

# 퍼지 게인스케줄링을 적용한 자동착륙 유도제어 알고리즘 설계: 윈쉬어 환경에서의 착륙

## Design of Guidance and Control Algorithm for Autolanding In Windshear Environment Using Fuzzy Gain Scheduling

하철근\*, 안상운  
(Cheolkeun Ha and Sangwoon Ahn)

**Abstract** : This paper deals with the problem of autolanding for aircraft under windshear environment for which the landing trajectory is given. It is well known that the landing maneuver in windshear turbulence is very dangerous and hard for the pilot to control because windshear is unpredictable in when and where it happens and its aerodynamic characteristics are complicated. In order to accomplish satisfactory autolanding maneuver in this environment, we propose a gain-scheduled controller. The proposed controller consists of three parts: PID controller, called baseline controller, which is designed to satisfy requirements of stability and performance without considering windshear, gain scheduler based on fuzzy logic, and safety decision logic, which decides if the current autolanding maneuver needs to be aborted or not. The controller is applied to a 6-DOF simulation model of the associated airplane in order to illustrate the effectiveness of the proposed control algorithm. It is noted that a cross wind in the lateral direction is included to the simulation model. From the simulation results it is observed that the proposed gain scheduled controller shows superior performance than the case of controller without gain scheduling even in severe downburst and tailwind region of windshear. In addition, touchdown along centerline of the runway is more precise for the proposed controller than for the controller without gain scheduling in the cross wind and the tailwind.

**Keywords** : autolanding maneuver, windshear, fuzzy logic, gain scheduled controller

### I 서론

일반적으로 전 비행단계(overall flight phases) 중에서 최종접근 및 착륙비행(final approach and landing flight)은 조종사의 작업강도(work load)가 증가함으로 갑작스런 주위 상황의 변화에 대해 사고로 이어질 수 있는 매우 위험한 비행단계라고 알려져 있다. 이러한 상황에서 유/무인 비행기를 안전하게 활주로로 유도하기 위한 착륙유도 시스템(approach and guidance system) 중에서 유인 비행기에 적용되고 있는 시스템으로서는 ILS(Instrument Landing System) [1,2], MLS(Microwave Landing System)[3,4], 그리고 IBLS(Integrated Beacon Landing System)[5] 등이 연구되고 있다. 이들은 착륙하려는 공항이나 임의의 착륙지역 주변에 전파를 이용하여 착륙을 유도하기 위한 궤적을 생성하고 이를 따라 비행기가 안전하게 지정된 활주로에 착륙할 수 있도록 유도하는 시스템이다.

한편, 종말접근(terminal approach) 및 착륙비행을 하는 동안, 활주로 주변에서 갑작스럽게 발생하는 돌풍인 윈쉬어 난류(wind shear turbulence)[6,7]를 만날 수 있다. 이는 대기의 흐름속도와 방향을 갑작스럽게 변화시켜 비행체에 작용하는 공기역학적인 힘과 모멘트에 급격한 변화를 초래하기

때문에 비행체를 순간적으로 위험상황에 놓이게 한다. 비행체가 윈쉬어 난류속을 집입하게 되어 맞바람(headwind)을 받으면 트림(trim) 상태에서 비행기의 상대속도가 증가하여 양력의 증가를 유도한다. 이는 비행체를 상승시켜 비행궤적으로부터 벗어나게 하므로 일단 비행체 속도를 감소시켜 정상상태(steady state)로 돌아오게 하지만 그 이후에는 수직하강풍(downdraft)을 만나 예상치 못한 고도 강하를 경험하게 된다. 이는 곧바로 뒷바람(tailwind)을 만나게 되면 원하는 양력을 얻지 못하여 고도 회복을 못한 채 착륙을 실패하게 된다. 이러한 윈쉬어 난류는 순간적으로 예기치 못한 상황에서 발생하며 착륙단계에서 저속으로 비행할 때 비행체에 치명적일 수 밖에 없다[8].

본 논문에서는 대상 비행기가 윈쉬어 난류와 같은 불확실한 환경에서 자동착륙 기능을 하고 있다고 가정한다. 이러한 불확실한 상황에서 조종사의 작업강도가 증가하는 비행 상태에서는 상황에 적절히 적용할 수 있는 자동착륙 시스템이 매우 효과적이다. Miele et. al.[9]은 윈쉬어 자동착륙을 위해 최적화된 가속도 유도법칙(acceleration guidance)을 연구하였으며 Zhao와 Bryson[10,11]은 비행기가 윈쉬어 영역에 진입했을 때 생존성을 높이는 최적경로 및 제어법칙을 제안하였다. 또한 A. Kurdjukov et al.[12]는 안전한 자동착륙을 위해 윈쉬어 영향을 최소화하기 위한  $H^\infty$ -제어기법을 적용하였으며 Kang과 Isidori[13]은 비선형  $H^\infty$ -제어기법을 적용한 윈쉬어 자동착륙 제어시스템을 제안하였다. 한편, 예측할 수 없는 윈쉬어 영향을 적응적으로 반영할 수

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2007. 5. 29., 채택확정 : 2007. 11. 27.

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

안상운 : 울산대학교 항공우주공학과 대학원(9603023@hanmail.net)

※ 이 논문은 2005년도 울산대학교 연구비에 의해 연구되었음.

있는 자동착륙 유도제어시스템 설계를 위하여 게인 스케줄링 기법을 연구하였다. Shue et al.[14]은 윈쉬어에 따른 공기역학적 변화에 대한 게인 스케줄링(gain scheduling)을 고려한  $H^\infty$ -제어기법을 제안하였고 Nho와 Agarwal[15]은 퍼지 로직을 적용한 자동착륙 제어시스템을 연구하였으나 윈쉬어는 고려하지 않았다. 그리고 Ha and Kim.[16]은 유전자 알고리즘(genetic algorithm)을 적용한 최적화 기법을 이용한 게인 스케줄링 기법을 기반으로 한 윈쉬어로부터 강건한 자동착륙 시스템 설계기법을 제안하였고 Juang et al.[17]은 유전자 알고리즘을 이용한 뉴로-퍼지로직을 최적화한 자동착륙 시스템을 윈쉬어 착륙문제에 적용하였다.

본 논문에서는 공기역학적으로 매우 불안정한 난류상대인 윈쉬어가 비행기의 전 착륙과정에 걸쳐 발생한 경우 예기치 못한 상황의 변화에 적응적으로 대응할 수 있는 기능을 가진 자동착륙 유도제어시스템 설계기법을 제안하고자 한다. 본 논문에서 제안한 자동착륙 유도제어시스템은 퍼지 로직에 의한 적응적 이득 스케줄러(adaptive gain scheduler)를 내포하고 있으며 돌발적 윈쉬어 환경에서 제어시스템의 이득을 적절히 적응시킴으로서 불확실성에 대처할 뿐만 아니라 안전성(safety) 요구조건을 만족하는 성능을 유지할 수 있다. 본 연구에서 제안한 설계기법은 실제 시스템에 탑재될 수 있는 실용적 관점을 고려하여 대표적인 고제제어기 구조의 하나인 PID(Proportional-Integral-Derivative) 제어기 구조를 채택하였다. 그리고 활주로 주변에서 불어오는 측풍(side wind)하에서의 안전한 자동 착륙이나 전장(war field)과 같은 긴급한 상황에서 임의의 방향으로 설정된 활주로에로의 착륙유도를 원활히 하기 위해 횡방향 자동착륙 알고리즘 설계는 필수적이다. 따라서 본 논문의 2장에는 대상 비행체의 모델링, 비행조건 및 윈쉬어 모델링에 대해 간략히 설명한다. 또한 3장에서는 적응 이득 스케줄링을 위한 퍼지 로직 기법에 대해 설명하고 제어기에 대한 구조를 설명한다. 그리고 윈쉬어 난류의 특성과 착륙 유도 또는 유보(abort)를 결정하는 로직 설계에 대해 4장에서 설명한다. 마지막으로 5장에서는 대상 비행체의 6-DOF 모델을 이용한 시뮬레이션 결과를 설명한다.

## II. 윈쉬어 및 착륙유도 환경 모델링

먼저 착륙기동 중 발생하고 있는 윈쉬어를 대상 비행기 [18]에 적용하기 위해, 편편한 지구가 회전하지 않는다고 가정하고 비행기의 운동방정식을 풍축(wind axes)에 대해 힘 방정식(force equation)과 각속도(angular rate) 방정식을 다음과 같이 표현할 수 있다.

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

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

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

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

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

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

여기서  $m$ 은 비행기 무게,  $V_T$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ 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[19],  $C_j, S_j, T_j$ ,  $j = \alpha, \beta, \theta, \phi$ 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, 요각속도를 나타내며,  $\mathcal{L}, M, N$ 은 각각 롤, 피치, 요 모멘트를 의미한다. 그리고  $C_j$ ,  $j = 1, \dots, 9$ 는 관성모멘트,  $\kappa$ 는 엔진 회전관성모멘텀(angular momentum)를 각각 나타낸다[18]. 그리고 고도(altitude)는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

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

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  $e_i, f_i, g_i$ ,  $i = 1, 2, 3$ 은 제어면 관련 공력모멘트 계수이며  $\mathcal{L}_o, M_o, N_o$ 는 제어면을 제외한 공력모멘트 계수이다. 또한 윈쉬어 난류에 의한 공력 및 모멘트는 (1)-(3)과 (7)-(9)에서 모델링을 하였다.

본 연구에서 사용된 비행기의 무게중심은 MAC(Mean Aerodynamic Chord)의 35%에 위치해 있고 항공기의 제어 입력은  $\pm 25(\text{deg})$ 의 편각을 가지는 엘리베이터,  $\pm 21.5(\text{deg})$ 의 편각을 가지는 에일러론,  $\pm 30(\text{deg})$ 의 편각을 가지는 러더 그리고 스톱(throttle)(%)이다. 고도 1500(ft), 속도 250(ft/sec)으로 착륙기동을 시작하기 전에는 정상 수평비행(normal steady level flight)하고 각속도 자이로(rate gyro), 고도계(altimeter), 관성측정장치(IMU: Inertial Measurement Unit) 등은 피드백을 위해서 사용하지만 받음각 센서(angle of attack sensor)는 사용되지 않는다고 가정한다. 제어면(elevator, ailerons, rudder)의 작동기 모델은 1차 시스템이고 0.05(sec)의 시정수(time constant)를 가지며 스톱(throttle)의 작동기 모델은 1.18(sec) 시정수의 1차 시스템으로 가정한다. 착륙궤적은 종방향의 경우 활공경로(glide slope track)

및 플레어(flare)로 구성되며 활공각(glide slope angle)은 3.0(deg)로 하였고 이를 그림 1에 나타내었다. 그리고  $R_s + r$ 는 착지(touchdown)까지의 거리를 나타낸다. 고도( $h_{initial}$ )는 착륙을 시작하는 고도를 의미하며 고도( $h_o$ )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 일치시킨다. 여기서  $\psi_{ref}$ 는 북쪽(North) 기준선에 대한 방향각이다. 그리고  $R$ 는 활주로 고정점에서 비행기까지의 거리이며  $\lambda$ 와  $d$ 는 중심선과의 오차를 나타낸다.

그리고 본 연구에서 사용한 윈쉬어 모델은 외란모델(dryden model)[8]을 이용하여 구현하였으며 이를 그림 3에 나타내었다. 이 모델은 비행기가 착륙기동을 시작한 후 40초부터 70초까지 맞바람(head wind)이 발생하며 90초까지

는 수직 하강풍(downdraft)이 발생하고 있다. 또한 90초 이후에는 뒷바람(tailwind)이 발생하고 있으며 특히 플레어 동안에는 이 바람의 영향이 지배적이다. 그리고 횡방향 바람도 모델링하여 그림 3에 나타내었다.

III. 자동착륙 유도제어 알고리즘 설계

윈쉬어 환경에서 착륙기동의 종방향 및 횡방향 착륙 비행궤적은 그림 1과 2에서 보인 것과 같이 모델링 한다. 하지만 이는 착륙하는 주위 상황에 따라 변경될 수 있다. 본 논문에서 제안한 자동착륙 유도제어시스템의 기본 제어기(baseline controller)는 PID-제어기 구조이며 적응적 게인 스케줄링을 위해 퍼지로지직을 갖고 있다. 또한 제안된 알고리즘은 임의로 주어진 착륙궤적에 대해서도 적용이 가능하도록 설계하였다.

1. 퍼지로지직 게인 스케줄러 설계

(1)-(9)에서 보인 대상 항공기가 착륙기동 전에 정상수평 비행 상태에 있다고 하면 트립점에 대해 얻는 선형 중/횡운동 모델은 다음과 같은 상태방정식으로 표현할 수 있다.

$$\dot{x}_i = \{Ax_i + Bu_i\} \quad i = 1, 2 \tag{14}$$

그리고 상태 변수와 입력 변수는 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} x_1^T &= \{v \ \alpha \ q \ \theta \ \delta_e \ \delta_T\} \\ u_1^T &= \{\delta_{ec} \ \delta_{Te}\} \end{aligned} \tag{15}$$

$$\begin{aligned} x_2^T &= \{\beta \ \phi \ p \ r \ \delta_a \ \delta_r\} \\ u_2^T &= \{\delta_{ac} \ \delta_{rc}\} \end{aligned} \tag{16}$$

여기서  $x_1, u_1$ 은 종운동 상태변수 및 입력이며 속도( $v$ ), 받음각( $\alpha$ ), 피치각속도( $q$ ), 피치각( $\theta$ ) 및 엘리베이터( $\delta_e$ ), 스로틀( $\delta_T$ )을 나타내며,  $x_2, u_2$ 는 횡운동 상태변수 및 입력이며 옆미끄럼각( $\beta$ ), 롤각( $\phi$ ), 롤각속도( $p$ ), 요각속도( $r$ ) 및 에일러론( $\delta_a$ ), 러더( $\delta_r$ )를 의미한다. 또한 (14)에는 제어면과 스로틀 작동기 모델이 포함된다.

일반적으로 예측할 수 없는 외란에 대해 (14)-(16)의 시스템에 대해 제어로지직을 직접 설계하는 것은 쉬운 일이 아니다. 그래서 먼저 예측할 수 있는 상황에서 기본 제어 시스템(baseline control system)을 설계한 후 만일 예측하기 어려운 상황이 발생했을 때 이에 적응하는 기능을 갖는 제어 시스템이 되도록 설계하는 것은 매우 효과적인 방법이다. 이를 적응적 게인 스케줄러라고 하며 이를 설계하는 방법에는 고전적인 방법[14],  $H^\infty$ -기법[21], 퍼지로지직(fuzzy logic) [22,23] 그리고 뉴로-퍼지로지직[16] 등이 있으며 일반적으로 그림 4와 같이 나타낼 수 있다.

본 논문에서는 적응적 게인 스케줄러를 퍼지로지직으로 설계하고자 한다. 퍼지로지직은 제어 대상에 대한 설계자의 경험을 체계화하여 시스템을 제어하는 지능제어 기법의 하나이다. 일반적으로 퍼지로지직은 그림 5와 같은 구조를 가지고 있다.

여기서 규칙(rule base)은 제어방법에 대한 규정이며, 퍼지화(fuzzification)는 추론계(inference mechanism)에서 사용

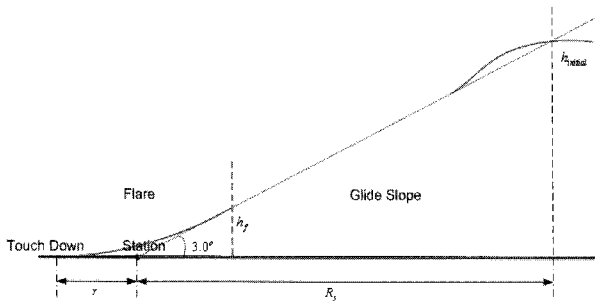


그림 1. 종방향 착륙유도 궤적. Fig. 1. Longitudinal landing guidance track.

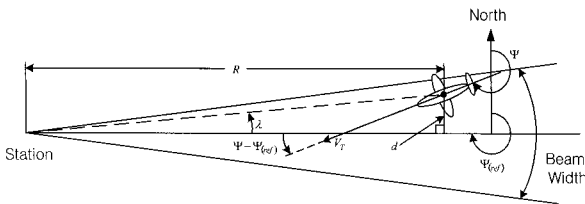


그림 2. 횡방향 착륙유도 궤적. Fig. 2. Lateral landing guidance track.

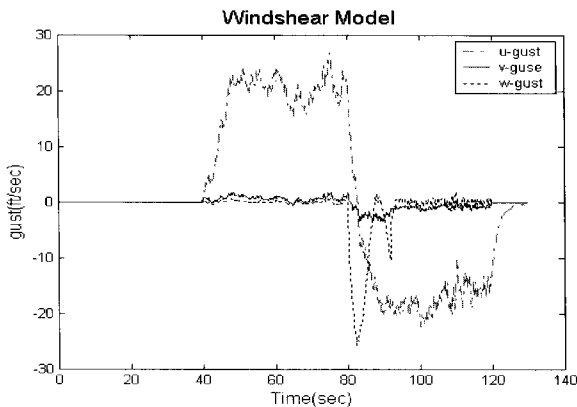


그림 3. 윈쉬어 및 측풍 모델. Fig. 3. Windshear and cross wind model.

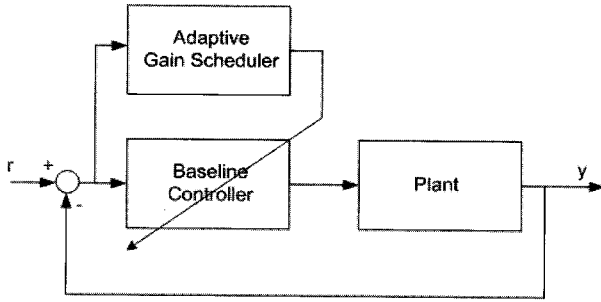


그림 4. 적응적 게인스케줄러를 갖는 제어 시스템.  
Fig. 4. Control system with adaptive gain scheduler.

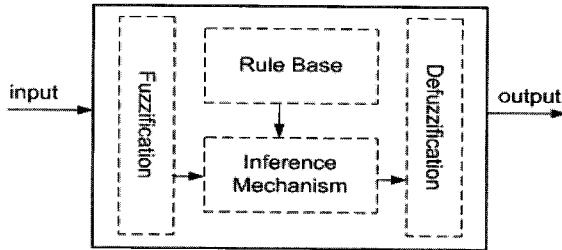


그림 5. 퍼지로지 구조.  
Fig. 5. Fuzzy logic structure.

할 수 있도록 입력값을 변환하는 과정이며 추론계는 퍼지화된 현재 입력(current input)을 규칙에 따라 추론하는 역할을 하며 역퍼지화(defuzzification)는 추론계에서 결정된 값을 실제 시스템에서 사용할 수 있는 값으로 변환하는 기능을 갖는다. 따라서 제어 대상이 작동하고 있는 현재 상태(입력값)를 퍼지화하여 규칙에 따라 추론한 후 선택하고자 하는 제어기의 게인을 선택하는 출력을 만드는 것이 퍼지로지적에 의한 적응적 게인 스케줄러이다.

다음은 퍼지로직을 이용하여 게인 스케줄러를 설계하는 과정을 설명하고자 한다. 본 논문에서는 참고문헌 [22]의 결과를 확장하여 PI 및 PID 제어기에도 적용이 가능하도록 하여 이를 연속시간(continuous-time) 제어기에 적용하였고 특히 안정성(stability)을 갖는 설계기법을 제안하였다. 먼저 (14)에 보인 대상 비행기의 자동착륙 시스템에 대한 기본 제어기는 다음과 같은 전달 함수는 갖는다고 가정한다.

$$K(s) = K_p + K_d s + K_i \frac{1}{s} \equiv \frac{u(s)}{e(s)} \quad (17)$$

여기서  $u(s)$ 는 입력이고  $e(s)$ 는 기준값과 출력 값 사이의 오차이고  $K_p, K_d, K_i$ 는 비례, 미분, 적분 게인이다. 이러한 제어 시스템을 설계하는 과정에서 원위어에 대한 영향은 고려하지 않으며 다만 설계조건을 만족하도록 설계한다. 그리고 제어기의 게인  $K_p, K_d, K_i$ 는 다음과 같은 조건을 만족시키도록 설계한다.

$$K_{j_{\min}} \leq K_j \leq K_{j_{\max}} \quad (j = p, d, i) \quad (18)$$

여기서  $\{K_{j_{\min}}, K_{j_{\max}}\}$ 는 근궤적법(root-locus)을 적용하여 안정성(stability)과 성능(performance)을 만족하도록 그 범위를

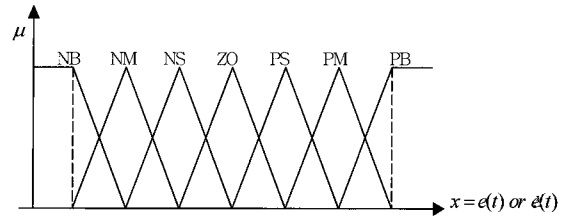


그림 6. 입력에 대한 퍼지함수.  
Fig. 6. Fuzzy membership function for inputs.

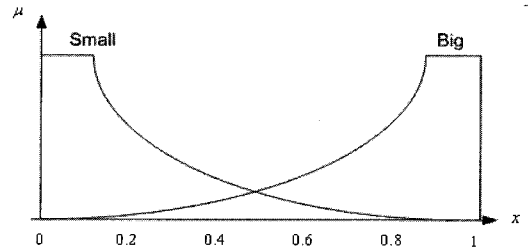


그림 7. 게인에 대한 퍼지함수.  
Fig. 7. Fuzzy membership function for gain.

구한다. 또한 개별 게인  $K_j$ 는 다음과 같은 정규화 변환(Normalization)을 한다.

$$K_j^n = \frac{K_j - K_{j_{\min}}}{K_{j_{\max}} - K_{j_{\min}}} \quad (j = p, d, i) \quad (19)$$

여기서  $K_j^n$ 은 0과 1 사이의 값을 갖는다.

다음은 정규화된 게인  $\{K_p^n, K_d^n, K_i^n\}$ 는 다음과 같은 퍼지 룰(rule base)에 의해 결정된다. 본 논문에서는 입력 퍼지 함수(fuzzy membership function)는 그림 6과 같이 정의하고 입력은 오차( $e(t)$ )와 오차미분( $\dot{e}(t)$ )으로 한다. 여기서 N은 “negative”, P는 “positive”, ZO는 “nearly zero”, S는 “small”, M은 “medium”, B는 “big”을 의미한다.

또한 게인을 결정하는 퍼지함수는 게인값 선정을 용이하게 하기 위하여 그림 7과 같이 정의하고 그 값은 ‘big’(B)과 ‘small’(S)을 갖는다.

그 다음으로 퍼지규칙은 (20)과 같이 정의한다.

$$\text{“If } e(t) \text{ is } A_i \text{ and } \dot{e}(t) \text{ is } B_i, \text{ then } K_p^n \text{ is } C_i, K_d^n \text{ is } D_i, \text{ and } K_i^n \text{ is } E_i, i = 1, \dots, N \text{”} \quad (20)$$

여기서  $\{A_i, B_i\}$  및  $\{C_i, D_i, E_i\}$ 의 값은 그림 6과 그림 7로부터 각각 결정된다. 예를 들면 “If  $e(t)$  is NM and  $\dot{e}(t)$  is PM, then  $K_p^n$  is B,  $K_d^n$  is B, and  $K_i^n$  is S”이며  $N=49$ 이다. 적분제어기 이득( $K_i^n$ )에 대해 퍼지룰베이스(fuzzy rule-base)를 표 1에 나타내었다.

그리고 그림 7의 퍼지 함수는 다음과 같다.

$$\left. \begin{aligned} \mu_S(x) &= -\frac{1}{4} \ln(x) \\ \mu_B(x) &= -\frac{1}{4} \ln(1-x) \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

표 1. 적분제어기 이득 퍼지룰 베이스.

Table 1. Fuzzy rule-base of  $K_i^n$ .

$K_i^n$		$e$						
		PB	PM	PS	ZO	NS	NM	NB
$\dot{e}$	NB	B	S	S	S	S	S	B
	NM	B	S	S	S	S	S	B
	NS	B	B	S	S	S	B	B
	ZO	B	B	B	S	B	B	B
	PS	B	B	S	S	S	B	B
	PM	B	S	S	S	S	S	B
	PB	B	S	S	S	S	S	B

표 2. 입력 스케일링값의 영향.

Table 2. Effects of input scaling variables.

Scaling Variable	Rising Time	Overshoot	Steady-State Error
$K_e$	Decrease	Increase	Decrease
$K_c$	Increase	Decrease	Little Change

한편, 퍼지로직의 일반화를 위하여 입력은 다음과 같이 스케일링(scaling)한다.

$$\begin{aligned} e(t) &= K_e e(t)^* \\ \dot{e}(t) &= K_c \dot{e}(t)^* \end{aligned} \quad (22)$$

여기서  $e(t)^*$ 와  $\dot{e}(t)^*$ 는 퍼지입력이며 입력 스케일링 값은 위의 표 2와 같은 경향을 나타낸다[15].

(20)의  $i$ -번째 규칙의 퍼지값  $\mu_i$ 는 다음과 같이 얻어진다.

$$\mu_i = \mu_{A_i}(e(t)) \cdot \mu_{B_i}(\dot{e}(t)) \quad (23)$$

여기서  $\mu_{A_i}$  및  $\mu_{B_i}$ 는 주어진  $e(t)$ 와  $\dot{e}(t)$ 에 대한 퍼지 집합의 퍼지값이다.

그리고 (23)에서 얻은  $i$ -번째 퍼지값에 대해 (21)로부터 계인  $\{K_{ip}^n, K_{id}^n, K_{ii}^n\}$ 의 값을 결정한다.

또한 역퍼지화(defuzzification) 과정은 다음과 같다.

$$K_j^n = \frac{\sum_{i=1}^N \mu_i K_{ij}^n}{\sum_{i=1}^N \mu_i} \quad (j = p, d, i) \quad (24)$$

일단 (24)로부터 얻은 계인  $\{K_p^n, K_d^n, K_i^n\}$ 은 (25)으로부터 (17)에 적용이 가능한 계인을 결정한다.

$$K_j = (K_{j_{\max}} - K_{j_{\min}}) K_j^n + K_{j_{\min}} \quad (j = p, d, i) \quad (25)$$

## 2. 기본 제어기(baseline controller) 설계

우선 원취어 난류의 영향이 없는 상황에서 대상 비행기가 자동착륙 기동을 하고 있다고 가정한다. 그림 1에서 주어진 종방향 궤적(trajjectory)으로 대상 비행기를 유도하기 위해 궤적에 대한 구체적인 모델링이 요구된다. 종운동 궤

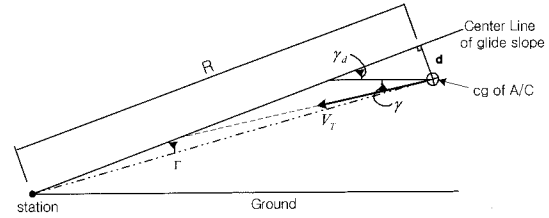


그림 8. 활공경로 유도를 위한 궤적.

Fig. 8. Trajectory for glide slope capture.

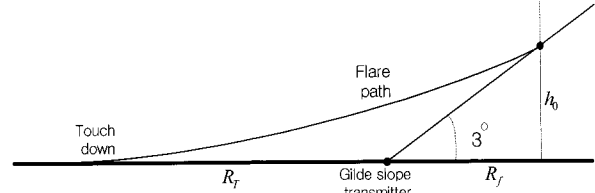


그림 9. 플레어 궤적.

Fig. 9. Flare trajectory.

표 3. 설계 요구조건.

Table 3. Design requirements.

Contents	Specifications
$\Delta V_T$	$\pm 10(ft/sec)$
$\Delta \theta$	$\pm 5(deg)$
$\Delta \alpha$	$\pm 5(deg)$
Sink rate for Flare	$\leq 2(ft/sec)$
Flight Path Angle	$\pm 0.5(deg)$
Bank Angle	$\pm 1(deg)$
Distance off Course Angle	$\pm 1(deg)$
Distance Center Line	$\pm 5(ft)$

적은 활공경로(glide slope trajectory)와 플레어(flare)로 나눌 수 있으며 이를 그림 8과 그림 9에 자세히 나타내었다. 종운동의 활공경로 궤적은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\Gamma(s) \approx \left[ \frac{V_T}{sR} \right] (\gamma + \gamma_d) \quad (26)$$

여기서  $\Gamma(s)$ 는 활공경로 오차값이며  $V_T$ 는 트림속도,  $\gamma$ 는 비행 경로각,  $\gamma_d$ 는 요구 경로각(desired path angle) 그리고  $R$ 는 비행기까지의 거리를 각각 나타낸다.

그리고 그림 9에 보인 플레어 궤적함수는 다음과 같다.

$$h(t) = h_0 e^{-t/\tau} \quad (27)$$

여기서  $\tau$ 는 시정수(time constant)이며  $h_0$ 는 플레어 고도이다.

또한 횡운동 궤적은 그림 2에 도시하였으며 다음과 같이 모델링하였다.

$$\dot{d} = V_T (\psi - \psi_{ref}) \quad (28)$$

이는 대상 비행기를 활공경로로 보내기 위한 유도명령을 생성하기 위한 것이다. 본 연구에서는 표 3에 따라 종/횡운동을 독립적으로 제어하는 제어루프를 구성하였고 불안정

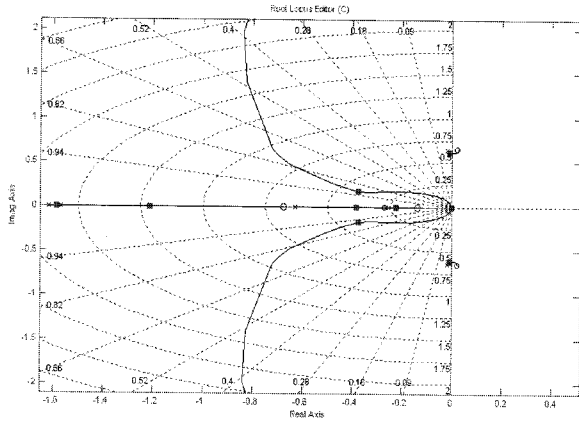


그림 10. 활공경로 제어루프의 근궤적.  
Fig. 10. Root-locus of glide slope loop controller.

표 4. 활공경로 제어루프 이득.  
Table 4. Controller gains of glide slope loop.

	제어루프 이득		
	$K_p$	$K_d$	$K_i$
최소값	1.74	2.16	0.20
최대값	7.83	9.72	0.90

트림(unstable trim)에 대해 안정성 증대장치(SAS: Stability Augmentation System)를 설계하였다. 특히 중운동 모드의 경우 자동 스로틀(throttle) 제어, 고도 및 경로각 제어루프를 각각 구성하였으며, 횡운동의 경우 균형선회(coordinated turn), 피치각 보상루프, 제어면 결합(aileron/rudder interaction), 그리고 방향각(azimuth angle) 제어 루프를 각각 구성하였다.

또한 중/횡운동의 경로유도를 위한 제어루프는 근궤적법을 이용하여 제어이득을 변해가면서 안정성과 성능을 만족하도록 (18)에서 보인 제어이득의 최소값( $K_{j_{min}}$ )과 최대값( $K_{j_{max}}$ )을 정하였다. 그림 10은 중운동 활공경로 유도를 위한 제어루프의 근궤적을 나타내고 있다.

그리고 이 루프에 대해 설계된 제어이득의 최소 및 최대 값 범위를 표 4에 나타내었다.

### 3. Gain-scheduled controller design

지금까지 설계한 자동착륙 유도제어 로직을 게인 스케줄러가 있는 구조로 나타내면 그림 11과 같다. 중운동에서는 자동 스로틀제어에 의한 속도루프, 활공 경로각 및 플레어 루프, 그리고 횡운동에서는 방향각 제어루프는 게인 스케줄러를 가지도록 구성하였다. 본 논문에서 제안한 자동착륙 유도제어 로직은 시변 게인(time-varying gain)을 가지는 구조로서 점진적 안정성(asymptotic stability)을 가진 시스템이라도 과도한 응답에 대해 불안정하게 될 수도 있다. 따라서 기본 제어기 게인 변화가 그다지 크지 않도록 설계하여 (18)의 조건을 만족함과 동시에 안정성 여유를 확보하도록 하였다. 또한 시스템 응답의 크기가 제한치를 넘어가면 기본 제어기로 스위칭하여 인위적으로 불안정성을 회피할 수

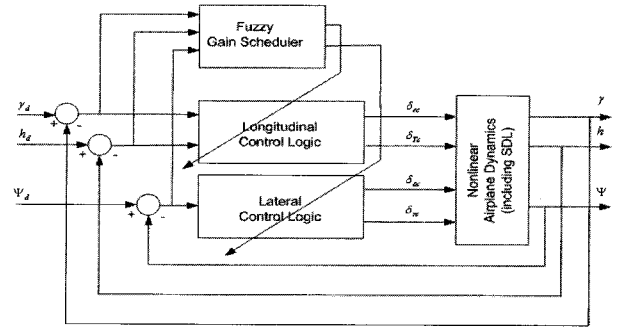


그림 11. 게인 스케줄러를 갖는 자동착륙 제어 로직.  
Fig. 11. Autoland control logic with gain scheduler.

있다[22].

### 4. Safety Decision Logic(SDL) design

원쉬어가 발생한 환경에서 착륙기동을 할 경우 상황에 따라 때로는 착륙을 포기할지 아니면 계속할지에 대해 판단하는 로직이 필요한데 이것이 안전성 판단로직(safety decision logic)이다. 원쉬어[6,7] 중에서 수준(level) 2의 폭풍(thunderstorm)은 일반적으로 중심으로부터 10마일 정도까지가 원쉬어 영향권이라고 본다. 그리고 바람의 속도는 약 20~35(ft/s)정도로 비행기가 착륙기동 중에 이를 지속적으로 감지할 필요가 있다. 또한 원쉬어의 영향으로 비행기가 활공경로의 기준 신호로부터 벗어난 정도에 대한 정보도 중요하며 비행기가 급속히 하강하는 경우에는 가속도의 변화가 매우 클 수 있다. 그리고 비행기가 착륙을 할 때는 속도가 실속(stall speed)에 아주 근접하기 때문에 원쉬어의 영향으로 실속 상태에 빠질 위험에 대해서 지속적인 모니터링이 필요하다. 또한 원쉬어에 의한 갑작스러운 받음각의 변화는 비행경로를 벗어나는 원인이 될 수 있다. 따라서 안전성 판단로직은 다음과 같은 조건을 만족하도록 설계한다.

$$\begin{aligned} |\omega| \leq f_o, \quad |\dot{h}| \leq a_o \\ |\Delta u| \leq \epsilon_o, \quad |\Delta \alpha| \leq \alpha_o \end{aligned} \quad (29)$$

여기서  $|\omega|$ 는 원쉬어의 트림속도에 대한 상대값을 나타내며  $|\Delta u|$ 는 원쉬어에 의한 속도 변화를 의미한다. 그리고  $|\dot{h}|$ 는 수직 가속도 변화이며  $|\Delta \alpha|$ 는 받음각 변화이다. 본 논문에서는 (28)에서 정의한 변수를 고려하여 대상 항공기가 원쉬어에 진입하는 과정을 따라 안전성 판단로직을 설계하였다. 첫째, 원쉬어 진입 이전 단계로서, 비교적 안정한 상태로 착륙하고 있을 때는 주어진 비행 경로각을 만족하면 된다. 둘째, 원쉬어 진입 초기단계는 맞바람을 받아 갑작스런 양력 증가로 인해 기체가 부상하기 때문에 다음 조건을 만족해야 착륙기동을 지속할 수 있다.

$$\epsilon_o = 10(ft/sec), \alpha_o = 5^\circ, f_o = 0.14 \quad (30)$$

만일 (29)를 만족하지 못하여 착륙을 포기할 경우는 스로틀 파워(power)와 제어면을 최대로 사용해서 원쉬어를 벗어나야 한다. 셋째, 원쉬어 중심으로 접근함에 따라 수직 하강풍(downburst)이 강하게 작용하는 구간으로서 비행경로를 벗어나는 것을 방지하기 위해 다음 조건을 만족해야 한다.

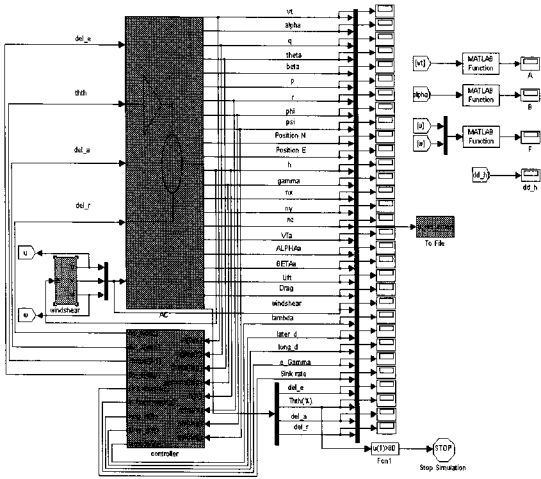


그림 12. 대상 비행기의 6-자유도 시뮬레이션 모델.  
Fig. 12. 6-DOF airplane simulation model.

$$a_0 = 15(ft/sec^2), f_0 = 0.14 \quad (31)$$

마지막 단계는 비행기가 윈쉬어로부터 뒷바람을 강하게 받는 단계로서 (29)와 (30)을 모두 만족해야 한다. 특히 뒷바람은 착륙과정에서 비행기의 속도 및 양력의 감소로 인한 문제를 유발하여 비행경로를 벗어나게 하는 중요한 원인이 됨으로 비행기 속도를 유지할 위해 충분한 스톱과 파워가 필요하다.

다음은 지금까지 설계된 계인 스케줄러를 가진 자동착륙 유도제어 알고리즘을 대상 항공기의 6-자유도 시뮬레이션 모델에 적용하고자 한다. 윈쉬어 및 안전성(safety) 판단로직을 포함하는 시뮬레이션 모델(SIMULINK™)은 그림 12에 나타내었다.

IV. 6-DOF 시뮬레이션 및 평가

다음은 앞 절에서 제안한 계인 스케줄러를 가지는 자동착륙 유도제어 알고리즘을 6-자유도 대상 항공기 비선형 시뮬레이션 모델에 적용하여 그 성능을 평가하고자 한다. 항공기의 초기조건은 고도 1,500(ft)에서, 250(ft/s)속도로 정상수평 비행을 하다가 접근과 착륙기동을 시작한다. 윈쉬어 및 측풍모델은 그림 3의 모델을 사용하였고 맞바람은 최대 25(ft/sec), 뒷바람은 최대 20(ft/sec)이며 특히 하강풍은 매우 강한 바람으로 최대 28(ft/sec)가 되도록 구현하였다[8]. 한편, 기본 제어기는 윈쉬어가 없을 때 안정성 및 성능조건을 만족하도록 설계하였다. 윈쉬어 환경에서의 접근 및 착륙기동의 시뮬레이션 결과는 그림 13~15에 나타내었다. 시뮬레이션 결과, 윈쉬어가 없는 경우("PID") 착륙기동 시작 후 60초 이내에 횡방향 유도에 의한 활공경로를 포착하며 플레어 기동은 약 110초에서 시작하여 약 120초에 착륙(touchdown)이 이루어진다. 하지만 윈쉬어가 발생하는 초기 단계에는("PID+ws") 착륙속도를 유지하기 위해 피치각이 감소하고 횡방향 속도가 순간적으로 증가하며 하강풍과 뒷바람이 발생하는 80초 이후에는 급격한 속도변화와 고도 및 비행 경로각의 변화를 볼 수 있다. 그리고 횡방향 제어

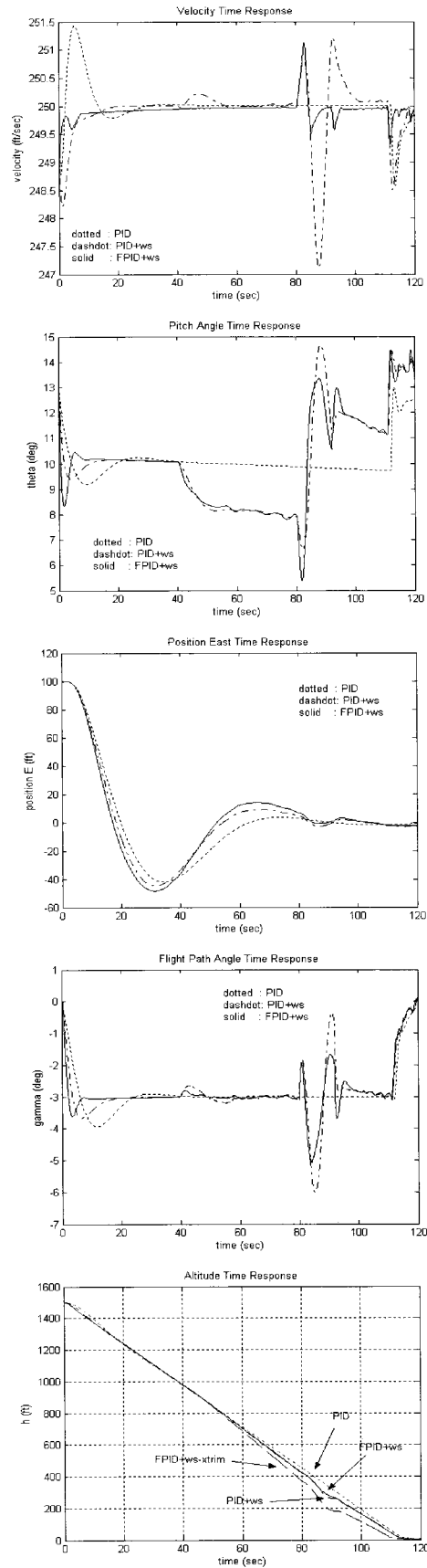


그림 13. 종/횡방향 자동 착륙기동 시간반응.  
Fig. 13. Time responses of autoland in longitudinal/lateral direction.

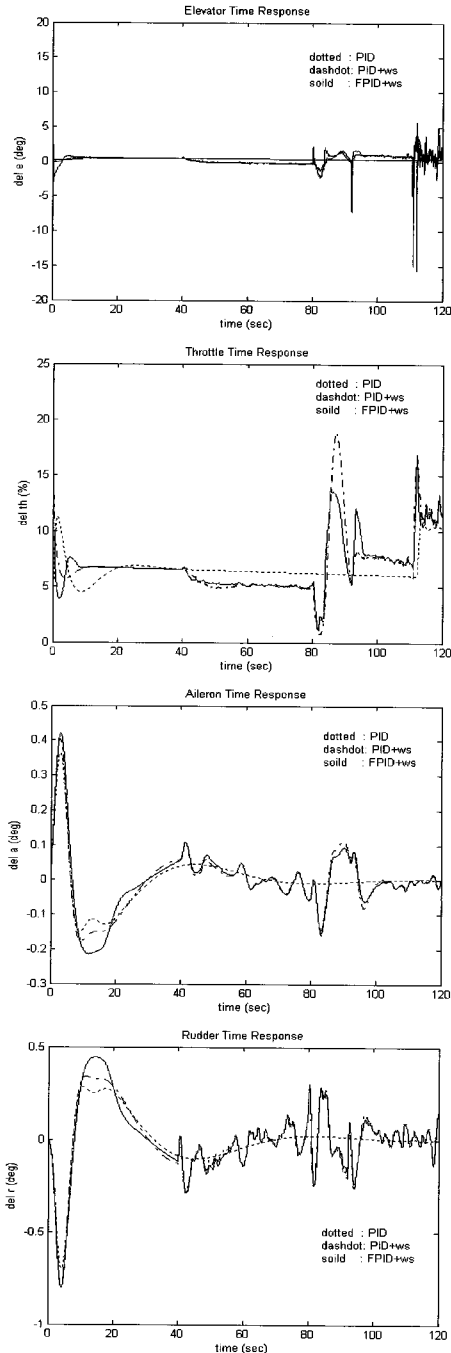


그림 14. 종/횡방향 제어입력 시간반응.  
 Fig. 14. Time responses of control input in longitudinal/lateral direction.

력의 역할이 증대하며 특히 뒷바람의 영향 속에서 플레어가 이루어지는 경우 피치각의 증가에 대해 보다 큰 스로틀을 사용하고 있음을 알 수 있다. 본 논문에서 제안한 유도 제어 시스템인 경우(“FPID+ws”) 윈쉬어가 발생하지 않는 초기 40초 동안 기본 제어기보다 더 빠른 응답을 보이며 윈쉬어가 발생한 후 강한 수직 하강풍과 뒷바람이 동시에 발생하는 80초 이후에는 “PID+ws” 경우에 비해 속도 및 피치각 변화가 더 적으며 종/횡방향 경로오차가 개선됨을 알 수 있고 종방향 제어입력의 피크값(peak value)이 더 적음

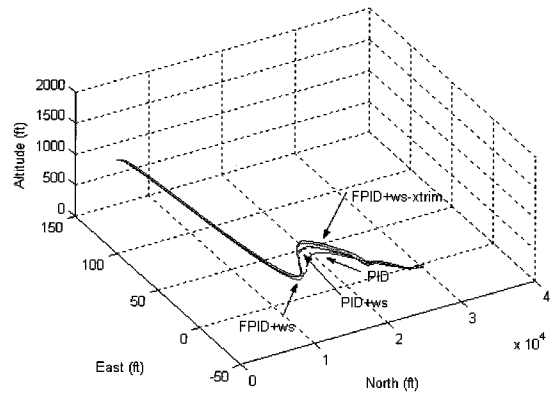


그림 15. 3차원 활주로 주변에서의 자동 착륙기동 시간반응.  
 Fig. 15. Time responses of autoland around rRunway in 3-dimension.

을 볼 수 있다. 또한 착륙고도 변화를 보면 윈쉬어 발생 후 40초 이후에 현저한 고도 하강을 보이지만 “FPID+ws” 경우 이를 개선하고 있음을 볼 수 있으며 3차원 착륙기동에서 활주로 중심으로부터 착지점 오차는 “PID” 경우 30(Cm)이나 윈쉬어 및 측풍의 영향으로 “PID+ws” 및 “FPID+ws” 경우 각각 70(Cm) 및 45(Cm) 서쪽으로 더 벗어남을 알 수 있다. 따라서 윈쉬어 및 측풍이 발생한 경우, 전반적으로 “FPID+ws” 경우가 “PID+ws” 경우보다 우수한 착륙성능을 보임을 알 수 있다. 그리고 그림 2에서 보인 윈쉬어의 맞바람 강도를 수준 2이상의 속도인 55(ft/sec)로 하였을 경우 (“FPID+ws-xtrim”)에도 그림 13과 그림 15에 보인 것처럼도 여전히 안전한 착륙이 가능하다. 결과적으로 본 연구에서 제안한 제어가 만족스런 안정성과 외란에 대한 강건성을 가지고 있음을 알 수 있다.

V. 결론

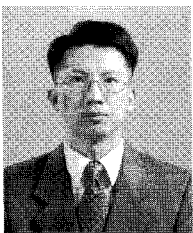
지금까지 본 논문에서는 발생하는 시점이 불확실하고 공기역학적인 특성이 매우 복잡한 윈쉬어와 측풍이 활주로 근방에서 발생한 상황속에서 착륙기동 중인 비행기가 주어진 궤적을 따라 안전하게 착륙할 수 있도록 하는 유도제어 알고리즘을 설계하는 기법을 제안하였다. 제안된 적응적 유도제어 시스템은 기본 제어기와 퍼지로지직에 의한 계인 스케줄러 그리고 안전성 판단로직으로 구성되어 있다. 이를 6-자유도 대상 항공기 비선형 시뮬레이션 모델에 적용한 결과, 특히 착륙기동 중인 항공기에 매우 심각한 위험을 초래할 수 있는 영역인 하강풍과 뒷바람이 동시에 발생하는 상황에 대해 보다 우수한 성능을 보임을 확인하였다.

참고문헌

[1] 하철근, 박영일, 최형식, “ILS를 이용한 횡운동 자동착륙유도 시스템 설계,” 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 경상대학교, 4.13-14, 2001, pp. 432-435.  
 [2] 하철근, 박영일, 유석준, “종/횡운동 자동착륙 유도 및 제어시스템 설계 및 분석,” 11차 유도무기 학술대회, 국방과학연구소, 2001년 10월 25일, pp. 249-252.



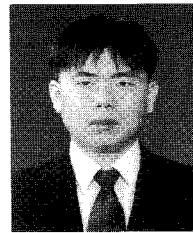
- [3] 김봉주, 하철근, “자동착륙을 위한 횡운동 설계기법 연구,” 한국항공우주학회 추계학술발표회, 보광취닉스파크호텔, 2002. 11. 8-9., pp. 1317-1320.
- [4] 윤석준, 하철근, 임준석, 이영재, “Development of approaching guidance algorithm for a highly accurate auto-landing,” ADD 장기기초연구(ADD-00-2-2), 2000. 1-2002. 12.
- [5] C. E. Cohen, et a, “Automatic landing of a B-737 using GNSS integrity beacons,” *Proc. ISPA*, 1995.
- [6] J. T. Klehr, “Wind shear simulation enters the fourth dimension,” *ICAO Bull.* 23-25, May 1986.
- [7] T. T. Fujita, “Microbursts as an aviation wind shear hazard,” *AIAA Paper-81-0386*, Jan. 1981.
- [8] D. McLean, *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall, 1990.
- [9] A. Miele, T. Wang, and W. W. Melvin, “Optimization and acceleration guidance of flight trajectories in a windshear,” *J. of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 10, no.4, pp. 368-377, Jul.-Aug. 1985.
- [10] Y. Zhao and A. E. Bryson, “Optimal paths through sownburst,” *J. of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 13, no. 5, pp. 813-818, Sept.-Oct. 1985.
- [11] Y. Zhao and A. E. Bryson, “Control of an aircraft in downburst,” *J. of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 13, no. 5, pp. 819-823, Sept.-Oct. 1985.
- [12] A. P. Kurdjukov, B. V. Pavlov, and V. N. Timin, “Longitudinal flight control in windshear via  $H^\infty$ -methods,” *Proc. of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA 96-3727, pp. 1-6.
- [13] W. Kang, and A. Isidori, “Flight control in a windshear via nonlinear  $H^\infty$ -methods,” *Proc. of the 31-st Conf. on Dec. and Contr.* pp. 1135-1142, 1992.
- [14] S. P. Shue, K. Ramesh and P. Shi, “Robust aircraft control design for glideslope capture in windshear using gain scheduling,” *Proc. of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA 98-4299, pp. 1-12.
- [15] K. Nho and R. K. Agarwal, “Automatic landing system design using fuzzy Logic,” *J. of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 23, no.2, pp. 298-304, March-April. 2000.
- [16] C. Ha and J. Kim, “Automatic landing under wind shear turbulence in adaptive gain scheduled PID control optimized in genetic algorithm,” *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, AIAA 2005-6346, 15-18, August 2005.
- [17] J. Juang, K. Chin and J. Chio, “Intelligent automatic landing system using fuzzy neural networks and genetic algorithm,” *Proc. of American Control Conference*, Boston, pp. 5790-5795, MA. June 30-July 2, 2004.
- [18] B. L. Stevens and F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*, JOHN WILLEY & SONS, INC, 1992.
- [19] J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles (2nd edition)*, JOHN WILLEY & SONS, INC, 1991.
- [20] [www.defense-update.com/directory/ucars-uav.htm](http://www.defense-update.com/directory/ucars-uav.htm)
- [21] R. A. Nichols, R. T. Reichert, and J. H. Evers, “Gain scheduling for controllers: a flight control examples,” *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 1, no. 2, pp. 69-79, 1993.
- [22] Z. Y. Zhao, M. Tomizuka, and S. Sagara, “A fuzzy tuner for fuzzy logic controllers” *Proc. 1992 American Control Conference*, Chicago, IL., pp. 2268-2272, June 24-26, 1992.
- [23] S. Hayashi, “Auto tuning fuzzy logic controller,” *Proc. of IFSA 1991 International Fuzzy Systems Associates*, 1991, pp. 41-44.
- [24] P. J. King and E. H. Mandami, “The application of fuzzy control systems to industrial control,” *Automatica*, vol. 13, 1977, pp.235-242.
- [25] R. M. Tong, “Fuzzy control systems: A retrospective,” *Proceedings of American Control Conference*, San Francisco, July 1983.



하철근

1984년 서울대학교 항공공학과 졸업.  
1986년 동대학원 석사. 1993년 미국 워싱턴대 항공우주공학과 박사. 1993년 Post Doc. 1993년~현재 울산대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 지능제어 및 유도기법 기반 무인기 자율

비행, 강건 디지털 제어 및 응용, 퍼지 및 뉴럴 기반 고장허용 재형상 설계 기법연구.



안상운

2003년 울산대학교 항공공학과 졸업.  
2005년 동 대학원 석사. 2005년~현재 퍼스텍(주) 제직중. 관심분야는 지능제어 및 유도기법 기반 무인기 자동착륙, 퍼지 기반 고장허용 재형상 설계 기법 연구.