

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(10), 842-850(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.10.842> $L_1$  적응 제어 기법을 이용한 멀티로터 무인 항공기의 궤적 추종 기법 설계

정연득, 조성욱, 심현철\*

Trajectory Tracking Controller Design using  $L_1$  Adaptive Control for Multirotor UAVs

Yeundeuk Jung, Sungwook Cho and Hyunchul Shim\*

Korea Advanced Institute of Science and Technology

## ABSTRACT

This paper presents a trajectory tracking controller for rotorcraft UAVs to improve the tracking performances in the presence of various uncertainties. The proposed tracking method consists of a velocity guidance law based on the relative distance and  $L_1$  adaptive augmentation loop for tracking the velocity commands. In the proposed structure, the desired velocity generated by the guidance law is the reference value of the adaptive controller for accurate path tracking. In the guidance law, the desired acceleration is generated based on the relative distance and its derivatives, and then the velocity command of the inner control loop is calculated by integrating the accelerations.  $L_1$  augmentation loop supplements the linear controller to guarantee the flight performances such as a tracking accuracy in the presence of the uncertainties. The proposed controller was validated in actual flight tests to successfully demonstrate its capability using a quadrotor UAV.

## 초 록

본 논문은 예측하지 못한 외부 환경 요소 변화로 인해 저하되는 비행 성능을  $L_1$  적응 제어 기법으로 보상하는 궤적 추종 기법을 제안하였다. 제안된 궤적 추종 기법은 상대 거리를 이용하여 속도 명령을 생성하는 유도 법칙과 속도 명령을 추종하는 적응 제어 루프로 구성되어 있다. 경로 추종 성능을 향상시키기 위하여, 유도 법칙에서 생성한 속도 명령이 적응 제어기의 기준 입력이 되도록 설계하였다. 유도 법칙에서는 목표 궤적과 상대 거리와 그 변화량에 따른 가속도 명령이 생성되며, 이를 적분하여 속도 명령을 생성한다.  $L_1$  적응 제어 루프는 불확실성이 존재하는 환경에서 정밀한 경로 추종 성능을 보장한다. 제안된 경로 추종 시스템은 쿼드로터 항공기를 사용하여 수직 이착륙 및 이동 표적 추종과 같은 비행 실험으로 검증하였다.

**Key Words** : Trajectory Tracking(궤적 추종),  $L_1$  adaptive control( $L_1$  적응 제어), Multirotor(멀티로터)

† Received: March 27, 2012 Accepted: August 19, 2014

\* Corresponding author, E-mail : hcshim@kaist.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

## I. 서 론

회전익 항공기는 정밀한 정지 비행, 수직 이착륙 등이 가능하며 민수 및 군수 분야에 널리 이용되어 왔다. 특히, 간단한 구조로 인해 유지 보수가 쉬운 멀티로터 (Multirotor) 형태의 항공기가 많은 주목을 받고 있으며, 동역학 모델링[1], 제어[2-4], 임무 할당 [5]등과 같이 많은 연구가 이루어지고 있다.

정지 비행과 같이 정밀한 위치 제어를 요하는 임무가 대부분인 회전익 항공기는 비행 궤적 제어가 필수적이며, 비행 제어 시스템 설계에 가장 중점으로 다루어진다. 이러한 필요성에 따라 다양한 접근 방법으로 많은 연구가 이루어졌으나, 멀티로터 항공기는 기본적으로 모델의 비선형성이 강하며, 과소작동기 시스템 (Underactuated System) 특성을 보인다. 따라서 궤적 제어기 설계에 있어서 많은 어려움이 있으며, 이러한 문제를 해결하기 위해 비선형 제어 이론 및 적응 제어 이론이 많이 적용되었다.

멀티로터 항공기의 정밀하고 강건한 궤적 추종 시스템에 대해 피드백 선형화(Feedback Linearization) [2], 슬라이딩 모드 [3], 백스텝핑 (Backstepping) [4]등과 같은 비선형 제어 기법을 사용한 연구가 많이 이루어졌다. 그러나 대부분의 비선형 제어 기법의 비행 성능은 모델의 정확성에 영향을 받는 것으로 알려져 있다. 따라서 상당히 정확한 동역학 모델링을 하거나, 부정확성을 보완해주는 시스템이 추가적으로 필요하다.

기준 모델 적응 제어 (Model Reference Adaptive Control)는 적응 제어 기법중의 하나로써 널리 사용되고 있다. 그러나 적응 이득의 크기에 따른 고주파 제어 입력, 추종 성능 저하등과 같은 문제점이 있다. L<sub>1</sub> 적응 제어 기법은 기준 모델 적응 제어 기법을 바탕으로 Cao와 Hovakimyan[6-8]에 의해 처음 제안되었고 비행 실험 및 수학적으로 검증되었다. L<sub>1</sub> 적응 제어 기법의 가장 큰 특징은 저역필터로 인하여 큰 적응 이득이 사용가능하다는 점이다. 따라서 과도 구간의 성능을 향상시키기 위한 큰 적응 이득 적용이 가능하며, 고주파 제어 입력이 발생하지 않게 된다. 또한, 저역필터가 포함된 구조에 대하여 수학적으로 성능 분석이 가능하며, 과도 및 정상 상태의 성능 범위를 수학적으로 계산할 수 있다.


본 연구에서는 비행 환경이 통제되어 있는 실내가 아닌, 실외에서 불확실성에 강건한 멀티로터 항공기의 비행 궤적 추종 시스템을 제안 및 검증하였다. 제안한 궤적 추종 시스템은 비행 성능을 저하시킬 수 있는 요소들을 적응 제어 루프에서 추정하여 추가적인 속도 명령을 생성한다. 이 속도 명령은 고전 제어 이론을 바탕으로 설계된 기본 제어기(baseline controller)가 목표한 비행 성능을 만족시키기 위해 필요한 값이다. L<sub>1</sub> 적응 제어기의 큰 적응 이득은 불확실성의 빠른 추정 및 정밀한 속도 추종을 가능하게 한다. 또한 제안한 유도 법칙은 속도 명령을 기반으로 경로를 추종하므로 이동 표적 추종 문제에도 확장이 가능하다.

본 논문에서는 본 연구진이 보유한 쿼드로터 무인 항공기에 대해 설명하고 회전익 궤적 추종 제어시스템을 제시한다. 궤적 추종을 위한 유도 법칙을 설계하고, L<sub>1</sub> 적응 제어 기법을 적용하여 불확실성에 강건한 속도 제어기를 설계한다. 최종적으로 이를 실제 시스템에 구현하여 고정 경로점 및 이동 표적 추종과 같은 다양한 비행 실험 결과를 제시한다.

## II. 본 론

### 2.1 쿼드로터 무인항공기

쿼드로터 무인항공기는 헬리콥터와 더불어 대표적인 멀티로터 형태의 회전익 비행체로 정비



Dimensions	W: 500, L: 500, H: 300 [mm]
Weight	Total weight: 1100 [g]
Powerplant	DYS BE2217-9 (930KV), BE30A ESC APC 10x4.5 propeller (static thrust: 3.5 [kg]) Li-Po 11.1V, 35C, 6000mAh
Endurance	About 15 [min]
Flight Control System	Gumstix Verdex pro (600MHz, 128Mb) PWM generation board Ublox LEA-6H Custom board Microstrain 3DM-GX3-25 GPS-aided Navigation 2.4GHz Wi-Fi Access Point network
Vision system	GoPro Hero3 HD (WXGA) 5.8GHz 1000mW analog video transmitter

Fig. 1. Quadrotor UAV system specification

및 운용성이 높아서 제어 알고리즘 및 비행제어 시스템 연구개발에 널리 사용되고 있다. 본 연구에서는 Fig. 1의 쿼드로터 무인항공기를 사용하여 적응 제어기법을 적용한 이동속도 추종 제어 시스템을 검증하였다.

탑재체는 항법센서 및 비행제어 컴퓨터가 포함된 통합 비행제어 시스템과 소형 카메라를 포함한 영상시스템으로 구성되어 있다. 통신은 2.4GHz Wi-Fi방식으로 비행체 상태변수 및 임무 정보를 송/수신하며, 영상 정보는 5.8GHz 아날로그 송신기를 사용한다.

### 2.2 경로점 기반 회전익 궤적 추종 제어 시스템

본 연구에서는 경로점 (Waypoint)을 기반으로 궤적을 생성하여 이를 추종하는 제어 시스템을 설계하였으며 Fig. 2와 같은 구조를 가진다. 제한한 궤적 추종 제어시스템은 사용자가 설정한 순차적인 목표점을 사용하여 목표 궤적을 생성시키는 기준위치생성기(position profile generator), 목표한 궤적을 추종하기 위해 필요한 이동 속도를 계산하는 기준속도생성기(velocity profile generator), 이동 속도를 추종하기 위해 필요한 자세 명령을 생성하는 속도 제어기, 자세 명령을 추종하는 자세 제어기로 구성되어 있다.

#### 2.2.1 속도 명령 기반 궤적 추종 유도 법칙

본 연구에서는 바람, 비행체 고장 여부와 같이 외란이 회전익 비행체에 영향을 미치는 경우를 가정하였으며, 주위 환경 요소들을 통제할 수 있는 실내가 아니라 실외에서 예측하지 못한 불확실성이 존재하더라도 보다 정확하게 목표 궤적을 추종하기 위한 제어 시스템을 설계하였다. 따라서 불확실성을 보상하기 위한 적응 제어기와 결합을 고려하여 유도 법칙을 설계 및 구현하였다. 본 연구에서 설계한 속도 명령 기반 유도 법칙은 기준위치생성기에서 생성한 목표 궤적과 현재 무인 항공기의 위치의 상대 거리를 사용한다. 목표 궤적과 항공기의 상대 거리는 목표 궤적의 방향

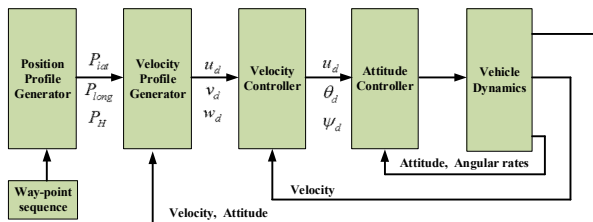


Fig. 2. Flight control system for trajectory tracking

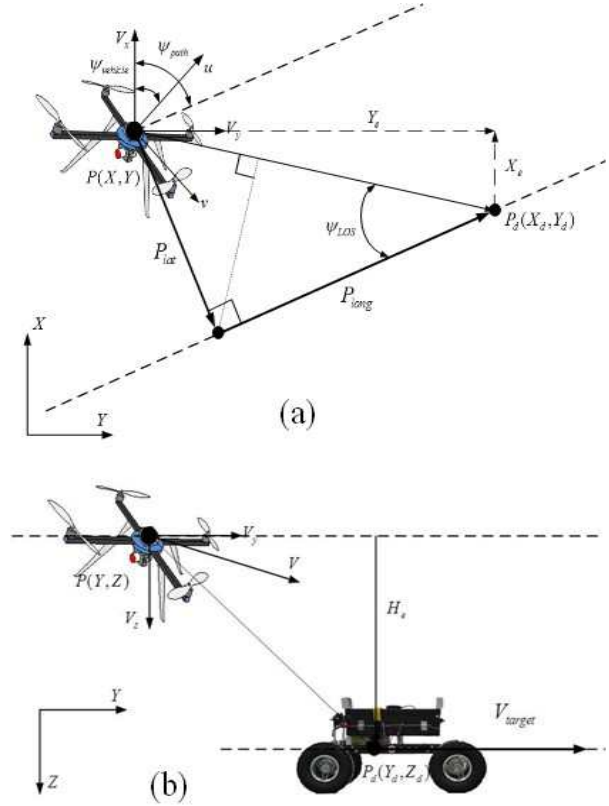


Fig. 3. Geometry relationship for trajectory tracking, (a) lateral and (b) longitudinal direction

과 일치한 오차를 종방향 ( $P_{long}$ ), 수직이면 횡방향 ( $P_{lat}$ ), 고도 축이면 고도 오차 ( $H_e$ )로 정의하여 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} P_{lat}(t) &= -X_e \sin(\psi_{LOS}) + Y_e \cos(\psi_{LOS}) \\ P_{long}(t) &= X_e \cos(\psi_{LOS}) + Y_e \sin(\psi_{LOS}) \\ H_e(t) &= Z_d - Z \end{aligned} \quad (1)$$

여기서  $X_e, Y_e, H_e$ 는 현재 위치와( $X, Y, Z$ )와 경로점 ( $X_d, Y_d, Z_d$ )과 차이를 의미한다. 상대 거리의 변화량 ( $\dot{P}_{lat}, \dot{P}_{long}, \dot{H}_e$ )은 단순히 수치적인 미분을 사용하여 구할 수 있으나 수치적인 안정성을 고려하여 항법 좌표계에서의 속도( $V_x, V_y, V_z$ )를 사용하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{P}_{lat}(t) &= V_x \sin(\psi_{LOS}) - V_y \cos(\psi_{LOS}) \\ \dot{P}_{long}(t) &= -V_x \cos(\psi_{LOS}) - V_y \sin(\psi_{LOS}) \\ \dot{H}_e(t) &= -V_z \end{aligned} \quad (2)$$

$\psi_{LOS}$ 는 Fig. 3에서와 같이 목표점과 무인기의 시선각을 의미한다.

본 연구에서는 명령 모델을 2차 시스템으로 선정하였으며 상대 거리와 상대 속도를 사용하여 목표 궤적을 추종하기 위한 가속도 명령 ( $a_{lat}, a_{long}, a_h$ )을 생성한다.

$$\begin{aligned} a_{lat}(t) &= \omega_{lat}^2 P_{lat}(t) + 2\zeta_{lat}\omega_{lat}\dot{P}_{lat}(t) \\ a_{long}(t) &= \omega_{long}^2 P_{long}(t) + 2\zeta_{long}\omega_{long}\dot{P}_{long}(t) \\ a_h(t) &= \omega_h^2 P_h(t) + 2\zeta_h\omega_h\dot{H}_e(t) \end{aligned} \quad (3)$$

$\omega_{lat}, \omega_{long}, \omega_h$ 와  $\zeta_{lat}, \zeta_{long}, \zeta_h$ 는 종/횡 방향 및 고도의 고유 진동수 및 감쇠비를 의미한다. 회전익 항공기는 가속도 명령을 직접적으로 추종할 수 없으므로, 가속도 명령을 적분하여 아래와 같이 속도 명령을 생성한다.

$$\begin{aligned} V_{lat}(t) &= V_{lat}(t-1) + a_{lat}(t)\Delta t \\ V_{long}(t) &= V_{long}(t-1) + a_{long}(t)\Delta t \\ V_h(t) &= V_z(t-1) + a_z(t)\Delta t \end{aligned} \quad (4)$$

목표 궤적 방향으로 속도는 무인 항공기의 몸체 좌표계로 다음과 같이 변환할 수 있다.

$$\begin{aligned} u_d &= V_{long}\cos(\psi_\Delta) + V_{lat}\sin(\psi_\Delta) \\ v_d &= V_{long}\sin(\psi_\Delta) - V_{lat}\cos(\psi_\Delta) \\ w_d &= V_z \end{aligned} \quad (5)$$

여기서  $\psi_\Delta$ 는  $\psi_\Delta = \psi_{LOS} - \psi_{vehicle}$ 와 같이 정의되며,  $u, v, w$ 는 항공기의 몸체 좌표계의 x,y,z축의 속도를 의미한다.

본 연구에서 설계한 속도 명령 기반 궤적 추종 유도 법칙은 속도 명령을 생성하기 때문에 목표점이 이동하는 경우에도 적용할 수 있는 장점이 있다. 목표점이  $V_{target}$ 의 속도로 움직이는 표적이라고 가정하면 상대 거리 및 상대 거리 변화량을 사용하여 생성한 속도 명령 식 (4)는 다음과 같이 표현 할 수 있다.

$$V_{long}(t) = V_{long}(t-1) + a_{long}(t)\Delta t + V_{target} \quad (6)$$

위의 식은 무인 항공기가 목표점이 이동하는 방향과 동일한 방향으로 추적한다는 가정이 포함되어 있으며 이에 의해 종방향의 속도에만 목표점의 속도가 반영된다. 목표물의 움직임 방향과 일치하지 않게 추적하는 경우에는 종/횡방향으로 속도 성분을 나누어서 입력하는 것이 가능하다. 이와 같이 본 연구를 통해 설계한 궤적 추종 기법은 여러 용도로 확장성을 보유하고 있어 그 활용성이 높다고 판단된다.

## 2.3 적응 제어 기법을 적용한 회전익 항공기 속도 제어 시스템

본 연구는 외부 환경과 같은 예측하지 못한 불확실성에서도 정확한 위치 제어를 하는 것을 목적으로 둔다. 회전익 항공기는 상대적으로 비행 속도가 느리며 바람에 많은 영향을 받는다. 특히 정지 비행에서 바람의 영향이 크다. 따라서 바람과 같이 회전익 항공기의 비행에 영향을 미치는 외부 환경 요소들을 보상하기 위하여 적응 보상 루프 (Adaptive Augmentation Loop)를 설계하였다.

### 2.3.1 Baseline controller

본 연구에서는 불확실성을 보상하기 위하여 적응 제어기가 기본 제어기(Baseline Controller)를 보완한다. 따라서 적응 제어 기법을 적용을 전제로 하여 간단한 구조를 가진 기본 제어기를 설계하였다.

기본 제어기는 Fig. 3에서의 속도 및 자세 제어기로 구성되어 있으며, 널리 사용되는 고전 제어 이론을 적용하여 설계되었다. 속도 명령 기반 유도 법칙에서 생성된 속도 명령은 자세명령으로 변환되며 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} \phi_d &= K_v(v_d - v) \\ \theta_d &= -K_u(u_d - u) \end{aligned} \quad (7)$$

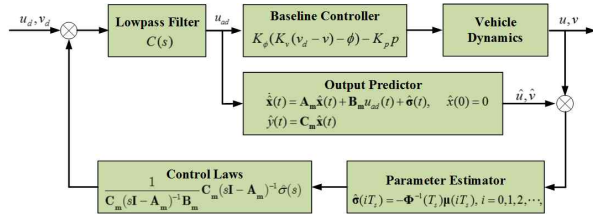
$\phi, \theta, \psi$ 는 항공기의 x, y, z축의 자세를 의미하며,  $K_u$ 와  $K_v$ 는 양의 상수이며 실험적으로 값을 선정하였다. 자세 제어기와 고도 속도 제어기는 다음과 같이 정의되며, 최종적으로 에일러론( $\delta_{ail}$ ), 엘리베이터( $\delta_{ele}$ ), 러더( $\delta_{rud}$ ), 와 스로틀( $\delta_{throttle}$ ) 조종 입력으로 생성한다.

$$\begin{aligned} \delta_{ail} &= K_\phi(\phi_d - \phi) - K_p p \\ \delta_{ele} &= K_\theta(\theta_d - \theta) - K_q q \\ \delta_{rud} &= K_\psi(\psi_d - \psi) - K_r r \\ \delta_{throttle} &= -K_w(w_d - w) + K_{wI} \int (w_d - w) dt \end{aligned} \quad (8)$$

$p, q, r$ 은 각속도를 의미한다. 또한 위의 제어 이득은 양의 상수이며, 실험적으로 선정하였다.

### 2.3.2 Adaptive augmentation loop

본 연구의 목적은 궤적 추종 성능에 영향을 미치는 외부 환경요인에 강건한 제어시스템 설계이다. 외부 환경요인은 예측하기 힘든 경우가 많으며 정확한 모델을 구성하는 데에 많은 어려움이 있다. 따라서 출력 되먹임(output feedback) 방식

Fig. 4. L<sub>1</sub> adaptive augmentation loop

의 적응 제어 기법을 채택하였다. 기존에 선형 제어 기법이 적용된 제어 시스템을 이용하여 운용되고 있는 무인 항공기에 손쉽게 적용할 수 있는 구조를 가진다.

본 연구에서 채택한 L<sub>1</sub> 적응 제어기는 외부 환경요소들로 인하여 생기는 불확실성을 기본제어기의 입력인 속도 명령을 변경시키는 방법으로 목표한 비행 성능을 만족시킨다. 즉, 적응 제어기의 결과로서 적응제어입력이 직접 항공기의 제어 입력으로 들어가지 않고, 속도 명령에 더해진 후에 자세제어루프를 거쳐 최종적으로 비행체 상태를 제어하게 된다. 본 논문에서 사용하는 L<sub>1</sub> 적응 제어기의 보강루프는 Fig. 4와 같고 자세제어루프는 Vehicle Dynamics 부분에 통합되어 있다.

일반적으로 회전익 항공기의 몸체 속도는 단일 입출력 시스템 (Single Input Single Output, SISO)으로 가정할 수 있으며 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$Y(s) = A(s)(U(s) + D(s)) \quad (9)$$

여기서  $U(s)$ ,  $Y(s)$ ,  $D(s)$ 는 입력 신호, 시스템 출력 신호, 알 수 없는 시스템, 비선형 시변 불확실성의 라플라스 변환 함수(Laplace transform function)이다. 위의 불확실성을 포함하는 시스템에 대하여 사용자가 원하는 동작 특성을 가지는 시스템을 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$Y(s) = M(s)(U(s) + \sigma(s)) \quad (10)$$

$M(s)$ 는 시스템의 출력이 기준 입력 값인  $r(s)$ 를 추종하는 기준 모델(Reference Model)을 의미함을 추정하게 되면 다음과 같이 출력값 추정기(Output Predictor)를 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= A_m \hat{x}(t) + B_m u(t) + \hat{\sigma}(t), \quad \hat{x}(0) = 0 \\ \hat{y}(t) &= C_m \hat{x}(t) \end{aligned} \quad (11)$$

$A_m, B_m, C_m$ 은 기준 모델  $M(s)$ 의 최소 차수(minimal realization) 모델이며  $\hat{x}$ 은 기준 모델의 상태 변수의 추정 값,  $\hat{\sigma}$ 은 적응 매개변수

(adaptive parameter)를 의미하며 매칭되지 않는 불확실성을 포함한 값 형태를 가진다. 적응 매개변수는 다음과 같은 관계를 가지며 실제 시스템의 출력이 추출(Sampling)이 되었을 때 업데이트되며 추출(sampling time)  $T_s$ 에 의해 결정된다.

$$\begin{aligned} \hat{\sigma}(t+1) &= \hat{\sigma}(t) + \hat{\sigma}(iT_s), \quad t \in [iT_s, (i+1)T_s) \\ \hat{\sigma}(iT_s) &= -\Phi^{-1}(T_s)\mu(iT_s), \quad i=0,1,2,\dots \end{aligned} \quad (12)$$

여기서  $\Phi(T_s)$ 는 다음과 같다.

$$\Phi(T_s) = \int_0^{T_s} e^{AA_m A^{-1}(T_s - \tau)} A d\tau \quad (13)$$

$A$ 는 리아푸노프 방정식 (Lyapunov equation,  $A_m^T P + P A_m = -Q$ )에서 유도되며 다음 관계식 만족한다.

$$A(\sqrt{P})^{-1} = \begin{bmatrix} C_m(\sqrt{P})^{-1} \\ D \end{bmatrix} \quad (14)$$

$D$ 는  $C_m^T(\sqrt{P})^{-1}$ 의 영 공간(null space)을 의미한다. 또한  $\mu(T_s)$ 는 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\mu(iT_s) = e^{AA_m A^{-1}iT_s} \mathbf{1}_1 \tilde{y}(iT_s), \quad i=0,1,2,\dots \quad (15)$$

$\tilde{y}(t) = \hat{y}(t) - y(t)$ 는 출력값 추정기(output predictor)에 의해 예측된 값과 실제 값의 차이를 의미한다. 위에서 정의된 식에 의해 예측된 매개변수는 저역 통과 필터  $C(s)$ 를 통과하여 다음과 같이 적응 제어 입력을 생성한다.

$$\begin{aligned} U(s) &= C(s)R(s) \\ &\quad - \frac{C(s)}{C_m^T(sI - A_m)^{-1}B_m} C_m^T(sI - A_m)^{-1}\hat{\sigma}(s) \end{aligned} \quad (16)$$

$C(s)$ 의 차단 주파수(cutoff frequency)는 적응 제어기의 성능과 적응 제어 루프가 보상할 수 있는 불확실성을 결정하는 중요한 매개변수다. 저역 통과 필터의 통과 대역이 넓으면 적응 제어기의 추종 성능이 향상되지만, 불확실성에 대한 강건성이 저하된다. 결과적으로 L<sub>1</sub> 적응 제어 기법의 강건성과 추종성은 서로 상반관계를 갖기 때문에 목표 성능에 맞게 차단주파수를 설계하여야 한다.

또한 본 논문에서 설계한 적응 제어 루프에서 보상 가능한 불확실성은  $C(s)$ 의 차단주파수에 의해 결정된다. 즉, 차단 주파수보다 낮은 주파수를 갖는 불확실성만 보상할 수 있다. 이러한 차단주파수는 통상적으로 비행체의 기동 성능을 바

탕으로 설계되며, 비행 실험을 통해 시상수를 0.7 ~ 1.2 초로 범위를 가지도록 지정하여  $C(s)$ 를 설계하였다. 따라서 위와 같이 설계한 필터보다 느린 특성을 가진 외부 바람과 같은 불확실성을 보상할 수 있다.

## 2.4 비행 실험 결과

### 2.4.1 고정 경로점 추종

본 연구를 통해 설계한 예측하지 못한 불확실성에 강건한 속도 명령 기반 궤적 추종 시스템을 본 연구팀 보유한 비행 제어 시스템에 구현하였다. 비행 실험은 Fig. 5와 같이 수직 이륙-사각형 경로점 비행-수직 착륙의 과정으로 수행하였다. 모든 비행은 자동 비행이고 앞서 언급한 궤적 추종 유도기법과 종방향/횡방향에 한하여 적응제어기를 적용하였다. 고도 축에 대한 제어기는 고전제어기법인 PD제어기를 사용하였다. 그 결과 Fig. 6과 같이 2차원 움직임은 기준궤적에 수렴함과 동시에 위치오차를 0으로 만들고 있으나 고도방향으로는 일정한 크기의 정상상태 오차를 가지고 있음을 알 수 있다. 따라서 향후 고도축에 대하여 적응 제어기를 적용하여 성능 향상을 계획하고 있다.

Figure 7은 시간에 따라 추정된 적응 매개변수와 기본제어기에 입력되는 속도 명령을 나타낸다. 적응 매개 변수는 상당한 고주파 특성을 보이면서 진동하게 된다. 일반적인 적응 제어기를 사용하게 되면 고주파 제어 입력으로 인하여 시스템은 진동하거나 불안정해진다. 반면에  $L_1$  적응 제어 기법에서는 적응 매개 변수와 기준 입력은 저역 통과 필터로 인하여 Fig. 7의 추정된 상태변수의 그래프에서 청색 직선, 적색 마름모 기호와 같이 대상 항공기가 기동 가능한 영역의 값

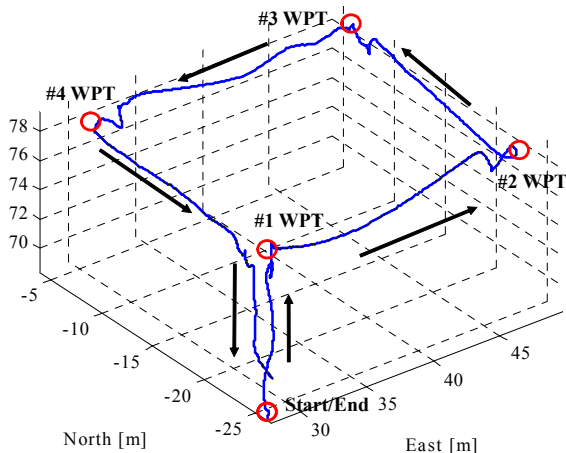


Fig. 5. Three dimensional trajectory result

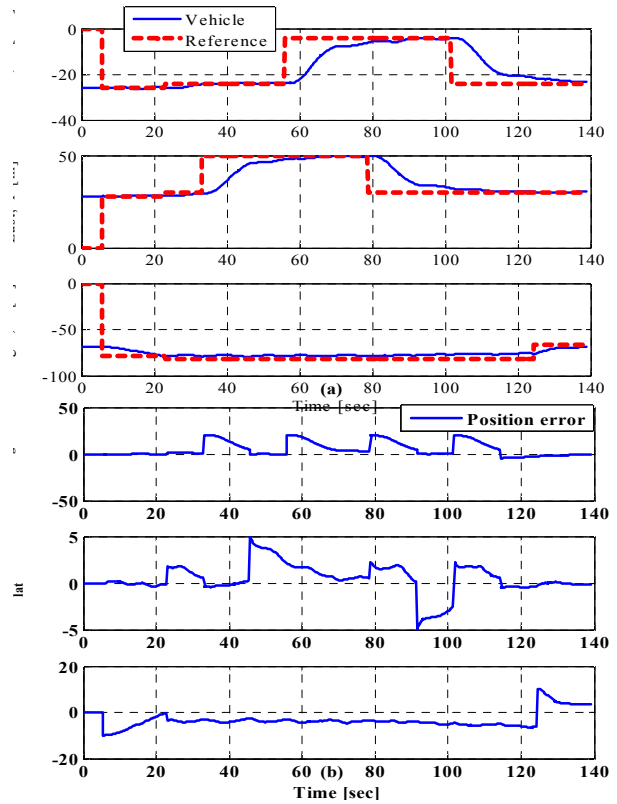


Fig. 6. Time histories, (a) position and reference, (b) position error

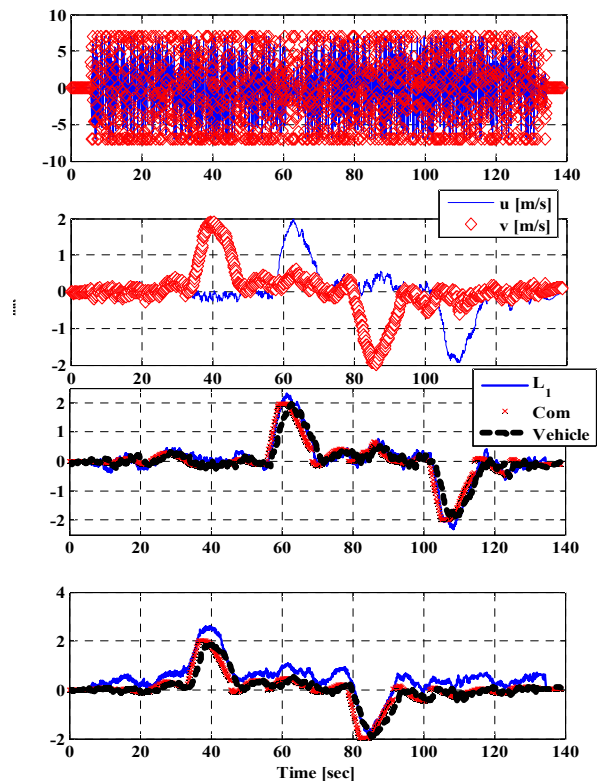


Fig. 7. Time histories of adaptive parameters and x- and y-body velocity states

을 가지게 된다. Fig. 7의 동체 축 방향 속도 그래프에서는 유도 법칙에서 생성된 속도 명령과 항공기의 속도와의 약간은 지연이 발생하는 것을 볼 수 있다. 이는 자세가 0이 아닌 때에 속도 변화가 발생하는 쿼드로터 항공기의 특성으로 인해 발생하는 특성으로 판단된다. 결과적으로 본 논문에서 제시한 적응제어기법은 시간지연이 발생하지만 속도 명령을 별다른 오차 없이 추종하는 제어 성능을 가지는 것을 확인 할 수 있다.

Figure 7에서 동체 축 속도 그래프에서 파란색 선은 적응 제어기에서 계산된 적응 제어 입력  $U(s)$ 을 의미한다. 반면에 적응 제어가 구현되지 않은 환경에서는 적색 x자 기호의 기준 입력이 선형 제어기에 입력이 된다. 즉, 적색 x자 기호와 청색 직선의 차이는 적응 제어기와 선형 제어기의 직접적인 차이를 의미한다.

선형 제어기로 원하는 비행 성능을 만족시킬 수 있지만, 외부 환경 및 기체 상태에 따라 이득 수정 작업이 필요하다. 따라서 본 연구에서 제안한 적응 제어 기법은 비행 조건 및 상황에 따른 제어기의 수정 작업이 필요 없다는 장점이 있다.

본 연구에서 설계한 속도 명령 기반 궤적 추종 유도 법칙에서의 상대 거리는 Fig. 6과 같은 반응을 보인다. 경로점이 바뀌면 진행 방향인 종방향의 상대거리가 발생하며 이를 일정한 속도로 줄여나가게 된다. 따라서 비행 실험 결과를 통하여 설계된 궤적 추종 유도 법칙은 적합한 성능을 가지고 있으며,  $L_1$  적응 제어 기법은 이를 보조하여 궤적 추종 제어기의 성능을 높여준다.

#### 2.4.2 이동하는 표적의 궤적추종

본 논문에서 제안하는 궤적추종 유도법칙을 검증하기 위해 이동하는 지상로봇의 궤적을 추종하는 비행실험을 수행하였다. 이 때, 부정확한 GPS 정보를 보완하기 위하여 지상로봇 위에 간략화한 QR코드의 집합으로 구성된 마커패드를 부착하고 영상처리 알고리즘을 통해 이를 해독하여 얻어지는 상대운동정보를 활용하였다. 해독에 활용된 알고리즘은 Perspective-N-Point 알고리즘으로서 일정 크기의 패드 위에 4개의 방향으로 각기 다른 4개의 QR코드를 부착, 이들과 영상평면 중심의 상대운동정보를 추정해주는데 활용하는 알고리즘이다[9].

본 논문에서는 영상센서를 동체 하단에 장착하고 정확하게 하방을 바라보도록 하였고 획득한 영상은 위에서 언급한 알고리즘을 적용하여 마커패드의 검출, 추적 및 상대운동정보 추정을 수행하였다. 이러한 추정된 정보 중 상대위치정보는 2.2.1절에서 제시한 목표궤적과의 상대오차 산출

에 활용하였다.

본 논문에서 제안한 비행시나리오는 다음과 같다. 지상로봇은 Fig. 8과 같이 마커를 이용하여 고안한 패드를 상단에 부착하고 일정한 방향으로 이동한다. 이와 동시에 쿼드로터 무인항공기는 비행 중 획득한 영상을 통해 추정된 마커패드의 상대운동정보를 궤적 추종 제어기에 적용하여



Fig. 8. Flight test result of the moving target tracking

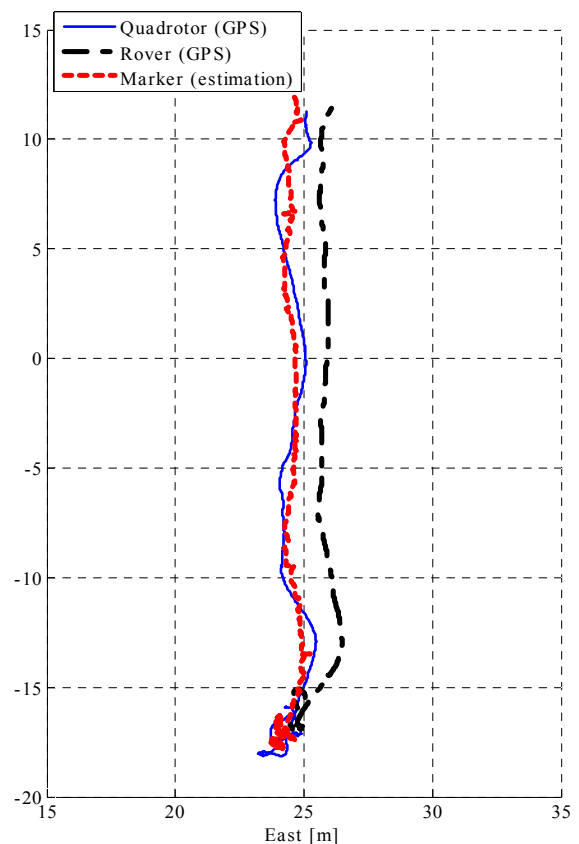


Fig. 9. Two-dimensional trajectories (blue solid: GPS trajectory of the UAV, black dashdot: GPS trajectory of the UGV, red dashed: estimated trajectory of a set of markers using image processing)

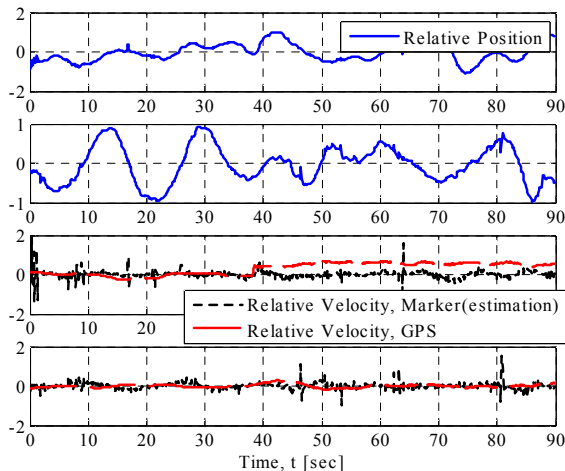


Fig. 10. Time histories of the relative pose information of a set of markers using image processing

지상로봇의 이동궤적을 정밀하게 추종한다.

제시된 시나리오를 통해 수행한 비행실험 결과는 Fig. 9-10과 같다. Fig. 9는 각각 지상로봇, 쿼드로터 무인항공기의 GPS 위치기준 이동궤적 및 마커의 추정궤적이고 Fig. 10은 쿼드로터 무인항공기와 마커 사이의 상대위치정보를 나타낸 결과이다. Fig. 9-10을 통해 지상로봇의 GPS 기준 이동궤적과 속도는 영상 처리 알고리즘을 통해 인식한 추정궤적 및 속도와 큰 차이가 나며 불규칙적인 변화를 보이고 있음을 알 수 있다. 따라서 정밀한 이동 표적 추종은 GPS보다 더 정확한 위치추정 시스템이 필요하고 이를 해결하기 위한 대표적인 방법은 표적과의 상대 위치 정보를 영상처리를 통해 추정하고 이를 유도제어기법에 사용하는 것이다.

따라서 본 연구에서 제안한 궤적 추종 시스템은 영상처리를 통해 추정한 상대 위치 정보를 별다른 중간 처리 과정 없이 바로 적용가능하다는 장점이 있다. 또한 Fig. 9에서와 같이 실제 비행 실험에서도 상당히 정확한 추종 성능을 보이는 것을 확인할 수 있다.

### III. 결 론

본 논문에서는 선형 제어시스템에 대하여 수학적으로 그 성능을 증명할 수 있는  $L_1$  적응 제어 기법을 사용하여 외부 환경 요인에 강건함과 동시에 경로추종 비행성능을 향상 시키는 속도 명령 기반 궤적 추종 제어시스템을 설계하였고 이를 속도제어루프에 적용하였다.

본 논문을 통해 제안된 속도명령기반 궤적 추종 제어시스템은 GPS기반 고정 경로점 비행실험 뿐만 아니라 영상기반 3차원 상대운동정보 추종과 혼합된 이동 표적의 궤적추종 비행실험에 적용되었다. 그 결과, GPS 오차, 외란 등 외부 요인에 강건한 비행성능을 확보함과 동시에 영상처리 알고리즘을 이용하여 획득한 정보를 임무수행 뿐만 아니라 비행제어에 직접 활용하여 보다 높은 성능을 확보할 수 있음을 확인하였다.

### 후 기

본 연구는 국방과학연구소 “이종 자율 무인기 협업체계 선형 연구” (계약번호 UE124026JD)으로 지원된 연구결과입니다.

### References

- 1) Samir Bouabdallah, Pierpaolo Murrieri and Roland Siegwart, “Towards Autonomous Indoor Micro VTOL”, *Autonomous Robots*, Vol. 18, No. 2, Mar. 2005, pp. 171 - 183
- 2) J. Hauser, S. Sastry, and G. Meyer, “Nonlinear control design for slightly non-minimum phase systems: Application to v/stol aircraft,” *Automatica*, Vol. 28, 1992, pp. 665 - 679
- 3) D.Lee, H.J. Kim, and S.Sastry, “Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter,” *International Journal of Control, Automation, and Systems*, vol. 7, 2009, pp. 419-428.
- 4) E. Frazzoli, M. Dahleh, and E. Feron, “Trajectory tracking control design for autonomous helicopters using a backstepping algorithm,” in *Proceedings of the American Control Conference*, Chicago, USA, 2000, pp.4102-4107
- 5) A. Kopeikinm, S. Ponda, L.Johnson, and J. How, “Multi-UAV Network Control through Dynamic Task Allocation: Ensuring Data-Rate and Bit-Error-Rate Support” *The 3<sup>rd</sup> Internatinal Workshop on Wireless Networking & Control for Unmanned Autonomous Vehicles: Architectures, Protocols and Applications*, Anaheim, USA, Dec. 2012, pp.1579 - 1584
- 6) C. Cao, and N. Hovakimyan, “Design and Analysis of a Novel  $L_1$  Adaptive Control



Architecture, Part I: Control Signal and Asymptotic Stability." American Control Conference, Minneapolis, USA, 2006, pp. 3397-3402

7) V. Patel, C. Cao, N. Hovakimyan., Wise, K., and Lavretskym, E., "L<sub>1</sub> Adaptive Controller for Tailless Unstable Aircraft in the Presence of Unknown Actuator Failures," International Journal of Control, Vol.82, No.4,

Apr. 2009, pp. 705-720

8) I. Kaminer, A. Pascoal, E. Xargay, C. Cao, N. Hovakimyan, and Dobrokhodov, V., "Path Following for Unmanned Aerial Vehicles Using L<sub>1</sub> Adaptive Augmentation of Commercial autopilots," Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 33, No. 2, 2010, pp.550-564

9) Gary Bradski and Kaehler, "Learning OpenCV", O'REILLY, Sep. 2008, pp. 370-403