

ILS를 이용하는 종운동 자동착륙유도 시스템 설계*

하철근 · 박영일

수송시스템공학부, 항공우주공학 전공

<요 약>

항공기는 비행영역이 넓어 다른 어떤 수송체보다 기동을 제어하기가 쉽지 않다. 특히 이러한 기동중에서 항공기의 착륙 시 기동은 그 대표적인 사례이다. 본 연구에서는 자동착륙 비행에 대해 논하고자 한다. 항공기의 착륙비행은 “Glide Slope Capture”와 “Flare” 두 단계로 구성된다. 본 연구에서는 자동착륙유도 시스템의 설계를 위하여 “Successive Loop Closure” 방법을 사용하였다. 본 연구의 최종 목적은 항공기가 다양한 공항의 착륙 환경에서 조종사의 도움없이 자동착륙을 할 수 있도록 하는 자동착륙 유도시스템을 설계하는 것이다. 그래서, 결심고도가 50ft이고 카테고리 IIIa급의 계기착륙시설(ILS)을 가지고 있는 공항에 비행기가 착륙한다고 가정하여 자동착륙 유도시스템이 설계조건을 모두 만족하도록 설계하였다.

Design of Longitudinal Automatic Landing Guidance System Using ILS

Ha, Cheolkeun · Park, YoungIl

School of Transportation Systems Engineering,
Aerospace Engineering Division

<Abstract>

Control of an aircraft is not an easy problem compared with any other transportation vehicles due to a wide range of flight envelope. Among various maneuvers of aircrafts,

* 본 연구는 지방대학특성화사업에서 지원하는 제5차 산학협력기초연구지원에 의해 일부 이루어졌음.

especially, landing maneuver is a typical example for the difficult problems. In this study, the landing maneuver without pilot's help is discussed and addressed. Landing task consists of two flight phases, called as "Glide Slope Capture" and "Flare". This autoland guidance system in this study is designed using "Successive Loop Closure". The goal of this research is to design a feedback control and guidance system such that an aircraft can be landed under various airport landing environments. In this paper, under the assumption of the airport's landing system, controlled by ILS which has the function of 50ft decision altitude and accuracy of category IIIa, the resulted autoland guidance system meets all of design requirements specified in this study.

I. 서론

국내항공기 사고 원인 중 조종사 과실에 의한 사고의 비율이 높은 것으로 나타났다. 이것은 운항환경의 변화, 즉 항공기 및 항법 장비의 개발에 따른 조종사 훈련, 운항횟수 및 수송량증가에 따른 공항관리 및 교통관계 분야의 변화, 자연환경 및 승무원 관리 등 전반적인 운항 환경 변화에 대한 적응 및 대비가 미비했기 때문으로 판단된다. 또한 비행단계별 항공기 사고를 분석해 보면 전 비행시간의 4%에 불과한 접근 및 착륙단계에서의 사고가 전체 사고건수의 약 50%에 달하고 있다. 이것은 이 단계에서 조종사가 수행해야 할 일 (Work Load)이 현저히 증가하기 때문이다. 더구나 안개가 낀 악천후 시에는 공항에 어느 정도 접근하더라도 활주로를 볼 수 없기 때문에 시계비행으로는 착륙할 수 없게 된다.[6] 이와 같이 시계의 확보가 어려운 기상조건 하에서도 안전하게 착륙하기 위해서 유도전파로서 항공기를 유도하는 장치가 착륙지원시스템이다. 1940년대 초까지만 해도 조종사들은 지상을 볼 수 없는 기상상태에서의 비행은 불가능한 것으로 인식하고 있었다. 그러나 전자공학의 발달에 따라 미국에서 1942년 현대적인 계기착륙시설(ILS)이 개발되기 시작하여 1947년 국제민간항공기구(ICAO)에서 착륙용 표준시설로서 계기착륙시설(ILS)을 채택하였다. 우리나라에서도 1960년 12월 김포국제공항에 최초로 계기착륙시설(ILS)을 운영하기 시작하였으며 지속적인 시설의 확충과 개량으로 현대화된 시설을 갖추고 있다. 그러나 최근 미국과 유럽에서는 계기착륙시설의 주파수 혼잡으로 인한 혼신문제를 제거하고 우회접근 절차 구성등 유연성 있는 공역활용을 목적으로 유럽에서는 마이크로파 착륙 시스템(MLS)로 전환하여 운용할 계획이며 미국을 비롯한 나머지 국가들은 가능한 한 경제성 있는 근거리 오차 정보 시스템(LAAS)로 전환하여 운용하려는 움직임을 보이고 있다.[15] 지금까지 항공기의 자동착륙장치설계와 관련된 연구로는, 참고문헌[1,2,3,4,5,6]에 종방향과 관련된 자동착륙장치에 관해 연구되었고, 참고문헌[1,2,3,5]에서는 고전제어기법이 아닌 최적제어, 적응제어, 지능제어와 같은 최신제어이론을 적용하여 자동착륙장치설계에 대해 연구가 되었으며, 참고문헌[7]에서는 계기착륙시설이 아닌 마이크로파 착륙시스템(MLS)에 관해 연구되었으며, 참고문헌[8]에서는 GPS를 이용한 자동착륙장치 설계에 관해 연구되어졌다. 계기착륙시설(ILS)을 이용하는 자동 착륙유도 시스템은 공항부근의 공중에 전파에 의한 활공경로(Glide Slope)를 형성하여 이 활공경로를 따라 항공기를 유도하는 것이다. 기본 ILS 지상설비는 수평유도정보를 제공하는 Localizer라고 부르는 VHF무선장치와 진입각에 대한

수직유도정보를 제공하는 Glide-Path라고 부르는 UHF무선장치 및 활주로 Threshold로부터의 거리를 지시하는 VHF무선 장치인 Marker Beacon으로 이루어지며 이는 Outer Maker, Middle Maker, Inner Maker의 세 종류가 있다. 그리고 국제 민간 항공 기구(ICAO)는 ILS를 정밀성에 따라 Category I, II, III의 3종류로 나누며 현재 대부분의 공항에서 채택하는 것은 Category I, II이다. 본 연구에서의 ILS는 Category IIIa급이며 결심고도는 50ft로 하였고 플레어를 시작하는 고도는 17.44ft로 하였다. 참고문헌[9,10]에서 제시된 내용을 바탕으로 계기착륙시설(ILS)을 이용하는 항공기에 대한 중운동 자동착륙유도 시스템을 고전제어기법으로 설계하고자 한다. 2장에서는 중운동 착륙유도 시스템의 구성과 시스템 설계를 위한 사양을 기술하고 3장에서는 대상항공기의 중운동특성과 자동착륙유도 시스템 설계 결과를 보이고 4장에서는 결론을 맺는다.

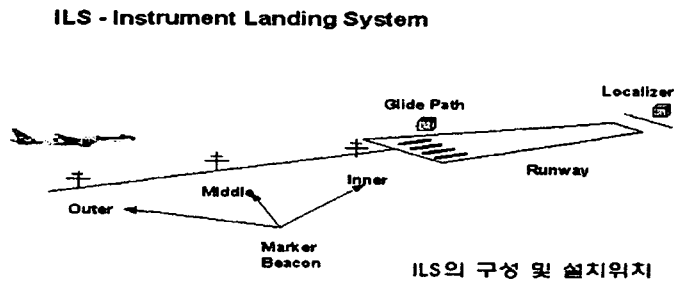


그림 1 . ILS-Instrument Landing System

2. 중운동 착륙유도 시스템의 구성

본 연구에서 다루는 중운동 자동착륙유도 시스템은 Basic Autopilot 로직, 속도 제어로직, 활공경로 제어로직 그리고 플레어 제어로직으로 구성되어 있다. 먼저 Basic Autopilot 로직은 주기모드의 안정화와 피치 자세가 제어로직으로 구성되며 속도 제어로직은 항공기가 착륙을 할 때 속도유지를 위한 로직이며 활공경로 제어로직과 플레어 제어로직은 각각의 coupler를 가지고 있다. 본 연구에서 다루는 대상항공기는 무게중심이 35% MAC(Mean Aerodynamic Chord)에 위치하고 있어 정적 불안정성을 갖고 있으며 착륙속도는 205ft/sec를 갖고 비행경로각이 0(deg)인 상태에서 착륙하고 있다고 한다. 그리고 종방향 조종입력은 $\pm 25(\text{deg})$ 인 엘리베이터와 트로틀이다. 작동기 모델은 모두 시정수 0.05sec를 갖는 1차계이다. 피드백을 위하여 rate gyro, 증폭기, 속도 제어를 이용하며 활공경로각 3.0(deg) 유지를 위한 수신기가 사용된다. 본 연구에서 다루는 대상항공기는 MIL-8785C에 언급되어 있듯이 Class-IV, Flight Phase Category 'C', 중운동 Level 1의 비행성 요구도를 만족하며(생략) 그 외에도 다음 표 2에 주어진 조건을 만족해야 한다.

표 1 . ILS의 Marker Beacon의 사양

ILS의 Marker	Treshold로부터의 거리
Outer Marker	30000ft
Middle Marker	3500ft
Inner Marker	250~1500ft

표 2. 종운동의 착륙시 제한 사양

state		구속조건
강하율	Glide Slope	10ft/sec 이상
	Flare	2ft/sec 이하
Flare → Touchdown		5~10 sec
V_T		$V_{Tref} \pm 10 \text{ ft/sec}$
α		$-5^\circ \leq \alpha \leq 5^\circ$
θ		$-5^\circ \leq \theta \leq 5^\circ$
$\Delta \gamma$		$-0.5^\circ \leq \Delta \gamma \leq 0.5^\circ$

3. 종운동 착륙유도 시스템의 설계

대상항공기의 선형 종운동 모델은 다음과 같은 상태방정식으로 표현된다.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (1)$$

여기서 관련 행렬은 부록에 제시하였다. 그리고 상태변수와 입력변수 벡터는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} x &= \{ V_T \ \alpha \ q \ \theta \}^T \\ u &= \{ \delta_{ele} \ \delta_{thrl} \}^T \end{aligned} \quad (2)$$

또한 작동기 모델은 설계시 고려하였다. 이 항공기의 모드특성은 장주기모드가 불안정한 상태이다. 그래서 종운동 안정성을 증대시키기 위해 Basic Autopilot을 이용하여 안정화하였다. Basic Autopilot은 피치변화율을 피드백하는 rate gyro와 피치자세각을 피드백하는 증폭기가 있다. 각각의 이득은 $S_{(rg)} = -4.5 \text{ Volt}/(\text{rad}/\text{sec})$, $S_{(amp)} = 4 \text{ volt}/\text{volt}$ 로 하였다.

지금까지 설계된 Basic Autopilot에 의해서는 완전한 항공기의 자동비행을 이루기 어렵다. 항공기의 자세가 변하면 공력특성도 변하므로 속도의 변화가 일어나고 결국에는 비행경로를 유지하지 못하게 된다. 예를 들어 항공기가 상승하고자 할 경우에 있어서 비행경로각(γ)은 양의 피치 자세각(θ comm)에 대해서 양의 값을 가져야한다. 그러나 항공기가 상승을 시작하고 항공기의 노즈 부분이 상승할 때, 속도가 줄어들고, 높은 받음각을 가지고 상승에 필요한 양력을 가져야 한다. 정상상태에서의 높은 받음각을 가진 양력의 증가는 피치 자세각 보다 크다. 그러면 $\gamma = \theta - \alpha$ 이므로 항공기는 매우 나쁜 활공에서 상승을 시작하게 된다. 즉 받음각이 증가함에 따라 비행경로각이 음의 값을 가지게 된다. 그러므로 정상상태에서의 비행경로각

의 부호가 피치 자세각과 같도록 하기 위해서 속도 제어가 필요한 것이다. 속도제어기를 Airspeed Hold Autopilot라고 부르며 이것은 자동착륙을 위한 제어장치중의 하나이다. 트로틀 입력에 대한 속도의 전달함수를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\frac{V_T}{\delta_{tht}} = \frac{23.19(s-0.0185)(s+0.48 \pm 0.34i)}{(s+1)(s+0.49 \pm 0.3210i)(s-0.0078 \pm 0.1242i)} \quad (3)$$

식 (3)에서 분자의 2차항과 분모의 단주기 모드의 2차항이 정확히 같지는 않지만 거의 비슷하므로 서로 제거할 수 있다. 왜냐하면 속도제어 loop는 단주기 모드에 영향을 주지 않기 때문이다. 따라서 위의 식(3)에서 서로 제거한 부분을 빼면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{V_T}{\delta_{tht}} = \frac{23.19(s-0.0185)}{(s+1)(s-0.0078 \pm 0.1242i)} \quad (4)$$

식(4)를 이용하여 속도제어기를 설계한다. 여기에서 다시 속도제어를 하기 위하여 PI제어기와 PD제어기를 사용하여 보았다. 각각의 제어기 형태는 다음과 같다. 속도제어에 필요한 센스티비티 이득값 S_e 는 0.02로 정하였다. 이것은 여러번의 시뮬레이션을 하여 정한 값이다.

$$PI\text{제어기} = 1 + \frac{0.1}{s}, \quad PD\text{제어기} = s+1$$

PI제어기와 PD제어기를 포함한 시스템의 전달함수를 구하면 다음과 같다.

$$TF_{(CL)} = \frac{23.19s^3 + 1.889s^2 - 0.043s}{s^5 + 0.9844s^4 + 23.19s^3 + 1.905s^2 - 0.043s} \quad (5)$$

식(5)를 이용하여 S_e 의 이득을 그림 2.부터 구하면 0.02이다.

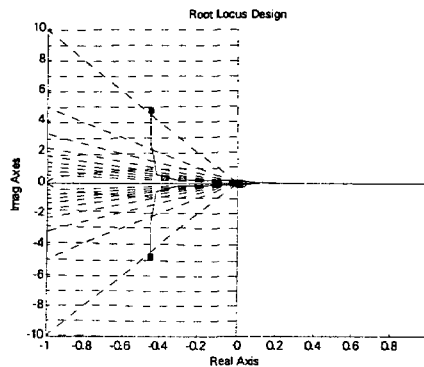


그림 2. Root locus for the velocity control loop

다음은 Glide Slope 제어로직의 설계이다. 전형적인 자동착륙 시스템은 활공 경로(Glide

Slope)로부터 항공기의 수직 변위를 계산하고 빔으로부터 각 편차를 측정하기 위해 항공기에 탑재된 활공 경로 수신기(Glide Slope Receiver)를 가지고 지상에서 $2.5^\circ \sim 3.5^\circ$ 로 윗 방향으로 향하는 빔을 감지하여 이용한다. 그래서 항공기는 활주로와 일직선상에 있게된다.

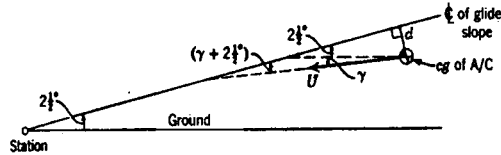


그림 3. Glide Slope 기하학

활공경로의 중심선과 항공기의 무게중심의 관계식을 다음에 나타내었다. 중심선과 무게중심거리 d 와 속도 V_T 비행경로각과의 관계식을 다음에 나타내었다. 여기서 $\gamma < 3.0$ 가 충분히 작은 각일 때 다음과 같다.

$$\dot{d} = V \sin(\gamma + 3)^\circ \cong \frac{V_T}{57.3} (\gamma + 3)^\circ \quad (6)$$

식(6)을 적분하여 거리 d 를 구한다. 또 그림 10에서 고도는

$$h = \gamma \left(\frac{V_T}{57.3} \right) \quad (7)$$

의 관계가 성립한다. 그리고 이 식을 적분하면 항공기의 고도가 구해지는 것이다.

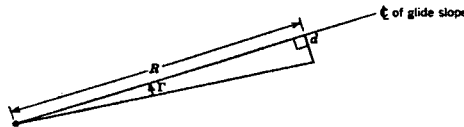


그림 4. Γ 의 기하학적 정의

그림 3.에서 항공기의 활공경로 수신기가 항상 활공경로의 중심선과 직각을 이루지 않는 경우에 에러가 발생할 수 있기 때문에 여기에 또 다른 요소를 포함해야 한다. 그림 4.에서 $\tan \Gamma = d/R$ 이다. 이 때 Γ 가 아주 작은 각이면 아래와 같다.

$$\Gamma \cong 57.3 d/R \quad (8)$$

활공경로 제어로직은 그림 4.에서와 같이 Γ 를 구하고 이 값을 피드백하여 항공기의 Γ 값이 0° 가 되도록 활공경로를 추종하게 한다.

다음은 활공경로 제어로직의 Coupler 설계이다. 형태는 다음과 같다.

$$\text{Coupler} = 10S_c \left(1 + \frac{0.1}{s} \right) \left(\frac{s + 0.45}{s + 4.5} \right) \quad (9)$$

이다. 여기에서 Coupler는 PI제어기와 Lead 타입의 제어기를 사용하고 식(10)은 앞에서

설계한 Basic Autopilot로 부터 구할 수 있다.

$$\frac{\theta(s)}{\theta_{(comm)}(s)} = \frac{123.64(s+0.465)}{(s+0.45)(s+0.98)(s+9.88 \pm 5.76j)} \quad (10)$$

$\gamma(s)/\theta(s)$ 의 전달함수는 앞서 설계한 자동조종장치로부터의 출력 피치자세각과 $\gamma = \theta - \alpha$ 의 관계를 이용하여 다음의 식을 구할 수 있다.

$$\frac{\gamma(s)}{\theta(s)} = -\frac{0.0265(s-2.912)(s+6.028)}{s+0.465} \quad (11)$$

일반적으로 대부분의 제어시스템의 디자이너들은 위의 식(11)을 간략화 하여 사용한다. 이것은 참고문헌[11]에서부터 인용한 것이다.

$$\frac{\gamma(s)}{\theta(s)} = \frac{0.465}{s+0.465} \quad (12)$$

다음에는 Station으로부터의 거리를 구한다. Γ (ref) 입력에 대한 Γ 출력에 대한 전달함수는 위에서 구한 식(10), (11), Coupler를 이용하여 구한다.

$$\frac{\Gamma}{\Gamma_{(ref)}} = TF_{Coupler} \times \frac{\theta}{\theta_{comm}} \times \frac{\gamma}{\theta} \times \frac{V_T}{57.3s} \times \frac{57.3}{R} \quad (13)$$

식(13)에서 R은 항공기가 착륙을 시도해야하는 최소의 거리이다. 식(13)의 Root Locus를 그려보면 그림 5와 같고 이로부터 최소거리 R의 값을 구할 수 있다. 여기서 이득값 $k=52$ 이다. $R = (6717 / 52)S_c = 129.16S_c$ 이고, 여기서 S_c 는 coupler의 이득값으로써 참고문헌 [11]에 의하면 일반적으로 $S_c=10$ 의 값을 가진다. 따라서 $R = 1292 ft$ 이다.

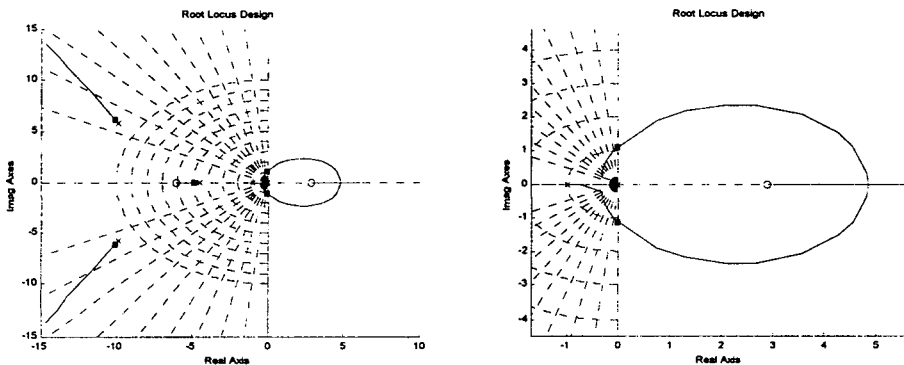


그림 5. Root locus for the automatic glide slope control system for $S_c = 10$

다음은 플레어 제어로직의 설계이다. 활주로 끝 상공의 고도 $15ft \sim 70ft$ 사이의 고도에서 자동착륙 시스템은 착륙을 위한 정확한 피치자세에 도달하기 위해 항공기의 강하율을 감소시키고 속도를 감소시키기 시작한다. 이 단계를 플레어라 한다. 활공경로에서 플레어를 수행하지 않는다면 항공기는 약 $10ft/sec$ 로 강하하여 $5 \sim 10 sec$ 내에 지면과 충돌할 것이다. 강하율은

약 2ft/sec 보다 작게 감소시켜야 한다. 활주로의 시작지점으로부터 일정한 거리($1500\text{ft} \sim 2500\text{ft}$) 내에서 착륙을 수행하는 동안 고도는 완만하게 0으로 감소시켜야 한다. 피치 자세 각은 항공기가 플레어하기 시작하면 약간 증가하고 접지 시에 피치 자세 각은 보통 $0^\circ \sim 5^\circ$ 사이에 있게 된다. 그림 6.에서는 플레어 경로의 기하학적 관계를 나타내었다.

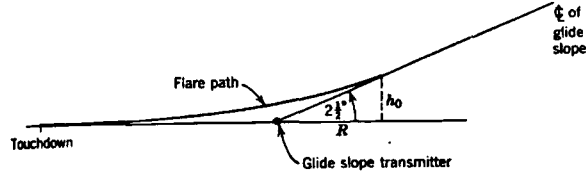


그림 6. Flare의 기하학

$$h = h_0 e^{-t/\tau} \quad (15)$$

여기에서 h_0 는 항공기가 플레어를 시작하는 고도이다. 여기에서 속도는 $V_T = 205\text{ft/s}$ 이므로 $\dot{h}_0 = V_T \times \sin 3 = 10.73\text{ft/sec}$ 이다. 그리고 활공경로송신기에서부터 항공기가 터치 다운하는 거리를 임의로 1000ft 로 가정하고 터치다운까지 4배의 일정시간이 걸린다고 가정한다. 그리고 그때 항공기가 플레어를 시작하는 거리를 R 이라고 한다. 그리고 항공기의 속도가 일정 하다고 하면 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$R + 1000 = (205)(4\tau) \quad (16)$$

그러면 $h_0 = 10.73\tau$ 이고 $\tan 3 = h_0/R = 10.73\tau/R$ 가 된다. 그러면 $R = 205\tau = 334\text{ft}$ 이다. R 을 식(16)에 대입하면 $\tau = 1.63$, $h' = -h/\tau = -0.615h$, $h_0 = 10.73/0.615 = 17.44\text{ft}$ 이다. 이 때 플레어 로직에서의 강하율은 $\dot{h}_r = -0.615h$ 이고 $h_0 = 17.44\text{ft}$ 가 플레어가 시작되는 고도이다.

다음은 플레어제어 시스템의 설계이다.

$\dot{h}(s)/\theta(s)$ 의 전달함수는 위의 식 (11)로부터 구한다.

$$\frac{\dot{h}(s)}{\theta(s)} = \frac{V_T}{57.3} \left[\frac{\chi(s)}{\theta(s)} \right] \quad (17)$$

보통의 플레어 Coupler는 활공경로 제어의 Coupler와 같은 형태에 lead 타입의 제어를 하나 더 추가한 형태를 사용한다. 두 번째 lead 제어기는 Coupler의 반응의 더 높은 값을 얻기 위한 것이다. 그러나 본 연구에서의 플레어 Coupler는 전체 시스템의 전달함수 식 (18)로부터 이득값 K 만을 이용하여 Coupler의 역할을 대신하였다. 이것은 충분히 만족할 만한 결과를 얻을 수 있었다.

식(10),(17)을 이용하여 Open Loop의 전달함수를 구하면 다음과 같다.

$$[TF]_{OL} = \frac{11.7S_c(s-2.912)(s+6.028)}{(s+0.45)(s+9.8)(s+9.88 \pm 5.76i)} \quad (18)$$

그림 7.에 보인 root locus로부터 루프게인 $K=2.6$ 을 얻는다.

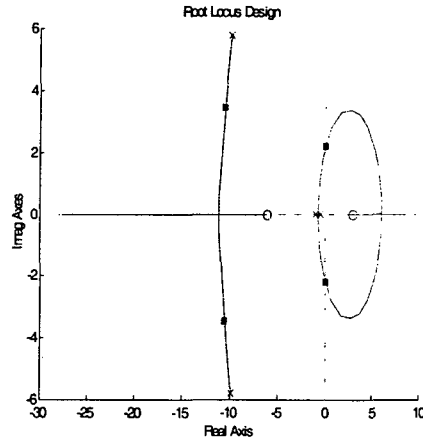


그림 7. Root Locus for the automatic flare control system

지금까지 설계된 활공경로 제어로직과 플레어 제어로직을 각각 그림 8과 그림 9에 나타내었다. 그리고 그림 10에서는 항공기 자동착륙유도 시스템의 시뮬레이션을 위해 두 로직을 결합한 형태를 보여준다. 그림에서 스위치 로직은 플레어를 시작하는 고도에서 항공기의 입력조종이 활공경로 제어로직에서 플레어 제어로직으로 바뀌게 하는 것이다.

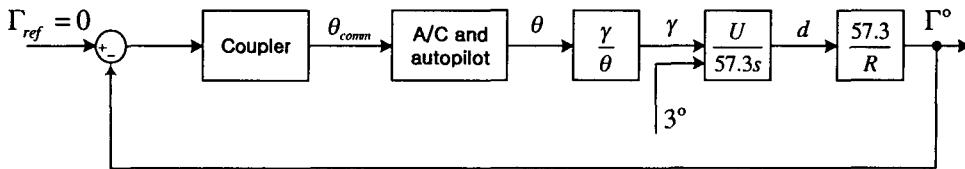


그림 8. 활공경로 제어로직

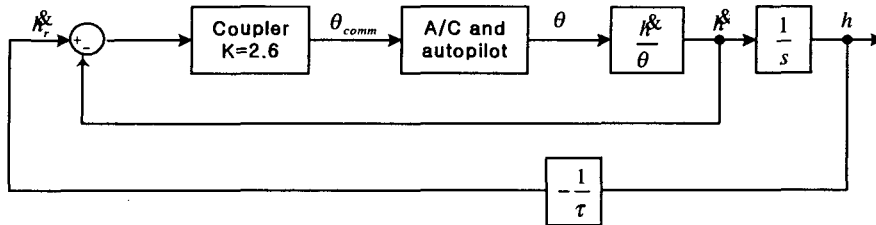


그림 9. 플레어 제어로직

다음은 그림 10에서 보인 중운동 자동착륙유도 시스템에 대한 시간반응을 그림 11에 나타내었다. 시간반응은 항공기가 착륙을 시작하는 고도는 1500ft이며 활공경로에서 -50ft 떨어져 있으며, 플레어를 시작하는 고도는 17.44ft로 하였다. 강하율은 $\dot{h}_r = -0.55h$ 이다. Station으로부터 활공경로를 시작하는 항공기까지의 거리는 outer marker의 위치 30,000ft로 하였다. 또한 대상항공기의 랜딩기어는 무게중심으로부터 4.62ft 이다.

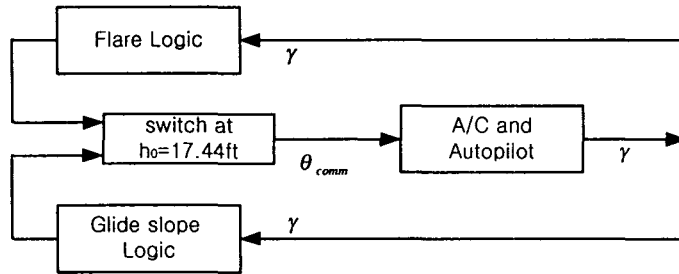
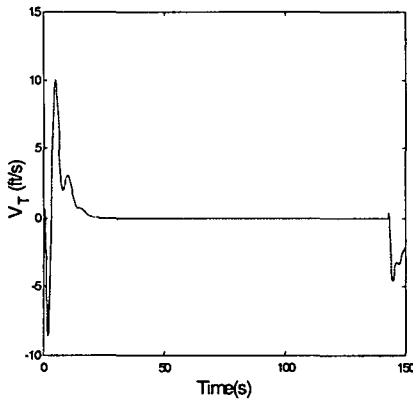
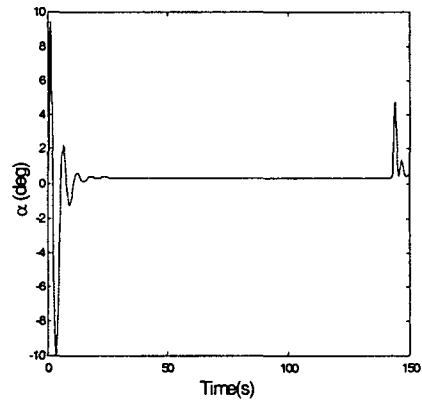


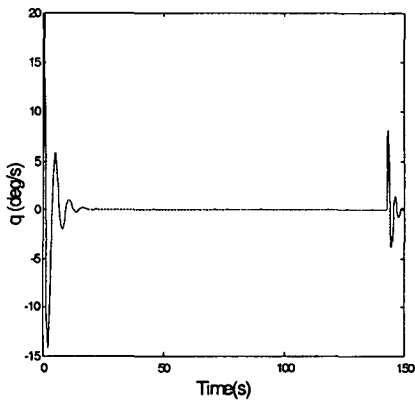
그림 10. 중운동 자동착륙 유도시스템



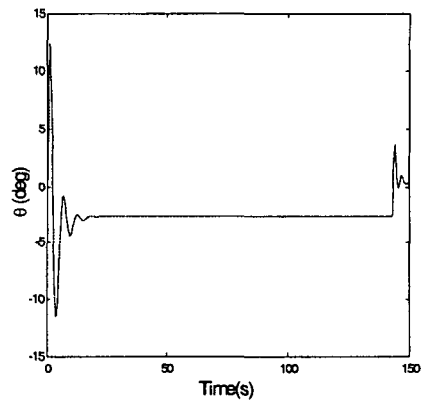
(1) 속도 변화.



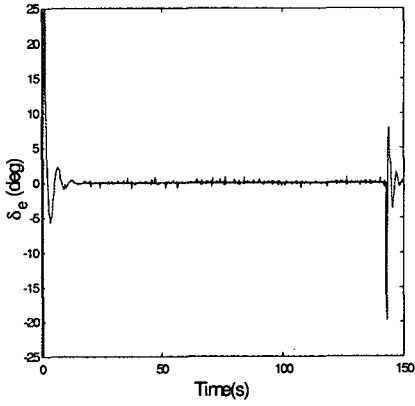
(2) 받음각 변화



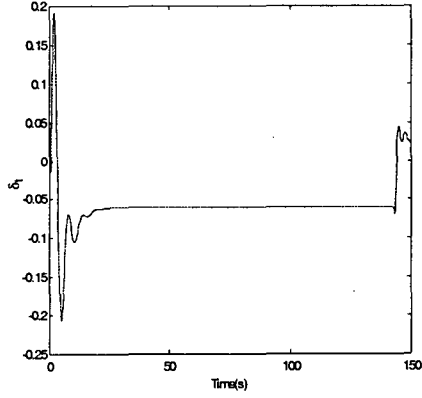
(3) 피치 변화율.



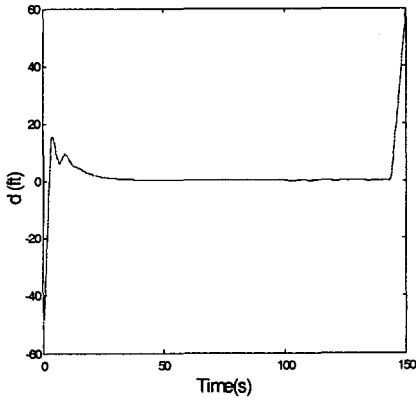
(4) 피치 자세각 변화.



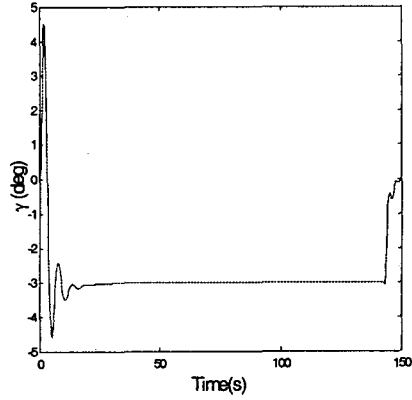
(5) 엘리베이터 변화.



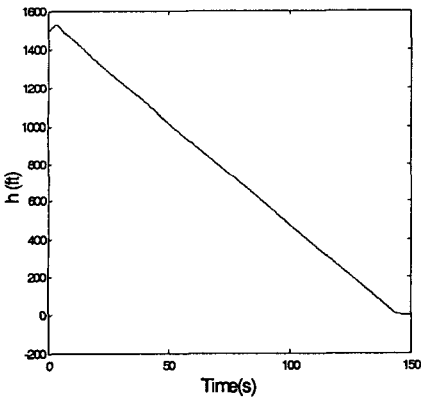
(6) 트로틀 변화.



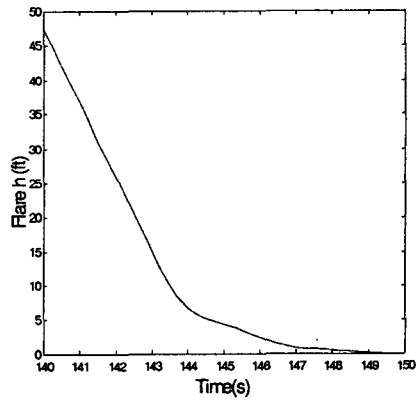
(7) 활공경로 중심선에서의 거리 변화.



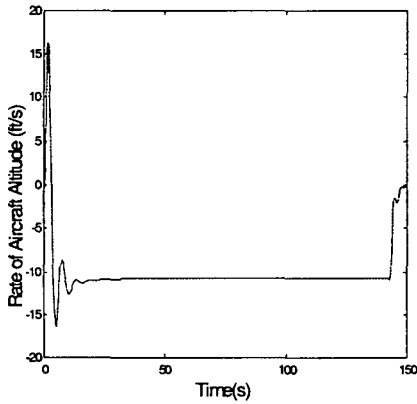
(8) 비행경로각 변화.



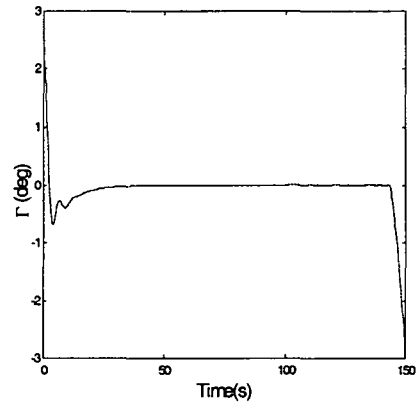
(9) 고도변화.



(10) 고도 $h_0=17.44\text{ft}$ 에서부터 플레어 반응



(11) 고도 강하율.



(12) 거리 d와 활주 중심선이 이루는 각 변화

그림 11. 중운동 자동착륙유도 시스템 시간반응

각 시간반응은 약 143초에서 활공경로에서 플레어로 스위치됨을 알 수 있고 모두 정상상태로 수렴한다. 그림 11-(1) 속도 변화율은 $\pm 10ft/sec$ 를 유지하고 있으며, 그림 11-(2) 받음각변화는 $\pm 5^\circ$ 를 유지하고 있으며, 그림 11-(7)과(12)는 활공경로 중심선으로부터 $d = -50ft$ 떨어진 지점에서 착륙을 시도하는 항공기가 활공경로 중심선에서 오차없이 따르고 있는 것을 알 수 있다. 그림 11-(8) 비행경로각은 주어진 활공경로를 추종하고 있는 것을 알 수 있다. 그림 11-(9)는 고도변화가 일정한 강하율을 가지고 활공경로를 추종하고 있음을 알 수 있다. 플레어를 시작하여 약 7초만에 터치다운하는 것을 그림 11-(10)으로부터 알 수 있다. 강하율은 활공경로 및 플레어 기동에서 각각 $10.73ft/sec$ 와 $0.3ft/sec$ 임을 알 수 있었다. 그러므로 시간응답으로부터 표 2에 주어진 사양을 만족한다. 그리고 엘리베이터의 경우, 순간 최대변위가 제한사양을 넘어서고 있는 경우가 있으므로 제한치(Limiter)를 두어 최대치를 제한하였다. 왜냐하면 큰 피치자세각의 명령이 과도한 반응을 유도하기 위해 무리한 엘리베이터의 변위를 유발할 수 있기 때문이다.

4. 결 론

본 연구에서는 ILS를 이용하는 비행기에 대한 중운동 자동착륙 유도시스템을 고전제어기법으로 설계하였다. 중운동 자동착륙유도 시스템의 구성과 시스템 설계를 위한 사양을 기술하고 대상항공기의 중운동 특성과 자동착륙유도 시스템 설계 결과를 보였다. 설계된 중운동 시스템의 결과를 시간반응을 통하여 제시된 설계사양(표 1)을 만족하는지를 분석하였다. 또한 기존의 논문이나 참고문헌에서는 플레어 기동의 제어에 있어서 활공경로 제어로직의 coupler에 lead 타입의 제어기를 추가하여 설계를 하고 있으나 본 연구에서는 플레어 제어로직에 따로 coupler를 추가하지 않고 전달함수로부터의 이득값으로 충분히 역할을 할 수 있었다. 또한 기존 논문에서 사용하지 않았던 스위치 로직을 이용하여 활공경로 기동과 플레어 기동을 동시에 시뮬레이션 할 수 있도록 하였다. 설계사양의 설정에 있어서 실제 항공기의 착륙상태를 고려하여 설정하였다.

참고문헌

1. Yoshimasa Ochi and Kimio Kanai, "Automatic Approach and Landing for Propulsion Controlled Aircraft by H ∞ Control", 1999 IEEE International Conference on Control Applications, August, 1999
2. Frederic L. Ewern and Arend P. van der Veen and Joseph Stopper, "Design of a Flare Coupler Using Neural Networks", AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA-1996-0511
3. Kyungmoon Nho and Ramesh K. Agarwal, "Automatic Landing System Design Using Fuzzy Logic", Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol.23, No2, March-April 2000
4. Yoshikazu Miyazawa, Toshikazu Motoda, Tatsushi Izumi, and Takashi Hata, "Longitudinal Landing Control Law for an Autonomous Reentry Vehicle", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.22, No.6 November-December 1999
5. Gaurav Saini and S.N. Balakrishnan, Contact Person, "ADAPTIVE CRITIC BASED NEUROCONTROLLER FOR AUTOLANDING OF AIRCRAFT WITH VARYING GLIDESLOPES", IEEE, 1997
6. 정도희, 은희봉, "항공기 자동착륙시스템을 위한 제어기법에 관한 연구", 한국항공운항학회지 제2집. 1994년 12월. pp.82-88.
7. Cheong Chee Hoo, T kirubarajan, T Naveendra, and P R P Hoole, "Near-Intermediate-and Far-Electric Field Signal Processor for Microwave Landing Systems", ICICS, September 1997
8. 기창돈, "GPS를 이용한 항공기 이착륙시스템", 한국항공우주학회지 제27권 제5호. 1999, 8. pp173~182
9. Robert C. Nelson, "Flight Stability and Automatic Control", McGraw-Hill, Inc. 1989.
10. Brian L. Stevens, Frank L. Lewis, "Aircraft Controls and Simulation", A Wiley-Interscience Publication JOHN WILEY & SONS, INC., 1991.
11. John H. Blakelock, "Automatic Control of Aircraft and Missiles, 2nd edition", A Wiley-Interscience Publication, John Wiley & Sons, INC.
12. Dimitri N. Mavris, Michelle R. Kirby, "TAKEOFF/LANDING ASSESSMENT OF AN HSCT WITH PNEUMATIC LIFT AUGMENTATION", Aerospace System Design Laboratory (ASDL). School of Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology. Atlanta, GA 30332-0150. AIAA-99-0534
13. Oleg A. Yakimenko, Issac I. Kammer, "Near-Optimal Trajectory Generation for Autonomous Aircraft Landing", 1999 IEEE International Conference on Control Applications, August, 1999
14. David P. Boyle and Gregory E. Chamitoff, "Autonomous Maneuver Tracking for Self-Piloted Vehicles", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.22, No.1 January-February 1999
15. 한국항공공단내 항행안전시설, "<http://www.navaid.co.kr/>"