

스트랩다운 AHRS를 이용한 무인항공기(RPV) 자동조종장치의  
실시간 실험 모의시험

홍성경\*, 김태연\*, 탁민제\*\*

\* 국방과학연구소  
\* 한국과학기술원 항공우주공학과

( Hardware-in-the-Loop Simulation of RPV Autopilot using Strapdown AHRS )

Sung-Kyung Hong , Tae-Yeon Kim , Min-Jae Tahk

\* Agency for Defense Development  
\* Korea Advanced Institute of Science & Technology

ABSTRACT

This paper presents the configuration, HILS procedure and performance simulation results of the RPV autopilot including a strapdown AHRS. Real time hardware-in-the-loop simulation was performed by using a 3 axis flight motion simulator alonged assumed flight trajectory of the RPV. Being compared with the result of the 6 DOF simulation, the HILS results showed that the performance of the autopilot was satisfactory.

1. 서론

자동조종장치는 시스템의 안정성을 유지하고, 대상 비행체의 성능을 향상시켜 비행체의 항로 및 자세를 원하는 방향으로 움직이도록 조종해주는 필수적인 제어장치로서 크게 센서와 제어기로 구분된다.

본 연구에서는 센서부의 부피와 무게를 줄이고 비용을 절감하기 위하여 가속도계 및 마그네틱 센서를 이용한 스트랩다운 AHRS(Attitude & Heading reference System)를 사용하였으며 제어기는 종방향 및 횡방향 제어루프로 구성하였다.

한편 설계제작된 자동조종장치의 하드웨어 및 소프트웨어의 성능을 단계적으로 시험하여 요구성능

을 만족하도록 설계, 제작되었는지를 확인하기 위하여 가장 신뢰성이 높은 실시간 실험 모의시험(HILS)을 수행하였다.

이와 같은 자동조종장치의 성능시험을 위하여 필요한 시험장비는 실시간 연산처리가 가능한 컴퓨터 시스템과 3축 비행자세 모의 시험기(3-Axis Flight Motion Simulator)이다. 실시간 컴퓨터에서는 비행체의 비선형 운동방정식을 풀고 여기에서 계산된 물각( $\phi$ ), 피치각( $\theta$ ), 요각( $\psi$ )은 자동조종장치 하드웨어가 장착된 비행자세 모의시험기를 구동하는 명령으로 이용된다.

시뮬레이션을 통하여 전체 제어 루프가 잘 설계되었는지를 확인하고, 시험결과와 타당성은 6 DOF(Degree of Freedom)시뮬레이션 결과와 HILS 결과를 비교 검토함으로써 입증된다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2 장에서는 조종 대상 비행체인 무인항공기의 수학적 선형화 모델을 근거로 자동조종장치 제어기 설계결과를 제시하고 3 장에서는 스트랩다운 AHRS 알고리즘을 제시한다.

4 장에서는 제작된 디지털 자동조종장치의 하드웨어 구조를 간략히 제시한다. 한편 5 장에서는 HILS 방법을 설명하고 HILS 결과와 6 DOF Simulation 결과를 비교한다. 6 장은 이 논문의 결론이다.

## 2. 자동조종장치의 제어기 설계

### 2-2 종방향 조종루프

#### 2-1 조종대상 비행체의 수학적 모델

일반적으로 비행체의 운동방정식은 9개의 상태변수를 가진 비선형 미분방정식으로 나타내어진다. 그러나 자동조종장치의 설계에서는 정상수평비행 상태에서 섭동법(perturbation technique)을 사용하여 구한 선형화된 방정식을 사용한다. 고도 3000 ft, 속도 137.78 ft/sec 에서 수평비행하는 RPV의 선형 미분 방정식으로 부터 모든 오일러각을 0 에서 섭동시키면 표 1과 같이 종방향과 횡방향으로 분리된 상태 방정식을 얻을 수 있다.

표 1 RPV의 운동모델

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \\ \dot{\delta}_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0.177 & 0 & -32.1 & 0 & 0 \\ -0.454 & -1.85 & 1.36 & -1.50 & 0 & -17.6 \\ 0.00203 & -0.0271 & -2.18 & 0 & 0 & -12.7 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0494 & -0.999 & 0 & 1.36 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ h \\ \delta_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 10 \end{bmatrix} \delta_{ec}$$
  

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\delta}_b \\ \dot{\delta}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.144 & -0.125 & -137 & 32.1 & 0 & 0 & -2.93 \\ -0.158 & -12.9 & 4.09 & 0 & 0 & 76.8 & -2.89 \\ 0.0878 & -0.751 & -0.845 & 0 & 0 & 0.202 & 2.33 \\ 0 & 1 & 0.0485 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \\ \delta_b \\ \delta_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 10 \\ 10 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{ec} \\ \delta_{ec} \\ \delta_{ec} \end{bmatrix}$$

종방향 루프의 구조는 그림 1과 같이 피치각, 피치 각속도 루프로 구성되어 있다. 피치각 루프의 정상상태의 명령추종오차를 0으로 하기 위하여 비례적분제어 방식을 취하였다.

조종루프의 설계기법으로는 Bode 선도와 근 궤적법을 이용하였으며 설계사양은 비행상태에서 다음을 만족하도록 설계하였다.

Gain Margin : 20 dB 이상

Phase Margin : 60 deg 이상

Damping Ratio : 0.6 이상

각 조종루프의 설계결과는 표 2와 같다.

표 2 종방향 조종루프의 설계 결과

Loop	Gain	
	비례	적분
Pitch Rate	-0.08	
Pitch	1.5	1.0

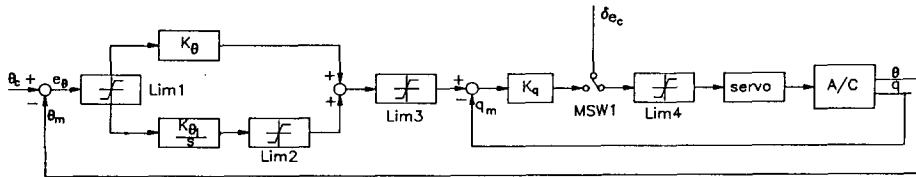


그림 1 종방향 Autopilot block diagram

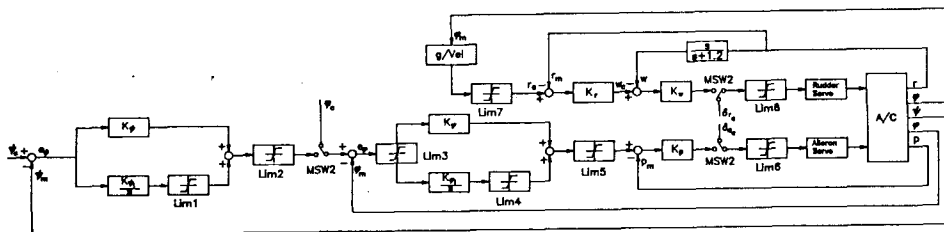


그림 2 횡방향 Autopilot block diagram

### 2-3 횡방향 조종루프

횡방향 루프의 구조는 그림 2와 같이 구성되어 있다. Dutch Roll의 감쇄특성 향상을 위해 Washout circuit을 거쳐 되먹임하는 고전적인 방법을 채택하였으며, 수평균형선회를 얻기 위하여  $rc = (g/Vt) * \sin \phi$  로 하였다.

설계사양은 비행상태에서 다음을 만족하도록 설계하였다.

Gain Margin : 20 dB 이상

Phase Margin : 60 deg 이상

Damping Ratio : 0.6 이상

각 조종루프의 설계결과는 표 3 과 같다.

표 3 횡방향 조종루프의 설계결과

Loop	Gain	
	비 레	적 분
Washout	-0.232	
Yaw Rate	1.728	
Roll Rate	0.444	
Roll	3.090	0.31
Heading	1.350	0.07

### 3. 스트랩다운 AHS 알고리즘

스트랩다운 AHS는 안정대 없이 센서를 기체에 부착하고 컴퓨터를 이용하여 자세정보를 얻는 시스템으로서, 컴퓨터가 각 위치자이로의 기능을 대신함으로써 기존의 Gimballed 시스템에 비해 일반적으로 탑재장비의 소형, 경량에 전력소비가 작고 저가격으로 구현할 수 있다. 그러나 이 시스템은 짧은 시간 내에서는 정확한 자세 정보를 제공하지만 이를 장시간 사용하게 되면 센서의 오차 특성과 적분계산에서의 오차 누적으로 자세계산에 많은 영향을 준다. 따라서 본 연구에서는 위 알고리즘을 보상하기 위하

여 가속도계 및 마그네틱 센서를 이용한 혼합 알고리즘을 실현하였다.

이 방법은 비행체가 비행하는 도중에 가속도계와 마그네틱 센서의 출력으로부터 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw)각을 계산할 수 있다는 성질을 이용하는 것이다. 롤, 피치, 요각에 대한 추정을 위하여 사용되는 혼합 알고리즘은 자이로에서 얻은 자세각에 대한 변화율과 가속도계와 마그네틱 센서의 출력에서 계산한 자세각을 적절하게 결합하여야 한다.

### 4. 자동조종장치 하드웨어 구조

자동조종장치의 하드웨어는 센서부와 탑재 컴퓨터로 구성되어 있다.

탑재 컴퓨터는 자동조종장치의 중심을 이루는 것으로 센서부로부터의 각속도, 가속도 및 방위각 정보를 이용하여 비행체 자세를 계산하고, 지상유도 명령을 받아 가장 빠르고 안전하게 무인기를 원하는 위치로 제어하기 위해, 미리 설계된 제어 프로그램에 따라 연산을 수행한 후 무인기 조종에 필요한 명령을 구동장치로 전달하는 일련의 동작을 한다.

탑재 컴퓨터는 Intel 80286 Master CPU와 수치연산을 위한 Numeric Coprocessor 80287, 제어 Program과 AHS 계산 수행에 필요한 Memory, I/O Interface를 위한 A/D, D/A Converter로 구성되어 있으며, 센서부는 1축 Rate Gyro 3개, 1축 가속도계 2개 및 3축 마그네틱 센서 1개로 이루어져 있다. 전체 하드웨어의 기능 블럭선도는 그림 3 과 같다.

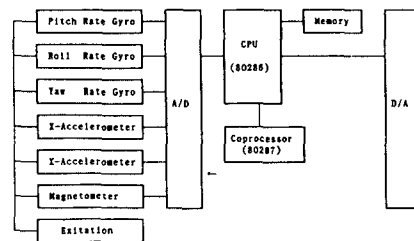


그림 3 자동조종장치 하드웨어 기능 블럭선도

## 5. 실시간 실험 모의 시험

무인항공기 체계의 성능을 평가하기 위해서는 그림 4에서 보는바와 같이 6 DOF 컴퓨터 시뮬레이션과 같은 비실시간 시뮬레이션과 HILS와 같은 실시간 시뮬레이션을 수행하게 된다.

6-DOF 시뮬레이션에서는 비행체의 공기역학모델, 조종장치 모델, 센서 모델, 구동장치 모델을 포함하는 3축 병진운동과 3축 회전운동에 관한 운동방정식을 시간적분하여 시뮬레이션 한다. 한편 HILS는 체계공학적(System Engineering) 성능평가 기법으로서 비파괴적인 반복시험을 통하여 제작된 부체계 장치의 하드웨어 및 소프트웨어의 기능과 성능을 확인 및 평가할 수 있어서 개발기간 단축 및 개발비용 절감효과를 얻을 수 있다.

### 5.1 시험방법

구체적인 무인항공기 조종장치의 단계적인 실험 모의 시험은 다음과 같다.

#### (1) 탑재 Autopilot 제어 프로그램 HILS

전체체계중에서 탑재 Autopilot 제어 프로그램을 조종장치 On-Board Computer에 탑재하고 나머지는 수학적인 모델로 실시간 컴퓨터에서 처리한다.

#### (2) 조종장치 HILS

무인항공기 조종장치의 HILS는 그림 4에서 보는 바와 같이 무인항공기의 6-DOF 운동 방정식은 AD100 컴퓨터에서 실시간 적분하고 조종장치는 3축 자세모의 시험기에 장착하여 실시간 시뮬레이션을 수행하게 된다.

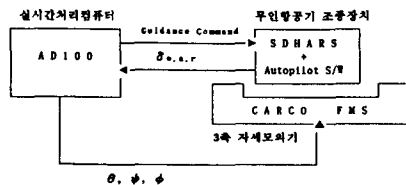


그림 4 조종장치 HILS 구성

## 5.2 결과

시뮬레이션에서 사용한 무인항공기의 가상의 궤적은 표 4와 표 5와 같다.

그림 6은 각 비행경로의 6-DOF Simulation결과이며, 그림 7은 조종장치 HILS결과를 나타낸다.

표 4 RPV 종방향 Guidance 명령

시간(Sec)	Pitch Command
0 - 5	5 deg
- 150	9
- 200	8
- 250	7
- 270	6
- 290	5
- 300	4

표 5 RPV 횡방향 Guidance 명령

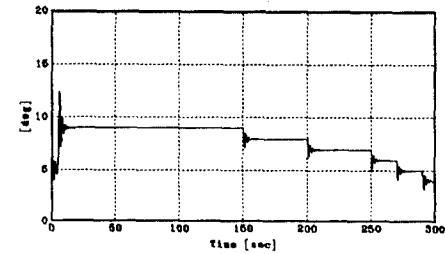
시간(Sec)	Roll Command
0 - 10	0 deg
- 30	15
- 50	0
- 70	-15
- 120	0

## 6. 결론

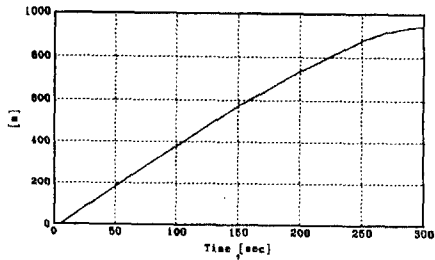
실시간실험모의시험을 통하여 무인항공기 자동 조종장치의 하드웨어 및 소프트웨어의 성능을 확인하였다. 종방향측에서 Elevator와 피치 채널의 Analog to Digital Converter에 많은 잡음이 실려 있어서 하드웨어의 보완이 요구됨을 볼 수 있었으나 대체적으로 만족스러운 결과를 얻었다. 한편 횡방향측에서는 마그네틱 센서 출력이 소프트웨어 시뮬레이션 결과와 상이함을 볼 수 있으나 이 현상은 시뮬레이터 주위의 자장의 영향으로 생각된다. 이상의 시험 절차 및 방법은 자동조종장치의 요구성능을 확인하는데 적합한 방법으로 판단되며, 본 시스템과 같이 Magnetic Sensor를 사용하는 경우 자장의 영향을 고려하여야 할 것이다.

References

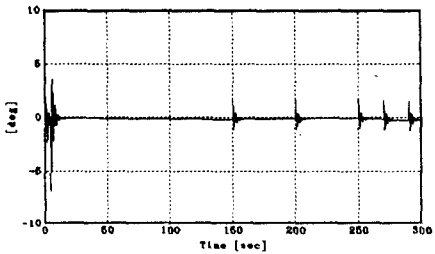
1. B. Etkin, "Dynamics of Atmospheric Flight", John Wiley & Sons, Inc., 1972
2. J.H. Blakelock, "Automatic Control of Aircraft and Missiles", John Wiley & Sons, Inc. 1965
3. J.R.Catford, "Application of Strapdown Inertial Systems With Particular Reference to Underwater Vehicles", AGARD Lecture Series No.95.
4. 이장규 등, "스트랩다운 비행자세 측정장치의 가속도계 보조 혼합알고리즘", '89 한국자동제어 학술회의 논문집, 1989.10
5. M.Lofman and S.J. Merhav, "Autonomously Aided Strapdown Attitude Reference Systems", J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 14 No. 6., Nov-Dec. 1991
6. R.M. Howe, "AD 100 Simulation of a Satellite Attitude Control System", Procc.of ADIUS '85, June, 1985



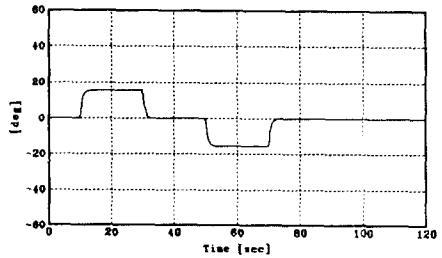
(a)



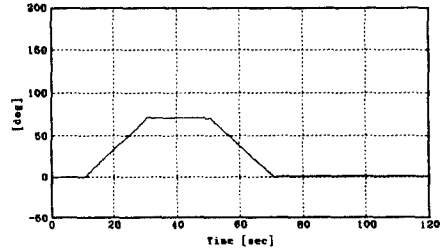
(b)



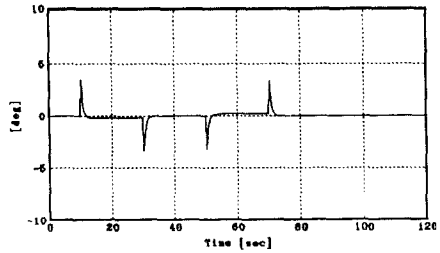
(c)



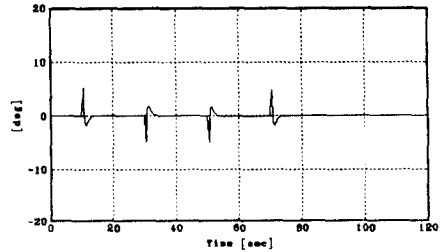
(d)



(e)

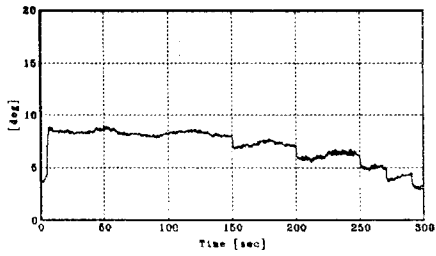


(f)

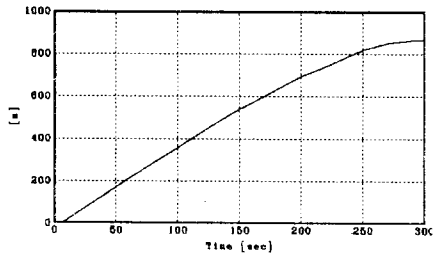


(g)

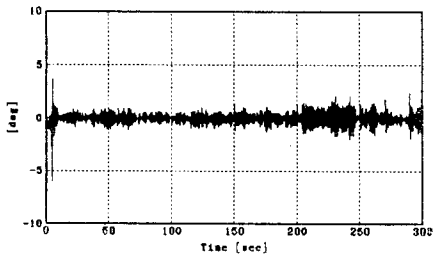
그림 5 6 DOF 시뮬레이션 결과  
 (a) 피치각 (b) 고도 (c) elevator  
 (d) 롤 각 (e) 요 각 (f) aileron (g) rudder



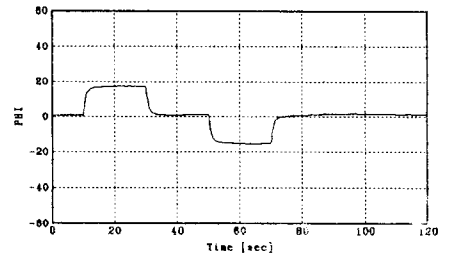
(a)



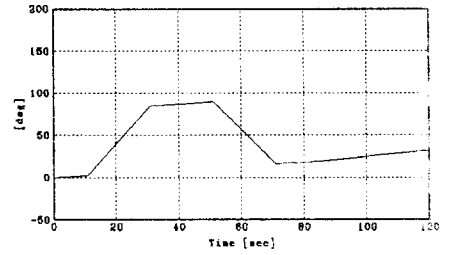
(b)



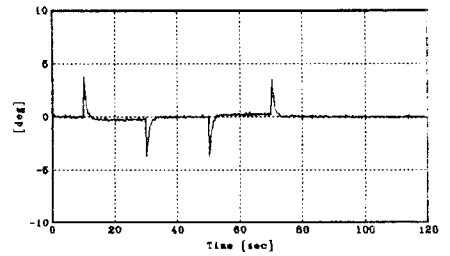
(c)



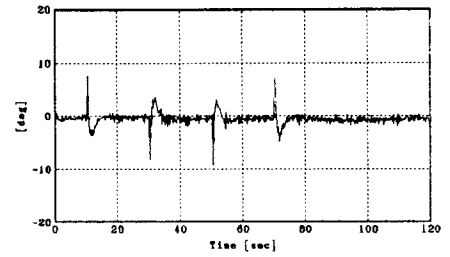
(d)



(e)



(f)



(g)

그림 6 HILS 결과  
 (a) 피치각 (b) 고도 (c) elevator  
 (d) 롤각 (e) 요각 (f) aileron (g) rudder