 16. System geometry of crabbing guidance

Figure 16은 목표점을 향하는 방위각과 속도가 갖는 관계도이다.  $V_{air}$ 는 항공기의 대기속도,  $V_{wind}$ 는 바람의 속도,  $\psi$ 는 항공기의 기수각,  $\psi_{wind}$ 는 바람의 방향이며,  $l$ 은 목표점과의 거리,  $\lambda$ 는 목표점을 향하는 시선각이다.

해당 시스템의  $i$ 와  $\lambda$ 의 관계는 다음과 같다.

$$\dot{i} = V_{air} \cos(\lambda - \psi) + V_{wind} \cos(\lambda - \psi_{wind}) \quad (20)$$

$$\dot{\lambda} = V_{air} \sin(\lambda - \psi) + V_{wind} \sin(\lambda - \psi_{wind}) \quad (21)$$

우선 바람이 항공기의 대기속도보다 적을 때에는 경로점 유도법칙과 동일한 Pursuit Guidance를 수행해야한다. 이를 위해서  $\dot{\lambda} = 0$ 의 관계를 만족해야 하므로 식 (21)를 참고하여

$$V_{air} \sin(\lambda - \psi) + V_{wind} \sin(\lambda - \psi_{wind}) = 0 \quad (22)$$

의 조건이 성립해야 한다. 따라서 기수각 명령을 다음과 같이 설정한다.

$$\psi_{cmd} = \lambda + \sin^{-1} \left( \frac{V_{wind} \sin(\lambda - \psi_{wind})}{V_{air}} \right) \quad (23)$$

식 (23)에서  $\sin$ 항의 치역은  $\left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right]$ 이므로 기수각 명령은 항상 목표물 방향으로 치우쳐져 있게 된다. 따라서 항상  $\dot{i} < 0$ 인 조건을 만족하여 경로점 유도와 동일한 기능을 수행할 수 있다.

바람이 심할 경우에는 기수각은 맞바람을 받도록 설정되어야 가장 적은 후퇴속도를 가지게 되므로  $\psi_{cmd} = \psi_{wind} + \pi$ 가 되어야 한다. 이 결과를 바람이 심하지 않을 때의 유도법칙과 결합하면

$$\psi_{cmd} = \lambda + \sin^{-1} \left( \min \left( 1, \frac{V_{wind}}{V_{air}} \right) \sin(\lambda - \psi_{wind}) \right) \quad (24)$$

로 간략히 사용할 수 있다.

또한 기수각만을 제어한다면 항공기의 대기속도가 바람의 속도보다 작은 경우에 계속하여 후퇴하게 된다. 이를 방지하기 위해 속도명령을 바람의 속도와

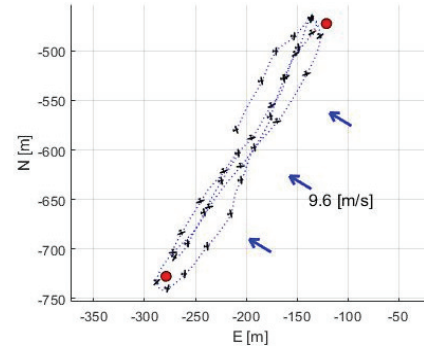


Fig. 17. Flight trajectory of crabbing guidance

동일하게 설정해주어 바람에 밀리지 않고 제자리에 서 머물 수 있도록 한다.

$$V_{air_{cmd}} = V_{air_{nominal}} \times \max \left( 1, \frac{V_{wind}}{V_{air_{nominal}}} \right) \quad (25)$$

해당 속도명령과 기수각 명령을 따라 제어한다면 바람이 적을 때엔 Crabbing, 바람이 심할 경우엔 Hovering을 유도할 수 있다.

Figure 17에는 Crabbing 유도법칙을 적용한 비행시험의 결과이다. 바람은 약 9.6m/s로 불고 있었으며, 항공기의 속도는 10m/s로 아주 천천히 게걸음 비행을 수행하였다.

#### 4.4 Autonomous Landing Algorithm

KAU-SPUAV는 리더만 존재하는 기체 특성으로 인해 롤 반응이 느리고 활공비가 아주 큰 특성을 가지고 있다. 이 특성들이 착륙 접근의 난이도를 높여 조종사의 부담을 보다 심해지게 만든다. 이를 해결하기 위해 4.1절의 Waypoint Guidance를 활용한 자동 착륙 접근 알고리즘을 적용하여 자동 착륙할 수 있는 방안을 마련했다.

우선 최대 롤 각으로 만들어 낼 수 있는 원을 고려하면 2개의 Waypoint로 Dubins Path의 RSR, RSL, LSR, LSL 4가지 경로를 만들어 낼 수 있다. 이들 중 최단 거리를 갖는 경우를 선택한다. 이후 일정한 고도 하강각을 가진 Dubins Vehicle 모델을 적용하여 3번의 사전 시뮬레이션을 진행한다. 각 시뮬레이션을 통해 활주로 접근까지의 시간 및 바람에 의한 밀림 정도를 예상할 수 있다. 이 결과를 고려하여 착륙 접근 시도를 할지, 고도를 더 하강할지를 결정하고 바람에 밀리는 정도를 고려하여 두 번째 Waypoint의 위치 조정을 실시한다. 시뮬레이션을 마친 결과가 착륙까지의 소요시간이 적절하여 충분히 고도를 낮출 수 있고, 접근 경로각이 활주로의 경로각과 비슷하다면 마지막으로 선택한 3개의 Waypoint 경로비행 및 고도 하강으로 착륙을 진행한다.

또한 KAU-SPUAV에는 2.1절에 서술하였듯 all-moving tail인 엘리베이터가 존재하여 주의 전체가 스톨에 빠진 상태에서 하강할 수 있는 Deep-stall Landing이



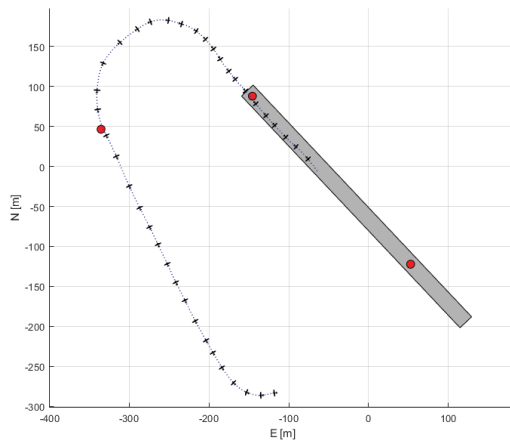


Fig. 18. Flight trajectory of autonomous landing algorithm

가능하다. 현재 자동 Deep-stall Landing에 대한 연구[10]가 진행되고 있으며, KAU-SPUAV에도 적용해 볼 예정이다.

Figure 18에는 자동착륙 알고리즘을 적용한 비행시험에서의 착륙 경로를 나타내었다.

## V. 결 론

본 논문에서는 한국항공대학교의 장기체공 태양광 무인기 KAU-SPUAV의 제원을 소개하는 것으로부터 제어기 설계를 위한 공력 해석 및 추력시스템 모델링을 진행하였다. 이어 종방향 및 횡방향의 제어기 구조를 기술하였고, 내부 제어기의 설계결과를 보여주었다. 무인기의 유도 및 제어에 바람의 영향을 고려하기 위해 적용된 Extended Kalman Filter를 활용한 바람추정 기법을 소개하였다. 마지막으로 태양광 무인기의 장기체공 및 임무를 위한 유도기법 및 강한 바람에 대처하기 위한 Hovering Algorithm과 자동 착륙 알고리즘을 소개하였다.

Figure 19에는 본 논문에서 소개한 유도·제어법칙을 활용하여 비행한 56시간 33분의 장기체공 기록 경로 데이터를 나타내었다. 이를 통해 유도·제어법칙

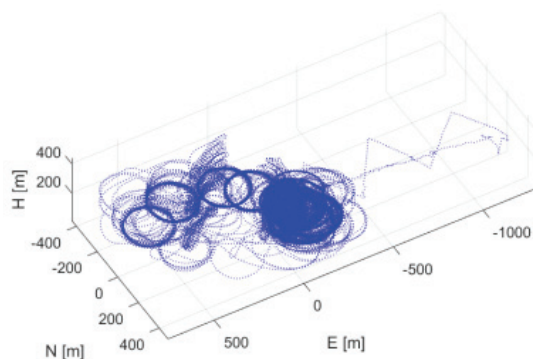


Fig. 19. Long-term endurance flight data (56hr 33min)

의 안정성과 실용성을 검증하였다.

## 후 기

이 논문은 2020년도 한국항공대학교 교비지원 연구비에 의하여 지원된 연구의 결과입니다.

## References

- 1) "Airbus sets flight endurance record with Zephyr UAV," <https://www.flightglobal.com/military-uavs/airbus-sets-flight-endurance-record-with-zephyr-uav/129186.article>
- 2) Hwang, S. J., Kim, S. G. and Lee, Y. G., "Developing High Altitude Long Endurance (HALE) Solar-powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV)," *Journal of Aerospace System Engineering* Vol. 10 No. 1, 2016, pp. 59~65.
- 3) Lee, S. H., Park, S. H. and Bae, J. S., "Conceptual Design for Small Solar Powered Uninhabited Aerial Vehicle," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics* Vol. 19 No. 2, 2011, pp. 1~9.
- 4) Ahn, I. Y., Bae, J. S., Park, S. H. and Yang, Y. M., "Development and Flight Test of a Small Solar Powered UAV," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 11, 2013, pp. 908~914.
- 5) Jeong, M. J., Ryu, H. S. and Park, S. H., "Design and Flight Test of Autonomous Landing Approach Algorithm for UAV," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 6, 2013, pp. 458~464.
- 6) Ryu, H. S., Byun, H. J. and Park, S. H., "Efficient Path Planning for Long Term Solar UAV Flight," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 8, No. 4, 2014, pp. 32~38.
- 7) 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, 2018, pp. 344~351.
- 8) Park, S. H., "Circling over a target with relative side bearing," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 39, No. 6, 2016, pp. 1454~1458.
- 9) Park, S. H., "Autonomous Crabbing by Estimating Wind Using Only GPS Velocity," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 52, No. 3, 2016, pp. 1399~1407.
- 10) Park, S. H., "Control and Guidance for Precision Deep Stall Landing," *Journal of Guidance, Control, And Dynamics*, Vol. 43, No. 2, 2020, pp. 365~372.