

위성항법(GPS)을 이용한 항공기 자동착륙 시뮬레이션

Simulation of Aircraft Automatic Landing using GPS

¹윤두희, ²기창돈

¹서울대학교 항공우주공학과 (Tel:880-7395; Fax:887-2662; E-mail: aerochol@plaza.snu.ac.kr)

²서울대학교 항공우주공학과 (Tel:880-1912; Fax:887-2662; E-mail: kee@plaza.snu.ac.kr)

Abstract In this paper, we performed simulations of aircraft automatic landing using GPS, DGPS and CDGPS. Our purpose is examining the possibility of aircraft landing using GPS through the simulation results. The aircraft landing is composed of two stages, glide-slope and flare. Therefore, LQG controllers are designed separately. In simulations, measurement noise depends not only on UERE and UERRE (which have different values in GPS, DGPS, and CDGPS) but also on DOPs. DOPs are determined only by the geometry of GPS satellite constellation. For DOP calculation, we also made program for GPS satellites orbit simulation. According to the simulation results, ICAO CAT III can be achieved if CDGPS is used.

Keyword : GPS, DOP, UERE, UERRE, LQG, glide-slope, flare

1. 서론

항법 및 유도, 제어시스템은 여객기가 안전하고 정상적으로 운행하기 위한 가장 필수적인 부분이다. 예를 들면, 수년전 질은 안개 속에서 목포공항에 착륙을 감행하던 여객기가 야산에 추락했던 사고에서 알 수 있는 바와 같이 여객기의 이착륙 과정은 항공기 운항 중 가장 많은 사고가 일어나는 과정으로, 그 만큼 자동화의 필요성이 더욱 요구된다. 그 중에서도 인공위성을 이용한 항법시스템(GPS)은 이러한 사건을 근본적으로 예방할 수 있는 매우 유용한 시스템이다. 따라서, 현재 미국을 비롯한 여러 항공우주 선진국들은 보다 정확하고 안전한 시스템을 구성하기 위하여 GPS위성을 이용한 자동착륙시스템의 개발에 심혈을 기울이고 있다. 또한 미래항행시스템(FANS)에서 핵심적 역할을 할 위성항법은 서기 2000년에 개항될 인천국제공항과 같은 규모의 공항에서는 필수적으로 설치되고 운용되어야 하므로, 이에 대한 연구는 매우 중요하다. 본 논문에서는 일반위성항법(stand-alone GPS), 보정위성항법(DGPS), 반송파 위상 보정위성항법(CDGPS)에 대하여 각각 여객기의 자동착륙을 시뮬레이션 하였으며 그 결과를 이용하여 위성항법의 자동착륙 사용가능여부를 검사하였다. 사용된 제어기법은 LQG이며 시뮬레이션에 사용된 각 위성항법시스템의 측정잡음의 특성을 이용하여 잡음 분산행렬을 계산하였다. 위성항법시스템의 측정잡음은 거리측정잡음뿐만 아니라 인공위성의 기하학적 배열에 의한 DOP(Dilution Of Precision)에 의해서도 영향을 받으므로 24시간 인공위성 궤도 시뮬레이션을 사용하여 잡음분산행렬을 계산하였다. 착륙과정을 glide-slope와 flare 2단계로 나누었으며 종운동과 횡운동이 분리된 B747 모델을 사용하였다. 좀더 실질적인 시뮬레이션을 위하여 돌풍(wind gust)을 상태변수로 추가하여 비행기의 운동에 영향을 주도록 하였다.

2. 본론

2.1 연속 시스템 방정식

시뮬레이션에 사용된 비행기 모델은 종운동과 횡운동이 분리된 B-747이며, 지배 방정식은 다음과 같다. [2]

$$\frac{d\bar{X}(t)}{dt} = A \bar{X}(t) + B \bar{U}(t) + B_w \bar{W}(t)$$

$$\bar{Z}(t) = H \bar{X}(t) + \bar{\mu}(t)$$

이 때, 상태변수와 측정변수는 glide-slope와 flare에 따라, 또 제어기와 추정기에 따라 가제어성 및 가관측성을 고려하여 다음과 같이 정한다.

* glide-slope 제어기

$$\bar{X}^T = [u \ w \ q \ \theta \ d \ x \ \delta_T \ | \ v \ r \ p \ \phi \ \psi \ y]$$

$$\bar{Z}^T = [u \ w \ \theta \ d \ x \ | \ v \ \phi \ \psi \ y]$$

* glide-slope 추정기

$$\bar{X}^T = [u \ w \ q \ \theta \ d \ x \ \delta_T \ U_0 \ | \ v \ r \ p \ \phi \ \psi \ y]$$

$$\bar{Z}^T = [u \ w \ \theta \ d \ x \ | \ v \ \phi \ \psi \ y]$$

* flare 제어기 상태변수

$$\bar{X}^T = [u \ w \ q \ \theta \ h \ x \ \delta_T \ | \ v \ r \ p \ \phi \ \psi \ y]$$

$$\bar{Z}^T = [u \ w \ \theta \ h \ x \ | \ v \ \phi \ \psi \ y]$$

* flare 추정기 상태변수

$$\bar{X}^T = [u \ w \ q \ \theta \ h \ x \ \delta_T \ | \ v \ r \ p \ \phi \ \psi \ y]$$

$$\bar{Z}^T = [u \ w \ \theta \ h \ x \ | \ v \ \phi \ \psi \ y]$$

입력변수 및 외란변수는 glide-slope, flare 및 추정기, 제어기에 관계없이 일정하다.

$$\bar{U}^T = [\delta_E \ \delta_{TC} \ | \ \delta_A \ \delta_R]$$

$$\bar{W}^T = [W_U \ W_W \ | \ W_A]$$

위 식에서 사용된 기호는 각각 다음과 같이 정의 된다.

상태변수:

$$\bar{X}^T = [\bar{X}_{longitudinal} \quad \bar{X}_{lateral}]$$

$$\bar{X}_{longitudinal}^T = [u \quad w \quad q \quad \theta \quad d \quad h \quad x \quad \delta_T \quad U_0]$$

$$\bar{X}_{lateral}^T = [v \quad r \quad p \quad \phi \quad \psi \quad y]$$

종방향 모드는 다음과 같다.

- u = 종방향의 지상속도 변화량
- w = 수직방향의 지상속도 변화량
- q = 피치가 변화율
- θ = 피치가
- d = glide-slope에 대한 수직방향 오차
- h = 고도
- x = 종방향의 거리 변화량
- δ_T = 추력
- U_0 = 진진 속도

횡방향 모드는 다음과 같다.

- v = 횡방향 지상속도 변화량
- r = 요우잉각 변화율
- p = 롤링각 변화율
- ϕ = 롤링각
- ψ = 요우잉각
- y = 횡방향의 거리 변화량

입력변수:

$$\bar{U}^T = [\bar{U}_{longitudinal} \quad \bar{U}_{lateral}]$$

$$\bar{U}_{longitudinal}^T = [\delta_E \quad \delta_{TC}]$$

$$\bar{U}_{lateral}^T = [\delta_A \quad \delta_R]$$

종방향 입력은 다음과 같다.

- δ_E = 상승타 입력각
- δ_{TC} = 추력비

횡방향 입력은 다음과 같다.

- δ_A = 에일러론 입력각
- δ_R = 러더 입력각

외란변수:

$$\bar{W}^T = [\bar{W}_{longitudinal} \quad \bar{W}_{lateral}]$$

$$\bar{W}_{longitudinal}^T = [W_L \quad W_W]$$

$$\bar{W}_{lateral}^T = [W_V]$$

종방향 외란은 다음과 같다.

- W_L = 종방향 바람
- W_W = 수직방향 바람

횡방향 외란은 다음과 같다.

- W_V = 횡방향 바람

좀더 실제적인 바람모델이 되기 위하여 다음과 같은 식을 사용한다. 여기서, 바람에 대한 잡음 강도는 각 모드에 대하여 같은 크기를 갖는 백색잡음(white noise)으로 가정한다. 그러면,

$$\bar{W} = - \begin{bmatrix} \frac{1}{\tau_L} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\tau_W} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\tau_V} \end{bmatrix} \bar{W} + v$$

와 같이 되며 각 방향에 대한 시정수는 [표 1]과 같다.[5]

[표 1] 바람모델의 시정수

Disturbance	1/τ
종방향 바람	0.42
수직방향 바람	1.06
횡방향 바람	0.14

2.2 연속 시스템의 이산화

GPS 측정치는 이산 신호이므로 위에서 정의된 연속 시스템은 이산 시스템으로 바꾸어야 한다. 주어진 연속 시스템을 이산화하기 위하여 glide-slope와 flare에 대하여 각각 추정기 방정식과 외란 방정식을 구성한 후, 다음과 같이 하나의 식으로 구성한다.

$$\begin{bmatrix} \bar{X} \\ \bar{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B_W \\ 0 & -\tau \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{X} \\ \bar{W} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \bar{U} + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} \mu$$

$$\text{즉, } \bar{X}_{aug} \equiv A_{aug} \bar{X}_{aug} + B_{aug} \bar{U}_{aug} + G_{aug} \mu$$

이 때, 샘플링 시간이 T초라면 연속 시스템과 이산 시스템은 다음과 같은 관계를 갖는다. [6]

$$\bar{X}_{aug, k+1} \equiv A_{d, aug} \bar{X}_{aug, k} + B_{d, aug} \bar{U}_{aug, k} + \bar{\mu}_k$$

여기서,

$$A_{d, aug} = e^{A_{aug} T}, \quad B_{d, aug} = \int_0^T e^{A_{aug} t} B_{aug} dt$$

$$E[\mu \mu^T] = Q_{aug}, \quad E[\bar{\mu}_k \bar{\mu}_k^T] = Q_{d, aug}$$

$$Q_{d, aug} = G_{aug} Q_{aug} G_{aug}^T T + O(2)$$

위와 같이 이산화된 시스템의 일부분을 사용하여 제어기 설계에 사용될 시스템 방정식과 추정기 설계에 사용될 필터 방정식을 glide-slope와 flare의 경우에 대하여 각각 구한다.

2.2 성능지수의 이산화

연속 시스템 제어기를 설계할 때 사용되는 성능지수는 다음과 같다.

$$\text{minimize } J = \int_0^{\infty} \bar{X} Q \bar{X}^T + \bar{U} R \bar{U}^T dt$$

이 때, Q와 R은 [표 2]를 사용하여 다음과 같이 정한다.

$$Q = \text{diag} [1/(X_{1\max})^2 \quad 1/(X_{2\max})^2 \quad \dots \quad 1/(X_{N\max})^2]$$

$$R = \text{diag} [1/(U_{1\max})^2 \quad 1/(U_{2\max})^2 \quad \dots \quad 1/(U_{M\max})^2]$$

그리고, 비교적 작은 샘플링 시간 T에 대하여 위의 성능 지수를 이산화 시키면 다음과 같이 상태변수와 입력변수의 연관항을 무시할 수 있는 이산 성능지수를 얻을 수 있다. [6]

$$J_D = \sum_{k=0}^{\infty} \bar{X}_{d,k} Q_d \bar{X}_{d,k}^T + \bar{U}_{d,k} R_d \bar{U}_{d,k}^T$$

$$Q_d = Q \cdot T, \quad R_d = R \cdot T$$

2.3 제어기 설계

glide-slope 제어기는 비행경로각(γ)을 -2.5도로 일정하게 유지하도록 하는 일종의 상수 외란 억제 제어기로 설계되며, flare 제어기는 고도와 추력의 시간에 대한 지수함수 모델 추종 제어기로 설계된다. 입력에 필요한 상태변수는 추정기를 통하여 추정된 값을 사용하도록 한다.

[표 2] B747 착륙시 제한 최대 상태변수 및 제어입력

변수	단위	glide-slope	flare
피치각 변화율	deg/s	*	*
피치각	deg	*	5
롤링각 변화율	deg/s	5	5
롤링각	deg	15	5
요잉각 변화율	deg/s	*	*
요잉각	deg	10	5
횡방향 거리 변화	m	15	8
횡방향 속도 변화	m/s	*	*
종방향 거리 변화	m	*	*
종방향 속도 변화	m/s	*	*
수직방향 거리 변화	m	8	1.5
하강율	m/s	3	0.6
상승타 입력각	deg	5	5
에일러론 입력각	deg	5	5
러더각 입력각	deg	5	5
추력비	m/s ²	1	1

glide-slope 제어기 설계: 비행경로각 유지(상수의외란제):
<문제 정의>

$$\begin{cases} x_{k+1} = Ax_k + Bu_k + r \\ J = \frac{1}{2} \sum_{k=0}^{\infty} (x_k^T Q x_k + u_k^T R u_k) \end{cases}$$

$$\begin{aligned} x^T &= [u \ w \ q \ \theta \ d \ x \ \delta_T \ | \ v \ r \ p \ \phi \ \psi \ y] \\ u^T &= [\delta_E \ \delta_{TC} \ | \ \delta_A \ \delta_R] \\ r^T &= [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ -U_0 \sin(\gamma) \ 0 \ 0 \ | \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0] \end{aligned}$$

이 문제에 dynamic programming 기법을 적용하여 정상상태 제어입력을 구하면 다음과 같다. [1]

$$u_N = -K \cdot x_N - R$$

여기서,

$$\begin{aligned} K &\triangleq (B^T P B + R)^{-1} B^T P A \\ R &\triangleq (B^T P B + R)^{-1} B^T (P r + S) \end{aligned}$$

윗식의 P와 S는 각각 다음의 방정식에서 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} A^T P A - P - A^T P B (B^T P B + R)^{-1} B^T P A + Q &= 0 \\ S &= (I - (A - BK)^T)^{-1} (A - BK)^T P r \end{aligned}$$

입력의 형태를 보면 상수 외란을 억제하기 위한 상수 입력이 추가됨을 알 수 있다.

flare 제어기 설계 : 지수함수 모델 추종 제어기 설계
<문제정의>

$$\begin{cases} X_{k+1} = A X_k + B u_k \\ Y = C X_k + Y_f \\ Y_{DK} = X_0 e^{-T/K} + Y_f \end{cases} \quad Y_D: \text{모델 방정식}$$

$$\begin{aligned} X^T &= [u \ w \ q \ \theta \ h \ x \ \delta_T \ | \ v \ r \ p \ \phi \ \psi \ y] \\ Y^T &= [h \ \delta_T] \end{aligned}$$

$$U^T = [\delta_E \ \delta_{TC} \ | \ \delta_A \ \delta_R]$$

즉, 추력과 고도가 시간에 대한 지수 함수가 되도록 일종의 모델 추종 제어기를 설계한다. 레귤레이터 부분과 앞머입 부분으로 나누어 설계한다. [2][14]

(1) 레귤레이터 설계

$$\text{minimize } J = \frac{1}{2} \sum_{k=0}^{\infty} (x_k^T Q x_k + u_k^T R u_k)$$

LQR 기법을 사용하면 제어입력은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$u_k = -K x_k$$

(2) 앞머입 입력 계산

모델을 지수 함수적으로 감소하는 부분과 정상상태 부분으로 나누어 입력을 계산한다.

(가) 지수함수부분

$$\begin{aligned} Y_{DK} &= Y_0 e^{r^T K} \\ &= Y_0 r^K, \quad (r = e^{r^T}) \end{aligned} \quad \text{라고 하면}$$

$$X_K = X_0 r^K, \quad u_K = u_0 r^K \text{라 할 수 있다.}$$

그러면, 다음과 같은 행렬식을 유도할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} X_0 \\ u_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A - rI & B \\ C & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ Y_0 \end{bmatrix}$$

(나) 정상상태부분

$Y_{DK} = Y_f$ 라고 하면, 정상상태에 대하여

$$X_S = X_{k+1} = X_k \quad (\because \text{steady state})$$

$$Y_f = Y_k = C X_k$$

$$u_S = u_k$$

라고 할 수 있고 그러면 다음과 같은 행렬식을 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} X_s \\ u_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A - I & B \\ C & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ Y_f \end{bmatrix}$$

따라서, 전체 제어 입력은 다음과 같다.

$$u_k = u_0 r^K + u_s - K(X_k - X_0 r^K - X_s)$$

2.4 추정기 설계

제어기와 마찬가지로 glide-slope와 flare에 대하여 각각 추정기를 설계한다. 추정기를 통하여 나온 추정상태변수는 제어기의 입력을 계산할 때 사용된다.

glide-slope 추정기 설계:

<문제정의>

$$\begin{cases} \hat{x}_{k+1} = A \hat{x}_k + B u_k + B_w w_k \\ \hat{z}_k = H \hat{x}_k + u_k \end{cases}$$

$$\begin{aligned} \hat{x}^T &= [u \ w \ q \ \theta \ d \ x \ \delta_T \ U_0 \ | \ v \ r \ p \ \phi \ \psi \ y \ | \ w_{long} \ u_{vert} \ u_{lat}] \\ \hat{z}^T &= [u \ w \ \theta \ d \ x \ | \ v \ \phi \ \psi \ y] \end{aligned}$$

여기서, w는 프로세스 잡음으로 시스템 모델에 따라 결정되며, v는 측정잡음으로 사용되는 위성항법시스템에 따라 결정된다. 상태변수의 추정은 칼만필터를 사용하여 계산하며, 초기치는 시스템의 정상상태 방정식을 만족시키는 상태변수에, 시스템과 센서에 따른 적절한 잡음을 첨가하여 결정한다. [15]

$$\hat{x}_{K+1} = A \hat{x}_K + B u_K + K (z_k - H \hat{x}_k)$$

여기서, K는 칼만필터의 이득행렬이다.

flare 추정기 설계:

<문제정의>

$$\hat{x}_{K+1} = A \hat{x}_K + B u_K + B_v w_k$$

$$z_k = H \hat{x}_k + u_k$$

$$\hat{x}^T = [u \ w \ q \ \theta \ h \ x \ \delta_T \ | \ v \ r \ p \ \phi \ \psi \ y \ | \ w_{long} \ w_{vert} \ w_{lat}]$$

$$z_k^T = [u \ w \ \theta \ h \ x \ | \ v \ \phi \ \psi \ y]$$

glide-slope 추정기와 다른 점은 비행경로에 수직방향 오차(d) 대신 고도(h)를 추정 변수로하며, 정상상태속도인 U0는 추정변수에서 제외한다. 상태변수의 추정은 glide-slope 추정기와 마찬가지로 칼만필터를 사용한다. flare 추정기의 초기치는 glide-slope단계에서 flare단계로 전이될 때의 glide-slope 추정기로부터 얻어진다. 고도 h는 flare시작 고도로 정한다.

2.5 잡음 분산행렬 계산

칼만필터 이득행렬 K를 계산할 때 필요한 프로세스 잡음 분산행렬은 시뮬레이션을 통한 각 상태변수들의 반응오차를 이용하여 적절히 조절하였으며, 측정 잡음 분산행렬은 위성항법시스템 및 인공위성들의 기하학적 배열인 DOP (Dilution Of Precision)에 따라 결정하였다.

(가) DOP을 고려한 측정 잡음 분산 행렬 계산:

시뮬레이션에 사용된 각 위성항법시스템의 거리오차(UERE), 속도오차(UERRE) 및 각도오차의 특성을 [표 3]에 나타내었다.

[표 3] 2d RMS 1σ 측정 오차

시스템	UERE(m)	UERRE(m/s)	angle(degree)
GPS	100	0.3	0.2
DGPS	4.1	0.015	0.2
CDGPS	0.3	0.002	0.2

*** glide-slope 단계의 측정잡음 분산행렬**

$$R = E [w_k w_k^T]$$

$$w_k^T = [u_w \ w_w \ \theta_w \ d_w \ x_w \ | \ v_w \ \phi_w \ \psi_w \ y_w]$$

$$R = \text{diag} [$$

$$(UERRE*HDOP)^2$$

$$(UERRE*VDOP)^2$$

$$(\text{angle})^2$$

$$(UERE*VDOP)^2$$

$$(UERRE*HDOP)^2$$

$$(UERRE*HDOP)^2$$

$$(\text{angle})^2$$

$$(\text{angle})^2$$

$$(UERRE*HDOP)^2$$

]

*** flare 단계의 측정잡음 분산행렬**

$$R = E [w_k w_k^T]$$

$$w_k^T = [u_w \ w_w \ \theta_w \ h_w \ x_w \ | \ v_w \ \phi_w \ \psi_w \ y_w]$$

$$R = \text{diag} [$$

$$(UERRE*HDOP)^2$$

$$(UERRE*VDOP)^2$$

$$(\text{angle})^2$$

$$(UERE*VDOP)^2$$

$$(UERRE*HDOP)^2$$

$$(UERRE*HDOP)^2$$

$$(\text{angle})^2$$

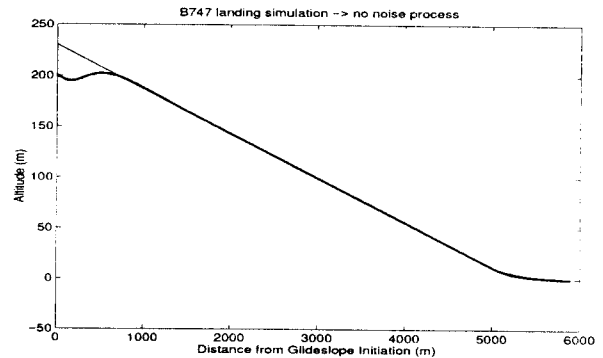
$$(\text{angle})^2$$

$$(UERRE*HDOP)^2$$

$$]$$
 [5]

3. 시뮬레이션 결과

오차 분석을 위하여 프로세스 잡음 및 측정 잡음이 없는 경우에 대하여 시뮬레이션을 수행하였으며 [그림1]은 이의 결과이다.



[그림1] 잡음이 없음 경우 착륙 시뮬레이션 결과

그리고, 인천국제공항에 대한 비행기의 자동착륙 시뮬레이션은 일반위성항법(stand-alone GPS), 보정위성항법(DGPS), 반송파 위상 보정위성항법(CDGPS)에 대하여 각각 수행하였다. 잡음 분산 행렬 계산시 필요한 DOP은 인천공항의 위도와 경도를 입력한 24시간 인공위성궤도 시뮬레이션을 바탕으로 계산하였다. 이때, 모든 항법시스템에 대한 바람의 영향을 동일하게하기 위하여 바람으로 인한 잡음을 미리 계산하여 각 시뮬레이션에 일률적으로 적용하였다.

[그림2], [그림3], [그림4]는 이에 대한 횡방향 및 고도방향 2drms 오차를 나타낸 것이다. 이 결과에 의하면 보정위성항법시스템은 ICAO CAT I을 반송파 위상 보정위성항법시스템은 ICAO CAT III을 만족시켰다.

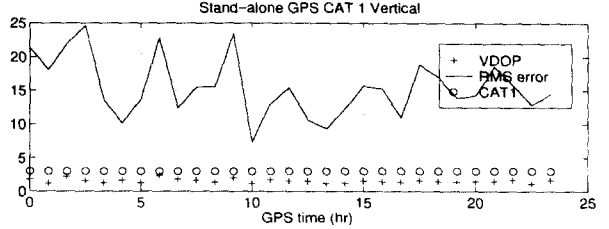
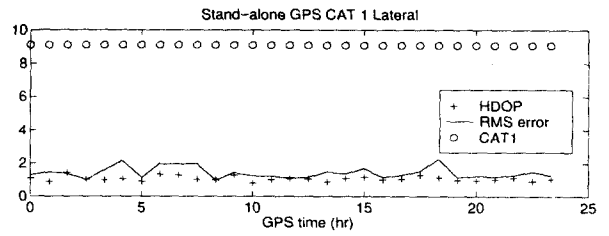
4. 결론

본 논문에서는 일반위성항법시스템, 보정위성항법시스템, 반송파 위상 보정항법시스템을 이용한 항공기 자동착륙 시뮬레이션을 수행하였다. 자동 착륙은 크게 glide-slope와 flare 두 단계로 나누었으며 이에 대하여 각각 제어기와 추정기를 설계하였다. 특히, glide-slope제어기는 비행 경로각을 일정하게 유지하기 위한 일종의 상수 외란 억제 제어기이며, flare 제어기는 특정 상태변수가 시간에 대한 지수 함수를 추종하도록하는 모델 추종제어기이다. 그리고, 추정기 설계시 필요한 잡음 분산 행렬에 위성항법

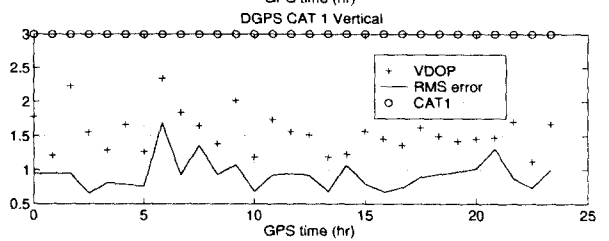
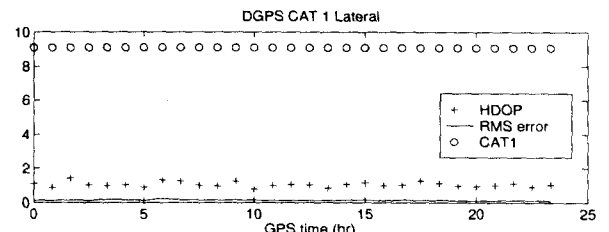
시스템의 거리 및 속도 측정 오차뿐만 아니라 인공 위성의 기하학적 배열인 DOP의 영향을 첨가하기 위하여 인공위성궤도 시뮬레이션을 사용하였다. 본 논문에서는 인천국제공항에 대하여 시뮬레이션을 수행하였으며 그 결과에 의하면 일반보정위성항법은 ICAO CAT I을 만족시켰으며 반송파 위상 보정위성항법은 ICAO CAT III도 만족시켰다.

참고문헌

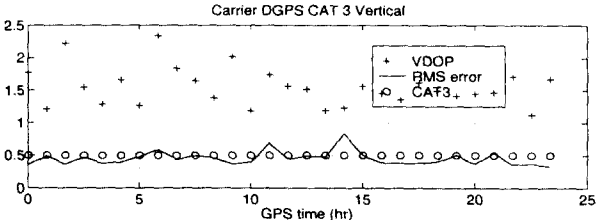
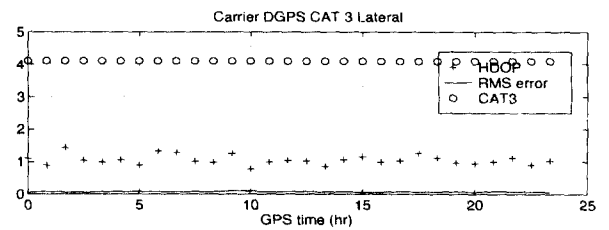
- [1] Bryson, A.E., and Ho., Y.C., Applied Optimal Control, Hemisphere, Bristol, PA, 1975
- [2] Bryson, A.E., Control of Spacecraft and Aircraft, Princeton University Press, Princeton, NJ, 1994
- [3] Bryson, A.E., and Henrikson, L.J., "Estimation using Sampled Data Containing Sequentially Correlated Noise," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 5, No. 6, 1982, pp. 662-665
- [4] Roskam, J., Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control, The University of Kansas, Lawrence, KS, 1979.
- [5] Bradford W.Parkinson, James J. Spilker Jr., "Global Positioning System: Theory and Applications", Vol I, Vol II, AIAA, 1996
- [6] Frank L. Lewis, "Applied Optimal Control and Estimation", Prentice-Hall International Editions, 1992
- [7] 김종식, "선형제어시스템공학", 청문각, 1996
- [8] Brian D. O. Anderson, John B. Moore, "Optimal Filtering", Prentice-Hall International Editions, 1979
- [9] William A. Gardner, "Introduction to Random Processes with Applications to Signals & Systems", McGrawHill, 1990
- [10] B.Hofmann-Wellenhof, H.Lichtenegger, and J.Collins, "GPS", Springer-Verlag Wien New York
- [11] David Wells, "Guide to GPS Positioning", Canadian GPS Associates, 1986
- [12] "GLOBAL POSITIONING SYSTEM", Volume I,II,III,IV, the Institute Of Navigation, Washinton D.C.
- [13] Ronald H. Brown, Secretary, "A Technical Report to the Secretary of Transportation on a National Approach to Augmented GPS Services", U.S. Department Of Commerce, 1994
- [14] 김유단, "난류속의 항공기 자동착륙에 대한 확률과정 모델 추종제어기의 응용", 서울대학교 대학원 항공공학과 석사논문, 1985
- [15] 기창돈, "비선형 운동 모델을 이용한 정상 선회 비행시의 제어", 서울대학교 대학원 항공공학과 석사논문, 1986



[그림2] 인천국제공항의 일반위성항법 (GPS) 착륙



[그림3] 인천국제공항 보정위성항법 (DGPS) 착륙



[그림4] 인천국제공항의 반송파 위상 보정위성항법 (CDGPS) 착륙

부 록

B747 비행기의 연속시간 시스템 모델의 수치:

$$A = \begin{bmatrix} A_{longitudinal} & O \\ O & A_{lateral} \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} B_{longitudinal} & O \\ O & B_{lateral} \end{bmatrix} \quad H = \begin{bmatrix} H_{longitudinal} & O \\ O & H_{lateral} \end{bmatrix} \quad B_w = \begin{bmatrix} B_w_{longitudinal} & O \\ O & B_w_{lateral} \end{bmatrix}$$

$A_{longitudinal}$:

$$\begin{bmatrix} -0.0210 & +0.1220 & +0.0000 & -0.3220 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +1.0000 & +0.0000 \\ -0.2090 & -0.5300 & +2.2100 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & -0.0440 & +0.0000 \\ +0.0170 & -0.1640 & -0.4120 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.5440 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 & +1.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0349 & -0.9994 & +0.0000 & +2.2087 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0349 \\ +0.0000 & -1.0000 & +0.0000 & +2.2100 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 \\ +1.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & -0.2500 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 \end{bmatrix}$$

$A_{lateral}$:

$$\begin{bmatrix} -0.0890 & -2.1900 & +0.0000 & +0.3190 & +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0760 & -0.2170 & -0.1660 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 \\ -0.6020 & +0.3270 & -0.9750 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.1375 & +1.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +1.0094 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 \\ +1.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +0.0000 & +2.1894 & +0.0000 \end{bmatrix}$$

$B_{longitudinal}$:

$$\begin{bmatrix} +0.0100 & +1.0000 \\ -0.0640 & -0.0440 \\ -0.3780 & +0.5440 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.2500 \\ +0.0000 & +0.0000 \end{bmatrix}$$

$B_w_{longitudinal}$:

$$\begin{bmatrix} +0.0210 & -0.1220 \\ +0.2090 & +0.5300 \\ -0.0170 & +0.1640 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \end{bmatrix}$$

$B_{lateral}$:

$$\begin{bmatrix} +0.0000 & +0.0327 \\ +0.0264 & -0.1510 \\ +0.2270 & +0.0636 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \\ +0.0000 & +0.0000 \end{bmatrix}$$

$B_w_{lateral}$:

$$\begin{bmatrix} +0.0000 \\ +0.0264 \\ +0.2270 \\ +0.0000 \\ +0.0000 \\ +0.0000 \end{bmatrix}$$