

# 특이섭동법을 이용한 비행체 자동착륙 유도제어 알고리즘 설계

## Design of Autolanding Guidance and Control Algorithm Using Singular Perturbation

하 철 근\*, 최 형 식

(Cheolkeun Ha and Hyongsik Choi)

**Abstract** : This paper proposes an autolanding guidance and control algorithm with the lateral guidance law. This algorithm is basically formulated and designed in feedback linearization based on singular perturbation. Main features of this algorithm are two facts. One of those is that when a certain situation happens that airplane must realign to the runway suddenly assigned due to unexpected environment change around the landing site, the heading guidance in this algorithm is very valuable, and the other is the fact that the inner loop control of this algorithm is able to be designed directly based on the Handling Quality Requirements that most flight control systems must be satisfied with. To illustrate the potential of this algorithm, 6-DOF nonlinear simulation based on the nonlinear airplane model shown in Ref.[11] is carried out. The simulation results showed that the altitude response to the given landing trajectory is accurate, and the airplane heading alignment to the assigned runway from the lateral deviation is successful. It is noted that this algorithm is also applicable to unmanned aerial vehicle, which can be retrieved in autolanding technique, where the runway for retrieving the vehicle is in any direction for example at war field.

**Keywords** : lateral guidance for autolanding, singular perturbation, feedback linearization

### I. 서론

오늘날 비행체는 높은 위험성을 내포한 다양한 기동과 임무를 완벽하게 수행하기를 요구하고 있다. 이에 따라 비행제어 기술은 기존의 선형모델에 입각한 비행제어 시스템 설계기법에서 벗어나 비행체의 비선형성을 고려하고자 하는 많은 연구가 진행되고 있다. 과거에는 주로 비행영역 내에 존재하는 트림점(trim)에 대한 선형모델을 기반으로 설계된 비행제어 시스템을 이득 스케줄링(gain scheduling)하여 전 비행영역에 적용하였다. 하지만 고기동성과 다양한 임무를 수행하고자 하는 비행체에는 이러한 방식은 안정성과 성능면에서 제한적일 수 밖에 없다. 또한 이러한 설계방식은 설계자의 경험에 의존하게 되어 비행제어 시스템개발 과정에서 많은 시간과 비용을 요구한다.

오늘날 비행제어 시스템 설계방식은 비행체의 비선형 운동특성을 설계과정에서 직접 고려하고자 비선형 제어법칙에 대한 연구가 많이 진행되고 있는데, 피드백 선형화기법(feedback linearization)[1-3], 가변구조 제어기법(sliding mode control)[4,5], 비선형 적응제어기법(nonlinear adaptive control)[6], 지능제어 기법[7] 등이 그 대표적인 것이다. 그 중에서 비선형 비행제어 시스템에 관한 연구로는 meyer[1]가 피드백 선형화기법을 처음으로 비행제어 시스템 설계에 제안한 이후, bugajski[3]는 조종입력 제한을 고려한 비행제어 시스템 설계에 이를 적용하였다. 이는 높은 받음각에서 고기동

을 수행하는 비행기의 비선형적 특성을 반영한 자동비행조종 시스템을 설계할 수 있어 많은 장점을 갖고 있다. 단점으로는 비행체 모델에 대한 정확한 정보를 요구한다[8]. 최근에는 모델 불확실성을 고려한 신경망 이론[9]이나 강건 이론인  $\mu$ -기법[10]을 적용한 견실한 비선형 비행제어 시스템에 대한 연구가 진행되고 있다.

한편 비행체의 여러 가지 기동비행 중에서 접근착륙(approach landing) 비행은 매우 위험한 비행중의 하나이다. 그래서 예로부터 자동착륙(autolanding) 유도제어 기법에 대한 연구가 많이 진행되었다. 그 중에서 C. Ha, et. al[11-14]는 고전제어기법(classical control)의 적용연구를 하였고 Niewoehner[15]은 최적제어기법(optimal control)에 대해 연구하였다. 또한 Subrahmanyam[16]은  $H_{\infty}$ -기법을 F/A-18A의 자동착륙 문제에 적용하였으며 Miller[17]는 신경망의 적용에 대해 연구하였다.

본 연구에서는 특이섭동법(singular perturbation)[18]을 이용한 피드백 선형화기법으로 비선형 자동착륙(autolanding) 유도제어 알고리즘 설계기법을 제안하고 한다. 본 알고리즘의 특징은 횡운동 유도법칙(lateral guidance law)을 포함하고 있어 활주로 주위 상황의 갑작스런 변화에 대해 언제든지 자동착륙 유도가 가능하다는 것과 비행제어 시스템 설계과정에서 비행성 요구도를 적용할 수 있다는 점이다. 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 일반적인 비행체 모델과 피드백 선형화기법에 대해 설명하고 3장에서는 이를 이용하여 유도제어 알고리즘의 외부루프(inner loop)와 내부루프(outer loop)를 설계하는 과정을 설명하였다. 그리고 4장과 5장에서는 종운동(longitudinal motion)과 횡운동(lateral motion) 유도 알고리즘을 설계하고 비선형 자동착륙 알고리즘에 대한 시뮬레이션 평가를 수행하였다.

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2004. 11. 12., 채택확정 : 2005. 5. 6.

하철근 : 울산대학교 항공우주공학과(cha@mail.ulsan.ac.kr)

최형식 : 한국항공우주연구원(siks7@hotmail.com)

※ 본 연구는 한국과학재단 목적기초연구(2001-1-30500-004-2) 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

## II. 특이섭동법에 의한 비행체 운동방정식

먼저 편평한 지구가 회전하지 않는다고 가정하고 참고문헌[14]에 보인 비행체의 운동방정식을 풍축(wind axes)에 대해 힘 방정식(force equation)과 각속도(angular rate) 방정식을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{V} = \frac{1}{m} (T C_\alpha C_\beta - D C_\beta + Y S_\beta - m g_e) \quad (1)$$

$$\dot{\alpha} = q + \frac{(-T S_\alpha - L + m g_\alpha)}{m V C_\beta} - T_\beta (p C_\alpha + r S_\alpha) \quad (2)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{m V} (D S_\beta + Y C_\beta - T C_\alpha S_\beta + m g_\beta) + p S_\alpha - r C_\alpha \quad (3)$$

$$\dot{\phi} = p + q S_\phi T_\theta + r C_\phi T_\theta \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = q C_\phi - r S_\phi \quad (5)$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{C_\theta} (q S_\phi - r C_\phi) \quad (6)$$

여기서  $m$ 은 비행기 무게,  $V$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ 는 각각 비행기 속도, 받음각(angle of attack), 옆미끄럼각(sideslip angle)이며,  $D$ ,  $L$ ,  $Y$ ,  $T$ 는 각각 항력(drag), 양력(lift), 측력(side force), 추력(thrust)을 각각 의미한다. 또한  $g_i$ ,  $i = v, \alpha, \beta$ 는 풍축계로의 중력가속도를 나타내며[21],  $C_j$ ,  $S_j$ ,  $T_j$ ,  $j = \alpha, \beta, \theta, \phi$ 는 각각  $\cos(\alpha)$ ,  $\sin(\beta)$ ,  $\tan(\theta)$  등을 의미한다. 그리고 비행기의 모멘트 방정식(moment equation)을 기체 고정좌표계(body-fixed axes)에 대해 나타내면 다음과 같다.

$$\dot{p} = (C_1 r + C_2 p + C_4 \kappa) q + C_3 \mathcal{L} + C_4 N \quad (7)$$

$$\dot{q} = (C_5 p - C_7 \kappa) r - C_6 (p^2 - r^2) + C_7 M \quad (8)$$

$$\dot{r} = (C_8 p - C_2 r + C_9 \kappa) q + C_4 \mathcal{L} + C_9 N \quad (9)$$

여기서  $p$ ,  $q$ ,  $r$ 은 각각 비행기 피치, 롤, 요 각속도를 나타내며,  $\mathcal{L}$ ,  $M$ ,  $N$ 은 각각 롤, 피치, 요 모멘트를 의미한다. 그리고  $C_j$ ,  $j = 1, \dots, 9$ 는 관성모멘트,  $\kappa$ 는 엔진 회전관성모멘트(angular momentum)를 각각 나타낸다[14]. 그리고 고도(altitude)는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{h} = V S_\gamma \quad (10)$$

여기서  $\gamma$ 는 비행 경로각(flight path angle)을 의미한다. 비행기에 작용하는 공기력에 의한 모멘트 관계식을 다음과 같이 정의한다.

$$\mathcal{L} = \mathcal{L}_o + e_1 \delta_e + e_2 \delta_a + e_3 \delta_r \quad (11)$$

$$M = M_o + f_1 \delta_e + f_2 \delta_a + f_3 \delta_r \quad (12)$$

$$N = N_o + g_1 \delta_e + g_2 \delta_a + g_3 \delta_r \quad (13)$$

여기서  $\delta_e$ ,  $\delta_a$ ,  $\delta_r$ 는 제어면인 엘리베이터(elevator), 에일러론(aileron), 러더(rudder) 입력을 각각 나타내며  $\mathcal{L}_o$ ,  $M_o$ ,  $N_o$ 는 제어면을 제외한 공력모멘트이다. 본 연구에서는 일반적인 고기동 특성을 갖는 고정익기(fixed-wing airplane)를 대상으로 하며 회전익기(rotary-wing airplane)의 제자리 비행

(hovering flight)은 고려하지 않는다. 그리고 추력 벡터링(thrust vectoring) 특성이 없는 추력(thrust)을 가지며 이는 엔진 스로틀(throttle) 입력에 의해 얻어진다. 또한 공기력에 의한 제어면은 피치, 롤, 요 각속도에 비해 양력, 항력, 측력에 상대적으로 영향력이 약하다고 가정한다.

한편, (1)-(10)에서 보인 비행기 운동특성을 반응속도에 따라 시간 스케일(time-scale)로 구분한다면 크게 빠른 상태변수(fast time-scale variables)와 느린 상태변수(slow time-scale variables)로 구분한다. 본 연구의 대상 비행기[14]인 경우 (1)-(6) 그리고 (10)은 느린 상태변수라고 하며 (7)-(9)는 빠른 상태 변수라고 한다. 이러한 비행기의 고유특성(generic characteristics)을 이용하여 비행제어 시스템을 설계할 수 있다[1,2]. 이를 특이섭동법[18]으로 표현하면 다음과 같다.

$$\dot{\sigma} = A_s(\sigma) + B_s(\sigma)\eta + C_s(\sigma)u_s \quad (14)$$

$$\epsilon \dot{\eta} = A_f(\sigma, u_s, \eta) + B_f(\eta) + C_f(\sigma)u_f \quad (15)$$

여기서  $\sigma$ 는 느린 상태변수,  $\eta$ 는 빠른 상태변수를 나타내며  $u_s$ ,  $u_f$ 는 각각 추력( $T$ )과 공기력 제어면( $\delta_e$ ,  $\delta_a$ ,  $\delta_r$ )을 나타낸다. 그리고  $\epsilon$ 는 시간 스케일을 구분하는 매개변수(parameter)이다. 이러한 특성에 따라서 전체 비행제어 시스템의 구조를 내부루프(inner-loop)와 외부루프(outer-loop)로 분리(separation)할 수 있다. 가령, 특이섭동 매개변수가  $\epsilon = 0$ 일 때는 느린 시간스케일에서의 운동특성을 표현하는데 이는 제어기의 외부루프를 설계하는데 용이하며  $\epsilon = 1$ 일 때는 일반적인 비행기 운동특성을 고려하여 이를 내부루프 설계에 적용한다. 따라서 공기력 제어면과 같은 직접 조종입력은 내부루프 설계시 결정되며, 외부루프 설계에서 결정하는 유도명령(guidance command)은 순차적으로 내부루프의 입력으로 작용하여 전체 시스템을 제어하게 된다. 만일 작동기 모델이 고려된다면 비행기 운동특성이 다층 시간스케일(multi-layer time-scale)로 세분화하여야 하며 본 연구에서는 고려하지 않는다.

먼저, 유도법칙을 생성하는 외부루프 설계 과정을 살펴보기로 한다.

### 1. 유도법칙(guidance law) 생성루프 설계

특이섭동법으로 표현된 (14),(15)에서 매개변수를  $\epsilon = 0$ 로 하면 시간 스케일 분리를 가정할 수 있다. 이때 개념상 빠른 시간스케일 변수( $\eta(t)$ )와 제어면 입력( $u_f(t)$ )은 정상상태에 도달하였다고 가정할 수 있으므로 이를 각각  $\tilde{\eta}$  와  $\tilde{u}_f$ 로 표현한다[17]. 따라서 (14),(15)는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{\sigma} = A_s(\sigma) + B_s(\sigma)\tilde{\eta} + C_s(\sigma)u_s \quad (16)$$

$$0 = A_f(\sigma, u_s, \tilde{\eta}) + B_f(\tilde{\eta}) + C_f(\sigma)\tilde{u}_f \quad (17)$$

그리고 (16)으로부터 변수  $\sigma(t)$ 가 유도명령  $\sigma_c(t)$ 를 추종하도록  $\tilde{\eta}$ 와  $u_s$ 를 구할 수 있다. 만일 (17)에 있는  $C_f(\sigma)$ 가 가역행렬(invertible matrix)이라면  $\tilde{u}_f$ 를 얻을 수 있는데 이는 내부루프 입력명령이 된다.

다음은 이러한 입력명령에 대해 추종성(tracking) 및 안정성(stability)을 보장하는 내부루프를 설계하고자 한다.

2. 제어법칙(control law) 생성루프 설계

앞에서 보인 (14),(15)로부터 빠른 시간스케일에서의 느린 시간변수는 상대적으로 상수값( $\bar{\sigma}, \bar{u}_s$ )을 갖는다고 가정할 수 있으므로 매개변수를  $\epsilon = 1$  라고 한 다음, (17)를 빼면 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\Delta \dot{\eta} = A_{\Delta}(\bar{\sigma}, \bar{u}_s, \Delta \eta) + B_{\Delta}(\Delta \eta) + C_f(\bar{\sigma}) \Delta u \quad (18)$$

여기서  $\Delta \eta = \eta - \bar{\eta}$ 이며  $\Delta u = u_f - \bar{u}_f$ 이다. 결국 (18)로부터 피드백 제어법칙  $\Delta u$ 를 얻을 수 있다. 이는 입력명령에 대한 추종성과 내부루프의 안정성을 보장하도록 설계되어야 한다[1,2].

다음은 이러한 결과를 이용하여 비행기의 자동착륙을 위한 비선형 유도제어(nonlinear guidance and control) 알고리즘을 설계하고자 한다[11-13].

III. 자동착륙 유도제어 알고리즘 설계

알고리즘 설계에 앞서 종방향(longitudinal direction) 및 횡방향(lateral direction) 착륙 비행궤적(flight trajectory)이 그림 1과 2와 같이 주어졌다고 가정한다. 이는 착륙하는 주위 상황에 따라 변경될 수 있으며 본 연구에서 제안된 알고리즘은 ILS나 IBL(Integrated Beacon Landing System) 뿐만 아니라[11-13] 최근에 많은 연구가 되고 있는 무인 비행기(unmanned aerial vehicle)의 자동착륙 유도에도 적용이 가능하다[20]. 그림 1은 종방향 착륙을 위한 궤적으로 비행조건은 크게 활공각 경로(glideslope path)와 플레어 경로(flare path)로 구성된다. 여기서는 활공각을  $2.5^\circ$ (deg)로 가정하였다.

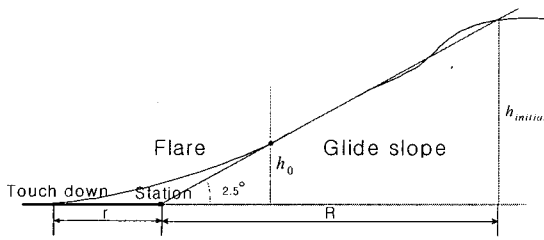


그림 1. 종방향 착륙유도 궤적.  
Fig. 1. Longitudinal landing guidance trajectory.

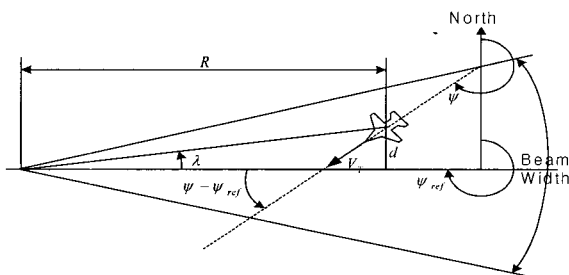


그림 2. 횡방향 착륙유도 궤적.  
Fig. 2. Lateral landing guidance trajectory.

그리고  $R + r$ 는 착지(touchdown)까지의 거리를 의미한다. 또한 고도( $h_{initial}$ )는 착륙을 시작하는 고도를 의미하며 고도( $h_0$ )는 플레어 고도를 나타낸다. 또한 그림 2는 횡방향 착륙을 위한 유도궤적으로 착륙하려는 활주로(runway)의 방향각(azimuth angle)에 따라 비행기를 활주로 중심선(center line)과 일치시키는 비행조건에 요구되는 것이다. 여기서  $\psi_{ref}$ 는 북쪽(north) 기준선에 대한 방향각이다. 그리고  $R$ 는 그림 1에서의 그것과 일치하며  $\lambda$ 와  $d$ 는 중심선과의 오차를 나타낸다.

1. 착륙궤적 유도명령 설계

우선 그림 1과 그림 2에서 주어진 자동착륙을 위한 궤적 유도명령을 생성하는 로직을 설계하고자 한다. 이를 위해 느린 시간스케일 관련 변수에 해당하는 (1), (3), (6)을 다음과 같이 정리하였다.

$$\dot{V} = a_v(\alpha, \beta, \theta, \phi, D, Y) + a_1(\alpha, \beta) T \quad (19)$$

$$\dot{\beta} = b_v(\alpha, \beta, \theta, \phi, D, Y) + b_1(V, \alpha, \beta) T + b_2(\alpha) \dot{p} + b_3(\alpha) \dot{r} \quad (20)$$

$$\dot{\psi} = c_1(\theta, \phi) \dot{q} + c_2(\theta, \phi) \dot{r} \quad (21)$$

그리고 상승 가속도(climb acceleration)에 대한 관계식을 (10)으로부터 구하였다.

$$\begin{aligned} \ddot{h} = & d_1(\alpha, \beta, \theta, \phi) \dot{V} + d_2(V, \alpha, \beta, \theta, \phi) \dot{\beta} \\ & + d_3(V, \alpha, \beta, \theta, \phi) \dot{\alpha} + i_1(V, \alpha, \beta, \theta, \phi) \dot{p} \\ & + i_2(V, \alpha, \beta, \theta, \phi) \dot{q} + i_3(V, \alpha, \beta, \theta, \phi) \dot{r} \end{aligned} \quad (22)$$

여기서 (19)-(22)와 관련된 계수는 참고문헌[11]에 잘 나타나 있다. 따라서 2.1절에서 설명한 바와 같이 추력과 내부루프를 위한 명령을 다음과 같이 구한다.

$$\begin{Bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{Bmatrix} = \Pi \begin{Bmatrix} u_4 - b_0 - b_1 T \\ u_3 \\ u_1 - d_1 u_2 - d_2 u_4 \end{Bmatrix} \quad (23)$$

$$T = (u_2 - a_0) / a_1 \quad (24)$$

여기서 (23)의 우변에 있는 행렬은 다음과 같은 함수로 표현 가능하며 가역행렬이다.

$$\Pi = \Pi(b_j, c_j, i_j), j = 1, 2, 3$$

여기서  $b_j, c_j, i_j$ 는 (20)-(22)에 주어져 있다. 그리고 (23)과 (24)를 위해 의사제어 입력(pseudo control input)다음과 같이 가정하였다.

$$\ddot{h} = u_1, \dot{V} = u_2, \dot{\psi} = u_3, \dot{\beta} = u_4 \quad (25)$$

한편, (17)로부터 아래와 같은 관계를 얻을 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \ddot{\delta}_\sigma \\ \ddot{\delta}_\alpha \\ \ddot{\delta}_r \end{Bmatrix} = -\Gamma \begin{Bmatrix} \mathcal{L}_o + J_{34} N_o + J_{23} \dot{p} \dot{q} + J_{13} \dot{q} \dot{r} + J_{43} \kappa \dot{q} \\ M_o + J_{67} (r^2 - p^2) + J_{57} \dot{p} \dot{r} - J_{77} \kappa \dot{r} \\ N_o + J_{49} \mathcal{L}_o + J_{89} \dot{p} \dot{q} - J_{29} \dot{q} \dot{r} + J_{99} \kappa \dot{q} \end{Bmatrix} \quad (26)$$

여기서  $J_{ij}$ 는 (7)-(9)에 주어진 관성모멘트로부터 구한다.

그리고 (26)의 우변에 있는 행렬은 다음과 같은 함수로 표현 가능하며 가역행렬이다.

$$\Gamma = \Gamma(e_i, f_i, g_i), \quad i = 1, 2, 3$$

여기서  $e_i, f_i, g_i$ 는 (11)-(13)에 주어져 있다.

다음은 자동착륙을 위한 유도명령( $\tilde{p}, \tilde{q}, \tilde{r}$ )에 대한 추종성(tracking)과 안정성(stability)을 보장하는 내부루프를 설계하고자 한다.

2. 명령추종 증대(command augmentation) 장치 설계

이제 빠른 시간스케일 변수에 해당하는 (7)-(9)로부터 2.2절에서 설명한 바와 같이 (18)을 정리하면 다음과 같다.

$$\Delta \dot{p} = f_p + \hat{e}_1 \Delta \delta_e + \hat{e}_2 \Delta \delta_a + \hat{e}_3 \Delta \delta_r \quad (27)$$

$$\Delta \dot{q} = f_q + \hat{f}_1 \Delta \delta_e + \hat{f}_2 \Delta \delta_a + \hat{f}_3 \Delta \delta_r \quad (28)$$

$$\Delta \dot{r} = f_r + \hat{g}_1 \Delta \delta_e + \hat{g}_2 \Delta \delta_a + \hat{g}_3 \Delta \delta_r \quad (29)$$

여기서

$$\Delta \dot{x} := x - \tilde{x}, \quad x = p, q, r$$

$$\Delta y := y - \tilde{y}, \quad y = \delta_e, \delta_a, \delta_r$$

그리고 (27)-(29)에 있는 관계식( $f_p, f_q, f_r$ )은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$f_p = C_1(\Delta r \Delta q + \dot{r} \Delta q + \dot{q} \Delta r) + C_2(\Delta p \Delta q + \dot{q} \Delta p + \dot{p} \Delta q) + C_3(\mathcal{L}_o - \tilde{\mathcal{L}}_o) + C_4(N - \tilde{N}_o + \kappa \Delta q) \quad (30)$$

$$f_q = C_5(\Delta r \Delta p + \dot{r} \Delta p + \dot{p} \Delta r) - C_6(\Delta p^2 + 2\dot{p} \Delta p - \Delta r^2 - \dot{r} \Delta r) + C_7(M_o - \tilde{M}_o - \kappa \Delta r) + C_4(N - \tilde{N}_o + \kappa \Delta q) \quad (31)$$

$$f_r = C_8(\Delta p \Delta q + \dot{q} \Delta p + \dot{p} \Delta q) + C_2(\Delta r \Delta q + \dot{q} \Delta r + \dot{r} \Delta q) + C_4(\mathcal{L}_o - \tilde{\mathcal{L}}_o) + C_9(N - \tilde{N}_o + \kappa \Delta q) \quad (32)$$

다음은 내부루프 제어법칙을 설계하기 위해 의사제어 입력을 다음과 같이 정의한다.

$$\Delta \dot{p} := u_5, \quad \Delta \dot{q} := u_6, \quad \Delta \dot{r} := u_7 \quad (33)$$

따라서 내부루프의 제어법칙은 다음과 같이 설계한다.

$$\begin{Bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{Bmatrix} = \Xi \begin{bmatrix} f_p \\ f_q \\ f_r \end{bmatrix} + \begin{Bmatrix} \tilde{\delta}_e \\ \tilde{\delta}_a \\ \tilde{\delta}_r \end{Bmatrix} \quad (34)$$

여기서 (34)의 우변에 있는 행렬( $\Xi$ )은 다음과 같은 함수로 표현 가능하며 가역행렬이다.

$$\Xi = \Xi(\hat{e}_i, \hat{f}_i, \hat{g}_i), \quad i = 1, 2, 3$$

3. 의사제어입력(pseudo control input) 설계

이제부터는 (25)와 (33)에서 정의한 의사제어 입력을 설계하고자 한다. 일반적으로 의사제어 입력은 고전제어 기법[11-13]을 적용하거나 강건(robust) 최적제어기법[10,15]에 따

라 설계할 수 있다. 본 연구에서는 고전제어 기법의 비례-미분-적분기(PID)를 적용한다.

먼저 외부루프에 관한 의사제어 입력을 다음과 같이 설계한다. 일반적으로 내부루프가 충분히 빠른 시정수(time constant)를 갖기 때문에 비례-적분기를 사용할 경우 폐회로 시스템은 그림 3에서와 같이 표현할 수 있다. 여기서  $X_c$ 와  $X$ 는 외부명령과 그에 따른 출력변수를 각각 나타낸다.

그림 3의 폐회로(closed-loop) 전달함수는 다음과 같다.

$$\frac{X}{X_c} = \frac{K_p s + K_i}{s^2 + K_p s + K_i} \quad (35)$$

이는 하나의 영점(zero)을 갖는 전형적인 이차계 전달함수(second-order transfer function)이다. 이는 이득( $K_p, K_i$ )을 적절히 선정한다면 만족한 성능을 갖도록 할 수 있다. 본 연구에서는 만족스런 자동착륙을 실현하기 위해 우선 속도제어(velocity control)에서는 비례-적분기를 사용하였다. 그리고 비행기가 일정한 고도(플레어 고도)에 도달하면 정확한 착지(touchdown)를 위해 플레어를 하게 된다. 플레어 레벨은 다음과 같이 설정하였다.

$$\dot{h}_f = -0.375 h_f \quad (36)$$

여기서 착륙 속도를 250(ft/sec)로 하고 그림 1에서의 플레어 이동거리( $r$ )는 2,000(ft)로 하며 플레어 시작고도를 29.1(ft)로 가정하였다. 따라서 만족스런 고도제어를 위해 비례-적분기와 1차 지연(first-order lag) 보상기를 적절히 조합하여 사용한다. 그리고 원하는 활주로를 찾거나 바람이 있는 경우, 만족스런 착륙을 위해 횡방향 유도제어가 필수적이다. 따라서 그림 2에서 보인 바와 같이 본 연구에서는 옆미끄럼각 명령( $\beta_c = 0^\circ$ ) 및 방향각 명령( $\psi_c$ )에 대해 비례-적분기를 적용하였다. 그리하여 옆미끄럼각 제어로써 균형선회(coordinated turn)가 가능하도록 하였다.

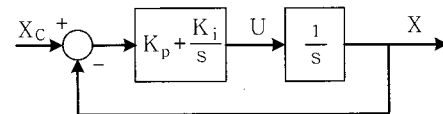


그림 3. 외부루프 폐회로 시스템.  
Fig. 3. Outer loop closed system.

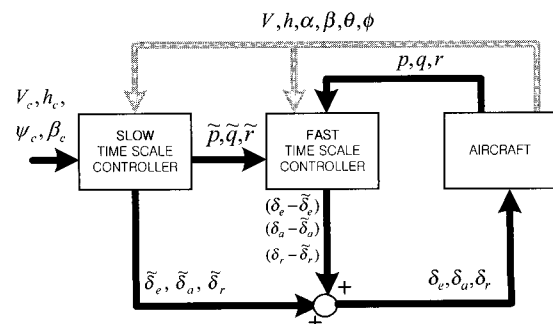


그림 4. 자동착륙 유도제어 알고리즘의 전체 구조.  
Fig. 4. Overall structure of autoland algorithm.

다음은 내부루프에서 요구하는 의사제어 입력을 설계해야 한다. 일반적으로 내부루프는 빠른 응답특성(time response characteristics)을 갖도록 해야 하기 때문에 본 연구에서는 비례-미분제어기를 선정하였다. 따라서 그림 3에서 보여 준 것처럼 관련 이득값( $K_p, K_d$ )은 비행성 요구도(handling quality requirement)를 만족하도록 댐핑계수( $\xi$ ) 및 주파수( $\omega_n$ )를 선정하여 결정한다.

결론적으로 지금까지 설계한 자동착륙 유도제어 알고리즘의 전체 구조를 그림 4에 나타내었다.

**IV. 6-DOF 시뮬레이션 평가**

본 장에서는 지금까지 설계한 자동착륙을 위한 비선형 유도제어 알고리즘을 대상비행기의 6-DOF 시뮬레이션 모델[11]에 적용하여 그 성능을 평가하였다. 착륙을 위한 대상비행기의 초기 비행조건은 속도 250(ft/sec), 고도 1,000(ft), 동쪽(PE)으로 50(ft) 떨어진 거리에서 정복쪽 활주로로 향해 자동착륙을 시도한다고 가정하였다. 그리고 플랩(flap)과 랜딩기어(landing gear)는 내린 상태라고 가정한다. 또한 시뮬레이션 모델에는 엘리베이터, 에일러론 및 러더의 1차 전달함수 작동기가 포함되어 있으며 스로틀 입력(POW(%))에는 시간지연(time delay) 모델(1sec)을 추가하였다. 그리고 작동기 모델에는 제어면 변위 ( $|\delta_a| \leq 25^\circ$ )에 대한 제한을 두었다. 횡운동을 포함한 자동착륙·시뮬레이션 결과를 그림 5에 보였으며 고도와 방향각 추종반응(PE)은 그림 6에 나타내었다.

시뮬레이션 결과를 보면 고도 1,000(ft), 동쪽(PE)으로 50(ft) 떨어진 거리에서 속도 250(ft/sec)로 착륙을 시작하고 있으며 반응의 초기상태를 제외하고는 원하는 비행 경로각( $\gamma = -2.5^\circ$ )을 유지하며 고도반응은 만족할 만한 결과를 보여 주고 있다. 자동착륙 시작 후 70초 이내에 활공각 경로(고도명령)를 완벽하게 확보한다. 이는 정복쪽 활주리와 대상 비행기 기수를 정확히 일치시킴을 의미하며 이는 방향각, 옆미끄럼각, 롤각 반응으로부터 확인할 수 있다. 그리고 원하는 고도를 확보한 후에는 반응각은 약  $13^\circ$ 를 유지하고 있다. 그리고 실속 속도의 약 1.3배인 속도명령에 대한 추종성도 아주 우수함을 알 수 있다. 약 90초에서 시작하는 플레어에서도 고도 추종성은 우수함을 알 수 있다. 그리고 플레어 기동에서도 엘리베이터 제어면을 제외한 모든 제어면은 만족스런 결과를 보인다. 엘리베이터 반응은 플레어 시작시 매우 과민한 반응을 보이고 있지만 작동기 포화(Saturation)나 시간지연에 따른 시스템 불안정성은 보이지 않는다. 만일 제어면의 포화나 시간지연에 따른 불안정성이 문제가 된다면 신경망 기법이나 다른 비선형 기법에 의해 해결할 수 있을 것이다[3]. 그리고 스로틀은 대략 10% 이내에서 반응하고 있음을 알 수 있다.

**V. 결론**

지금까지 횡운동을 포함한 자동착륙을 위한 비선형 유도제어 알고리즘을 특이섭동법을 기반으로 설계하는 방법을 제안하였다. 특히 전장(war field)에서 무인비행기를 자동착

륙 기법으로 회수하고자 할 경우, 비행기가 착륙접근의 초기에 활주로 주변의 상황에 때문에 임의로 주어진 활주로 방향과 기수를 일치시켜야 할 상황이 발생했을 때 횡방향 유도명령에 대한 추종이 가능하도록 하였다. 본 연구에서 제안하는 알고리즘의 특징은 내부루프 설계시 비행기의 비행성 요구도(handling quality requirement)를 반영하여 설계할 수 있다. 제안된 알고리즘에 대한 6-DOF 시뮬레이션 결과는 매우 만족한 자동착륙 성능을 보이고 있다. 특히 고도 명령 추종성과 방향각 명령추종성이 완벽하게 실현되고 있음을

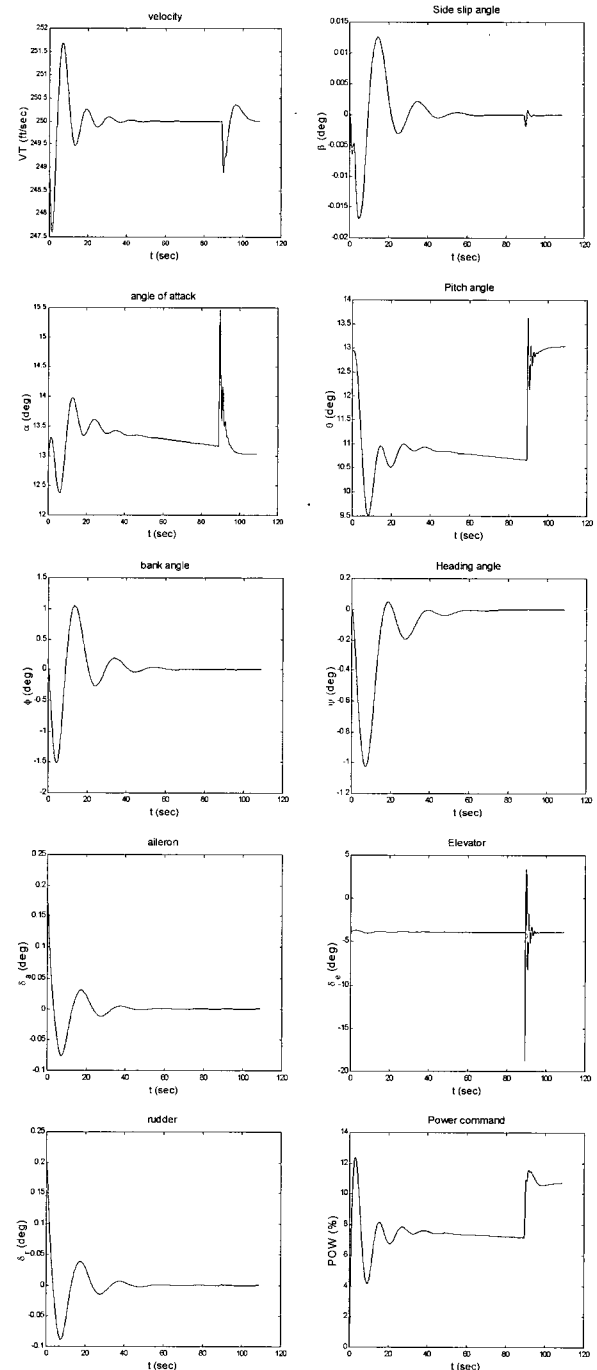


그림 5. 자동 착륙에 따른 시간반응.  
Fig. 5. Time responses for autoland.

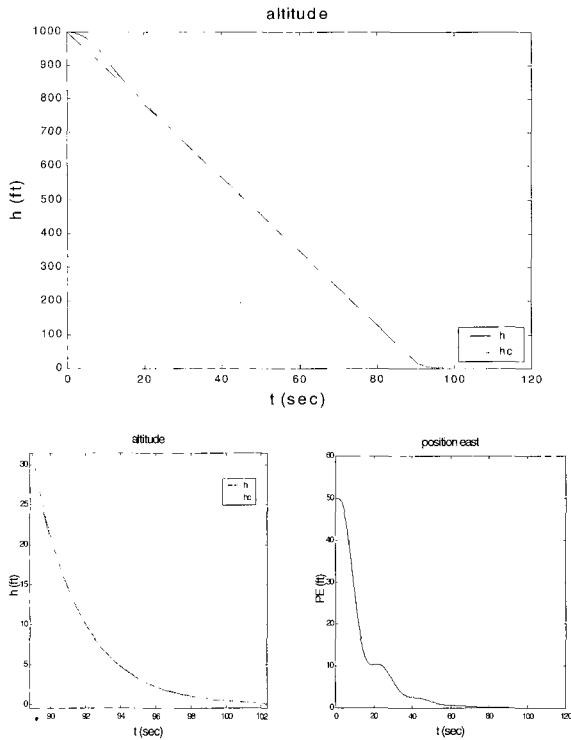


그림 6. 고도, 플레어(좌측) 및 방향각 명령추종 반응.  
Fig. 6. Altitude, flare and heading command following.

알 수 있다. 그리고 작동기 포화나 시간지연에 따른 불안정성을 보이지 않는다. 하지만 모델오차, 작동기 포화 및 시간지연에 따른 문제는 추후에 연구되어야 할 것이다.

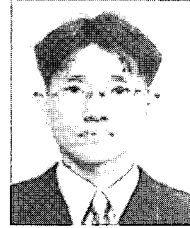
#### 참고문헌

- [1] G. Meyer and L. Cicolani, "Application of nonlinear systems inverses to automatic flight control design," *Theory and Application of Optimal Control in Aerospace Systems*, AG251, pp. 1-29, 1981.
- [2] P. K. A. Menon and R. A. Walker, "Aircraft flight test trajectory control," NAS2-11877, March 1985.
- [3] D. J. Bugajski and D. F. Enns, "Nonlinear control law with application to high angle-of-attack flight," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 15, no. 3, pp. 761-767, 1992.
- [4] L. Duke, "Controls design challenge proposal," *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA Washington DC, 1990.
- [5] A. Thukral, and M. Innocenti, "Control design challenge : a variable structure approach," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 17, no. 5, pp. 942-949, 1994.
- [6] M. Bodson, and J. E. Groszkiewicz, "Multivariable adaptive algorithms for reconfigurable flight control," *IEEE Transactions Control Systems Technology*, vol. 5, no. 2, Mar. pp. 217-229, 1997.
- [7] M. R. Napolitano and M. Kincheloe, "On-line learning neural-network controllers for autopilot systems," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 33, no. 6, pp. 1008-1015, 1995.
- [8] 하철근, 임상수, 김병수, "항공기 CSAS 설계를 위한 고전적 Gain Scheduling 기법과 Dynamic Model Inversion 비선형 기법의 비교 연구," 제어·자동화·시스템공학 논문지 vol. 7, no. 7, pp. 574-581, July 2001.
- [9] T. Troudet, S. Garg, and W. C. Merrill, "Neural network application to aircraft control system design," *AIAA Paper* 91-2715.
- [10] G. J. Balas, J. Reiner, and W. L. Garrard, "Design of a flight control system for a highly maneuverable aircraft using  $\mu$ -synthesis," *AIAA Paper* 93-3774.
- [11] Cheolkeun Ha and Sangwon Ahn, "Longitudinal automatic landing in adaptive PID control law under wind shear turbulence," *KSAS International Journal*, vol. 5, no. 1, pp. 30-38, May 2004.
- [12] 하철근, 박영일, 윤석준, "종/횡운동 자동착륙 유도 및 제어시스템 설계 및 분석," 11차 유도무기 학술대회, 국방과학연구소, pp. 249-252, 10월 25일, 2001.
- [13] 김봉주, 하철근, "자동착륙을 위한 횡운동 설계기법 연구," 한국항공우주학회 추계학술발표회, 보광취니스크호텔, pp. 1317-1320, 11월 8-9일, 2002.
- [14] B. L. Stevens and F. L. Lewis, *Aircraft control and Simulation*, John Wiley & Sons, Inc, 1992.
- [15] R. J. Niewoehner and I. I. Kaminer, "Design of an autoland controller for an F-14 aircraft using  $H_{\infty}$ -synthesis," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 19, no. 3, pp. 656-663, 1996.
- [16] M. B. Subrahmanyam, "H design of F/A-18A automatic carrier landing system," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 17, no. 1, pp. 187-191, 1994.
- [17] W. T. Miller, R. S. Sutton, and P. J. Werbos, *Neural Networks for Control*, Bradford Book, MIT Press, Cambridge, MA. pp. 403-426, 1992.
- [18] J. H. Chow, and P. V. Kokotovic, "Two-time scale feedback design of a class of nonlinear systems," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. AC-23, no. 3, pp. 438-443, June 1978.
- [19] 하철근, 김병수, "모델역변환을 이용한 종운동 자동착륙 유도제어 알고리즘 설계," 한국항공우주학회, 제32권, 제2호, pp. 66-73, 2004.
- [20] P. Riseborough, "Automatic take-off and landing control for small UAV," *The 5th Asian Control Conference*, pp. 210-215, 2003.
- [21] J. H. Blakelock, *Automatic control of Aircraft and Missiles (2nd edition)*, John Wiley & Sons, Inc, 1991.



### 하철근

1960년 9월 29일 경남 진주 출생. 1984년 서울대학교 항공공학과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 1993년 미국 워싱턴대 항공우주공학 박사. 1988년~1993년 연구조교. 1993년 3월~1993년 8월 Post Doc. 1993년 7월~현재 울산대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 강건 최적디지털 제어이론 및 응용, 지능제어 및 유도기법의 무인기 자율비행에의 적용연구, 무인 비행체의 비행역학 및 자동이착륙 유도제어 기법.



### 최형식

1975년 9월 27일 경북 김천 출생. 1993년 울산대학교 항공공학과 졸업. 2000년 동 대학원 석사. 2000년~2004년 한국항공우주연구원 항법제어그룹 연구원. 2004년 3월~2004년 12월 한국항공우주연구원 항공전자 그룹 연구원. 2005년 1월~현재 한국항공우주연구원 항행체계그룹 연구원. 관심분야는 비행시뮬레이션, 비행역학, 헬리콥터역학, 항법/제어.