

동적 보상기를 이용한 소형 무인항공기 비행 제어

Flight control of a small unmanned aerial vehicle using a dynamic compensator

김희주*, 김재욱*, 이강웅**

Heui-Joo Kim*, Jea-Wook Kim*, and Kang-Woong Lee**

요 약

본 논문에서는 소형 무인항공기에 대한 비행제어 시스템을 동적 보상기를 이용하여 설계하였다. 제안된 제어 시스템은 정상상태 오차를 줄이면서 과도응답 특성을 개선하여 고도 변화 및 목표점 통과 명령에 대해 비행 안정성을 확보하고자 하였다. 제안된 비행 제어기는 내부 루프와 외부 루프의 이중 구조로 구성되며, 내부 루프는 PD 제어기를 사용하여 과도응답을 개선하도록 하며 외부 루프는 동적 보상기를 사용하여 과도 응답 및 정상 상태 오차를 개선하도록 하였다. 고도 추종 및 목표점을 통과하도록 하는 비행실험을 통하여 제안된 기법의 성능을 평가하였다.

Abstract

In this paper, we design a flight controller using a dynamic compensator for a small unmanned aerial vehicle. The proposed method ensures flight stability during altitude holding and waypoints passing by improving the transient response and steady state error. The control system consists of dual feedback loops with an inner loop and a outer loop. The inner loop has a PD controller to improves the transient response and the outer loop has a dynamic compensator to reduce overshoot in the transient response and improve the steady state error. The performance of the proposed method is evaluated by flight test on a small UAV.

Key words : UAV, Unmanned Aerial Vehicle, Dynamic Compensator, Autopilot, Flight Controller

I. 서 론

최근 무인항공기 기술은 탑재 장비 및 인적 운용 능력의 향상에 따라 자동비행 기술을 기반으로 부가적인 임무를 수행하기 때문에 지속적으로 다양한 자동비행 기술 향상의 필요성이 부각되고 있다[1].

일반적으로 항공기는 동역학 모델의 불확실성, 비행 환경에 따른 외란, 탑재 센서들의 측정 오차 등이

발생하여 정상 상태 오차 발생 및 불안정한 응답특성을 나타낸다[2][3]. 불안정한 응답특성을 개선하기 위하여 일반적으로 외부 항법 유도 보상 루프와 내부 자세 제어 루프로 분리하여 제어기를 구성한다.

내부 자세 제어 루프는 항공기의 빠른 응답특성을 갖도록 PD(proportional-derivative) 제어기를 포함시키고, 외부 항법 유도 루프는 목표위치에 따른 추종오차의 정상 상태 오차를 개선하기 위하여 PI (proportional-integral)

* 한국항공대학교 대학원 항공전자공학과(Avionics Engineering, Graduate School of Korea Aerospace University)

** 한국항공대학교 항공전자 및 정보통신 공학부(School of Electronics, Telecommunication and Computer Eng., Korea Aerospace University)

· 제1저자 (First Author) : 김희주

· 투고일자 : 2012년 2월 14일

· 심사(수정)일자 : 2012년 2월 15일 (수정일자 : 2012년 8월 17일)

· 게재일자 : 2012년 8월 30일

제어기를 포함시킬 수 있다[4]. 그러나 항공기와 같이 외란의 영향에 민감하며 안정성 여유가 적은 경우 정착 시간(settling time)을 줄이기 위해 PI 제어기의 적분 이득을 증가시키면 과도 응답 특성이 나빠지며 안정성까지 악화된다. 이러한 와인드-업(wind-up) 현상을 해결하기 위하여 다양한 방법들이 제시되어 왔으며, 비선형 시스템에 조건부 적분기를 사용하는 방안도 제시되었다[5].

PI 제어기와 같은 효과를 갖는 지연 보상기(lag compensator)에서 보상기의 극점과 영점을 조정하면 정상상태 오차를 개선하면서 과도응답 특성도 개선시킬 수 있다. 따라서 지연 보상기의 특성을 갖는 동적 보상기(dynamic compensator)를 항법 유도 제어에 사용하면 정상 상태 오차와 불안정한 과도 응답 특성을 동시에 개선시킬 수 있다[6].

본 논문에서는 동적 보상기를 이용한 소형 무인항공기 비행 제어 시스템을 제안하고 비행실험을 통하여 성능을 입증하고자 한다. 선형화된 동역학 방정식을 이용하여 자세 제어 및 항법 유도를 수행하는 내부 루프 제어기와 외부 루프 제어기를 제안한다. 자세 유지 제어는 PD 제어기를 이용하는 내부 루프에서 실행하고, 동적 보상기를 사용하는 외부 루프는 과도 응답 및 정상 상태 오차를 개선하도록 한다. 제안한 제어기가 정상 상태 오차 및 불안정한 과도 응답을 개선시킴을 입증하기 위하여 기준 고도 및 목표점을 통과하는 비행실험을 수행한다.

II. 무인항공기 모델링

비행체의 운동은 뉴턴의 제 2법칙으로부터 유도되어 6자유도 운동을 표현하는 운동 방정식으로 나타낼 수 있다[7]. 항공기의 운동은 비선형 동역학방정식으로 모델링되지만 평형점에서 선형화시킨 선형화 모델이 이용된다. 항공기의 모든 질량은 무게 중심점에 있으며 공탄성이 없는 강체라고 가정하고 항공기의 각 축에 대한 힘과 모멘트 성분을 고려하여 항공기 운동을 다음과 같이 표현한다.

$$\begin{aligned}
 m(\dot{u} + qw - rv) &= F_{G_x} + F_{A_x} + F_{T_x} \\
 m(\dot{v} + ru - pw) &= F_{G_y} + F_{A_y} + F_{T_y} \\
 m(\dot{w} + pv - qu) &= F_{G_z} + F_{A_z} + F_{T_z} \\
 \dot{p}I_{xx} + qr(I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{r} + pq)I_{xz} &= L_A + L_T \\
 \dot{q}I_{yy} - pr(I_{zz} - I_{xx}) + (p^2 - r^2)I_{xz} &= M_A + M_T \\
 \dot{r}I_{zz} + pq(I_{yy} - I_{xx}) + (rq - \dot{p})I_{xz} &= N_A + N_T
 \end{aligned} \tag{1}$$

여기서, u, v, w 와 p, q, r 은 속도 벡터와 회전 각 속도 성분이고, $F_{A_x}, F_{A_y}, F_{A_z}, F_{G_x}, F_{G_y}, F_{G_z}, F_{T_x}, F_{T_y}, F_{T_z}$ 는 x, y, z 축에 대한 공력, 중력, 추력을 나타내며, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 는 항공기의 관성 모멘트이다. 또한, L_A, M_A, N_A 과 L_T, M_T, N_T 은 x, y, z 축에 대한 공력과 추력 모멘트이고, m 은 비행체의 질량이다.

공력계수들에 상호 영향을 주는 인자들을 고려하여 크게 종 방향 운동(longitudinal motion)과 횡 방향 운동(lateral motion)으로 구분된 선형 상태 공간 방정식으로 나타낼 수 있다[8].

종 방향 운동의 인자들은 받음각(angle of attack), 승강기, 피치각 변화율(rate of pitch), 고양력 장치(flap) 등이 있으며, 종 방향 운동을 나타내는 선형 상태 공간 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_w Z_u & M_w + M_w Z_w & M_q + M_w u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_T} \\ M_{\delta_e} + M_w Z_{\delta_e} & M_{\delta_T} + M_w Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{2}$$

여기서, q 는 피치각 변화율, θ 는 피치각, δ_e, δ_T 는 각각 항공기의 승강기, 스로틀(throttle)의 섭동이다. 또한, 상태 공간 행렬 원소들은 각 축에 대하여 날개 면적, 공기 밀도, 항공기 질량, 항력(drag), 양력(lift), 추력에 대한 계수로 표현된다.

횡 방향 운동의 인자들은 옆 미끄러짐 각, 보조날개(aileron), 방향키, 옆 놀이각 변화율(rate of roll), 빗 놀이각 변화율(rate of yaw), 추력 편향(thrust vectoring) 혹은 추력에 의한 모멘트 등이 있으며, 횡 방향 운동을 나타내는 선형 상태 공간 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{\beta}/u_0 & Y_p/u_0 - 1 + Y_r/u_0 g \cos \theta_0/u_0 \\ L_{\beta} & L_p & L_r & 0 \\ N_{\beta} & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r}/u_0 \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서, p 는 옆 놀이각 변화율, r 는 빗 놀이각 변화율, ϕ 는 옆 놀이각, δ_a, δ_r 는 각각 항공기의 보조날개, 방향키의 섭동이다. 또한, 상태 공간 행렬 원소들은 각 축에 대하여 날개 면적, 공기 밀도, 항공기 질량, 항력, 양력, 추력에 대한 계수로 표현된다[9].

III. 항법 유도 시스템

3-1 항법 유도 시스템 개요

무인항공기 항법 유도 제어기는 내부 루프(inner loop) 제어기와 외부 루프(outer loop) 제어기로 나누어 구성할 수 있다. 내부 루프 제어에서는 항공기의 피치각과 옆 놀이각에 대한 자세 제어를 담당하며,

외부 루프 제어에서는 자세 제어를 수행하여 목표 고도와 목표 방향에 대한 항법 유도를 수행한다.

목표 고도와 방향에 대한 추종 오차가 최소로 되도록 종 방향과 횡 방향 항법 유도 알고리즘을 설계한다. 고도 및 항법 유도에 대한 추종 오차를 이용하여 내부 루프 제어에서는 빠른 과도응답을 얻도록 하고, 외부 루프 제어에서는 안정성을 확보하면서 정상 상태 오차를 개선하도록 제어기를 구성한다.

무인항공기의 자동비행을 위해서는 항공기의 동적 특성을 2개의 종 방향 모드와 2개의 횡 방향 모드로 구분하여 자동 비행 모드(autopilot mode)를 구성한다. 종 방향 모드는 항공기의 피치 자세 유지(pitch attitude hold) 모드와 고도 유지(altitude hold) 모드로 구성되며, 횡 방향 모드는 선회각 유지(bank angle hold) 모드와 기수방향 유지(heading hold) 모드로 구성된다[10].

3-2 제어기 구성

고도 유지를 위한 종 방향 제어기는 그림 1과 같이 구성한다. 내부 루프 제어는 과도 응답을 개선하기 위하여 PD 제어기를 사용하는데 동적 보상기로부터 생성되는 기준 피치각과 항공기의 피치각 추종 오차가 PD 제어기에 입력된다. PD 제어기 출력으로 승강기를 조종하여 고도 추종 오차를 개선하도록 하는데 식 (2)에서 스로틀 섭동이 없는 가정에서 승강기 입력에 대한 피치각 사이의 개루프 전달함수를 포함하는 내부 루프 시스템이 안정하도록 PD 제어기 이득을 정한다.

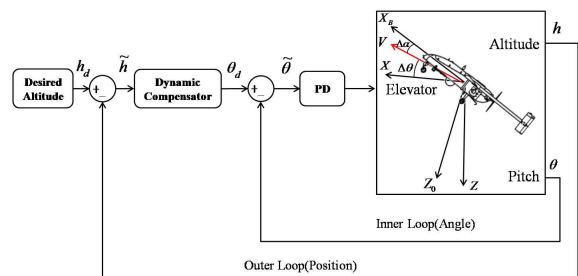


그림 1. 고도 유지를 위한 제어 시스템 블록도
Fig. 1. Block diagram for altitude hold control system.

내부 루프 제어 시스템이 구성된 후 무인 항공기의 고도가 목표 고도를 추종하도록 하는 외부 루프 고도와 현재 고도 사이의 추종오차는 동적 보상기를 이용하여 개선한다. 적분기를 이용한 오차의 개선은 과도 응답 동안 큰 오버슈트와 진동을 초래하여 항공기의 안정성을 악화시킬 수 있다. 따라서 원점에 극점을 가지는 적분기보다는 0이 아닌 극점과 영점을 가지는 보상기를 사용하면 과도응답을 개선시키면서 정상상태 오차도 줄일 수 있다.

기수 방향 유지를 위한 횡 방향 제어 시스템은 그림 2와 같다.

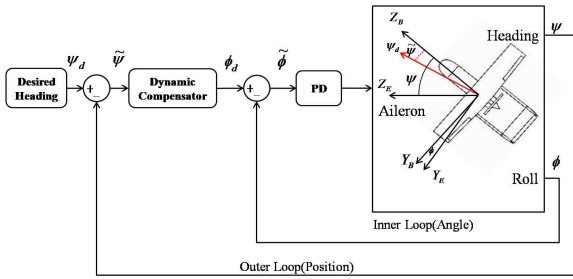


그림 2. 기수방향 유지를 위한 제어시스템 블록도
Fig. 2. Block diagram for heading hold control system.

동적 보상기로부터 생성되는 기준 옆 놀이각과 무인항공기 옆 놀이각 사이의 추종오차가 PD 제어를 통과하여 보조날개를 제어한다. PD 제어기는 옆 놀이각의 과도응답을 개선하도록 설계하는데 식 (3)에서 방향키 섭동이 없는 가정에서 보조날개 입력에 대한 옆 놀이각 사이의 개루프 전달함수를 포함하는 내부 루프 시스템이 안정하도록 PD 제어기 이득을 정한다.

내부 루프 제어 시스템이 구성된 후 무인 항공기의 기수방향이 목표 방향과 일치하도록 하기 위한 외부 루프 제어는 동적 보상기를 이용하여 구성한다.

3-3 동적 보상기

외부 루프 제어에 사용되는 동적 보상기는 적분기를 사용하여 정상상태 오차를 개선하고자 할 때 발생

될 수 있는 과도응답 동안의 과도한 오버슈트에 의한 시스템 불안정성을 개선하기 위해 사용한다. 따라서 PI 제어기능을 하기 위한 극점과 PD 제어기능을 하기 위한 영점을 가지는 구조이다.

고도 유지를 위한 종 방향 제어의 외부 루프를 구성하는 동적 보상기 구조는 그림 3과 같으며 다음 상태 방정식으로 표시된다.

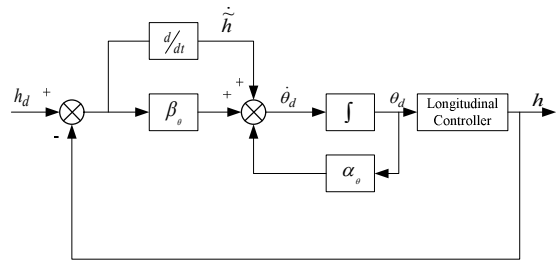


그림 3. 동적 보상기 구조
Fig. 3. Structure of the dynamic compensator.

$$\dot{\theta}_d = -\alpha_\theta \theta_d + K_\theta \beta_\theta \tilde{h} + K_\theta \dot{\tilde{h}} \quad (4)$$

여기서 θ_d 는 동적 보상기의 출력으로 기준 위치각이 되며, α_θ 와 β_θ 는 동적 보상기의 극점과 영점이고, K_θ 는 이득이다.

동적보상기의 극점, 영점과 이득은 내부 루프 제어 시스템을 설계한 후 시뮬레이션을 통하여 원하는 성능을 가지도록 선정한다.

횡 방향 제어 시스템에 사용되는 동적 보상기도 동일한 방법으로 설계한다.

IV. 비행실험

본 연구에서 설계한 무인항공기 항법 유도 제어시스템에 대한 성능 평가를 위한 비행실험을 실시하였다. 비행실험 대상 무인항공기는 13Kg급 소형무인항공기로서 제원은 표 1과 같다.

표 1. 소형 무인항공기 제원

Table 1. Specification of a small UAV.

Empty Weight	7Kg		
Payload	5.92Kg(With Dummy : 2Kg)		
Endurance	About 30 min(Fuel Tank :800cc)		
Fuselage	2.3m		
Engine	DLE 55cc(Single piston, 2Stroke)		
Prop	21"X10"(Wood)		
Stall Speed	61Km/h(17m/s at 14Kg)		
Cruising Speed	100Km/h(27.78m/s at 14Kg)		
Actuator	Digital Servo 7EA(24Kg.cm, 0.15sec/60deg)		
Batteries	13.2v Li-Fe(Avionics, FCC, Engine Ignition) 6V Ni-Cd(RC Rx)		
Moment of Inertia	Izz	Iyy	Ixx
	1.30Kg/m ²	3.496Kg/m ²	2.53Kg/m ²
Span	Main Wing	Horizontal Tail	Vertical Tail
	2.5m	0.8m	0.36m
Wing Area	1.05m ²	0.216m ²	0.79m ² (2EA)
MAC	43.7cm	27cm	22.7cm

무인항공기 제어시스템은 제어 보드, GPS, AHRS와 RF 모듈로 구성되며, 동기식 AHRS와 비동기식 GPS의 출력으로부터 각각 4Hz와 20Hz를 이용하여 자세 및 위치 정보를 획득하도록 하였다.

성능 평가를 위한 비행 실험은 100Km/s의 순항 비행 상태를 유지하도록 엔진제어를 한 상태에서, 지정된 모든 목표점을 통과하는 비행과 고도 변화를 추종하도록 하는 비행실험을 수행하였다.

고도 유지를 평가하기 위한 시험비행은 고도 200m에서 300m로 상승시킨 후 60초 후에 다시 200m로 하강하고 60초 후에 다시 300m로 상승시키는 고도 변화 비행 목표를 추종하도록 하는 비행제어 성능을 분석하였다.

내부 루프의 PD 제어기의 비례이득과 미분기 이득은 각각 $K_{p_\theta} = 0.853$ 과 $K_{d_\theta} = 0.095$ 로 정하였으며 외부 루프의 동적 보상기 설계 파라미터는 시뮬레이션을 통해 시스템의 극점이 복소평면의 좌반면에 배치되도록 다음과 같이 선정하였다.

$$\alpha_\theta = 0.0935, \beta_\theta = 0.1153, K_\theta = 1.0974 \quad (5)$$

고도 추종 결과는 그림 4와 같으며 피치각 변화는 그림 5에 나타내었다. 기준 고도 변화 명령에 대해 동적 보상기와 PI 제어기를 사용한 비행 실험결과를 비교하였는데 예상한 바와 같이 동적 보상기를 사용한 비행결과가 과도응답 동안 낮은 오버슈트를 갖기 때문에 비행 안정성이 높은 것으로 판단할 수 있다. 정상상태 오차는 PI 제어 결과와 같은 수준을 유지하고 있는 것을 확인할 수 있다. 피치각 변화는 $\pm 20^\circ$ 로 제한하였는데 그림 5에서 보는 바와 같이 동적 보상을 사용한 경우가 안정적으로 변화하기 때문에 비행 안정성이 우수한 것으로 판단할 수 있다.

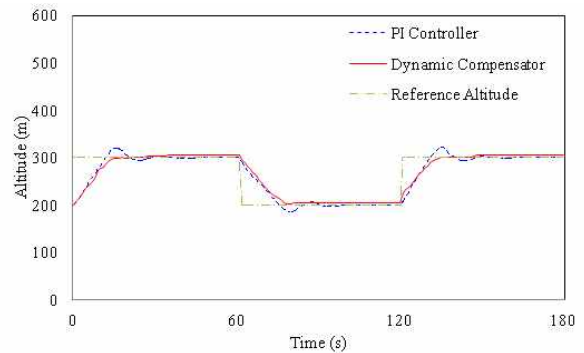


그림 4. 고도 추종 결과

Fig. 4. Tracking result for desired altitude.

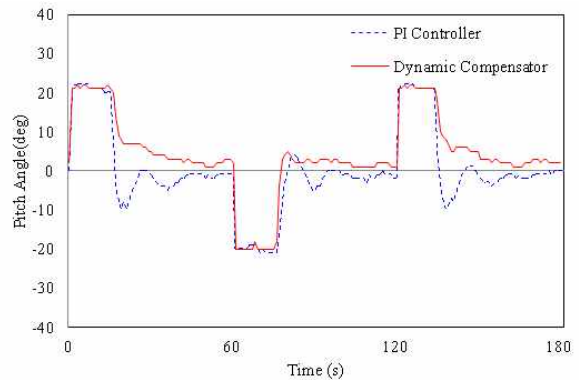


그림 5. 피치각 변화

Fig. 5. Variation of pitch angle for altitude tracking.

항법 유도에 의한 목표점을 통과하는 비행실험을 실시하였으며 실험 결과는 그림 6과 같다. 내부 루프의 PD 제어기의 비례이득과 미분기 이득은 각각 $K_{p_\phi} = 0.4255$ 과 $K_{d_\phi} = 0.0412$ 로 정하였으며 외부 루프의 동적 보상기 설계 파라미터는 시뮬레이션

을 통해 시스템의 극점이 복소평면의 좌반면에 배치 되도록 다음과 같이 선정하였다.

$$\alpha_\phi = 0.4984, \beta_\phi = 0.5672, K_\phi = 3.2494 \quad (6)$$

측풍이 4 m/s 정도 있고 고도 200m에서 +로 표시한 3개의 목표점을 차례로 통과하도록 하였으며, 옆놀이 각 변화는 $\pm 30^\circ$ 로 제한하였다. PI 제어기를 사용한 경우와 동적 보상기를 사용한 경우 모두 목표점을 통과하였으나, 그림 7의 피치각 변화에서 보는 바와 같이 동적 보상기를 사용한 경우 옆놀이 각 변화가 보다 안정적인 것을 확인할 수 있다.

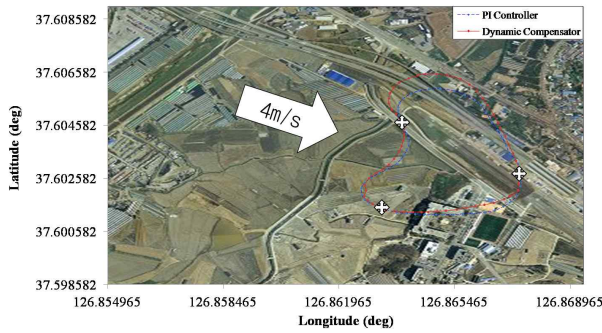


그림 6. 목표점 통과 결과

Fig. 6. Passing result for desired waypoints.

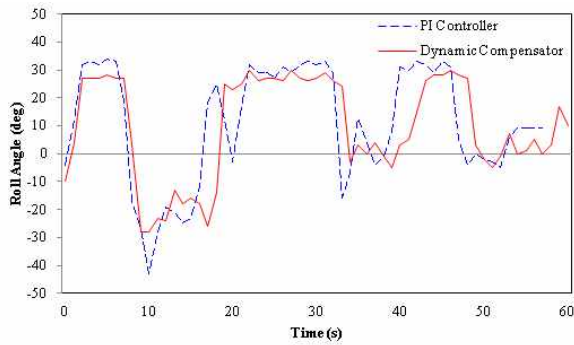


그림 7. 옆놀이 각 변화

Fig. 7. Variation of roll angle for waypoints passing.

그림 4, 그림 5, 그림 7 그래프를 통해 고도 유지 및 목표점 통과 명령에 대한 비행실험 결과 외부 루프 제어를 동적 보상기를 사용하여 구현한 경우가 비행 안정성이 우수함을 확인할 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 소형항공기가 고도 추종 및 목표점 통과를 위한 비행제어시스템을 동적 보상기를 이용하여 설계하고 비행실험을 실시하였다. 비행제어시스템은 선형화한 비행 동역학 모델을 사용하였으며 내부 루프와 외부 루프를 가지는 이중 구조로 하였다. 내부 루프에는 PD 제어기를 사용하였으며 외부 루프에는 동적 보상기를 사용하여 정상상태 응답 및 과도응답을 개선하여 비행 안정성을 확보하였다. 비행 실험 결과 고도 변화에 대한 추종 및 목표점 통과 명령에 대해 제안된 기법이 과도 응답이 개선되어 비행 안정성을 확보하는 것을 확인하였다.

감사의 글

본 논문은 국토해양부의 「하늘 프로젝트」 로 지원 되었습니다.

참 고 문 헌

- [1] U. S. Department of Defense, Unmanned Systems Roadmap 2007-2032, Office of the Secretary of Defense, Dec. 2007.
- [2] Nise, N. S., Control Systems Engineering John Wiley & Sons, 2004.
- [3] 정병인, 김희주, 지민석, “임무수행능력을 갖춘 무인항공기 시스템 개발”, 한국자동제어학술회의 논문지, 2009.
- [4] Nelson, R. C., Flight Stability and Automatic Control, McGraw-Hill, 1998.
- [5] Singh, A and Khalil, H. K., “State Feedback Regulation of Nonlinear Systems using Conditional Integrators”, Proc. 43th Conf. Decision and Control, pp.4560-4564, Dec. 2004.
- [6] Kim, C. S and Lee, K. W., “Robust Control of Robot Manipulators Using Dynamic Compensator under Parametric Uncertainty”, International Journal of Innovative Computing, Information and Control, Vol. 7, Issue 7, 2011.
- [7] Thomas, R. Y., Steven, L. M., David, E. B and Wayne, F. H., Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability, and Classical Feedback Control, AIAA Education Series, 2003.

- [8] Stevens, B. L and Lewis, F. L., Aircraft Control and Simulation, *John Wiley & Sons*, 2003.
- [9] 이해원, 무인항공기의 비행시험을 통한 실시간 파라미터 추정기법에 관한 연구, 공학석사, *한국항공대학교*, 2007.
- [10] Christiansen, R. S., "Design of an Autopilot for Small Unmanned Aerial Vehicles", *Brigham Young University*, 2004.

김 희 주 (金熙柱)



2010년 2월 : 한서대학교 항공전자 공학과(공학사)
 2012년 2월 : 한국항공대학교 항공 전자공학과(공학석사)
 관심분야: 무인항공기 제어, 지능형 로봇

김 재 욱 (金載郁)



2011년 2월 : 한국항공대학교 전자 및 항공전자공학과(공학사)
 2012년 2월 : 한국항공대학교 항공 전자공학과 석사과정
 관심분야 : 무인항공기 제어

이 강 웅 (李康熊)



1980년 2월 : 한국항공대학교 항공 전자공학과(공학사)
 1982년 2월 : 서울대학교 전자공학과 (공학석사)
 1983년-1984년 : 삼성전자 컴퓨터 개발부
 1989년 8월 : 서울대학교 전자공학과 (공학박사)

1994년~1995년 : 미시간주립대학교 방문교수
 1989년 3월~현재 : 한국항공대학교 항공전자 및 정보 통신공학부 교수
 관심분야: 비선형 제어, 로봇제어 등