

# 항공기 자동 착륙방식에 대한 비교

윤석준 \*

항공기의 자동 착륙 알고리즘을 위한 고 정밀 유도방식에 IBL(Integrity Beacons Landing System)나 MLS(Microwave Landing System)와 같은 유도 제어 방식을 사용하여 유인 항공기나 무인 항공기의 유도 착륙에 사용하고 있다. 당 연구에서는 무인항공기의 자동착륙을 위한 실제적인 요구사항들이 분석되었고, 자동착륙 유도장치로 IBL과 MLS가 선택되어 각각의 기능과 특성들이 수학적으로 모델링 되었다. 또한 고전제어와 최적제어의 2가지 방식으로 무인항공기의 자동 착륙을 통제하기 위한 autopilot이 설계되어 그 유효성과 특징들이 분석되었다. IBL, MLS, autopilot, 그리고 이러한 자동착륙 유도제어 시스템이 적용되는 대상체인 무인항공기와 대기환경 및 외란에 대한 수학적 모델들은 Simulink와 ANSI C를 사용하여 단위 S/W 모듈들로 작성되었고, 여기에 GUI 모듈이 추가되어 하나의 통합 시뮬레이션 S/W가 완성되었다. 모의시험평가는 총 2단계로 구성되었는데, 대기 외란이 주어졌을 때 IBL과 MLS의 유효성을 1차적으로 검증하였고, 2단계 모의수치실험에서는 MLS 유도센서 방식에 따른 고전제어기 및 최적제어기의 항공기 중 방향 운동에 대한 강인성 비교를 시도하였다.

## 목차

- I. 서론
- II. 자동착륙 방식을 위한 센서 모델
- III. 항공기 시스템 및 대기환경 모델링
- IV. 유도 제어 법칙
- V. 모의 시험 평가
- VI. 결론

\*세종대학교 기계항공우주공학부 교수

## I. 서론

항공기는 착륙하는 순간에 가장 위험하기 때문에 안정성이 확보되어야만 한다. 때문에 민간 항공기는 계기착륙장치를 도입하고 있고, 무인항공기의 경우에는 다양한 임무와 요구사항 때문에 착륙 시에 외부 조종사에게 부담이 증대되며, 조종사 양성에도 많은 비용이 들고 있는 실정이다. 항공기의 착륙 상황을 자동화하는 작업은 조종사에게는 부담을 줄이고, 항공기 시스템에는 안정성을 증대하는 방법이 될 수 있다. 따라서 항공기의 자동 착륙 알고리즘을 위한 고 정밀 유도방식에 IBLS(Integrity Beacons Landing System)나 MLS(Microwave Landing System)와 같은 유도 제어 방식을 사용하여 유인 항공기나 무인 항공기의 유도 착륙에 사용하고 있다.

IBLS 유도 방식은 GPS(Global Positioning System)를 사용하는 방법으로 미국의 Stanford 대학을 중심으로 연구되고 있는 오차보정 GPS(Differential GPS)기법이다. 위치를 알고 있는 기지국을 사용해 GPS의 오차를 보정 한다는 개념이다. 이 방식은 자동착륙의 정밀도 수준을 cm 단위까지 얻을 수 있기 때문에 아직 실용화 단계는 아니지만 많은 연구가 진행되고 있는 실정이다. 또한 MLS 유도 방식은 현행 사용 중인 ILS(Instrument Landing System)를 대체할 예정으로 있다. MLS는 일반적인 비행체 탑재 수신기를 위해 공통 신호 포맷에 대한 다양한 성능요구 및 경제성, 안전성에 대한 요구를 만족한다. 증가하는 비행 교통량에 부응하기 위해, 유연한 접근로를 제공하고 공항 터미널 영역에서 정밀 자율항법 능력을 제공하기 위해서는 MLS의 넓은 담당범위가 요구된다. 또한 200개의 가용 주파수 채널을 제공하고 기존 ILS 시스템의 성능을 악화시키는 지역적 문제들에 대해 강인하다는 장점을 갖추었기 때문에 MLS는 미래의 다양한 요구를 효과적으로 수용할 수 있을 것이다. 이와 같은 미래 지향적인 유도 방식에 따른 자동 착륙 알고리즘 설계는 본 연구의 결과가 실제적인 응용으로 사용될 수 있다는 점을 시사한다.

당 연구에서는 무인항공기의 자동착륙을 위한 실제적인 요구사항들이 분석되었고, 자동착륙 유도장치로 IBLS와 MLS가 선택되어 각각의 기능과 특성들이 수학적으로 모델링 되었다. 또한 고전제어와 최적제어의 2가지 방식으로 무인항공기의 자동 착륙을 통제하기 위한 autopilot이 설계되어 그 유효성과 특징들이 분석되었다. IBLS, MLS, autopilot, 그리고 이러한 자동착륙 유도제어 시스템이 적용되는 대상체인 무인항공기와 대기환경 및 외란에 대한 수학적 모델들은 Simulink와 ANSI C를 사용하여 단위 S/W 모듈들로 작성되었고, 여기에 GUI 모듈이 추가되어 하나의 통합 시뮬레이션 S/W가 완성되었다. 모의시험평가는 총 2단계로 구성되었는데, 대기 외란이 주어졌을 때 IBLS와 MLS의 유효성을 1차적으로 검증하였고, 2단계 모의수치실험에서는 MLS 유도센서 방식에 따른 고전제어기 및 최

적제어기의 항공기 종 방향 운동에 대한 강인성 비교를 시도하였다.

## II. 자동착륙 방식을 위한 센서 모델

### 가. IBLS(Integrity Beacons Landing System)

IBLS 모델은 GPS 반송파의 위상을 사용하여 위치해를 구하며, 가시위성의 배열이 양호하지 않은 경우 위치해의 연속성과 완전성에 문제점이 발생할 가능성이 존재하므로 위사위성(Pseudolite)를 사용하여 위성의 배열을 개선함으로써 항공기 위치 추적의 정확도를 높인다. 한편, 당 연구에서 설계된 IBLS 모델은 GPS 신호를 받은 수신기가 신호의 위상을 측정할 때 생기는 측정 잡음을 3mm 이내로 설정하였다.

GPS 신호 관측 모델은 다음의 식(1)과 같으며[1],

$$\Phi_{ab} = \rho_{ab} + \lambda N + w \quad (1)$$

여기서

- $\Phi_{ab}$  : GPS 위성으로부터의 반송파 관측위상
- $\rho_{ab}$  : 위성으로부터 수신기까지의 실제 거리
- $\rho$  : 실제거리에서 반송파위상을 제외한 미지정수
- $\lambda$  : 측정 오차
- $N$  : 수신신호의 파장 길이

식(1)에서의 미지정수는 시뮬레이션 개시 전에 IBLS 환경을 고려하여 경험적으로 결정된다. 또한, 안테나가 설치된 항공기의 속도는 착륙 시에 일정하다 가정한다. 식(2)는 식(1)을 IBLS 모델에 맞추어 구체화 한 식으로서 GPS위성으로부터 안테나까지 전달되는 측정치를 선형화한 식이다. 의사거리는 GPS위성으로부터 안테나까지의 거리를 말하며, 식(2)의 오차가 고려된 반송파위상을 거리화한 값을 실제 의사거리로 사용한다[2][3].

$$\Phi_{Li} = \rho + \lambda N - I + m + T + \delta_e \quad (2)$$

여기서

- $\Phi_{Li}$  : 주파수반송파의 위상
- $\rho$  : 위성으로부터 수신기까지의 실제 거리

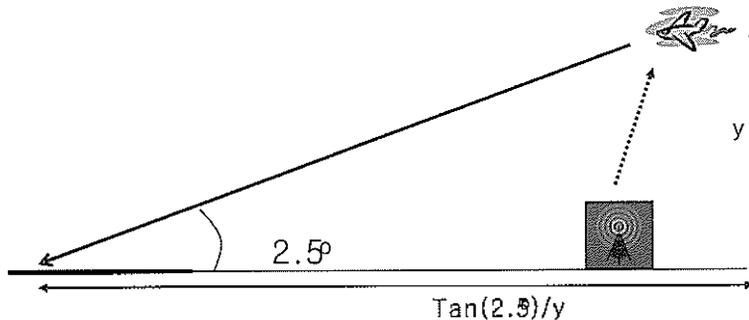
- $\lambda$  : 수신신호의 파장 길이
- $N$  : 실제거리에서 반송파위상을 제외한 미지정수
- $I$  : 전류층 오차
- $T$  : 대류권 오차
- $m$  : 반송파의 다중경로 오차

의사위성의 위치를 입력받아 의사위성의 위치에서 항공기와의 위치, 의사거리를 제공해준다. [그림 1]과 같이 항공기의 접근 경로는 이고, 활주로의 남단, 북단의 위치와 고도를 입력받아 초기 위치를 설정한다. 매 시간 ECEF(Earth Centered Earth Fixed) 좌표계[1]에서 항공기의 현재 위치를 계산하며, 착륙 경로가 제공하는 참 위치와 비교하여 오차를 계산하게 된다.

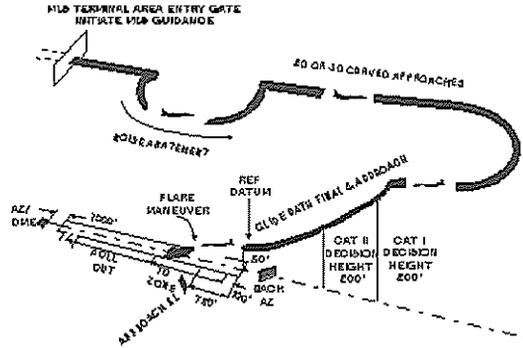
## II. MLS(Microwave Landing System)

MLS의 모델링은 [그림 2]와 같은 개념으로서 낮은 시계를 갖는 경우 ILS와 같이 유도(Guidance)를 제공하기 위해 필요한 운항 보조 수단이다. MLS에서는 비행 고도한계(ceiling)와 시정(visibility)에 따라서 3종류 CAT I, II, III으로 운영방식이 바뀌어 결심고도의 설정이 바뀌게 된다[4]. MLS는 5GHz의 Microwave와 적절한 크기의 안테나로 좁은 빔을 형성하여 좀더 정확한 각도 정보를 제공할 수 있도록 한다. 또한 MLS의 각도 유도 방식은 접근 수평각, 수방 수평각, 수방 수직각 및 다양한 RF에 대한 디지털 데이터를 순차적으로 전송하여 대부분의 환경에서 수신기의 동작에 별다른 지장이 없이 운영이 가능하다. MLS는 넓은 영역에 걸쳐서 정확한 수평각(Azimuth), 수직각(Elevation), 거리(Range) 정보를 제공하므로, 비

<그림 1> 항공기 착륙 경로 시나리오



&lt;그림 2&gt; MLS 를 사용한 착륙 운영 과정



교적 간단한 좌표변환으로 X-Y-Z 좌표 변환할 수 있으며 이 위치 경로를 이용하여 항공기를 유도할 수 있다.

다음의 식들은 MLS에서 비행체의 위치추적을 위하여 사용되는 계산식이다. X는 중앙선을 따른 항공기의 위치, Y는 활주로 중앙선에서의 수평거리, h는 고도를 나타낸다[4][5].

$$X = R_{DME} \cos(AZ_i) \quad (3)$$

$$Y - Y_0 = R_{DME} \sin(AZ_i) - Y_0 \quad (4)$$

$$h = \sqrt{(X - R_0)^2 + Y_{EL}^2} \sin(EL_e) + h_{ANT} \quad (5)$$

여기서

$R_{DME}$  : 지상 거리

$AZ_i$  : 방향각

$EL_e$  : 수직각

$Y_0$  : 활주로 중심선에서 떨어진 azimuth offset

$Y_{EL}$  : 수직 안테나 offset 거리

$h_{ANT}$  : 안테나 위상 중심 높이

$R_0$  : 활주로 중앙 선상의 수직 안테나

### III. 항공기 시스템 모델링

#### 가. 비선형 운동방정식

고정의 항공기 시스템에서 핵심이 되는 동운동 모델은 뉴턴 역학을 기반으로 대상체인 항공기를 강체로 가정하여, 항공기의 운동을 병진운동과 회전운동의 6 자유도 운동으로 생각한다. 병진운동에서는 항공기에 가해지는 힘의 성분들을 고려하고, 회전운동에서는 모멘트 성분들을 생각할 수 있다. 강체로 가정한 대상체의 자세각이 Euler 자세각으로 표현될 수 있고, 항공기의 동체축(Body Axes) 속도는 관성 좌표계로 변환되어 항공기의 위치를 나타낸다. 위와 같은 모델은 12개의 비선형 미분방정식으로 정의되며, 이를 항공기의 운동 방정식(Equation of Motion)이라 한다[6][7].

항공기의 운동 상태를 표현할 수 있는 상태 변수(State Variables)는 진행방향의 속도  $V_T$ , 받음각  $\alpha$ , 옆미끄럼각  $\beta$ , Euler 자세각  $\phi, \theta, \varphi$  동체 좌표계에서의 각속도 성분  $p, q, r$ , NED 좌표계에서의 항공기의 위치  $x_N, y_E, h$  등의 총 12개로 구성되며, 식(6)과 같다.

$$X^T = [V_T \ \alpha \ \beta \ \phi \ \theta \ \varphi \ p \ q \ r \ x_N \ y_E \ h] \quad (6)$$

항공기의 엔진과 공력 모델은 참고문헌<sup>7</sup>에 나오는 F-16 항공기의 모델을 적용하였다. 2차원 데이터 테이블에서 보간(Interpolation)을 이용한 함수 생성(Function Generation)방법을 사용하여 공력 계수를 추출해내고, 같은 방법을 엔진 모델에도 적용하여 항공기의 추력, 양력에 대한 모델링을 시도하였다. 위와 같은 수학적 모델들은 MATLAB/Simulink 환경에서 C코드를 사용하여 s-function으로 나타내었다[12].

#### 나. 트림 상태 및 선형화 모델링

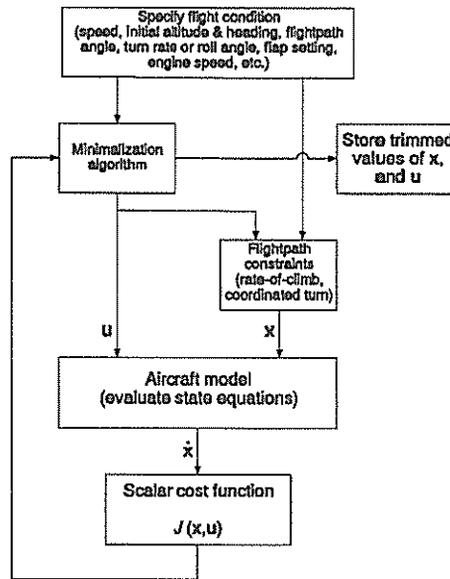
비선형 운동방정식을 시뮬레이션 하기 위해서는 항공기 트림(Trim) 또는 평형(Equilibrium) 비행 조건을 알아야 한다. 트림 상태의 비행은 수평등속비행, 정상선회비행, 정상상승비행, 정상률비행의 4가지 유형의 정상상태비행이 존재하며, 트림 비행 상태를 구하는 방법은 그림 1과 같다. 그림 3에서 가격 함수의 최적화 방법으로는 Simplex 알고리즘을 이용하였다.<sup>7</sup> 운동방정식에서의 상태변수 중  $V^-, \alpha^-, \beta^-, p^-, q^-, r^-$ 를 사용하여 가격 함수(Cost Function)를 식(7)와 같이 구성한다.

$$J = c_1 V^2 + c_2 \dot{\alpha}^2 + c_3 \dot{\beta}^2 + c_4 \dot{p}^2 + c_5 \dot{q}^2 + c_6 \dot{r}^2 \quad (7)$$

여기서는  $c_i, i \in \{1, 2, \dots, 6\}$ 는 무게요소라 하며, 각 정상상태마다 바뀌는 제약 조건에 따라서 변하게 된다[11].

항공기의 6자유도 비선형 운동 방정식의 트림 상태에서 섭동법(Small Perturbation Theory) 이용하여 선형화(Linearization)를 시도할 수 있으며, 비선형 운동 방정식

< 그림 3> 트림 알고리즘



로부터 선형 상태 공간(State-Space) 방정식이 다음과 같이 유도된다[7].

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \quad (8)$$

여기서

$A, B, C, D$  : State-Space matrix

$x$  : state vector

$u$  : input vector

$y$  : output vector

선형 모델에서  $A(n \times n)$ ,  $B(n \times m)$ ,  $C(m \times n)$ ,  $D(m \times m)$ 행렬들을 자코비안(Jacobian)

행렬이라 하며 각 행렬의 행과 열은 입력변수와 상태변수의 개수로 결정된다. 이 행렬들은 시 불변(time-invariant) 선형방정식의 형태의 전달함수로 변환되어 단일 입력과 단일 출력의 간단한 시스템 모델링을 할 수 있으며, 시스템의 특성을 분석하여 안정성과 조종성을 증대시킬 수 있는 시스템 설계를 할 수 있다.

#### 다. 대기 환경 모델링

대기 환경 모델링은 표준대기모델은 ICAO에서 정의한 국제표준대기 모델을 적용하였고, 바람에 의한 항공기의 대기 외란 조건은 전단풍(Wind Shear), 돌풍(Gust) 그리고 난류(Turbulence) 모델을 사용하였다<sup>12</sup>. 또한 항공기가 선박 위에 착륙을 시도하는 상황을 구현하기 위해 선박의 파도에 의한 요동을 pitch와 heave 방향의 운동으로 가정하고 cosine함수로 표현하였다. 이는 진폭과 주기를 조절함으로써 선박운동을 조절할 수 있는 소형 착륙 시스템의 성능 분석용 단순 모델이다. 본 연구에서 사용된 pitch/heave 모델은 Naval Postgraduate School의 Lentz 등이 사용한 소형 착륙 시스템의 성능 분석용 간단 모델이며<sup>10</sup>, 진동 모델은 다음과 같다.

$$\text{pitch/heave} = A \cos(2\pi t/T) \tag{9}$$

여기서 A는 최대 피치(pitch)각 또는 히브(heave)의 양이고, T는 피치/히브의 주기이다.

## IV. 유도 제어 법칙

### 가. 고전제어 시스템

항공기의 자동 착륙 상황에서 ILS(Instrument Landing System)를 기반으로 하는 자동착륙 시스템으로 고전제어 방식을 적용하였다. 대상 항공기의 비행 운동 모델은 F-16으로 선정하였고, Class IV, Flight Phase Category C, 중/평운동 Level 1의 비행성 요구도[9]를 만족한다. 종방향의 자동착륙 시스템에서는 항공기의 착륙 시 비행 경로각의 부호와 피치 자세각과 같도록 하는 속도제어 루프를 PI와 PD 제어기로 설계한다. 또한 중심선과 무게중심 거리  $d$ 의 변화율을 비행속도  $V_T$ 와 비행 경로각  $\gamma$ 로 다음과 같이 구하고, 적분을 통하여  $d$ 를 구한다[8].

$$\dot{d} = V_T \sin(\gamma + 3)^\circ \tag{10}$$

또한 고도는 다음의 식(11)

$$h = r \left( \frac{V_T}{57.3} \right) \tag{11}$$

에서부터 구할 수 있으며, 활공경로(Glide slope)로부터 항공기의 수직 변위를 계산하고 빔으로부터 편차를 측정된 값이 활공경로 수신기에서 제어시스템으로 명령하여 활주로와 항공기를 일직선에 있게 한다. Flare 제어 로직에서는 항공기가 플레어를 시작하는 고도  $h_0$ 에서 다음과 같은 식을 구할 수 있다.

$$h = h_0 e^{-\gamma t} \tag{12}$$

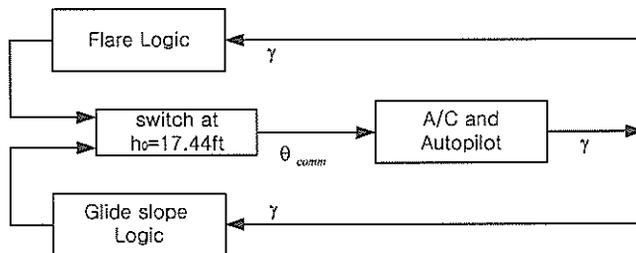
또한 활공 경로 송신기에서부터 항공기의 터치다운 거리를 임의로 1000ft, 터치다운까지의 시간이 4배의 일정시간 가 걸리며, 그때 항공기가 플레어를 시작하는 거리 이라면 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$R + 1000 = (205)(4\tau) \tag{13}$$

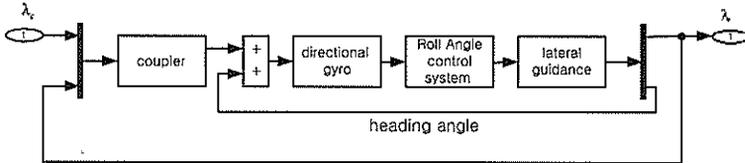
식(12)과 (13)을 함께 풀면, flare 시작 고도와 시간을 알게 된다. 다음 그림 4는 종방향 제어시스템의 개념도이다.

횡방향의 제어 시스템에서는 안정성을 증대하기 위해서 Dutch Roll Damper를 설계하였고, Adverse Yaw 효과를 상쇄하기 위해 롤각 제어로직의 washout filter 로직을 변화 시켜가며 Dutch Roll Damper의 이득값을 설계하였다. 또한 localizer receiver가 감지한 횡방향의 오차를 보정하여 항공기를 활공 경로의 중심에 위치하도록 방향각 명령을 생성하는 로직을 설계하였다. 다음 그림 5은 횡방향의 전체 제어 시스템 개념도이다.

< 그림 4> 종방향의 자동착륙유도 시스템



< 그림 5> 횡방향의 자동착륙유도 시스템



### 나. 최적제어 시스템

최적 제어를 이용한 제어 시스템에서 첫째로, 활공경로 제어로직의 ILS로부터 나오는 활공경로 빔과 비행체의 거리 오차  $d$ 를 다음과 같이 정의하였다[7].  $\theta$ 는 항공기의 피치 자세각  $\alpha$ 는 항공기의 비행 시 받음각을 의미한다.

$$\dot{d} = V_T \left( \theta - \alpha - \frac{1}{57.2958} r_r \right) \quad (14)$$

여기서  $r_r$ 는 ILS로부터 나오는 유도빔의 각도  $3^\circ$ 이며, 비행속도  $V_T$ 는 250ft/s이다. 평가변수  $z$ 는 속도와 활공경로 빔과 비행체와 오차값  $d$ 를 선정하였으며,

$$z^T = (v_p, d) \quad (15)$$

LQ Regulator를 위한 평가함수는 다음과 같이 정의한다[7].

$$\int_0^\infty E(z^T z + u^T R u) dt \quad (16)$$

위의 평가함수를 Riccati 대수 방정식[7]에 적용하여 해를 구하면, 최적 regulator의 이득값이 설계된다. 또한 출력 변수들의 피드백을 이용한 최적 추정기(estimator)의 상태방정식 다음과 같다.

$$\dot{x}_e = A_e x_e + B_e u + L_{1qe} (y - y_e) \quad (17)$$

이 최적 추정기를 역시 Reccati 방정식에 적용하여 정상상태 추정기 이득값을 구한다. 앞에서 구한 최적 regulator와 최적 추정기를 조합하여 활공경로 capture LQG 최적제어기를 설계하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_{gs} &= A_{1qgs} x_{gs} + B_{1qgs} y \\ u &= C_{1qgs} x_{gs} \end{aligned} \quad (18)$$

둘째로, flare 로직 설계에서는 flare 궤적을 설계를 다음과 같이 한다.

$$h_c = -0.3h_c, \quad h_c(0) = 43.6ft \quad (19)$$

flare가 시작되는 고도는 43.6ft로 가정하고, flare 로직 설계를 모델 추정기법을 적용한 최적 LQG 이론을 적용하고자 한다. 앞의 경우 같이 평가변수를 속도와 고도값으로 선정하여 LQ regulator를 설계한다. 또한 다음의 상태 방정식을 Riccati 대수 방정식에 적용하여 최적 추정기도 설계한다.

$$\dot{x}_{f_c} = A_{f_c}x_{f_c} + B_{f_c}u + L_{f_c}(y - y_{f_c}) \quad (20)$$

앞서 구한 최적 flare 로직 regulator와 최적 flare 추정기를 경험적으로 조합하여 최적 flare 로직 LQG 제어를 설계하게 된다.

## V. 모의 시험 평가

항공기의 자동착륙 방식에 대한 모의시험평가는 2차에 걸쳐서 수행되었는데, 1차 시험평가에서는 항공기 자동 착륙시의 대기 외란에 의한 현상과 항공기의 상태에 따른 현상을 살펴보고, 2차 시험 평가에서는 자동 착륙알고리즘의 비교 평가를 수행하였다.[10] 항공기의 착륙 환경에서 대기 외란 및 환경 모델은 돌풍, 난류를 적용하였고, 활주로 환경도 일반적인 지상 활주로와 선박 위에 위치한 것으로 구분하였다. 또한 유도방식으로는 IBLs와 MLS를 적용하였으며, 자동 착륙 알고리즘에서의 제어 시스템은 고전제어 방법과 최적제어 방법을 비교 평가하였다. 자동착륙 시험평가에서는 정량적인 기준을 찾아낼 수 없었기 때문에 정성적인(Qualitative) 경향을 살펴보았다. <표 1>은 각 시험평가 결과에서 범례에 대한 설명이다.

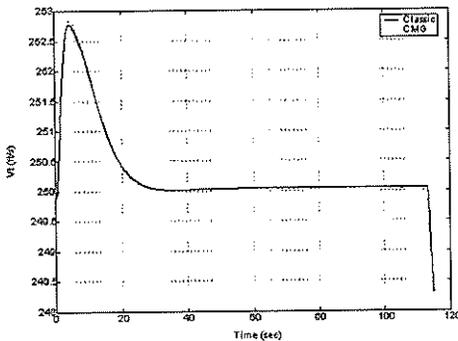
< 표 1 > 시험평가 항목의 범례

Classic	고전제어기+ Ground
CMG	Classical + MLS + Ground
CIG	Classical + IBLs + Ground
CMS	Classical + MLS + Sea
LQG	최적제어기 + Ground
LIG	LQG + IBLs + Ground
LMS	LQG + MLS + Sea

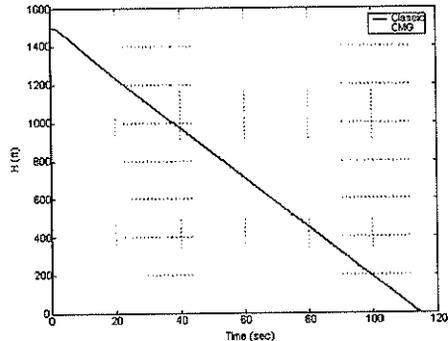
가. 1차 모의 시험 평가

두 차례 실시된 모의 시험 평가 시 비교 평가의 기준이 될 데이터는 ILS착륙 시 지상활주로 상황에서 아무런 대기 외란이 없는 상황을 가정하여 선정하였으며, <표 1>에서의 'Classic' 표기를 나타내는 데이터이다. 다음 <그림 6, 7>는 외란이 없을 경우, MLS 유도방식 착륙상황을 기준데이터와 비교한 시험평가 결과이다. 기준 데이터와 비교하여 별반 차이가 없는 것을 볼 수 있으며, 외란이 없을 경우 MLS 유도방식 자동 착륙상황은 정성적으로 일반적 착륙상황을 추종하는 것을 확인하였다. 다음으로는 착륙 상황 시 다양한 대기 및 활주로 상황의 외란 조건 시의 시험평가를 시도하였다. <그림 8>는 항공기 자동착륙 시에 적용

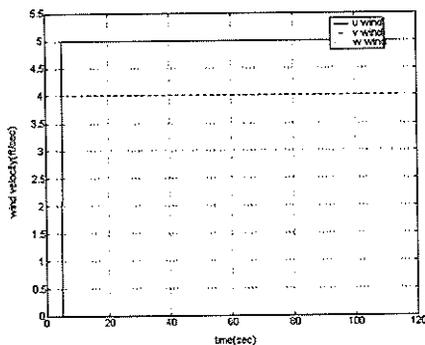
<그림 6> 외란이 없을 경우 MLS 유도착륙시 속도의 비교



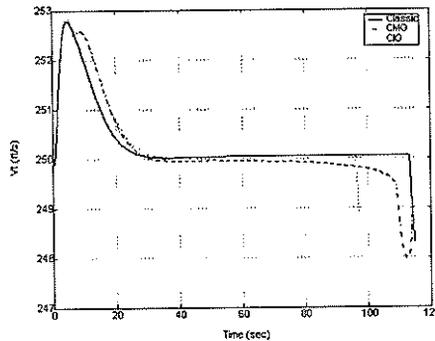
<그림 7> 외란이 없을 경우 MLS 유도착륙시 고도 비교



<그림 8> 항공기 자동착륙 시 적용되는 돌풍



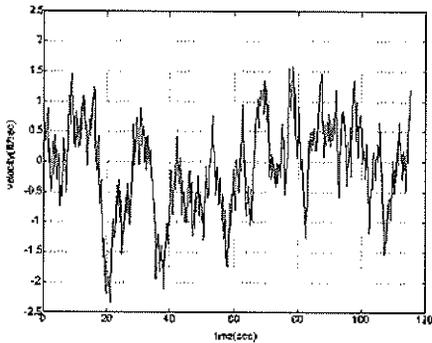
<그림 9> 돌풍 하에서 착륙 상황시 속도 비교



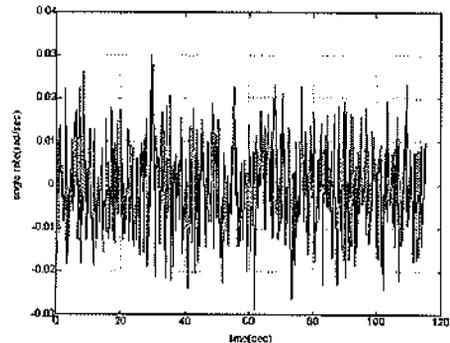
떨 돌풍의 성향을 보여 주고 있다. <그림 9>에서 항공기는 돌풍의 영향을 받아 착륙 궤적이 등조됨을 알 수 있다. 또한 <그림 10, 11>은 각각 항공기에 적용되는 난류의 x축 방향의 속도 성분과 각속도의 성분을 보여주고 있으며, 역시 <그림 12, 13>에서도 항공기의 자동착륙 시 대기 난류에 의한 등조현상을 볼 수 있었다.

다음으로는 항공기 자동 착륙 상황 시, 활주로의 상태가 지상이 아닌 선박 위라고 가정했을 경우의 모의 시험 평가를 수행하였다. 선박운동을 주기와 진폭을 갖는 세로 방향의 주기함수로 가정하고, 주기가 20(sec), 진폭이 3인 <그림 14>과 같은 선박운동에서 시험평가는 <그림 15, 16>의 결과를 볼 수 있다. 선박의 운동으로 가정한 피치운동은 항공기의 세로방향 운동에 큰 영향을 미치고 있음을 볼 수 있었다. <그림 16>에서는 항공기의 착륙 궤적이 선박의 주기성 움직임에 등조되어 주기적으로 변화를 보이고 있다.

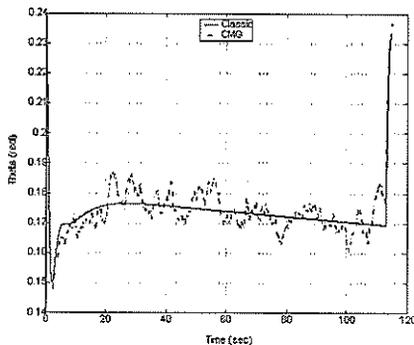
<그림 10> 항공기 착륙 상황 시 적용되는 대기 난류의 x 축 방향 병진 운동 성분



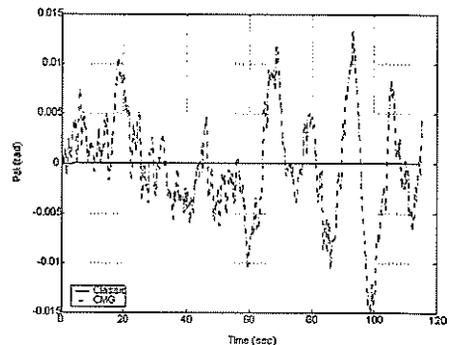
<그림 11> 항공기 착륙 상황 시 적용되는 대기 난류의 x 축 방향 회전 운동 성분



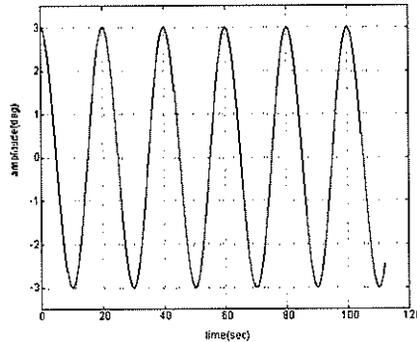
<그림 12> 난류 하에서의 항공 착륙시 자세각 theta



<그림 13> 난류 하에서의 항공 착륙시 자세각 psi



< 그림 14 > 주기 20(sec), 진폭 3 인 선박운동



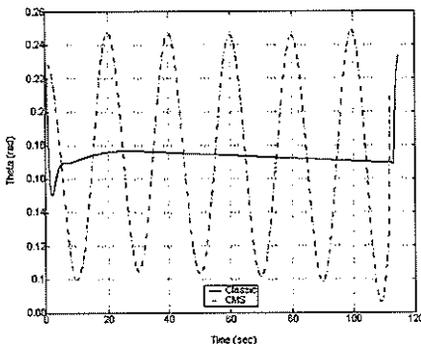
### 나. 2차 모의 시험 평가

다음은 항공기 자동착륙 알고리즘의 제어 시스템에 대한 비교로서, 대기 외란을 고려치 않고 계기 착륙을 고전제어 시스템과 최적제어 시스템으로 시도한 경우를 서로 비교하였다. <그림 17, 18>에서는 고전 제어 시스템과 최적 제어 시스템의 성향을 비교한 결과이다.

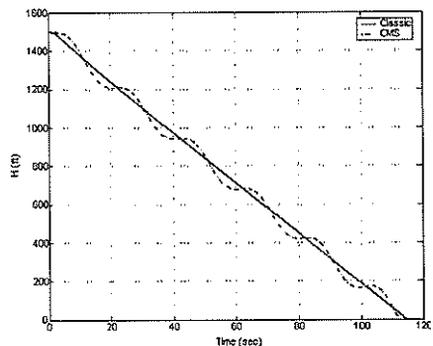
<그림 17, 18>에서 고전제어 시스템을 사용한 자동 착륙이 최적제어 시스템을 사용한 상황보다 더 빨리 활주로에 접지하며, 이는 최적제어 시스템을 사용했을 때 flare 현상이 더욱 급격히 나타났기 때문이다.

다음으로는 <그림 19>과 같은 대기의 돌풍 현상 하에서 자동 착륙 알고리즘의 제어 시스템의 강인성을 비교하여 보았다. 이때의 자동 착륙에 사용된 유도 방식

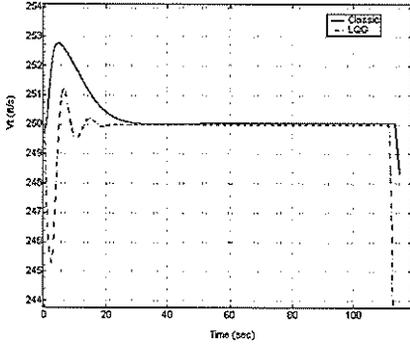
< 그림 15 > 선박 위 활주로에 착륙시 자세각 theta



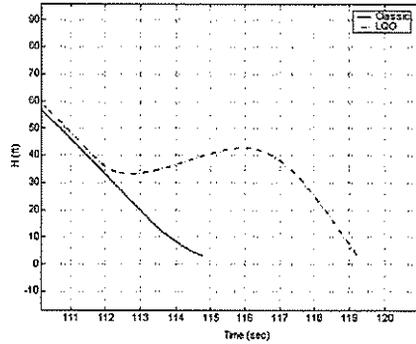
< 그림 16 > 선박 위 활주로에 착륙시 고도 변화



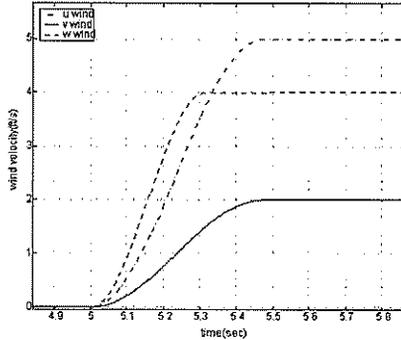
<그림 17> 자동 착륙 알고리즘 제어 시스템에 따른 항공기의 속도 성향 비교



<그림 18> 자동 착륙 알고리즘 제어 시스템에 따른 항공기의 고도 성향 비교



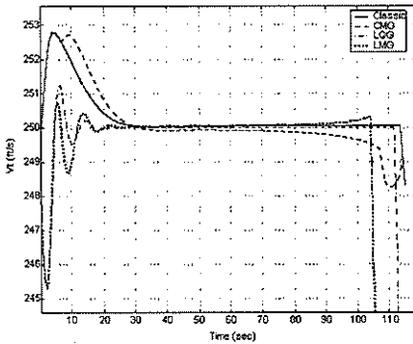
<그림 19> 자동 착륙 알고리즘의 제어 시스템 비교 평가 시 적용될 대기 돌풍의 성향



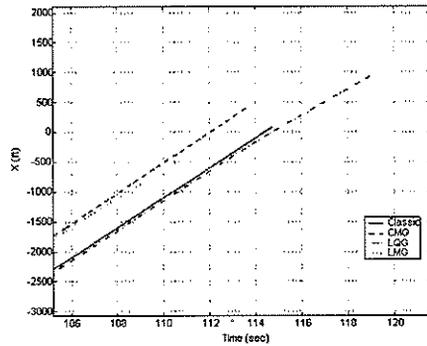
은 MLS 유도방식을 동일하게 두 가지 제어 시스템에 적용하였다.

<그림 20, 21, 22>는 대기 돌풍의 외란 조건이 자동 착륙 알고리즘의 고전 제어 시스템과 최적 제어 시스템, 양쪽 모두 동일하게 적용된 상황하에서의 항공기의 착륙 상황에 대한 상태 비교 결과이다. <그림 20>에서는 항공기의 속도 변화를 통하여 대상 항공기가 자동 착륙 시 외란에 의한 변화와 착륙 전의 flare 현상에 대한 반응을 살펴볼 수 있다. <그림 21, 22>에서는 자동 착륙 시도 시에 항공기가 활주로에 touchdown하는 위치를 알 수 있으며, 최적 제어 시스템의 결과는 착륙 touchdown 위치를 훨씬 못 미친 결과를 나타낸 것을 볼 수 있으며, 이 경우 항공기는 불안한 착륙 상황을 나타낸 것으로 짐작할 수 있다. 따라서 고전 제어 시스템을 사용한 자동착륙이 최적 제어 시스템이 적용된 자동 착륙에 비하여 안

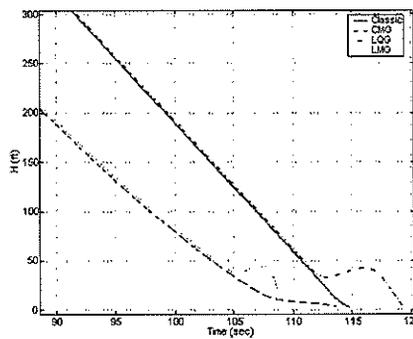
<그림 20> 대기 돌풍 하에서의 자동 착륙시 제어 시스템에 따른 항공기 속도 성분 비교



<그림 21> 대기 돌풍 하에서의 자동 착륙시 제어 시스템에 따른 항공기 북향(北向) 변위 비교



<그림 22> 대기 돌풍 하에서의 자동 착륙시 제어 시스템에 따른 항공기 고도 변화 비교



정적인 착륙 결과를 나타낸 것을 볼 수 있다.

## VI. 결론

항공기 자동 착륙 알고리즘들에 대한 일련의 모의시험들 중 1차 모의시험 평가 결과 대기 외란, 선박운동에 항공기의 착륙 상태가 동조되는 현상을 확인하였다. 또한 자동착륙 모의시험에서 반복적인 시험 결과에 의해서 난류보다 돌풍에 의한 영향이 항공기 착륙 상황에서 더욱 추락 가능성을 높임을 알 수 있었다. 2

차 모의시험평가에서는 자동 착륙 알고리즘에 적용된 제어 시스템들의 특성을 비교하였는데 고전제어기에 비해 최적제어기는 flare현상을 길게 유지하고 착륙 지점이 더욱 길어짐이 확인되었다. 최적 제어 시스템에서는 활공경로와 비행체의 사이의 접근 거리, flare 반응이 최적으로 일어나지만, 대신 착륙 지점에 대한 상대적인 편향이 일어남을 확인하였다. 고전 제어 시스템에서는 최적 제어 시스템보다 상대적으로 flare 현상은 급격히 일어나지 않았지만 착륙 지점에 대한 정밀도는 고전 제어 시스템을 사용했을 경우가 더욱 높았다. 또한 대기 외란에 대한 강인성 비교에서는 고전제어 시스템이 최적 제어 시스템보다 자동 착륙 상황에서 더욱 안정적인 착륙을 시도하는 것으로 판단되었다.

## [참고문헌]

1. Jay Farrell, Matthew Barth (1999), *The Global Positioning System and Inertial Navigation*, Mcgraw-hill.
2. Clark E. Cohen, Boris Pervan (1993), *Real-Time Flight Test Evaluation of the GPS Marker Beacon Concept for Category III Kinematic GPS Precision Landing*, ION GPS-93.
3. Clark E. Cohen, Boris Pervan (1995), *Precision Landing Tests with Improved Integrity Beacon Pseudolites*, ION GPS-95.
4. R. J. Kelly and E. F. C. LaBerge (1990), "MLS: A Total System Approach", *IEEE AES Mag.*, pp.27~40, May, .
5. M. H. Carpentier (1988), *Principles of Modern Radar System*, Artech House, London, UK.
6. Robert C. Nelson (1998), *Flight Stability and Automatic Control*, Mcgraw-hill.
7. Brian L. Stevens, Frank L. Lewis (1992), *Aircraft Control and Simulation*, John Willy & Sons.
8. John H. Blakelock (1991), *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, John Willey & Sons.
9. MIL-F-8785C (1980), "U. S. Dept. of Defense Military Specification : Flying Qualities of Piloted Airplanes", Nov. 5.
10. 윤석준 외 (2002), "고정밀 자동착륙 접근 유도 알고리즘 개발에 관한 연구", 최종 보고서, TECD-401-021215, 국방과학연구소.
11. M.O. Rauw (1993), 『A Simulink Environment for Flight Dynamics and Control Analysis - Application to the DHC-2 Beaver』, Part I/II, Master's Thesis.
12. MATLAB/SIMULINK Reference Manual version 6.5 , Release 13.