

데이터링크 시간지연에 강건한 종운동 착륙제어기 설계

A Robust Longitudinal Landing Controller to Datalink Time Delay

이 상 효, 이 인 석*, 기 창 돈, 구 환 준

(Sanghyo Lee, Ihnseok Rhee, Changdon Kee, and Hueonjoon Koo)

Abstract : This paper deals with designing a ground-based longitudinal landing controller which is robust to datalink time delays. Time delays occur because forward velocity measurements are downlinked and the controller output commands are uplinked. An H_∞ controller was designed by using the input/output decomposition where time delay is modeled as a first-order system with Pade approximation. Linear simulations show that the system tracks well the predefined path and is robust to the variation of time delay.

Keywords : datalink time delay, flare, H_∞ , longitudinal landing controller

I 서론

무인항공기를 자동으로 착륙시키기 위해서는 항공기의 위치정보, 특히 고도정보를 매우 높은 정밀도로 얻는 것이 매우 중요하다. 군에서 운용하는 무인항공기는 외부의 교란에 무관하여야 하므로 자동착륙시스템의 위치 센서로서 고 정밀도의 지상레이더를 사용한다. 본 논문에서는 기존의 무인항공기의 자동비행조종장치를 그대로 사용하고 지상에 무인항공기의 자동착륙제어기를 구성하는 것을 고려하였다. 지상의 자동착륙제어기는 레이더로부터 무인항공기의 고도 정보를 수집하고 하향 데이터링크를 사용하여 항공기의 비행정보를 얻으며 자동착륙제어기의 출력은 상향 데이터링크를 통하여 무인항공기 내의 자동비행조종장치의 입력으로 전달된다. 즉 자동착륙제어기는 자동비행조종장치의 외부부트로 동작을 한다. 정보를 주고받는 데이터링크의 시간 지연은 꽤 큰 변동 폭을 가지며 지상 자동착륙제어기는 이러한 상하향 데이터링크의 시간지연 변동에 강건하여야 한다.

II 장에서는 파라미터불확실성에 강건한 H_∞ 제어기 설계에 대해 설명을 하고, III 장에서는 기존의 무인항공기에 대한 자동착륙제어기의 설계요구조건에 대하여 논하였다. 그리고 IV 장에서는 설계요구조건에 맞는 H_∞ 제어기를 설계하기 위한 플랜트 모델을 유도하였으며 V 장에서는 착륙을 위한 기준 전진속도명령과 기준 고도명령의 생성에 관하여 설명하였다. 마지막으로 VI 장에서는 선형 시뮬레이션을 통하여 설계된 제어기의 성능과 강건성을 검증하였다.

II 파라미터불확실성에 대한 H_∞ 제어기

다음과 같이 표현되는 선형 시불변시스템을 고려하자.

$$\dot{x} = (A_0 + \Delta A)x + (B_0 + \Delta B)u \tag{1}$$

$$z = (H_0 + \Delta H)x \tag{2}$$

여기서 x , u 와 z 는 각각 상태벡터, 입력벡터 그리고 측정벡터를 나타내고, 행렬 A_0 , B_0 와 H_0 는 (A_0, B_0) 짝이 안정(stabilizable)하고 (H_0, A_0) 짝이 가검출(detectable)한 공칭시스템의 시스템행렬, 입력행렬 그리고 측정행렬을 나타내며 ΔA , ΔB 와 ΔH 는 파라미터 변동에 따른 섭동행렬을 나타낸다.

섭동행렬 ΔA , ΔB 와 ΔH 는 다음과 같이 분해될 수 있다[1,2].

$$\Delta A = DL_a(\epsilon)E, \Delta B = FL_b(\epsilon)G, \Delta H = YL_h(\epsilon)Z \tag{3}$$

여기서 행렬 $L_a(\epsilon)$, $L_b(\epsilon)$ 과 $L_h(\epsilon)$ 은 미지의 파라미터 변동벡터 ϵ 의 함수이고 다른 행렬을 모두 알려진 상수행렬이다. 식 (3)의 분리법을 이용하면 식 (1)과 (2)로 주어지는 섭동시스템은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{x} = A_0x + B_0u + [D \quad F] \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \end{bmatrix} \tag{4}$$

$$z = H_0x + Yv \tag{5}$$

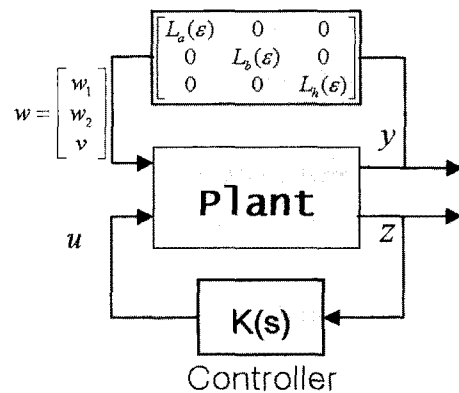


그림 1. 파라미터변동을 갖는 섭동 시스템.
Fig. 1. Perturbed system with parameter variations.

* 책임저자(Corresponding Author)
 논문접수 : 2008. 9. 30., 채택확정 : 2008. 10. 30.
 이상효 : 서울대학교 기계항공공학부(ryanlee@snu.ac.kr)
 이인석 : 한국기술교육대학교 메카트로닉스공학부(rhee@kut.ac.kr)
 기창돈 : 서울대학교 기계항공공학부(kee@snu.ac.kr)
 구환준 : 국방과학연구소(junokoo@unitel.co.kr)
 ※ 이 연구는 국방과학연구소의 후원으로 수행되었습니다.

$$y = \begin{bmatrix} E \\ 0 \\ Z \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ G \\ 0 \end{bmatrix} u \quad (6)$$

$$w = \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ v \end{bmatrix} = L(\epsilon)y = \begin{bmatrix} L_a(\epsilon) & 0 & 0 \\ 0 & L_b(\epsilon) & 0 \\ 0 & 0 & L_h(\epsilon) \end{bmatrix} y \quad (7)$$

식 (4)-(7)은 그림 1에서 나타난 바와 같이 섭동시스템의 불확실성을 파라미터 변동에 기인하는 가상의 내부 되먹임으로 표현한다.

소이득정리(small gain theorem)[3]에 의거하여 제어기가 다음 조건을 만족시키도록 설계되면

$$\| T_{yw}(s) \|_{\infty} < \frac{1}{\gamma} \quad (8)$$

폐루프시스템은 $\| L(\epsilon) \|_{\infty} \leq \gamma$ 와 같은 모든 불확실성 ϵ 에 대해 안정하다. 여기서 $T_{yw}(s)$ 는 입력을 w , 출력을 y 로 하는 전달함수를 나타낸다.

다음 두 대수 Riccati방정식(ARE)

$$A_0^T \Pi + \Pi A_0 - \Pi(B_0 R^{-1} B_0^T - \gamma^2 W) \Pi + Q = 0 \quad (9)$$

$$A_0 P + P A_0^T - P(H_0^T V^{-1} H_0 - \gamma^2 Q) P + W = 0 \quad (10)$$

을 만족시키는 $\Pi \geq 0, P > 0, M = (I - \gamma^2 P \Pi)^{-1} > 0$ 인 행렬이 존재할 때 다음 제어기는 식 (8)을 만족시킨다[1,3].

$$\dot{x}_c = A_c x_c + B_c z \quad (11)$$

$$u = C_c x_c \quad (12)$$

여기서

$$A_c = A_0 - B_0 R^{-1} B_0^T \Pi - M H_0^T V^{-1} H_0 + \gamma^2 W \Pi$$

$$B_c = M H_0^T V^{-1}, C_c = -R^{-1} B_0^T \Pi$$

$$M = (I - \gamma^2 P \Pi)^{-1}$$

이다.

식 (9)와 (10)에서 가중행렬은 다음과 같다.

$$Q = \rho \bar{Q} + (E^T E + Z^T Z)$$

$$R = \rho \bar{R} + G^T G$$

$$W = \rho \bar{W} + (D D^T + F F^T)$$

$$V = \rho \bar{V} + Y^T Y$$

여기서 ρ 는 스칼라 파라미터이며, $\bar{Q}, \bar{R}, \bar{W}$ 와 \bar{V} 는 성능과 관련된 가중행렬로서 (Q, A_0) 짝이 가안정하고 (A_0, W) 짝이 가검출하며 식 (9)와 식 (10)으로 주어지는 ARE의 해가 존재하도록 설정하여야 한다.

식 (9)-(12)로 주어지는 제어기는 파라미터 변동에 대해 안정도 강건성을 보장하지만 매우 보수적인 특성을 갖는다. 설계 파라미터인 ρ 와 γ 는 식 (9)와 (10)의 ARE가 각각 양의 반한정 해와 양의 한정 해를 갖도록 선택하여야 한다. ρ 를 증가시키면 시스템의 성능이 향상되는 반면 γ 를 증가시키면 파라미터변동에 대한 안정도 강건성이 향상된다.

III. 자동착륙제어기 설계요구조건

무인항공기를 자동착륙시키기 위해서는 항공기의 위치정

보, 특히 고도정보를 매우 높은 정밀도로 얻는 것이 매우 중요하다. 고도정보의 정밀도는 항공기의 안전과 직결된다. 군에서 운용하는 무인항공기는 외부의 교란에 무관하여야 하므로 자동착륙시스템의 위치 센서로서 고정밀도의 지상 레이더를 사용한다.

자동착륙제어기의 설계에 있어서 이 논문에서 고려한 요구조건은 첫 번째 무인항공기에서 사용하는 기존의 자동비행조종장치를 그대로 사용하고 두 번째로 항공기에 추가적인 시스템을 적재하지 않도록 자동착륙제어기를 지상에 두는 것이다. 기존의 자동비행조종장치는 몇 개의 다른 조종모드를 가지고 있으며 이는 지상의 명령에 따라 선택할 수 있도록 되어 있다.

자동착륙을 위해 사용할 수 있는 기존의 중운동 자동비행조종장치모드는 피치제어 모드와 스로틀을 직접 제어하는 모드가 있다. 이들 모드는 모두 자동착륙제어기의 내부루프를 구성하게 된다. 그림 2는 중운동 안정성증강장치(SAS)를 가진 피치제어루프를 보여준다. 피치 명령 θ_c 과 스로틀 명령 δ_{ic} 은 지상에서 데이터링크를 통해 전달되며 비행정보는 데이터링크를 통해 지상에 전달된다.

지상 자동착륙제어기는 데이터 링크의 시간지연을 수반한다. 착륙비행 시 무인항공기의 바람속도는 실속을 방지하기 위하여 매우 정밀하게 제어되어야 하므로 이는 하향데이터링크를 통해서 지상에 전달되어야 한다. 아울러 지상제어기의 명령은 상향데이터링크를 통해 무인항공기에 전달되어야 한다. 이들 상하향 데이터링크는 시간지연요소로서 고려되어야 한다.

그림 3은 착륙제어기의 전반적인 형태를 보여준다. 지상 자동착륙제어기는 무인항공기 내의 자동비행조종장치의 외부루프로서 명령발생기로 동작한다. 제어기의 입력은 착륙을 위한 기준속도와 기준고도이며 제어기에 되먹임되는 변수는 하향데이터링크를 통한 무인항공기의 바람속도와 레이더로 측정되는 고도 정보이며 제어기의 출력인 피치명령과 스로틀 명령은 상향 데이터링크를 통하여 전달된다. 그

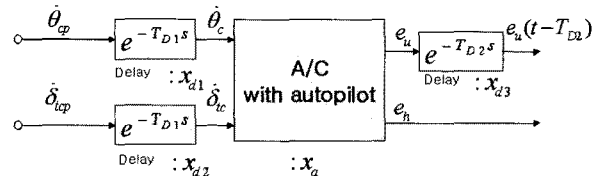


그림 2. 안정성증강장치를 가진 피치제어루프.

Fig. 2. Pitch Control Loop with SAS.

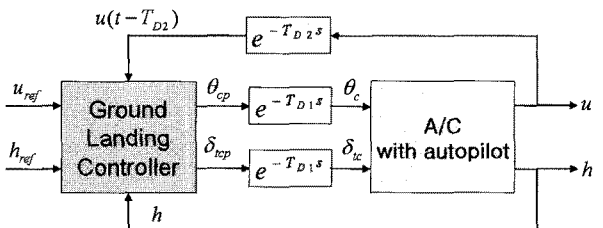


그림 3. 착륙제어기의 형상.

Fig. 3. The configuration of overall landing controller.

림 3은 상하향 데이터링크에 시간지연이 있음을 보여준다.

자동착륙제어기를 설계함에 있어서 반드시 만족시켜야 할 조건이 몇 가지 있다. 우선 무인항공기는 정상상태오차가 없이 활공경사(glide slope)를 쫓아야 하고, 정상상태오차가 없이 주어진 착륙속도를 유지하여야 한다. 그리고 착지 전에 항공기의 기수가 들리도록 양의 피치각을 유지하여서 주 착륙바퀴가 먼저 지면에 닿도록 하여야 한다. 자동착륙제어기는 상하향 데이터링크의 시간지연 변동에 대해 강건하여야 한다. 다음 절에서는 이들 조건을 만족시키는 제어기를 설계할 수 있도록 시스템을 모델링하는 방법을 설명한다.

IV. 시스템 모델링

1. 항공기 모델

자동착륙에 있어서 제어기는 항공기가 주어진 속도명령과 고도명령을 따르도록 설계되어야 한다. 속도명령은 계단 입력으로 고도명령은 램프명령으로 주어진다.

항공기의 종운동은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_t \end{bmatrix} \quad (13)$$

그리고 고도 방정식은 다음과 같다.

$$\dot{h} = C \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (14)$$

여기서 u, α, q, θ 와 h 는 전진속도, 받음각, 피치각속도, 피치각 그리고 고도를 나타낸다. δ_e 와 δ_t 는 각각 승강기변위와 스로틀입력을 나타내고, 행렬 A, B, C 는 참고문헌 5에 나타나 있다. 식 (14)는 상승률 \dot{h} 가 고도의 함수가 아님을 보여준다. 식 (13)은 고유값 0을 가지지 않는 0형 시스템이다. 이는 속도출력이 계단입력의 속도명령을 정상상태 오차 없이 추종하기 위해서는 적분제어가 필요함을 말한다.

식 (14)와 식 (15)을 복합하면

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_t \end{bmatrix} \quad (15)$$

를 얻는다. 고도를 포함한 식 (15)는 식 (13)과는 달리 하나의 고유값 0을 가지므로 1형시스템이다. 고유값 0은 고도변수의 고유값이므로 적분제어를 하지 않아도 계단입력의 고도명령을 정상상태 오차 없이 추종한다. 그러나 착륙비행에서는 고도명령이 램프로 주어지기 때문에 고도 추종 제어를 위해 역시 적분제어가 필요하다.

속도 기준명령과 고도 기준명령을 각각 $u_{ref}(t)$ 와 $h_{ref}(t)$ 라 표현하자. 속도오차와 고도오차는 다음과 같이 표시된다.

$$e_u = u - u_{ref}(t) \quad (16)$$

$$e_h = h - h_{ref}(t) \quad (17)$$

속도 기준명령과 고도 기준명령이 각각 계단입력과 램프입력이면 식 (15)를 다음과 같이 e_u 와 e_h 로 표현할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_u \\ \ddot{e}_u \\ \dot{e}_h \\ \ddot{e}_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_u \\ \alpha \\ q \\ \theta \\ e_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_t \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} A & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{ref} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \dot{h}_{ref} \end{bmatrix} \quad (18)$$

여기서 u_{ref} 와 \dot{h}_{ref} 는 상수이다.

식 (18)에서 상수항인 u_{ref} 와 \dot{h}_{ref} 를 제거하기 위해 식 (18)을 시간에 대해 미분을 하면 다음 식을 얻는다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{e}_u \\ \ddot{\alpha} \\ \ddot{q} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{e}_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{e}_u \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{e}_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\delta}_e \\ \dot{\delta}_t \end{bmatrix} \quad (19)$$

식 (15)와 식 (19)는 같은 계수행렬을 가지지만 식 (19)의 상태변수는 식 (15)의 상태변수를 시간에 대해 미분하여 얻은 것이다.

2. 시간지연 모델링

시간지연은 Pade 근사식을 사용하여 1차 시스템으로 모델링하였다.

$$e^{-T_D s} \cong \frac{1 - \frac{T_D}{2}s}{1 + \frac{T_D}{2}s} \quad (20)$$

식 (20)을 상태공간에서 표현하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{x}_d = A_d x_d + B_d u_d \quad (21)$$

$$y_d = C_d x_d + D_d u_d \quad (22)$$

여기서 $A_d = -\frac{2}{T_D}$, $B_d = 1$, $C_d = \frac{4}{T_D}$ 와 $D_d = -1$.

시간지연 파라미터 T_D 는 공칭시간지연 T 와 시간지연 섭동 Δ 의 합으로 표현할 수 있다. 이를 식 (21)과 식 (22)의 계수에 적용하면

$$A_d = -\frac{2}{T_D} = -\frac{2}{T+\Delta} = -\frac{2}{T} + \frac{2\Delta}{T(T+\Delta)} \quad (23)$$

$$= -\frac{2}{T} + \frac{2}{T} \tilde{\Delta} = A_{d0} + \Delta A_d$$

$$C_d = \frac{4}{T_D} = \frac{4}{T+\Delta} = \frac{4}{T} - \frac{4\Delta}{T(T+\Delta)} \quad (24)$$

$$= \frac{4}{T} - \frac{4}{T} \tilde{\Delta} = C_{d0} + \Delta C_d$$

여기서 $\tilde{\Delta} = \frac{\Delta}{T+\Delta}$, $A_{d0} = -\frac{2}{T}$, $\Delta A_d = \frac{2\Delta}{T}$,

$$C_{d0} = \frac{4}{T}, \quad \Delta C_d = -\frac{4\Delta}{T}.$$

3. 제어기 설계를 위한 플랜트 모델

자동착륙제어기는 속도오차와 고도오차를 없애는 것이 목적이므로 e_u 와 e_h 를 식 (19)의 상태벡터에 포함시켜 \tilde{x}_1 벡터로 확장을 하자.

$$\tilde{x}_1 = [e_u \ e_h \ \dot{e}_u \ \dot{e}_h]^T$$

식 (19)를 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{\tilde{x}}_1 = \tilde{A}_1 \tilde{x}_1 + \tilde{B}_1 \tilde{u}_1 \tag{25}$$

여기서 $\tilde{u}_1 = [\delta_e \ \delta_t]^T$ 이다. 그림 4는 그림 2로 표현되는 자동비행조종장치를 갖는 항공기의 블록선도중 항공기를 표현하는 식 (15)의 상태변수모델을 식 (25)로 대체한 그림이다. \tilde{x}_2 와 \tilde{x}_4 를 각각 승강기 구동기와 스로틀 구동기의 상태벡터라 하고 \tilde{x}_3 를 피치덤퍼의 상태벡터라 하면 그림 4는 다음 상태벡터 식으로 표현될 수 있다.

$$\dot{x}_a = A_a x_a + B_a u_a \tag{26}$$

$$y_a = C_a x_a \tag{27}$$

여기서 $x_a = [\tilde{x}_1^T \ \tilde{x}_2^T \ \tilde{x}_3^T \ \tilde{x}_4^T]^T$, $u_a = [\delta_e \ \delta_t]^T$ 와 $y_a = [e_u \ e_h]^T$ 이다.

상향, 하향 데이터링크의 시간지연을 식 (26)-(27)과 결합하면 그림 5로 표현되는 제어기 설계를 위한 다음 플랜트 모델을 얻을 수 있다.

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{28}$$

$$z = Hx \tag{29}$$

여기서 $x = [x_a^T \ x_{d1}^T \ x_{d2}^T \ x_{d3}^T]^T$, $u = [\theta_c \ \delta_{tc}]^T$ 와 $z = [e_u(t-T_{D2}) \ e_h]^T$.

식 (28)과 식 (29)에서 시간지연 변동에 따른 행렬의 섭동은 다음과 같이 분리된다.

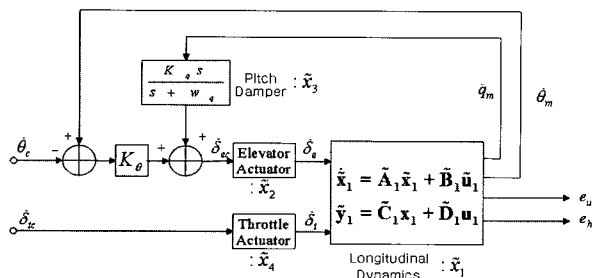


그림 4. 제어기설계를 위한 자동조종장치를 갖는 항공기모델.
Fig. 4. Airplane model with autopilot for controller design.

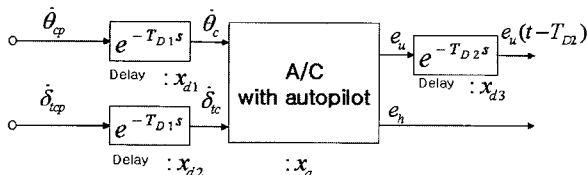


그림 5. 제어기설계를 위한 대상 모델.
Fig. 5. Overall plant model for controller design.

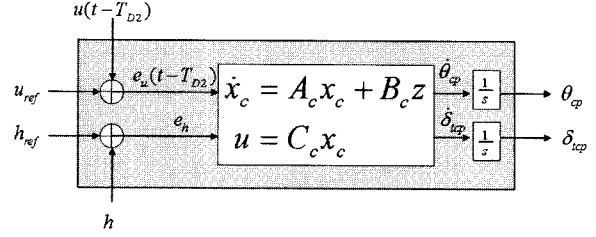


그림 6. 지상 착륙제어기.
Fig. 6. Ground landing controller.

$$\Delta A = DL_a(\epsilon)E, \Delta B = 0, \Delta H = YL_h(\epsilon)Z \tag{30}$$

여기서

$$D = \begin{bmatrix} -B_a(:,1) \frac{4}{T_1} - B_a(:,2) \frac{4}{T_1} & 0_{12 \times 1} \\ \frac{2}{T_1} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{2}{T_1} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{2}{T_1} \end{bmatrix},$$

$$L_a(\epsilon) = \begin{bmatrix} \tilde{\Delta}_1 & 0 & 0 \\ 0 & \tilde{\Delta}_2 & 0 \\ 0 & 0 & \tilde{\Delta}_3 \end{bmatrix}, E = [0_{3 \times 12} \ I_{3 \times 3}],$$

$$Y = \begin{bmatrix} -\frac{4}{T_2} & 0 \end{bmatrix}^T, L_h(\epsilon) = \tilde{\Delta}_2, Z = [0_{1 \times 14} \ 1] \text{ 이고}$$

$B_a(:,1)$ 과 $B_a(:,2)$ 는 각각 행렬 B_a 의 첫 번째와 두 번째 열을 나타낸다.

식 (28)-(30)으로 주어지는 시스템에 대해 II 장에서 설명한 H_∞ 제어기를 설계할 수 있다. 설계된 제어기의 출력은 $\dot{\theta}_c$ 와 $\dot{\delta}_{tc}$ 로서 피치명령과 스로틀명령의 변화율이 된다. 그러나 무인 항공기의 자동조종시스템은 피치명령과 스로틀명령을 받아들이므로 제어기의 출력을 적분을 하여서 상향 데이터링크를 통해 전달하여야 한다. 그림 6은 두 개의 적분기를 포함한 지상 자동착륙제어기의 구조를 보여준다. 지상 자동착륙제어기에는 결과적으로 적분제어가 포함되어 IV 장 1절에서 설명한 바와 같이 계단입력의 속도명령과 램프입력의 고도명령을 무인항공기가 정상상태오차 없이 추종하게 된다.

V. 기준명령 생성

전진속도 기준명령은 계단입력으로 주어진다. 항공기가 활주로 접근비행과 활공경사를 따라 비행할 때는 속도 기준명령이 트림 속도로 주어진다. 그러나 항공기가 지면에 착지하기 직전에는 속도 기준명령은 트림속도 이하로 하여 항공기의 기수가 들리도록 하여야 한다. 고도 기준명령은 스위칭 로직이 있어 고도유지모드, 활공경사추종모드 및 플레어(Flare)모드를 선택할 수 있다. 우선 활주로 접근비행에서는 고도유지모드가 선택되고, 항공기가 활공경사와 만나면 활공경사를 추종할 수 있도록 기준명령은 램프입력으로 주어진다. 설계된 플레어 고도 이하에서는 플레어모드로 들어가며 기준명령은 지수형태의 입력으로 주어진다.

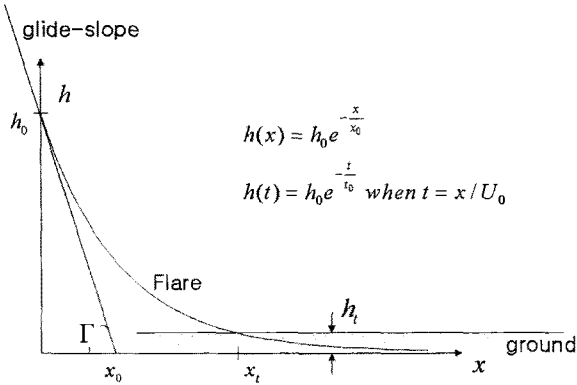


그림 7. 플레어 경로.
Fig. 7. Flare path.

여기서는 착륙거리를 짧게 하기 위하여 활공경사각으로 비교적 가파른 5deg를 선택하였다. 이는 무인항공기의 착륙 속도가 30m/s로 비교적 느려서 하강속도가 낮으므로 가능하다. 시뮬레이션 결과에 따르면 설계된 제어기는 7deg이상의 활공경사각은 추종하지 못하였다. 이는 급한 활공경사각으로 인해 가속되는 속도를 스톱명령으로 제어할 수 없기 때문이다.

플레어 경로에서 고도 기준명령은 그림 7과 같이 지수함수로 생성된다. 플레어 경로는 활공경사 경로에 접한다. 플레어 경로의 설계 파라미터는 수평방향 착륙거리, 활공경사 경로에서의 수직속도 및 착지점에서의 수직속도이다. 각 파라미터의 관계식은 다음과 같다.

$$h_0 = x_0 \tan \Gamma \tag{31}$$

$$x_t = x_0 \ln \frac{\dot{h}_t}{\dot{h}_g} \tag{32}$$

$$h_t = h_0 \ln \frac{\dot{h}_t}{\dot{h}_g} \tag{33}$$

여기서 아래첨자 g 와 t 는 각각 활공경사와 착지점을 나타낸다. 플레어 경로는 기준으로 제시된 것이고 이는 시뮬레이션과 비행시험을 통해 우수한 착륙성능을 얻도록 튜닝되어야 한다[4]. 플레어 경로의 시작점에서의 고도는 $h_0 - h_t$ 로 주어진다. 식 (31)-(33)의 관계식은 착륙거리보다는 시간과 수평속도에 관하여 표현하는 것이 유용하다.

VI. 시뮬레이션

설계된 제어기의 성능을 검증하기 위하여 선형시뮬레이션을 수행하였다. 수평비행에서 트림조건은 $U_0=30.54$ m/s 와 $\theta_0 = 5.7$ deg이다. 상향 데이터링크의 시간지연과 하향 데이터링크의 시간지연의 공칭값은 0.15sec로 주어진다. 몇 가지 쌍의 시간지연 변동 Δ_1 과 Δ_2 에 대해 시뮬레이션을 통해 성능을 시험하였다. 하향 데이터링크의 변동이 상향 데이터링크의 변동보다도 시스템의 성능에 영향을 덜 미쳤다. 하향 데이터링크의 시간지연은 항공기의 전진속도측정값의 시간지연으로 발생하는 데, 항공기의 전진속도는 장주기 모드에 속하므로 매우 반응이 느리다. 그러므로 하향 데

이터링크의 시간지연에 의한 전진속도의 변동량은 그리 크지 않다. 자동착륙제어기의 성능은 1sec의 하향 데이터링크의 시간지연에 대해서도 그리 많이 저하되지는 않는다. 그러나 상향 데이터링크의 시간지연의 영향은 상당하다. 상향 데이터링크의 시간지연이 커짐에 따라 시스템은 점점 큰 진동을 하게 되고, 궁극적으로는 불안정하게 된다. 0.3sec까지의 상향 데이터링크 시간지연에 대해서 착륙성능은 유지되었다.

앞 V장에서 언급한 바와 같이 활공경사각은 5deg로 설정하였다. 고도유지모드와 활공경사 추종모드에서는 전진속도명령은 0으로, 즉 트림속도를 유지하도록 하였다. 그러나 플레어모드에서는 전진속도를 트림속도보다 낮도록 전진속도명령을 트림속도보다 2m/sec 낮게 하여 착지할 때 기수가 들리도록 하였다.

그림 8~14는 시뮬레이션 결과를 도시하고 있다. 그림 8~11은 시간지연의 변동이 없을 때의 결과이다. 그림 8에서와 같이 제어기모드가 변동될 때 오버슈트가 발생한 후 주어진 착륙경로를 잘 추종하고 있음을 보여준다. 약간은 큰

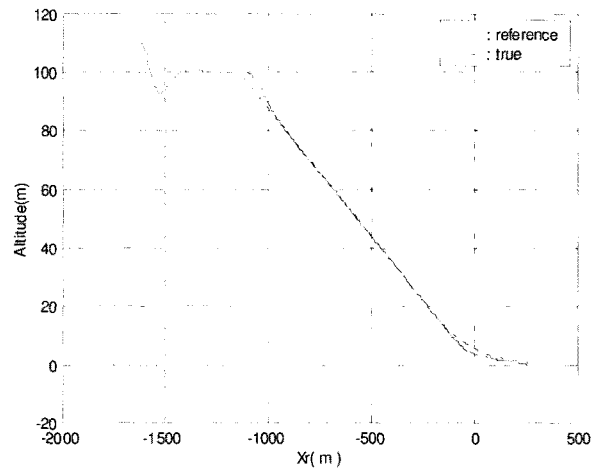


그림 8. 종운동 착륙 궤적($\Delta_1 = \Delta_2 = 0$).
Fig. 8. Longitudinal landing trajectory($\Delta_1 = \Delta_2 = 0$).

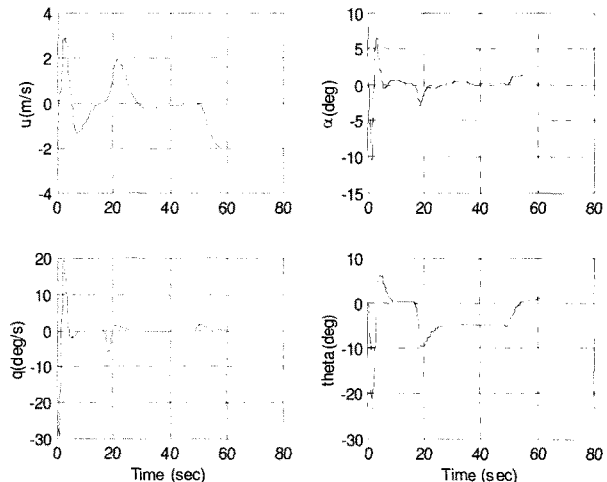


그림 9. 섭동된 상태변수($\Delta_1 = \Delta_2 = 0$).
Fig. 9. Perturbed states($\Delta_1 = \Delta_2 = 0$).

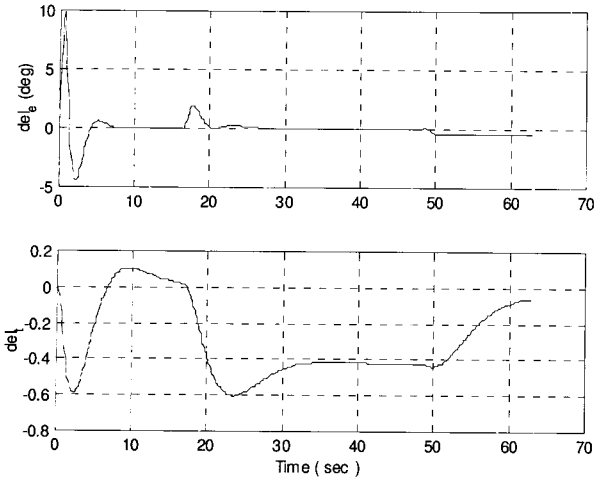


그림 10. 제어입력($\Delta_1 = \Delta_2 = 0$).
Fig. 10. Control inputs($\Delta_1 = \Delta_2 = 0$).

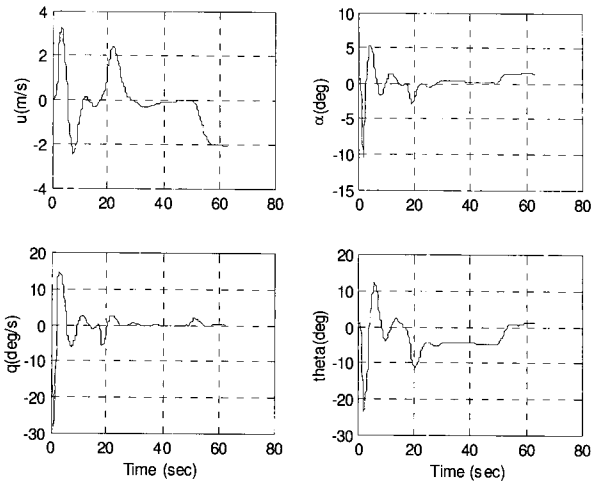


그림 13. 섭동된 상태변수($\Delta_1 = \Delta_2 = 0.3\text{sec}$).
Fig. 13. Perturbed states($\Delta_1 = \Delta_2 = 0.3\text{sec}$).

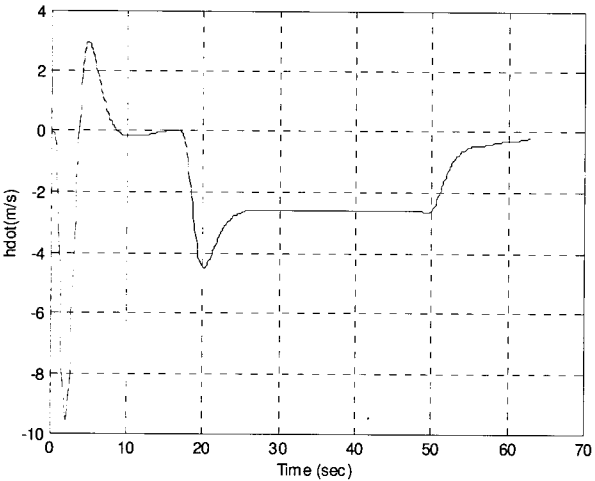


그림 11. 수직속도($\Delta_1 = \Delta_2 = 0$).
Fig. 11. Vertical velocity($\Delta_1 = \Delta_2 = 0$).

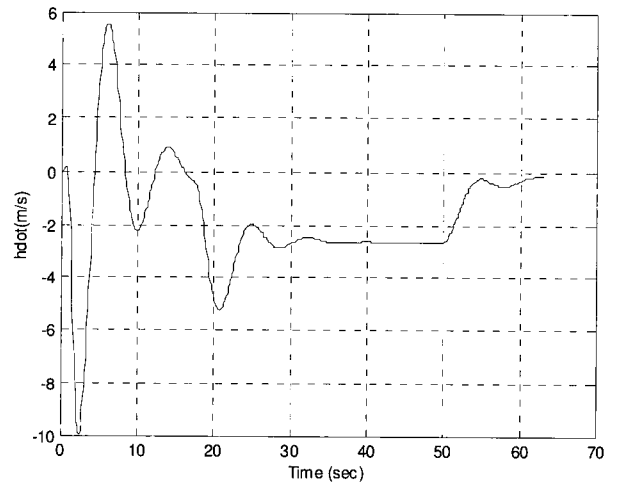


그림 14. 수직속도($\Delta_1 = \Delta_2 = 0.3\text{sec}$).
Fig. 14. Vertical velocity($\Delta_1 = \Delta_2 = 0.3\text{sec}$).

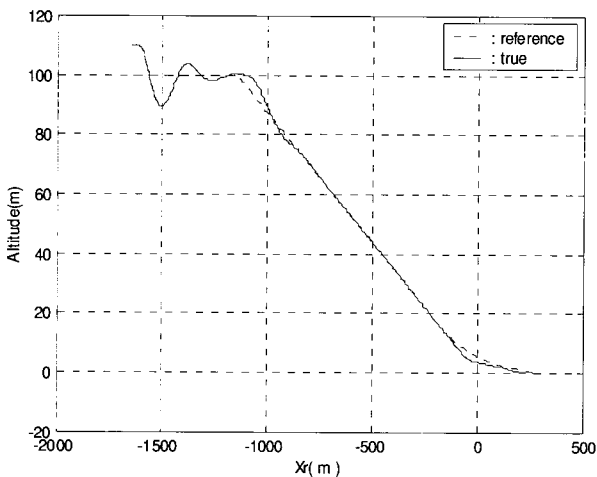


그림 12. 종방향 착륙궤적($\Delta_1 = \Delta_2 = 0.3\text{sec}$).
Fig. 12. Longitudinal landing trajectory($\Delta_1 = \Delta_2 = 0.3\text{sec}$).

오버슈트와 느린 응답속도는 데이터 링크의 시간지연에 따른 한계이다. 정상상태에서 고도의 오차와 전진속도의 오차는 발생하지 않아 적분제어가 제대로 동작함을 알 수 있다. 그림 9는 착지 직전에 전진 속도는 -2m/s로 수렴하고 피치 각은 음에서 양으로 변화하여 트림조건을 고려하였을 때 +7deg를 유지함을 보여준다. 그림 10은 승강기와 스로틀 입력을 보여주고 그림 11은 수직속도를 보여준다. 수직속도는 활공경사추종모드에서는 -2.6m/s를 유지하고 플레어모드에서는 -0.2m/s로 감소한다. 따라서 무인항공기는 안전하게 착륙할 수 있음을 보여준다. 그림 12~14는 상향 데이터링크와 하향 데이터링크의 시간지연 변동이 모두 0.3sec일 때 결과를 보여준다. 변동이 없을 때 보다 좀 더 큰 진동과 느린 응답을 볼 수 있지만 활공경사를 잘 추종하고 있으며 수직속도 역시 착륙이 무난하도록 잘 유지됨을 볼 수 있다.

VII. 결론

항공기의 착륙에 있어서 항공기는 주어진 전진속도와 활

공경사를 정상상태오차 없이 추종하는 것이 중요하다. 계단 입력으로 주어지는 기준전진속도 명령과 램프입력으로 주어지는 기준고도 명령을 정상상태오차를 없애기 위해 적분 제어가 사용되었다.

시간지연은 Pade 근사식을 사용하여 1차시스템으로 근사하고 시간지연 변동을 공칭값과 섭동값의 합으로 표시하였다. 시간지연의 변동은 입출력 분리를 사용하여 가상의 내부 되먹임으로 표현하고 이에 H_∞ 제어기 설계방법을 적용하여 자동착륙제어기를 설계하였다.

착륙과정에서 활공경사각은 경로의 길이를 줄이기 위하여 5deg로 설정하였고, 활공경사 추종모드에서는 전진속도를 트림값을 유지하도록 하였다. 플레어모드에서는 기준고도명령은 하강속도를 줄이기 위하여 지수함수로 주어진다. 또한 착지 전에 전진속도명령을 트림 값보다 2m/s 작게 설정하여 기수가 들리게 하였다. 선형 시뮬레이션 결과는 운용모드의 변화가 있을 때 다소 큰 진동과 느린 응답을 보이지만 정상상태에서는 주어진 경로를 잘 추종하고 있음을 보여주었다. 전진속도 정보를 전달하는 하향 데이터링크의 시간지연이 착륙제어기의 성능에 미치는 영향은 자동비행 조종장치의 명령을 전달하는 상향 데이터링크의 시간지연 보다 작았다. 이는 전진속도가 장주기모드에 속하여 반응속도가 느림에 기인하는 것이다. 시간지연이 공칭값보다

0.3sec가 더 큰 경우의 시뮬레이션에서 보다 큰 진동이 관찰되었지만 항공기의 하강속도는 착륙을 하기에 충분히 작은 값으로 유지되어 설계한 제어기가 시간지연에 변동에 강건함을 보여주었다.

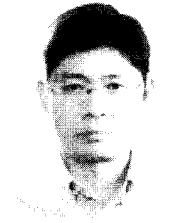
참고문헌

- [1] I. Rhee and J. L. Speyer, "Application of a Game Theoretic Controller to a Benchmark Problem," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 15, no. 5, pp. 1076-1081, 1992.
- [2] M. Tahk and J. L. Speyer, "Modeling of Parameter Variations and Asymptotic LQG Synthesis," *IEEE Trans. on Automatic Control*, vol. ac-32, no. 9, pp. 793-801, 1987.
- [3] K. Zhou, J. Doyle, and K. Glover, *Robust and Optimal Control*, Prentice Hall, 1996.
- [4] A. E. Bryson Jr., *Control of Spacecraft and Aircraft*, Hemisphere, New York, 1995.
- [5] H. Koo, "The Comparison of Analytical Results with Flight Test of Algorithm Performance for UAV's Autopilot and Operation Logic," *ASDC-501-971207*, Agency for Defence Development, 1997.



이 상 효

1999년 서울대 기계항공우주공학부 졸업. 2001년 동 대학원 석사. 2001년~현재 동 대학원 박사과정. 관심분야는 GPS응용 및 무인항공기 항법유도제어.



이 인 석

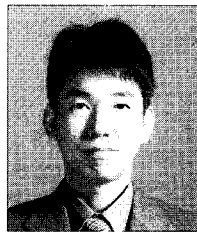
1982년 서울대 항공공학과 졸업. 1984년 동 대학원 석사. 1990년 Univ. of Texas at Austin대학 박사. 1990~1994년: 한국항공우주연구소 선임연구원 1994년~현재 : 한국기술교육대학교 메카트로닉스공학부 교수.

관심분야는 강건제어, GPS응용, 임베디드 시스템.



기 창 돈

1984년 서울대 항공공학과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 1994년 미국 Stanford 대학 박사. 1996년~현재 서울대학교 기계항공공학부 교수. 관심분야는 항공전자, 항법, GNSS, 무인항공기, 위성제어.



구 현 준

1990년 부산대 정밀기계공학과 졸업. 1992년 한국과학기술원 항공공학 석사. 1992년~현재 국방과학연구소 선임연구원. 관심분야는 무인항공체계, 비행제어, 자율제어 및 위성항법시스템.