

항공기 자동착륙시스템을 위한 제어기법에 관한 연구

정 도 회*, 은 회 봉**

A Study on the Control Methods for Aircraft Automatic Landing System

Do-Hee Jung and Hee-Bong Eun

목 차

- I. 서 론
- II. 본 론
 - 1. 계기착륙시설(ILS)
 - 2. 자동착륙시스템의 범주
 - 3. 자동착륙시스템의 개념
 - 4. 제어기 설계 및 시뮬레이션
 - 5. 시뮬레이션 결과
- III. 결 론

* 대우중공업 중앙연구소 전자기술부 근무

** 아시아나항공(주) 기장

요 약

최근 항공기 착륙시스템을 자동화하려는 노력이 활발히 진행되고 있다. 제어이론의 발달에 따라 최적제어, 적응제어, 지능제어와 같은 최신제어이론을 적용하여 Blind Landing System의 개발에 박차를 가하고 있다.

본 연구에서는 ILS로부터 나오는 신호를 받아 정해진 Glide Path를 추종하고 또한 일정고도에 도달하면 플래어하여 안전하게 접지할 수 있도록 하는 제어시스템을 개발하고자 항공기의 자동착륙시스템을 위한 제어기법들을 연구하였다.

I. 서 론

국내항공기 총 사고 건수는 해마다 증가를 계속하여 80년 이후 92년까지 61건에 달하는 각종 항공기 사고가 발생하였다. 이는 급격한 항공기 수송에 부응한 항공기 운항횟수의 증가와 운항환경에 변화 등이 영향을 준 것으로 특히 항공기 총 사고에서 인적요소에 의한 사고의 비율이 미국등 선진국과 비교할 때 높은 것으로 분석된다.

이처럼 국내항공기 사고 원인 중 조종사 과실에 의한 사고의 비율이 높은 것은 운항환경의 변화, 즉 항공기 및 항법 장비의 개발에 따른 조종사 훈련, 운항횟수 및 수송량증가에 따른 공항관리 및 교통관제 분야의 변화, 자연환경 및 승무원 관리 등 전반적인 운항 환경 변화에 대한 적용 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 조종사의 Work Load가 현저히 증가하기 때문이다.[1]

이러한 분석결과 Landing단계에서의 많은 사고에도 불구하고 ILS의 Glide Slope 정보제공이 항공기 사고 방지에 크게 기여하고 있음이 밝혀 졌고, 따라서 이의 이용에 대한 기술혁신(Technical Innovation)이 실제로 항공기 안전운항에 크게 기여하게 될것으로 기대된다.

최근에는 제어이론의 발달에 따라 최적제어, 적응제어, 지능제어와 같은 최신제어이론을 적용하여 Blind Landing System의 개발에 박차를 가하고 있다.

본 연구의 목적은 조종사의 Work Load가 많은, 진입 및 착륙단계에서 ILS로 부터 얻은 정보를 이용하여 자동으로 착륙할 수 있는 시스템을 위한 제어기법을 개발하는 것이다.

II. 본 론

이 장에서는 먼저 자동착륙시스템을 위해 필수불가결한 요소인 착륙보안 시설에 대해 알아보고 다음은 이 착륙보안시설과 탑재된 자동착륙시스템의 범주에 대해 살펴본다. 그리고 이 범주에 따라 본 시스템의 개념을 설명하고 자동착륙제어기를 설계하고자 한다. 이 설계된 제어기를 시뮬레이션하여 그 결과를 검토한다.

1 계기착륙시설(ILS)

ILS(Instrument Landing System : 계기착륙시설)는 공항부근의 공중에 전파에 의한 강하로를 형성하여 이 강하로를 따라 항공기를 유도하는 것이다. 기본 ILS지상설비는 수평유도정보(횡적유도정보)를 제공하는 Localizer라고 부르는 VHF무선장치(108.10-111.975MHz)와 진입각에 대한 수직유도정보를 제공하는 Glide Path라고 부르는 UHF무선장치(329-335MHz) 및 활주로 Threshold로부터의 거리를 지시하는 VHF무선장치(75MHz)인 Marker Beacon으로 이루어지며 Marker Beacon은 Outer Marker, Middle Marker, Inner Marker의 세종류가 있다.

ICAO는 ILS를 정밀성에서 Category I, II, III의 3종류로 나누며 현행의 것은 대부분의 공항에서 거의 Category I, II이다.

Localizer Course는 그의 중심선상에서는 90Hz에 의한 변조도와 150Hz에

의한 변조도가 같은 즉 D.D.M.(Difference in Depth of Modulation)이 영인 선이며 코스(Course)를 향하여 왼쪽의 영역에서는 90Hz 변조도가 150Hz의 변조도보다 우세하고 오른쪽의 영역에서는 150Hz 변조도가 90Hz 변조도보다 우세한 복사전계로 형성되고 있다. 코스 중심선의 좌우 4도사이에서는 코스편차각과 D.D.M.이 거의 비례적인 관계가 되도록 되어 있다.

Glide Path의 코스는 그 강하로의 중심선에서는 90Hz와 150Hz의 변조도가 같고 (각각 약 40%), 코스의 상방영역에서는 90Hz가 150Hz보다 우세하고 코스의 하방영역에서는 150Hz가 90Hz보다 우세하다. Glide Path에는 등신호형이라 부르는 것과 Null Reference형이라고 부르는 것이 있다. 등신호형은 Antenna Master의 상하에 반사판을 가진 공중선을 하나씩 각각 배치하고 상측의 것에는 150Hz로 변조한 반송파를 하측의 것에는 90Hz로 변조한 반송파를 복사한다. 이 수직면내 지향특성은 공중선 높이를 각각 h 및 H , Glide Path Master에서 본 항공기의 영각을 α 라 하면 대지의 반사를 고려한 경우 복사된 Beam의 전계각도는 각각 $2E_H(\frac{2\pi}{\lambda} h \sin \alpha)$ 및 $2E_H \sin(\frac{2\pi}{\lambda} H \sin \alpha)$ 가 된다.

그림 1에 ILS Localizer 와 활공기울기 트랜스미션이 보여진다.

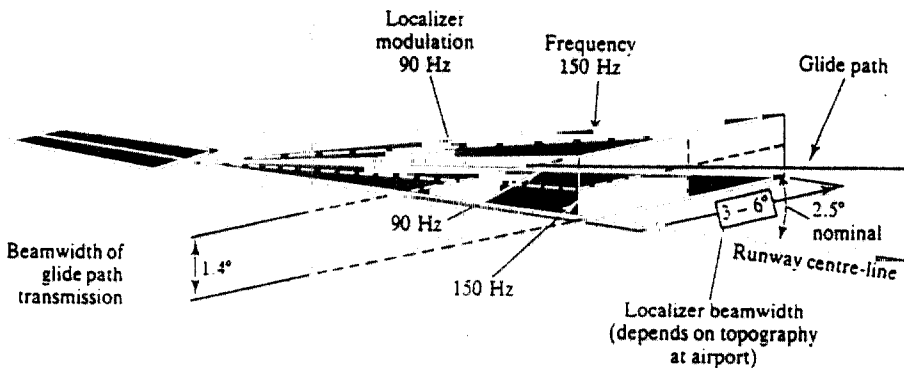


그림 1. ILS Localizer 와 Glide Slope Transmission

2. 자동착륙시스템의 범주(Category)

착륙의 범주를 구분하는 것은 시정조건이다. 이 범주는 그림 2.에 요약되어 있다. 각 범주는 결심고도(DH) 즉, 착륙하기위한 수직 시정에 해당하는 최소 허용고도와 활주로 시정(RVR)의 조합으로 정의된다. 표 1.에서와 같이 범주 I 과 II에서는 그림 2. 에서 정의된 DH/RVR조합에 해당하는 접근만 허용한다. 조종사는 그 DH에서 착륙하기위해 수동 조종으로 비행을 계속하거나 착륙을 포기하고 공중에서 선회를 한다. 범주 IIIa에서는 항공기가 접지단계까지 자동 착륙을 가능하게 해주며 그 이후로는 조종사가 인계받아 활주하게 된다. 범주 IIIb에서는 항공기가 자동활주까지 가능하게 해주며 그 이후로는 조종사가 조종하게 된다. 범주 IIIc에서는 자동택싱까지 가능하게 해주어 완전한 자동착륙을 보장해준다. 그러나 지금까지 어떠한 시스템도 범주 IIIc에 해당하는 성능을 보장해 주지 못해왔다. 범주 IIIa와 IIIb를 위한 DH는 표 2 에 나타난 바와 같이 항공사와 항공기의 종류에 따라 다르다.

실제의 이용상황은 기상에 카테고리 III인 자동착륙장치를 탑재해도 지상의 ILS가 거의 카테고리 I,II 정도이므로 전천후 착륙능력이 충분히 발휘될 수 있으므로 전천후 착륙기술로써 보다는 안전착륙기술로써 사용되는 것이다.

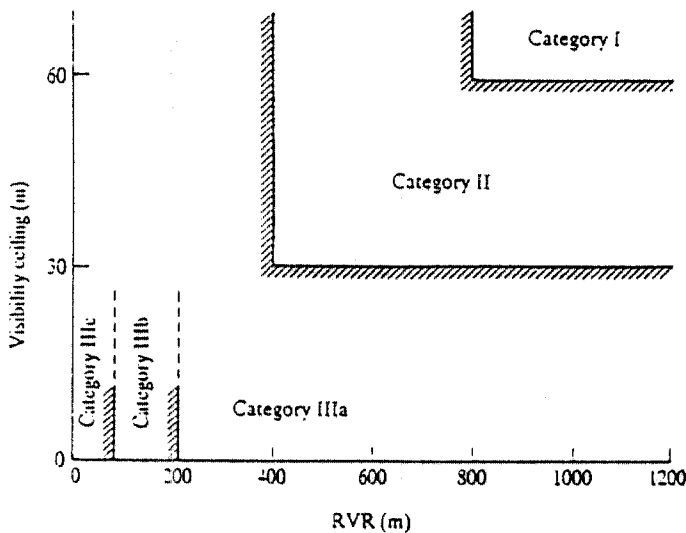


그림 2. 착륙범주의 정의

표 1. 자동착륙시스템의 범주

Category	RVR(ft)	DH(ft)	착륙방법
I	1800	200	목시착륙과 목시활주.
II	1200	100	목시착륙과 목시활주.
IIIa	700	0	자동착륙과 목시활주, 목시택싱.
IIIb	150	0	자동착륙과 자동활주, 목시택싱.
IIIc	0	0	자동착륙과 자동활주, 자동택싱.

RVR : Runway Visual Range, 활주로 시정(視程).

DH : Decision Height, 결심고도(決心高度).

표 2. 항공사에 따른 착륙범주

Airline	Aircraft Type	Minimum Values	
		RVR(m)	DH(ft)
British Airways	Trident 3	100	12
	Tristar	200	15
	Concorde	250	15
	B-757		
Lufthansa	A300	300	20
Air France	A300	125	25
	Concorde	200	35
Swiss Air	DC-10	200	15
KLM	B-747	300	20
DELTA	Tristar	200	50
TWA	Tristar	200	50

3. 자동착륙시스템의 개념.

자동착륙장치의 역할은 크게 두가지로 나눌 수 있는데 첫째는 항공기를 활주로의 일직선상에 두도록하는 Heading 제어 즉, 가로 및 방향제어(Lateral and Directional Control)가 있고 둘째는 항공기가 ILS가 유도하는 활공경로를

잘 추종하도록 하는 Glide Path 제어, 세로제어(Longitudinal Control)가 있다. 이 세로제어에는 세부적으로 Glide Slope 제어와 플래어 제어(Flare Control)가 있다.

본 연구에서는 가로 및 방향제어기가 있어서 활주로와 일직선상에 있다고 가정하고 Glide Path 제어에 국한해서 수행하였다.

3.1 Glide Slope 제어

궤적의 자동제어는 엔진의 출력과 피치자세제어를 동시에 요구한다. 예로서 고도를 얻을 목적으로 엘리베이터만 사용한다면 속도를 잃고 결국에는 실속을 유발하게 된다. 만약 착륙속도에서 항공기가 추력곡선의 뒤쪽에 있으면 스포틀은 고도를 제어하고 엘리베이터는 속도를 제어한다. (증가된 추력은 고도를 얻고 내려간 엘리베이터는 속도를 얻는다.) 항공기는 보통 착륙이나 이륙을 위해 플랩과 날개의 앞전기구(슬랫)가 전개되어 날개의 캠버가 커진다. 증가된 캠버는 낮은 속도에서 더많은 양력을 제공한다. 바뀐 형상은 더 낮은 속도에서 최소의 추력곡선으로 이동하는 효과를 지닌다. 형상이 바뀐 날개와 전개된 착륙장치는 강한 기수내림모멘트를 유발한다. 그것은 바꾸어서 엘리베이터를 위쪽으로 변위시켜 트림되도록 한다.

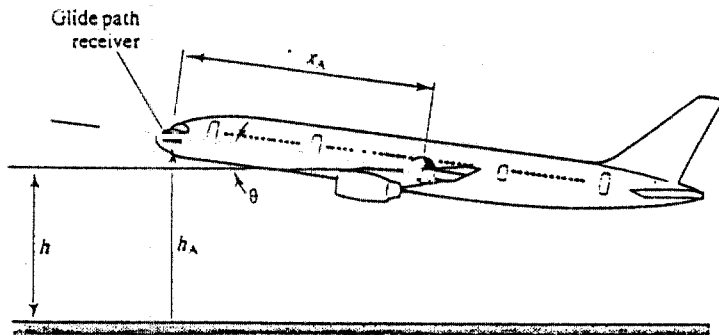


그림 3. 항공기의 Nose에 장착된 활공경로 수신기.

전형적인 자동착륙 시스템은 활공경로(Glide Path)로 부터 항공기의 수직 변위를 계산하고 빔으로 부터 각 편차를 측정하기 위해 그림 3.과 같은 항공기에 탑재된 활공 경로 수신기(Glide Path Receiver)를 가지고 지상에서 $2.5^{\circ} - 3.5^{\circ}$ 로 윗방향으로 향하는 라디오 빔(Radio Beam)을 감지하여 이용한다. 추가적인 장비는 방위(Azimuth)정보를 제공한다. 그래서 항공기는 활주로와 일직선상에 있게된다. 활공경로는 보통 약 1200ft-1500ft의 고도에서 145-150 knots (245-253ft/sec)의 속도를 가지고 받아들이게 된다. 그리고 자동제어시스템이 항공기를 인도하게 된다.

3.2 플래어 제어

활주로 끝 상공의 고도 20ft에서 70ft사이의 고도에서 자동착륙시스템은 착륙을 위한 정확한 피치자세에 도달하기위해 항공기의 강하율을 감소시키고 속도를 감소시키기 시작한다. 이 단계를 착륙 플래어(Landing Flare)라 한다. 활공경로에서 플래어를 수행하지 않는다면 항공기는 약 10ft/sec 로 강하하여 5-10 sec내에 지면과 충돌할 것이다. 강하율은 약 2ft/sec보다 작게 감소시켜야 한다. 활주로의 시작지점으로 부터 일정한 거리(1500ft-2500ft) 내에서 착륙을 수행하는 동안 고도는 완만하게 0으로 감소시켜야한다. 피치 자세각은 항공기가 플래어하기 시작하면 약간 증가하고 접지시에 피치자세각은 보통 $0^{\circ} - 5^{\circ}$ 사이에 있게 된다. 주요 센서는 Radio Altimeter이고 만족할 만한 성능을 위해 항공기 고도의 엄격한 제어가 요구된다. 최근의 디지털 컴퓨터를 이용한 비행 제어 시스템은 스로틀 조작을 고도의 함수로서 프로그램되어져 있다. 이것은 간접적으로 플래어하는 동안 항공기 자세를 제어한다.

4. 제어기 설계 및 시뮬레이션

본 연구에서 사용한 항공기의 모델은 여객기이며 이 항공기의 어떤 직선 정상 상태 비행으로부터 미소교란이 있을 때 선형화된 종운동 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) ; x(t) \in R^n, u(t) \in R^m \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) ; y(t) \in R^p \end{cases} \quad (1)$$

여기서

$$x(t) = \begin{bmatrix} v_T \\ \alpha \\ \theta \\ q \\ h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{수평속도 (ft/sec)} \\ \text{받음각 (rad)} \\ \text{피치각 (rad)} \\ \text{피치율 (rad/sec)} \\ \text{고도 (ft)} \end{bmatrix} \quad u(t) = \begin{bmatrix} \delta_{th} \\ \delta_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{스로틀변위} \\ \text{승강타변위} \end{bmatrix}$$

$$y(t) = \begin{bmatrix} v_T \\ \alpha \\ \theta \\ q \\ h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{수평속도 (ft/sec)} \\ \text{받음각 (deg)} \\ \text{피치각 (deg)} \\ \text{피치율 (deg/sec)} \\ \text{고도 (ft)} \end{bmatrix}$$

$$A = \begin{bmatrix} -0.038580 & 18.984 & -32.139 & 0 & 1.3233E-4 \\ -0.0010280 & -0.63253 & 0.0056129 & 1.0 & 3.7533E-6 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0 & 0 \\ 7.8601E-5 & -0.75905 & -0.00079341 & -0.51830 & -3.0808E-7 \\ -0.043620 & -249.76 & 249.76 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 10.100 & 0 \\ -1.5446E-6 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0.024656 & -0.010770 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 57.296 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 57.296 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57.296 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

이 항공기의 쓰로틀 서보와 엔진의 응답은 5초의 시간지연을 갖는 것으로 모델링했고 엘리베이터 서보는 0.1초의 시간 지연이 있는 것으로 모델링했다. 센서의 Time Lag는 무시했다. 이 항공기는 $V_T = 250 \text{ ft/sec}$, $\gamma_R = -2.5^\circ$, $x_{cg} = 0.25\bar{c}$ 조건에서 Landing Gear를 내리고 Landing Flap를 조정하여 트립되어 있다.

4.1 Glide Slope 제어기 설계

자동착륙장치는 항공기를 일정 비행경로각(γ), 일정 속도(V), 그리고 $-5^\circ \sim +5^\circ$ 사이의 피치자세를 가지고 하강한다.

그림4. 는 속도 V_A 와 경로각 γ 를 가진 하강궤적을 보여준다. 기준궤적은 각 γ_R 을 가지며, 라디오 빔장치는 점 Q에 위치한다. 항공기는 시간 t_1 에 점 P에서 라디오 빔을 통과한다. 자동착륙장치는 각 편차 δ 와 거리 R를 측정하고 활공경로 편차 d 를 계산한다.

$$d = R \sin \delta \quad (2)$$

탑재된 자동제어장치는 항공기가 기동하여 d 가 0으로 접근하도록 하는데 사용된다. 제어시스템을 설계하기 위해서는 활공경로 편차 d 와 항공기의 궤적의 관계를 알아야 한다. 그림 4. 에서

$$\dot{d} = V_A \sin(\gamma - \gamma_R) \quad (3)$$

따라서 $d(t)$ 는 이식을 적분하여 구할 수 있다. 초기조건은 항공기가 활공경로로 교차할 때의 시간 t_1 에서 $d(t_1)=0$ 으로 한다. 여기서 알아야 할것은 식 (2)로 구한다면 활공경로 변화에 대한 d 의 민감도는 거리 R 에 의존한다. 이 효과는 내장된 컴퓨터에 의해 보상되어질 것이라고 가정한다. 그래서 자동제어 시스템은 거리의 공칭값으로 설계될 수 있다.

4.2 플래어 제어기 설계

본 연구에서 플래어 제어 시스템은 앞의 활공기울기 제어시스템에서 속도 제어 루프는 똑같은 명령입력을 가지고 동작하며, d 제어루프는 플래어가 시작되면 고도제어 루프로 대체된다. 앞의 시스템에서 d 루프는 제거하고 제어기와 항공기는 활공경로 비행조건하에서 고도 50ft에서 선형화된다. 어쨌든 플래어는 매우 엄격한 제어루프가 요구되기 때문에 세심하게 설계되어야 한다. 실제적으로 최악의 경우 항공기 무게, 활주로 고도, 돌풍의 효과가 고려되어야 하고 성능과 아주복잡한 제어기 설계사이에 타협이 이루어져야 한다.

플래어를 제어하기 위해 고도제어루프를 그림 6. 과 같이 초기고도 h_0 에서 0으로 지수적으로 감소되는 명령에 의해 유도되어지도록 한다. 이 경우 이론적으로 0에 도달하기 위해서는 ∞ 의 시간이 필요하지만 실제적인 가정으로서 지수감소는 4τ (시정수)동안에 접지가 이루어진다고 가정한다. 지수 플래어 명령에 관한 구속조건은 플래어가 활공경로시에 수직속도와 똑같은 고도변화율을 가지고 시작한다는 것이다. 따라서 따라서 지수모델을 위한 다음식과 구속조건이 플래어 명령을 위해 만들어진다.

$$h = h_0 e^{-t/\tau} \quad \text{따라서} \quad \dot{h} = -\frac{h}{\tau} \quad (\text{모델}) \quad (4)$$

$$h(0) = -\tau \dot{h}(0) = \tau V_T \sin \gamma_R \quad (\text{구속조건}) \quad (5)$$

비행경로각은 플래어 동안 아주작다. 그래서 항공기의 속도의 수평성분은 $V_T \cos \gamma$ 는 대략적으로 V_T 와 똑같다.(속도루프 명령은 일정할 것이다.) 따라서 4τ 동안 비행한 총 수평거리는 대략 $4\tau V_T$ 가 된다. 플래어 시작부터 접지까지의 전 수평거리는

$$4\tau V_T = (h_0 / \tan \gamma) + D = \tau V_T \cos \gamma + D \quad (6)$$

여기서 γ 는 아주작은 값이기 때문에 $\cos \gamma \approx 1.0$ 이다. 그래서 이 식에서

$$\tau = \frac{D}{3V_T} \tag{7}$$

본연구에서는 활공기울기 트랜스미터에서 접지까지 2000ft로 잡았다. 또한 $V_T=250\text{ft/sec}$ 이다.

$$\tau = 2.667\text{sec}, \quad h_0 = 29.1\text{ft}$$

구속조건을 만족하는 모델의 방정식은 다음과 같다.

$$h = 29.1e^{-t/2.667} \tag{8}$$

이 된다. 그림 7. 에 플라이어 제어를 위한 시스템이 보여진다.

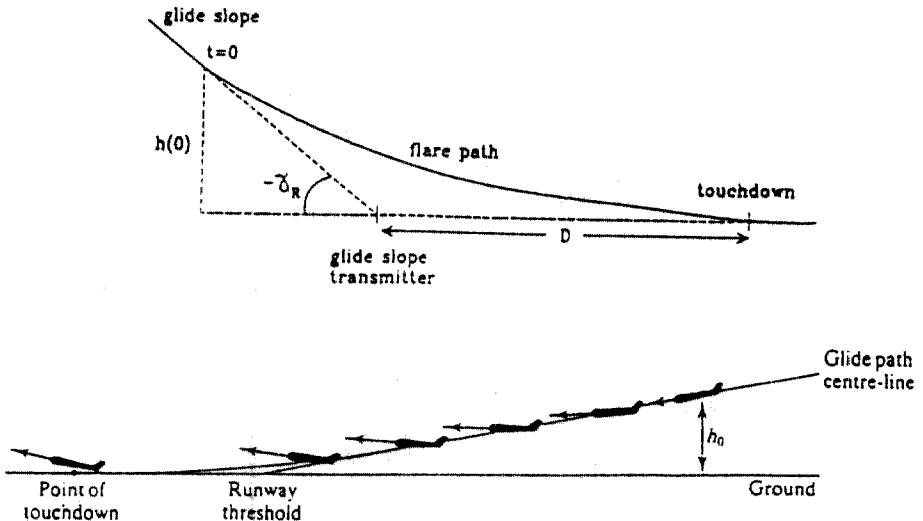


그림 6. 플라이어의 궤적과 플라이시 회전.

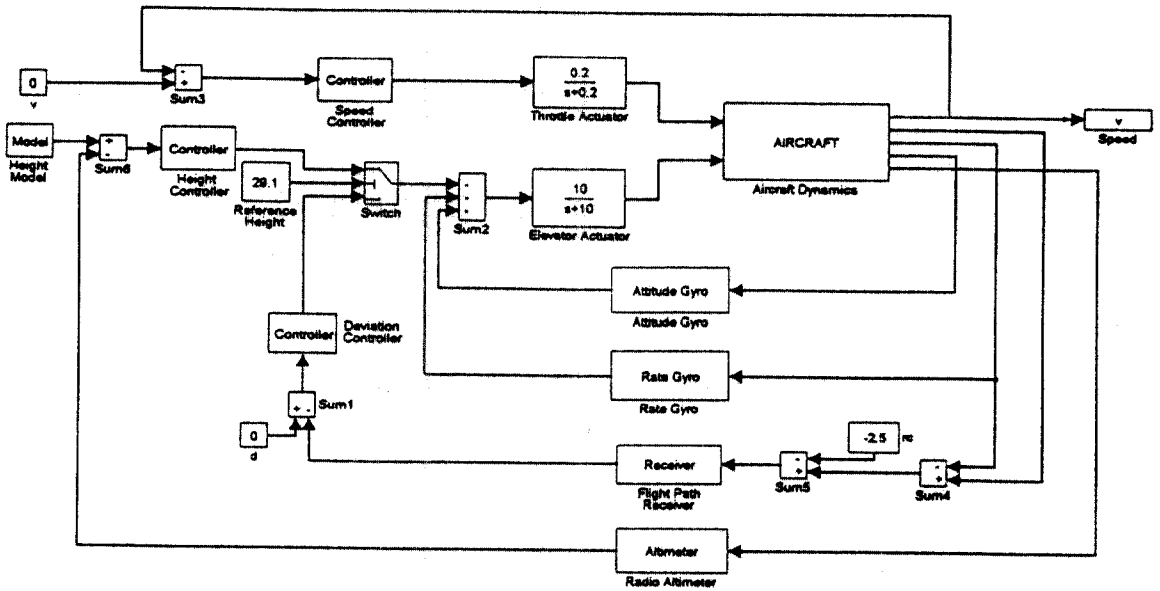


그림 7. 자동착륙을 위한 플래어 제어시스템.

5 시뮬레이션 결과

앞에서 구성한 제어시스템을 시뮬레이션해 본 결과는 다음과 같다.

5.1 활공기울기 제어 결과

그림 8. 에 보여지는 바와 같이 항공기는 ILS에서 보낸 신호를 받아 정해진 활공경로를 잘 추종함을 알 수 있었다. 경로 추종에 있어서는 20sec이후에 정상상태에 도달하였으나 항공기의 상태는 50sec이후에 정상상태에 도달함을 알 수 있었다. 피치자세각은 -2 deg로 수렴하고 비행경로각은 -2.5 deg로 수렴하여 하강시 받음각은 0.5 deg임을 알 수 있었다. 항공기의 속도는 초기 정상수평비행시의 속도인 250 ft/sec를 잘 유지함을 알 수 있었다. 속도제어 루프에서 제어입력인 쓰로틀변위는 정상상태에서보다 줄어든 값인 0.32로 수렴하고, d-루프에 들어가는 제어 입력인 승강타 변위는 -15 deg 주위로 약간의 진동이 계속 남아 있음을 알 수 있었다. 그로 인해 피치율도 똑같은 현상을 보였다.

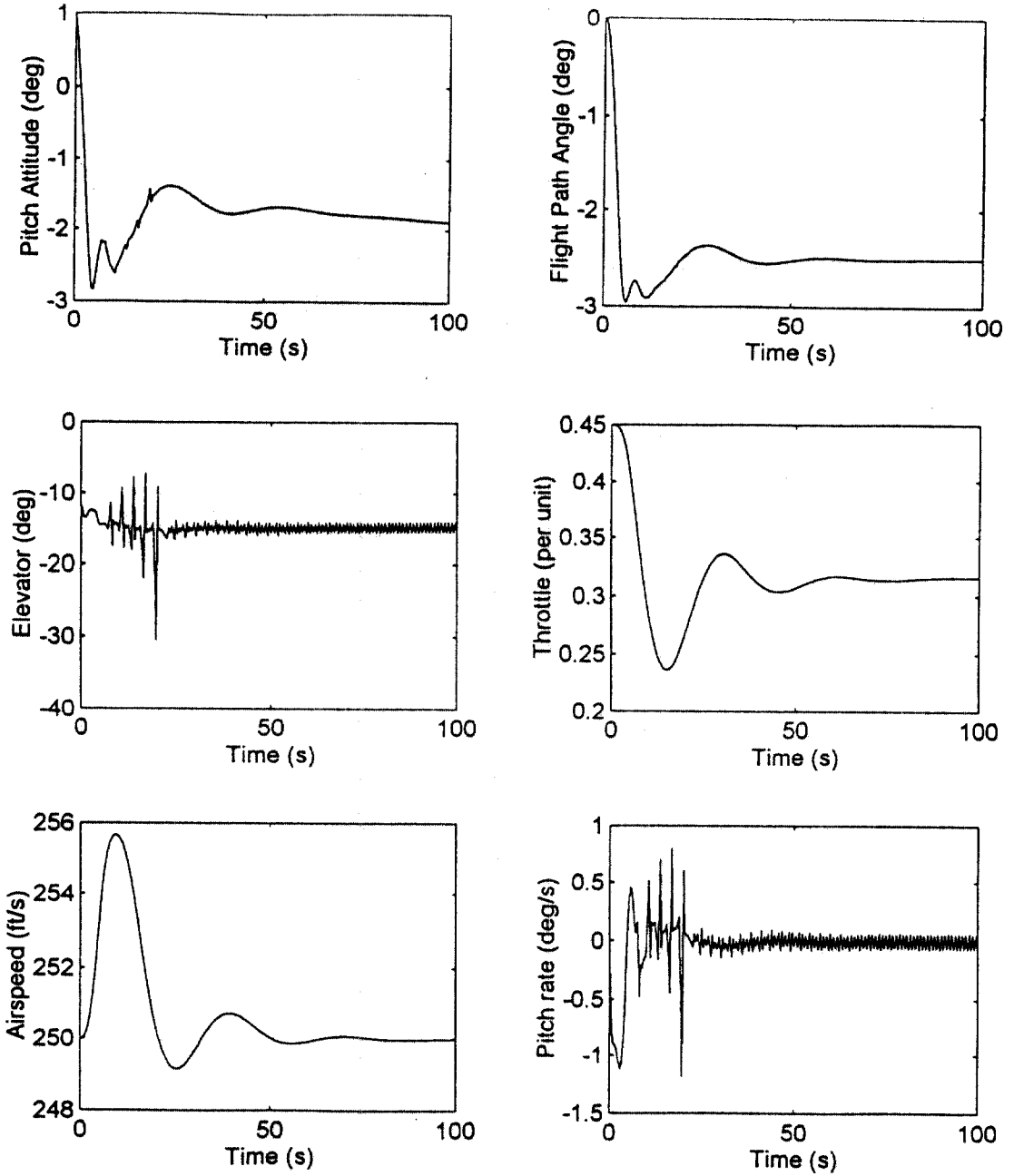


그림 8. 활공기울기 제어 시뮬레이션 결과

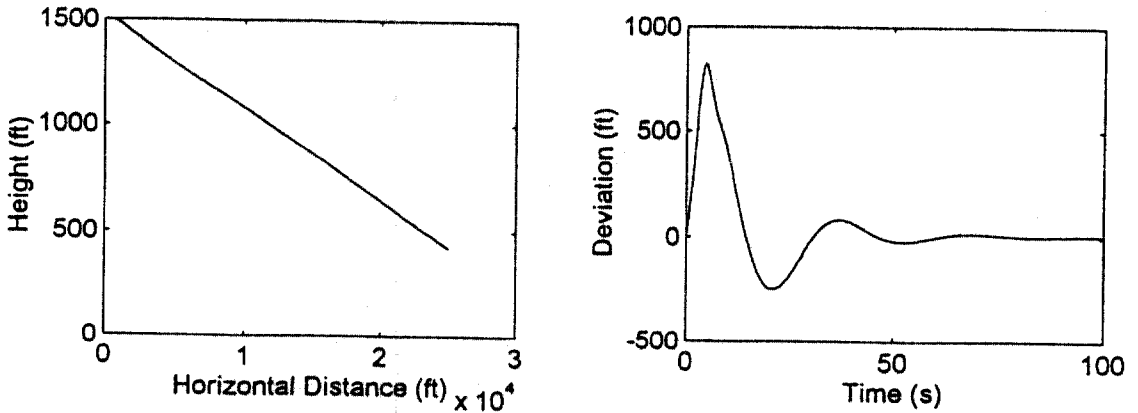


그림 8. (계속) 활공기울기 제어 시뮬레이션 결과

5.2 플래어 제어 결과

그림 9. 에 플래어 제어의 시뮬레이션의 결과가 나타나있다. 고도 300ft에서 활공경로각 -2.5 deg 로 하강하는 항공기가 일정한 고도(29.1ft)와 위치(활주로 끝단)에 도착했을 경우 플래어하기 시작하여 활주로에 안전하게 접지함을 알 수 있었다. 그림 9.에서 플래어의 모델은 항공기가 일정고도에 도달하면 형성되어 항공기를 안내하고 있음을 알 수 있었다. 플러어 시작에서 접지까지는 7.8초가 소요되고 그동안 비행한 거리는 1950 ft로 모델은 잘 추종함을 알 수 있었다. 여객기의 경우 착륙거리는 지상 50 ft에서 진입하여 접지할때까지의 거리인 착륙공중거리와 접지후부터 활주하여 정지할 때까지의 거리인 지상활주거리를 더한 값인데 이 경우 착륙공중거리는 2325 ft임을 알 수 있었다.

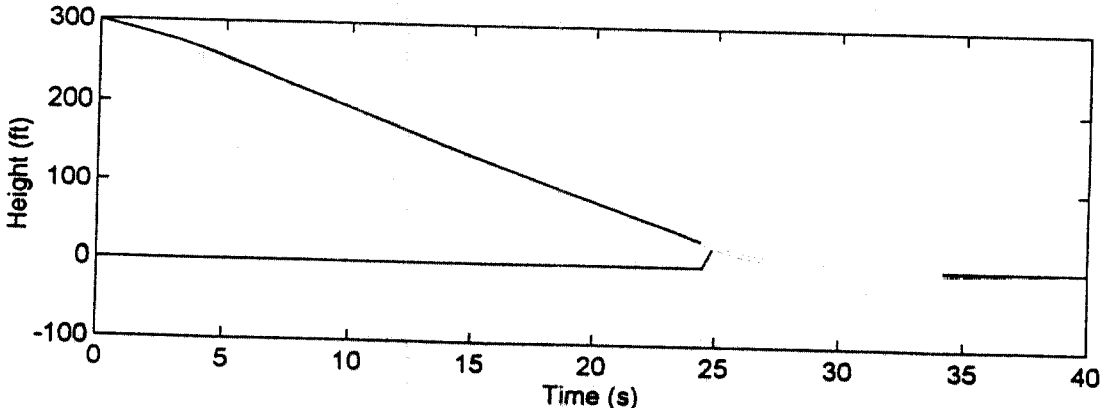


그림 9. 플래어 제어 시뮬레이션 결과.

그림 10. 에는 플래어가 시작되는 26초 후부터 침하율은 급격하게 줄어들어 정상상태 하강시 -11.2 ft/sec 인것이 0 ft/sec 으로 됨을 알 수 있었다. 비행 경로각도 0으로 됨을 알 수 있었고 피치자세각은 접지시 1 deg 로 Nose Wheel 이 침강하는 단계임을 알 수 있다.

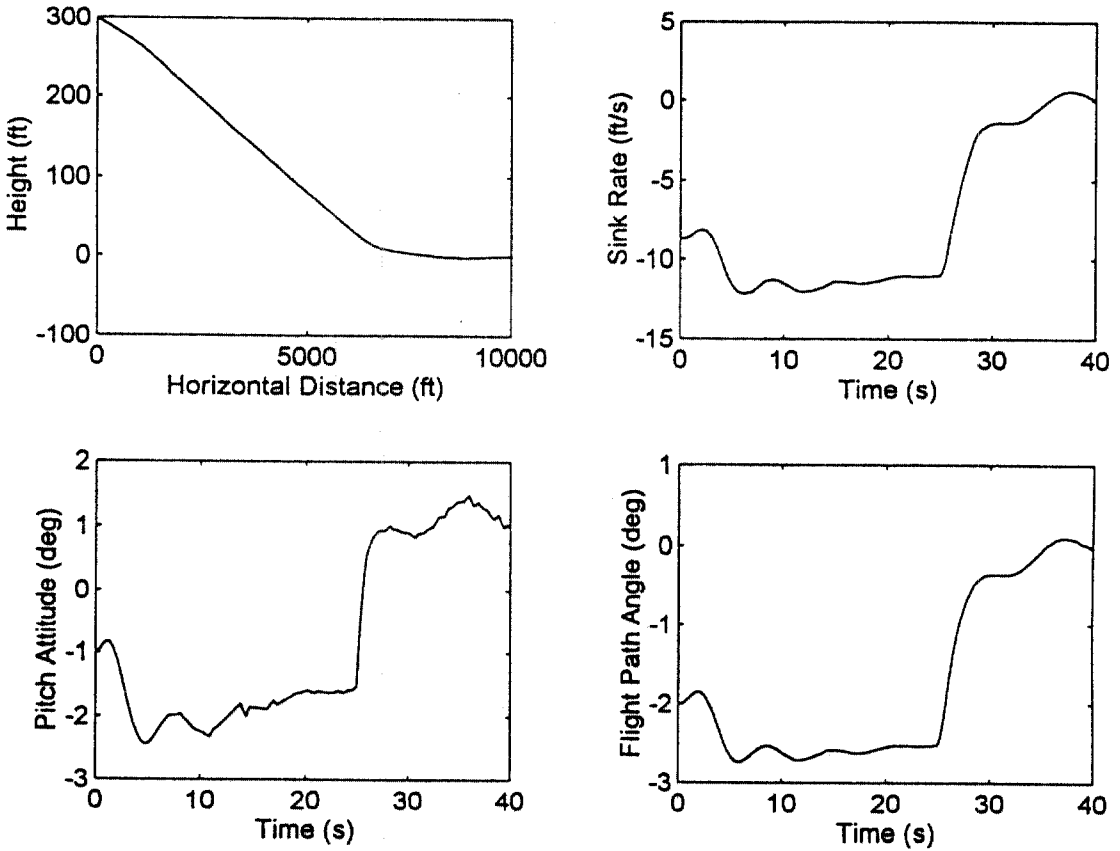


그림 10. 플래어 제어 시뮬레이션 결과.

III. 결 론 및 추후 연구과제

이상에서 항공기의 착륙시의 기하학을 정의하고 제어시스템을 구성하여 시뮬레이션 결과를 알아 보았다. 가장 널리 사용되고 간단한 비례-적분-미분 제어 이론을 사용하였으나 활공기울기 제어에서 승강타의 변위가 조금 큰것을 제

의하면 아주 양호한 결과임을 알 수 있었다. 플래어 제어시에도 양호한 결과를 얻었다. 이 경우 앞에서 정의한 착륙범주의 범주Ⅲb에 포함되는 아주 좋은 성능을 보였다. 앞으로의 연구과제는 접지후 정지할때까지의 경우에도 모델링하여 제어시스템을 보강하여 범주Ⅲc에 포함될 수 있도록 할 것이다. 또한 최근에 많이 적용되고 있는 최적제어이론과 지능제어이론을 응용해서 착륙제어시스템을 구성하여 앞의 결과와 비교해 볼 것이다.

▣ 참 고 문 헌

1. 윤승중, 한경근, "운항 환경 변화 요인에 관한 연구", 항공운항학회지 논문집 창간호. 93. 12. pp. 37-66.
2. 항공우주학회, 항공우주학개론, 경문사, 1990
3. 항공경영관리연구소, 항공경영관리연구소 연구지 제 7집 1990, pp. 125-136.
4. Matchbooks Inc., MATLAB User's Guide.
5. K. Ogata, Designing Linear Control Systems with MATLAB, Prentice Hall, 1994.
6. 한국항공기술 연구소, 조종 및 안정성 전산화 연구, Part 1. 조종 및 안정성 해석, 1987.
7. C. F. Lin, Advanced Control Systems Design, Prentice Hall, 1994.
8. R. C. Nelson, Flight Stability and Automatic Control, McGraw-Hill, 1989.
9. K. Ogata, Modern Control Engineering, Prentice Hall, 2nd, 1990.
10. 김종식, 선형제어시스템 공학, 청문각, 1993.
11. J. H. Blakelock, Automatic Control of Aircraft and Missiles, John Wiley & Sons, Inc., 1991.
12. D. Mclean, Automatic Flight Control Systems, Prentice Hall, 1990.

13. B. L. Stevens and F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons, Inc., 1992.
14. S. N. Franklin and J. Ackermann, "Robust Flight Control : A Design Example", *J. Guidance and Control*, Vol. 4, No. 6, Nov.-Dec. 1981.
15. J. R. Broussard and D. R. Downing, "Design and Flight Testing of a Digital Optimal Control General Aviation Autopilot", *Automatica* Vol. 21, No. 1, pp. 23-34, 1985.
16. K. Kanai and S. Uchikado, "Application of a New Multivariable Model-Following Method to Decoupled Flight Control", *J. Guidance and Control*, Vol. 8, No. 5, Sept.-Oct. 1985.
17. J. L. Speyer and J. E. White, "Multi-Input/Multi-Output Controller Design for Longitudinal Decoupled Aircraft Motion", *J. Guidance and Control*, Vol. 7, No. 6, Nov.-Dec. 1984.
18. W. Albanes, "Design of Guidance and Control Digital Autopilots", *J. Guidance and Control*, Vol. 4, No. 2, Mar.-Apr. 1981.
19. J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control*, Roskam Aviation and Eng. Corp. 1979.