

## ILS를 이용하는 횡운동 자동착륙유도 시스템 설계\*

하철근

수송시스템공학부, 항공우주공학 전공

### <요약>

항공기는 고속 비행체이며 운동영역이 넓어 기동을 제어하는 것은 쉽지 않다. 특히 항공기의 착륙기동의 제어는 대표적인 예의 하나이다. 항공기는 착륙단계에서 횡운동 제어를 위해 Localizer Beam Guidance 시스템이 요구되어진다. 본 연구의 목적은 항공기가 다양한 공향의 착륙 환경에서 조종사의 도움없이 자동착륙을 할 수 있도록 하는 횡운동 비행 유도 제어 알고리즘을 설계하는 것이다. 그리고 실용적 결과를 얻기 위해 자동착륙 알고리즘을 고전제어기법을 통해 설계하였다. 이를 위해 활주로의 착륙시설은 결심고도 50(ft)이고 카테고리 IIIa급의 계기착륙시설(ILS)을 가지고 있다고 가정하였다.

## Lateral Automatic Landing Guidance System Design for ILS

Ha, Cheolkeun

School of Transportation Systems Engineering, Aerospace Engineering Division

### <Abstract>

Control of an aircraft is not an easy problem because airplane flies fast and its flight envelope is quite broad. Especially the landing maneuver of airplane is one of the most difficult maneuvers. In the landing phase, airplane needs Localizer Beam Guidance system for safe and comfortable landing. The purpose of this study is to design the lateral guidance and control algorithm including Localizer Beam Guidance system. This

---

\* 이 논문은 2001년 울산대학교의 연구비에 의하여 연구되었음

design is carried out in Classical Root-Locus in order that the control algorithm designed is practical. It is supposed in this study that the airport has the facilities of ILS that support Category IIIa with decision height of 50ft.

## 1. 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 교통관제 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. 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.[1] 지금까지 항공기의 자동착륙장치설계와 관련된 연구로는, 참고문헌[2,3,4,5,6,7]에 종방향과 관련된 자동착륙장치에 관해 연구되었고, 참고문헌[2,3,4,6]에서는 고전제어기법이 아닌 최적제어, 적응제어, 지능제어와 같은 최신제어이론을 적용하여 자동착륙장치설계에 대해 연구가 되었으며, 참고문헌[8]에서는 계기착륙시설이 아닌 마이크로파 착륙시스템(MLS)에 관해 연구 되었으며, 참고문헌[9]에서는 GPS를 이용한 자동착륙장치 설계에 관해 연구되어졌다. 계기착륙시설(ILS)를 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 플레이어를 시작하는 고도는 17.44(ft)로 하였다. 참고문헌[10,11]에서 제시

된 내용을 바탕으로 계기착륙시설(ILS)을 이용하는 항공기에 대한 횡운동 자동착륙유도 시스템을 고전제어기법으로 설계하고자 한다. 2절에서는 횡운동 착륙유도 시스템의 구성과 시스템 설계를 위한 사양을 기술하고 3절에서는 대상항공기의 횡운동특성과 자동착륙유도 시스템 설계 결과를 보이고 4절에서는 결론을 맺는다.

### ILS - Instrument Landing System

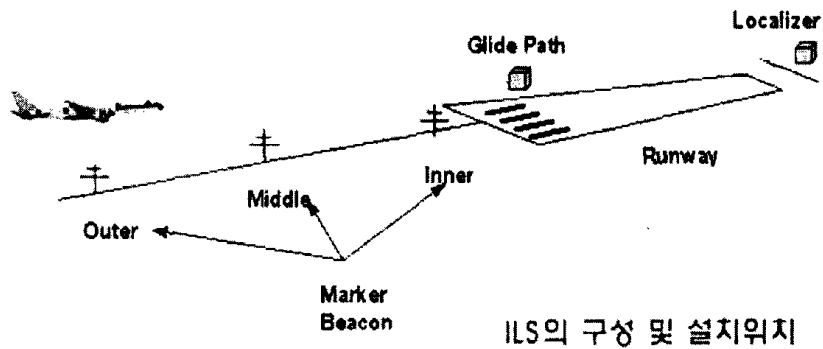


그림. 1 Instrument Landing System (ILS)

## 2. 횡운동 착륙유도 시스템의 구성

본 연구에서 다루는 횡운동 자동착륙유도 시스템은 롤각 제어로직과 Localizer Beam Guidance로 구성되어 있다. 전자의 경우 더치를 안정화와 롤 제어로직으로 구성되며 후자의 경우는 방향각 홀더로직과 횡운동 coupler로 구성되어 있다. 특히 역요(adverse yaw)효과를 상쇄하기 위해 롤각 제어로직에 washout circuit 로직을 포함한다. 그리고 정확한 롤각 제어를 위해 균형선회(coordinated turn)를 구현해야 한다. 일반적으로 모드 불안정성을 보이거나 불충분한 댐핑을 갖는 더치를 모드를 갖는 경우가 많으므로 더치를 댐퍼를 설계해야 할 경우가 많다. 본 연구에서 다루는 대상항공기는 무게중심이 35% MAC(Mean Aerodynamic Chord)에 위치하고 있어 정적 불안정성을 갖고 있으며 착륙속도는 205(ft/sec)를 갖고 비행경로각이 0(deg)인 상태에서 착륙하고 있다고 한다. 그리고 횡방향 조종입력은  $\pm 20(\text{deg})$ 인 에일러론과  $\pm 30(\text{deg})$ 인 러더이다. 작동기 모델은 모두 시정수 0.05(sec)를 갖는 1차계이다. 그리고 피드백을 위하여 가속도계, rate gyro, vertical gyro 및 directional gyro, 옆미끄럼각 센서를 이용하며 활공경로 유도를 위하여 Localizer Receiver가 사용된다.

본 연구에서 다루는 대상항공기는 MIL-8785C에 언급되어 있듯이 Class-IV, Flight Phase Category 'C', 횡운동 Level 1의 비행성 요구도를 만족하며 그 외에도 Touch-down에 대한 표 1에 주어진 조건을 만족해야한다.

표 1 . ILS의 Marker Beacon의 사양

ILS의 Marker	Threshold로부터의 거리
Outer Marker	30000(ft)
Middle Marker	3500(ft)
Inner Marker	250~1500(ft)

표 2. Town-down 제한 요구도

Touchdown		Approach
롤각제한	오차제한	100(ft) Distance Off-Course
$ \phi  \leq 1^\circ$	$\pm 5(\text{ft})$	$ \lambda  \leq 1^\circ$

### 3. 횡운동 착륙유도 시스템의 설계

대상항공기의 선형 횡운동 모델은 다음과 같은 상태방정식으로 표현된다.

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

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

$$\begin{aligned} x &= \{\beta \quad \phi \quad p \quad r\}^T \\ u &= \{\delta_{ail} \quad \delta_{rud}\}^T \end{aligned} \quad (2)$$

또한 작동기 모델은 설계시 고려하였다. 이 비행기의 모드특성은 더치롤 모드의 댐핑특성(0.196)이 비행성 요구도에 미치지 못한다. 그래서 횡운동 안정성을 증대시키기 위해 더치롤댐퍼(Dutch Roll Damper)를 설계하였다. 역요효과를 상쇄하기 위해 롤각 제어로직에 washout circuit 로직은  $\tau$ 값을 10에서 1까지 변화하면서 더치롤 댐퍼의 이득값을 구하였다. 이때 시정수  $\tau$ 값을 크게 하면 더 큰 감쇠특성을 얻을 수 있었다. 이득값은  $S_{(yrg)} = 2.63 \text{ volt}/(\text{deg}/\text{sec})$ 이다. 감쇠율  $\zeta = 0.348$ 이다. 고유진동수는  $\omega_{n_s} = 1.97(\text{rad}/\text{s})$ 이다. 이것은 비행성능요구 사항을 만족하는 값이다. 다음은 정확한 롤각 제어를 위해서는 정상 균형선회시( $\theta=0$ ) 다음 조건을 만족하게 하였다.

$$\frac{m V_T}{S Q} \dot{\beta} - C_{y\beta} \beta + \frac{m V_T}{S Q} r - \frac{m g}{S Q} \sin \phi = 0 \quad (3)$$

정상선회시 발생하는 요변화율에 의하여 발생하는 측력은 러더로서 상쇄한다. 따라서 식

(3)으로부터 알 수 있는 것은 비균형 선회로 발생하는 측력은 가속도계나 옆미끄럼각 센서로 측정할 수 있으며 이를 상쇄시키기 위해 러더를 사용한다. 본 연구에서는 옆미끄럼각 센서를 사용하는 경우에 대해 다음과 같은 전달함수를 얻는다.

$$\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} = \frac{0.3798(s+1.0)(s+0.852)}{(s+0.0078)(s+0.4318)(s+1.66)} \times \frac{(s+52.11)}{(s+18.4)(s^2+1.38s+3.8986)} \quad (4)$$

여기서  $\delta_r$ 는 Dutch-Roll Damper를 포함하는 조종입력이다. 식(4)로 이용하여 되먹임 이득을 그림 2로부터 구하면 0.56 (volt/deg)이다.

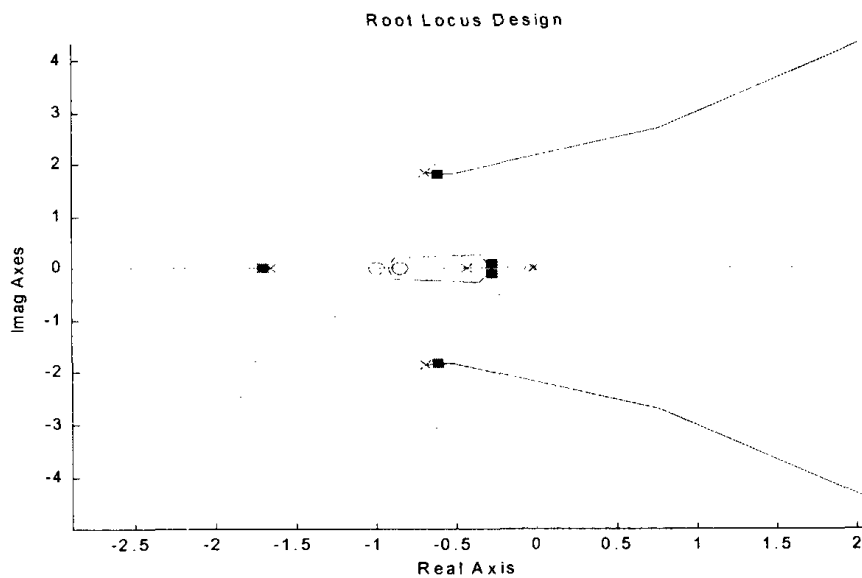


그림 2. 정상균형선회를 위한 이득설계

또한 에일러론  $\pm 1(\text{deg})$  doublet 입력에 대해 시간반응을 그림3에 나타내었다.

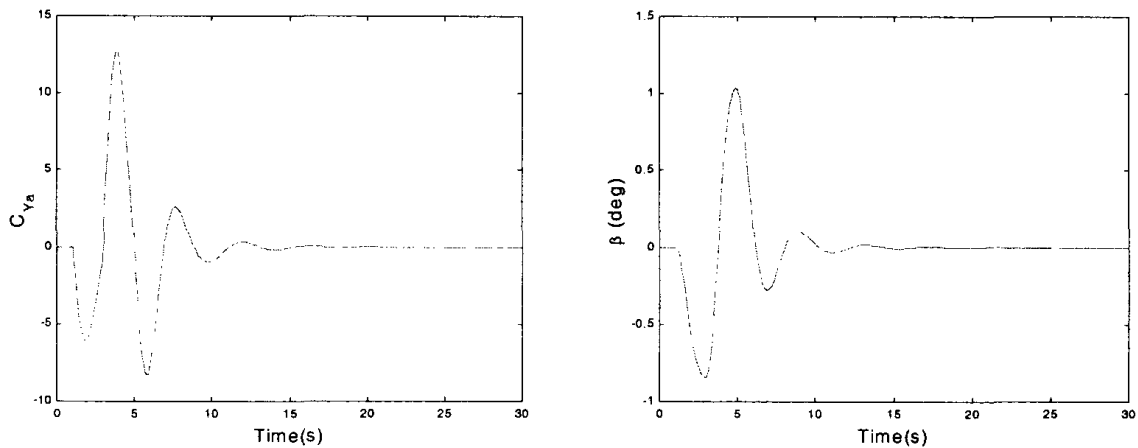


그림 3. 정상균형선회 시간반응

그림 3로부터 시간 경과에 따라 측력과 옆미끄럼각 반응이 오차없이 정상상태에 도달하고 있음을 알 수 있다. 다음은 롤제어 로직이 요구되는데 이를 실현할 수 있는 한가지 방법으로 vertical gyro와 rate gyro를 이용하여 단순한 비례이득을 통한 롤각 피드백이다. 비행기가 원하는 활주로를 찾기 위해 본 연구에서는 방향각( $\psi$ )과 롤각의 관계를 이용하여 directional gyro를 통하여 방향각 유도를 실현한다. Roll Angle Control 시스템은 앞서 설계 한 균형선회된 항공기에서 롤변화율과 롤각을 되먹임 하는 것이다. 이득값은 root locus로부터 roll rate gyro는  $S_{rrg} = 0.67 \text{ volt}/(\text{deg}/\text{sec})$ 로 설정하였고 이때 감쇠율은  $\zeta = 0.708$  이다. Vertical Gyro의 이득값은 앞서 설계된 Roll Rate Gyro의 이득값을 포함하는 전달함수를 구하여 root locus를 이용하여 이득값  $S_{vg} = 1.5 \text{ volt}/\text{deg}$  로 설정하였다.

앞에서도 언급하였듯이 Heading Angle 되먹임을 통한 Directional Gyro의 설계는 방향각 유도를 실현하기 위해 사용되어 진다. Heading Angle과 롤각은 그림 4으로부터 다음과 같은 관계가 성립된다.

$$\psi = \phi \cdot \frac{g}{V_{TS}}$$

이를 전달함수로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{\psi}{\psi_{(comm)}} = \frac{47.8627}{s^4 + 21.71s^3 + 234.9s^2 + 457.5s + 47.86} \quad (5)$$

이득값은  $S_{dg} = 5 \text{ volt}/\text{deg}$  로 설정하였다.

다음은 omni 또는 localizer receiver가 감지한 횡방향의 오차를 보정하여 항공기를 glide slope center beam으로 보내기 위해 방향각 명령을 생성하는 로직이 필요하다. 이는 그림 4에 나타나 있다.

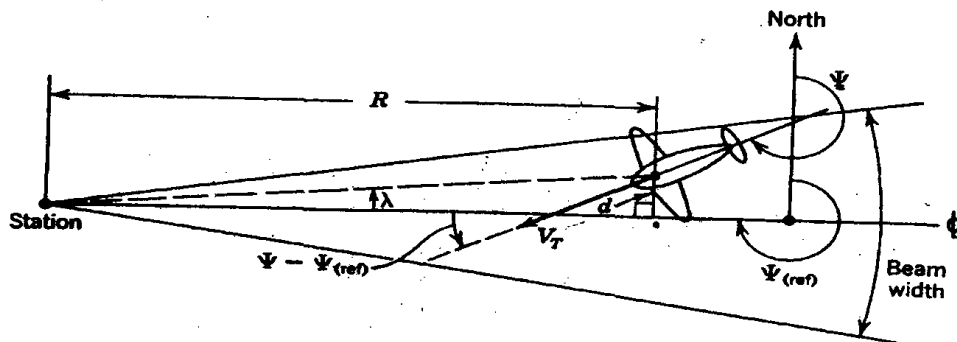


그림 4. 횡방향 유도를 위한 개략도

이를 이용하여 localizer receiver가 감지하는 각 오차( $\lambda$ )와 방향각과의 관계를 얻는다. 이는 비행기가 center beam을 추종하게 하는 로직(coupler)을 설계하는데 필요하다. 이를 그림 5에 나타내었다.

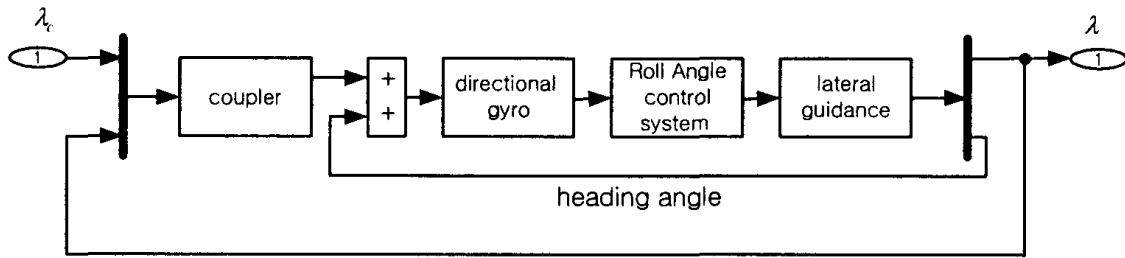


그림 5. 횡방향 유도 시스템

본 연구에서는 PI 타입의 coupler를 가정하고 특히 적분기 이득은 여러 차례 시뮬레이션을 통하여 0.01로 정하였다. 이는 crosswind 효과를 감쇄하는데 유효하게 작용한다. 횡방향 유도를 위한 개루프 전달함수는 다음 식(6)과 같다.

$$\frac{\lambda(s)}{e_{\lambda}(s)} = \frac{K \times (s + 0.1)}{s^6 + 21.71s^5 + 234.9s^4 + 457.5s^3 + 287.2s^2} \quad (6)$$

또한 루프게인  $K$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$K \equiv \frac{23.93 \times S_c \times V_T}{R} \quad (7)$$

여기서  $S_c$ 는 coupler 이득이며  $V_T$ 는 속도 그리고  $R$ 는 ground station에서 비행기까지 거리이다. 그림 6에 보인 root locus로부터 루프게인  $K=18.8$ 을 얻는다.

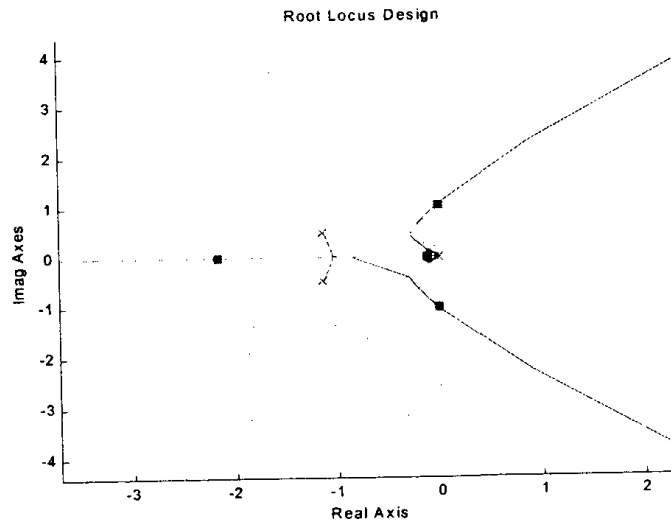
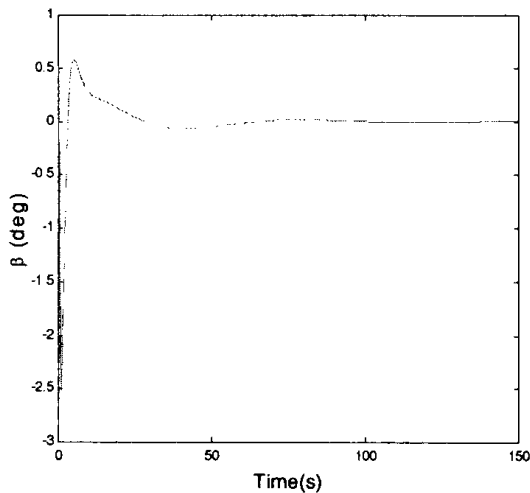


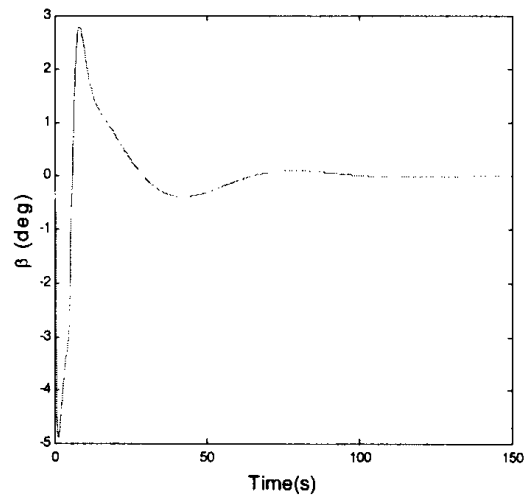
그림 6. 횡방향 유도 제어로직 설계

따라서  $S_c=10$  일 경우  $R=2606ft$ 이다. 다음은 그림 5에서 보인 횡운동 자동착륙 시

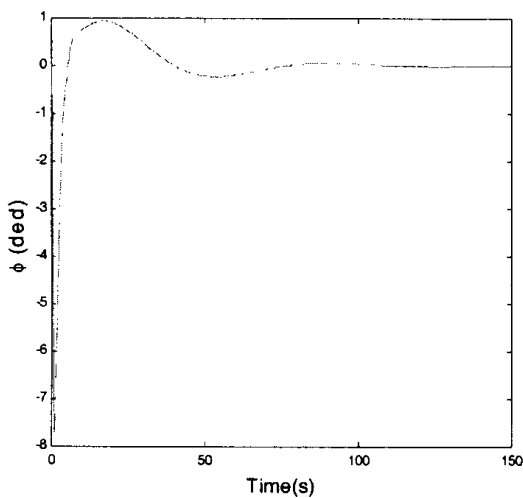
시스템에 대한 시간반응을 분석하고 이를 표 1에서 보인 사양에 따라 살펴보았다. 시간반응을 보기 위해 Distance off Course  $d = 100ft, 500ft$ 인 경우에 대하여 Station으로부터 활공을 시작하는 항공기까지의 거리는 outer marker의 위치  $30,000ft$ 로 하였으며 그 결과를 그림 7에 나타내었다. 그림에서 왼쪽은 Distance off Course=100ft, 오른쪽은 Distance off Course=500ft인 경우에 대한 시간응답이다. 그림 7에서 그림 (1-2)와 (2-2)은 롤각에 대한 반응이며 그림 (1-7)과 (2-7)은 localizer receiver가 감지하는 각 오차 반응으로 115초 이후에는 모두 정상상태로 수렴하며 표 2의 사양을 만족한다. 그림 (1-5)와 (2-5)는 에일러론의 시간반응으로 순간 최대 변위가 (Distance off Course 100ft ;12o, 500ft ;23o)정도를 보이며 일반적으로 이는 limiter를 두어 최대치를 제한한다. 왜냐하면 큰 방향각 명령이 과도한 롤각 반응을 유도하기 위해 무리한 에일러론 변위를 유발할 수 있기 때문이다. 그리고 그림 8은 각각 시간과 항공기가 착륙을 시작하는 거리(R)에 대한 것이다. 여기서 Distance off Course ( $d$ )반응은 여전히 표 2에 주어진 사양을 만족하고 있다.



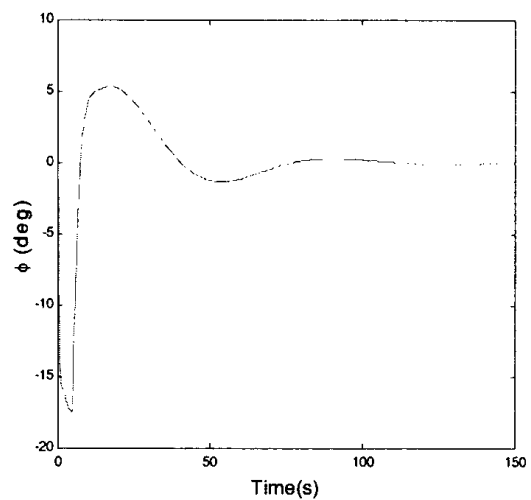
(1-1) 옆미끄럼각 변화



(2-1) 옆미끄럼각 변화

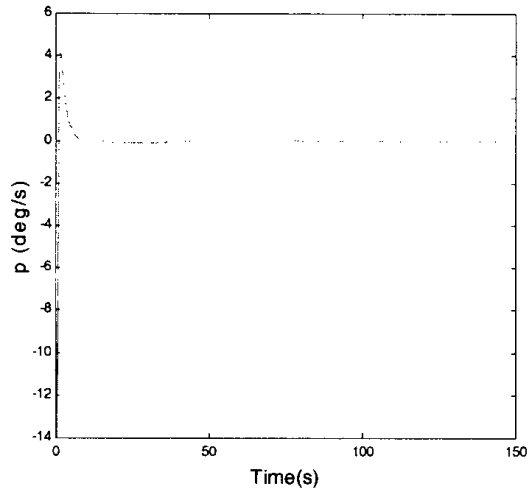


(1-2) 롤각 변화

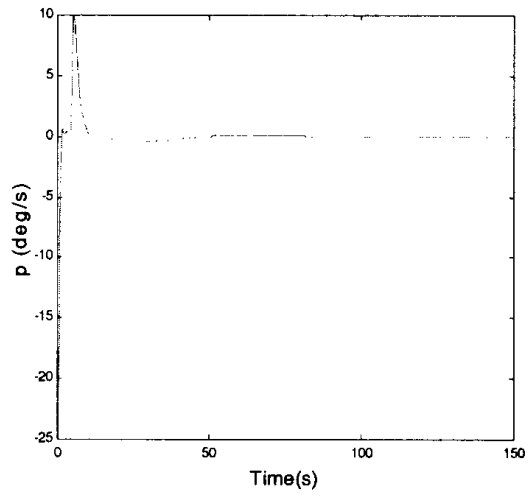


(2-2) 롤각 변화

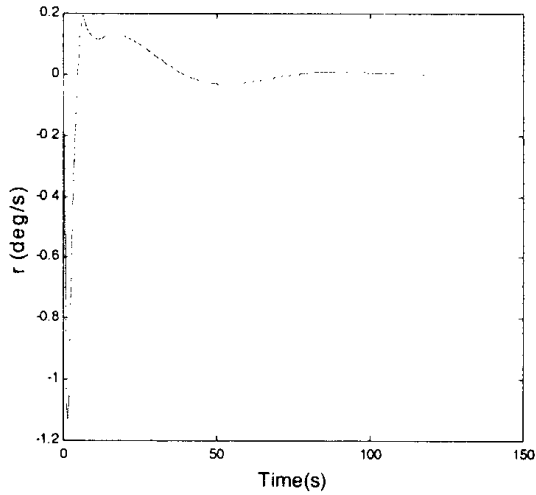




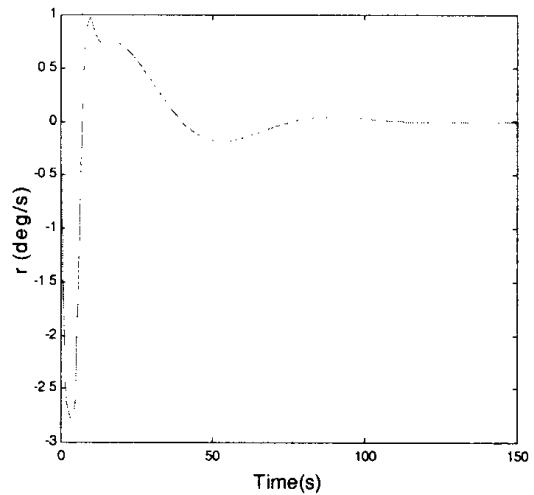
(1-3) 롤변화율 변화



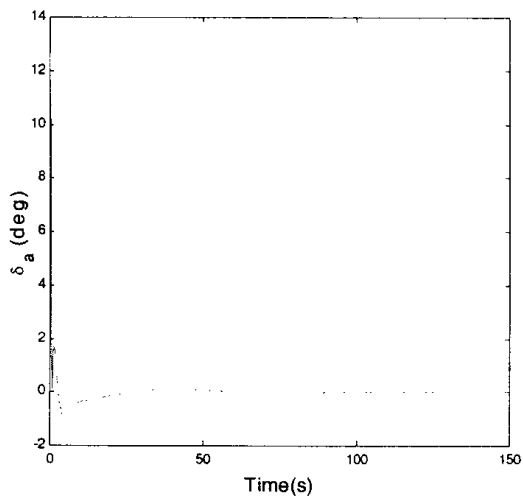
(2-3) 롤변화율 변화



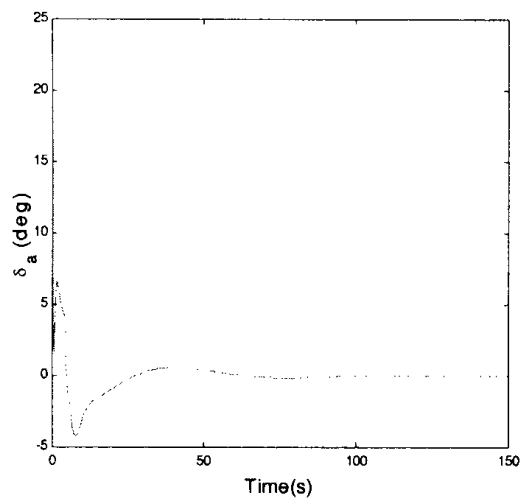
(1-4) 요변화율 변화



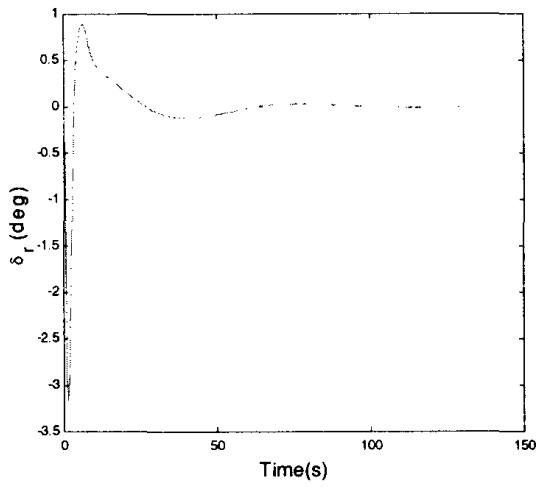
(2-4) 요변화율 변화



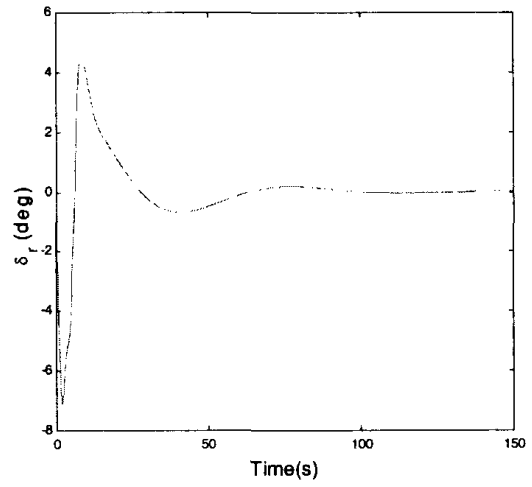
(1-5) 에일러론 변화



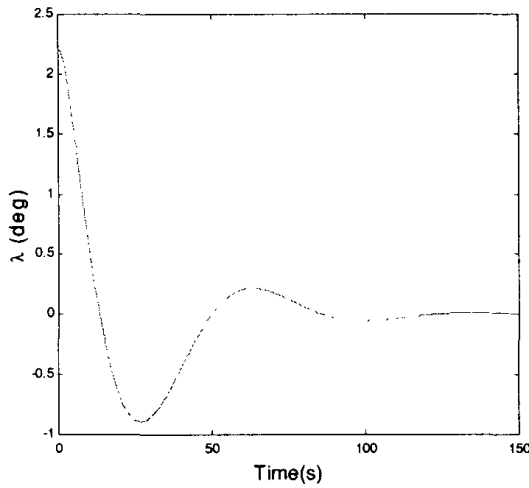
(2-5) 에일러론 변화



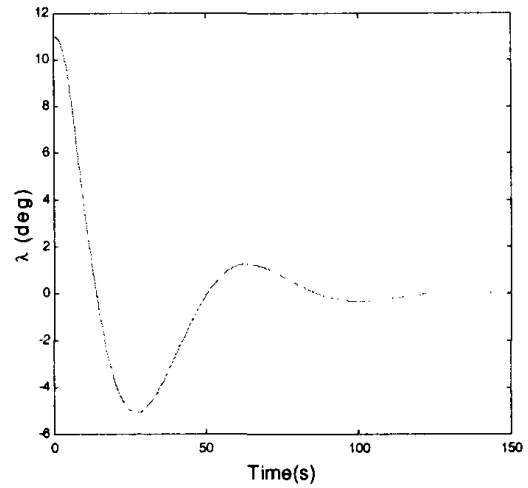
(1-6) 리더 변화



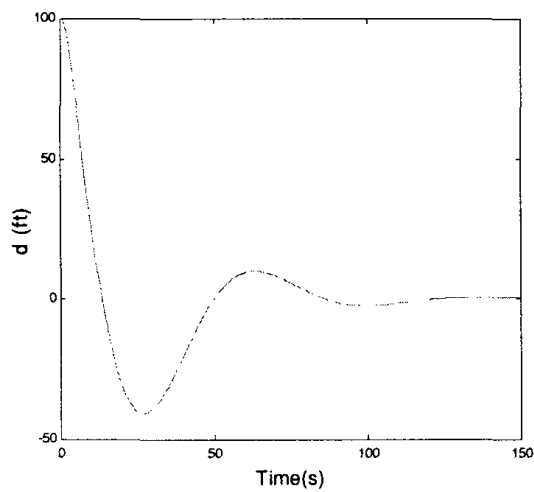
(2-6) 리더 변화



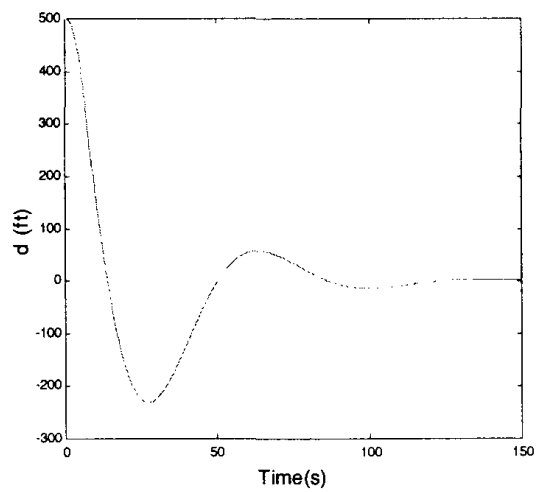
(1-7) 옆방향각 오차



(2-7) 옆방향각 오차



(1-8) Distance Off Course 변화

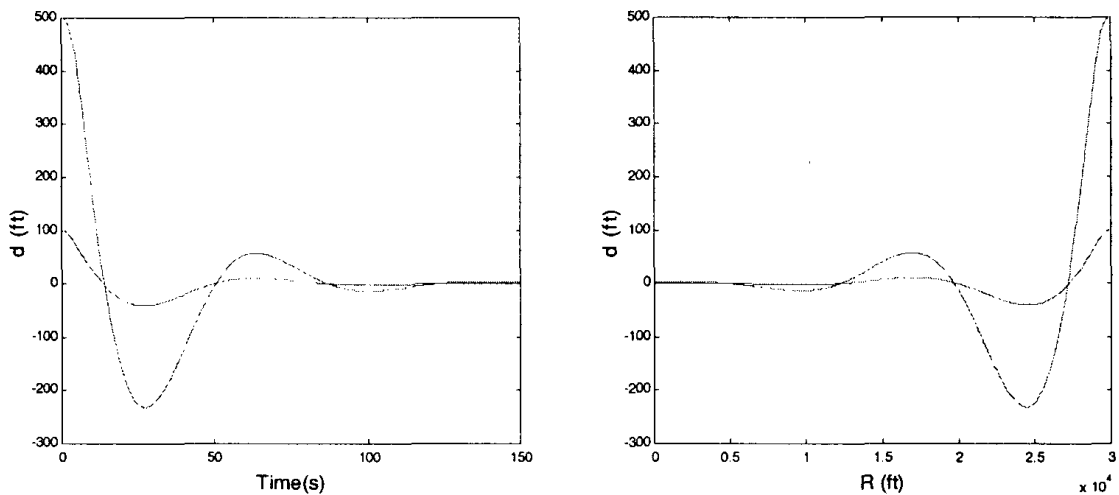


(2-8) Distance Off Course 변화

그림 7. 횡운동 자동착륙 시스템 시간반응

### 4. 결론

본 연구에서는 ILS를 이용하는 비행기에 대한 횡운동 자동 착륙유도 시스템을 고전제어 기법으로 설계하였다. 횡운동 착륙유도 시스템의 구성과 시스템 설계를 위한 사양을 기술하고 대상항공기의 횡운동 특성과 자동착륙유도 시스템 설계 결과를 보였다. 시뮬레이션 평가를 위해 Distance off Course  $d = 100\text{ ft}, 500\text{ ft}$  인 경우에 대하여 Station으로부터 활공을 시작하는 항공기까지의 거리는 outer marker의 위치  $30,000\text{ ft}$ 로 하였으며 그 결과는 표 2에서 제시된 설계사양을 모두 만족함을 알 수 있다.



(1-1) 두 Distance Off Course(DOC) 반응      (1-2) 두 D.O.C와 거리(R)과의 반응  
 그림 8. Distance Off Course 비교

### 참고문헌

1. 한국공항공단내 항행안전시설, "http://www.navaid.co.kr/"
2. Yoshimasa Ochi and Kimio Kanai, "Automatic Approach and Landing for Propulsion Controlled Aircraft by  $H^\infty$  Control, 1999 IEEE International Conference on Control Applications, August 1999.
3. 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.
4. Kyungmoon Nho, Ramesh K. Agarwal, "Automatic Landing System Design Using Fuzy Logic," Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol.23, No.2, March-April 2000.
5. Yoshikazu Miyazawa, Toshikazu Motoda, Tatsushi Izumi, and Takashi Hata, "Longitudinal Landing Control Low for an Autonomous Reentry Vehicle," Journal of Guidance,

- Control, and Dynamics, Vol.22, No.6 November-December 1999.
6. Gaurav Saini and S.N.Balakrishnan, Contact Person, "ADAPTIVE CRITIC BASED NEUROCONTROLLER FOR AUTOLANDING OF AIRCRAFT WITH VARYING GLIDESLOPES", IEEE, 1997.
  7. 정도희, 은희봉, "항공기 자동착륙시스템을 위한 제어기법에 관한 연구", 한국항공운항학회지 제2집, 1994년 12월, pp.82-88.
  8. 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.
  9. Boris S. Pervan, Clark E. Cohen, David G. Lawrence, H. Stewart Cobb, J. David Powell, and Bradford W. Parkinson, "High Integrity GPS-Based Precision Landing Using Integrity Beacon Pseudolites," ISPA, Braunschweig Germany, February 1995
  10. Robert C. Nelson, "Flight Stability and Automatic Control," McGraw-Hill, Inc., 1989.
  11. Brian L.Stevens, Frank L.Lewis, "Aircraft Controls and Simulation," A Wiley-Interscience Publication John Wiley & Sons, INC., 1991.
  12. John H. Blakelock, "Automatic Control of Aircraft and Missiles, 2nd edition", A Wiley-Interscience Publication, John Wiley & Sons, INC.
  13. Dimitri N. Mavris and 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.
  14. Oleg A. Yakimenko and Issac I. Kaminer, "Near-Optimal Trajectory Generation for Autonomous Aircraft Landing," 1999 IEEE International Conference on Control Applications, August 1999.
  15. 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.