

레이트자이로를 이용한 스트랩다운 비행자세측정장치
(Strapdown Attitude Reference System Consisting of Rate Gyro)

오 신 용 진, 전 창 배, 김 현 백, 송 기 원, 오 문 수
(Y.J.Shin, C.B.Jeon, H.B.Kim, K.W.Song, M.S.Oh)

대 전 기 계 창 (Daejeon Machine Depot)

This paper presents the configuration and performance test results of a SDARS, which consists of three rate gyros and Zilog 8002 microprocessor. Real time hardware-in-the-loop simulation was performed by 3 axis flight motion simulator applying the assumed typical profiles of angular motion. Test results showed that the performance of SDARS was satisfactory. And, attitude errors was reduced by compensation of gyro errors.

1. 서 론

비행체의 제어를 위해서는 동체 가속도, 선형 가속도, 및 자세 정보가 필요하다. 가속도와 선형 가속도는 메이트 자이로와 가속도계에 의해 측정된다. 자세 정보는 대개 각위치 자이로(Free Gyro)를 사용하여 직접 측정하고 있으나, 메이트 자이로의 출력을 이용하여 컴퓨터로 계산해낼 수 있다. 즉, 컴퓨터가 각위치 자이로의 기능을 대신함으로써 결국 탑재장치의 소형 경량화 및 비용절감을 기대할 수 있다.

본 연구에서는 수십초 이하의 짧은 시간 동안 임무를 수행하는 비행체에 적합한 자세측정장치를 연구대상으로 하였다. 실제 하드웨어는 Bendix사의 메이트자이로 세개와 Zilog사의 16비트 28002 마이크로프로세서로 구성하였다.

자세측정장치의 성능평가를 위해 3축 비행운동 모의시험기(Flight Motion Simulator)를 사용하여 임의의 각운동 궤적에 대한 실시간 실물 모의시험(Real Time hardware-in-the-loop simulation)을 실시하였다.

2. 자세측정장치의 구성

(1) 하드웨어 구성

자세측정장치는 그림 1에 나타난 바와 같이 자이로와 부속 전자회로를 포함하는 관성측정기(IMU)와 기준좌표계에 대한 비행자세를 계산하는 소형 컴퓨터로 구성된다. 관성측정기는 자이로에 의한 동체 가속도를 측정하고, 컴퓨터는 측정된 자이로 출력 신호로부터 주어진 알고리즘에 의해 소프트웨어로 자세계산을 수행한다. 그리고 컴퓨터는 자체진단(B.I.T.) 기능과 아날로그/디지털 변환기 교정 및 오차보상 기능을 함께 갖추고 있다. 자이로 출력에는 고유 특성에 의한 오차와 측정잡음이 섞여 있어 자세계산에 영향을 주므로 필터링을 통한 적절한 신호처리와 주요 오차요소에 대한 오차보상이 가능하게 하였다.

자세측정장치에서 측정, 계산된 동체 가속도와 오일러각은 비행체를 제어하는데 사용된다.

그림 2는 실제 하드웨어로 구성된 실험실용 자세측정장치를 보여주고 있다. 여기서 사용한 자이로는 Bendix사의 CD-100 모델로서 대표적인 특성은 표 1과 같다. 그리고 컴퓨터는 Zilog 계열의 프로세서로써 구성하였고 계산오차의 영향을 최소화하기 위해 32비트 정수형 데이터를 사용하였다. 컴퓨터의 주요 특성은 표 2와 같다.

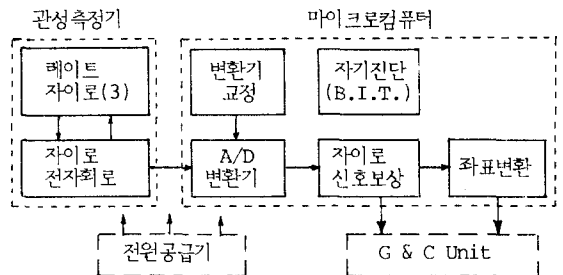


그림 1. 자세측정장치의 구성 블록도

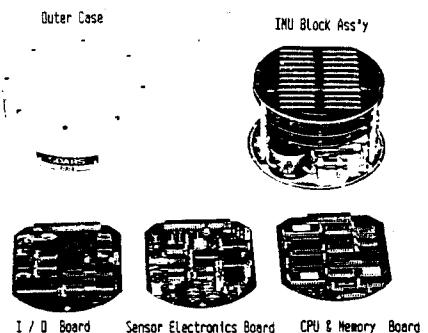


그림 2. 자세측정장치 하드웨어

표 1. CD100 자이로의 특성

항 목	특 성
입력범위 (F.S.)	100°/sec
최소감지량	0.01°/sec
비선형오차	±2% of F.S. max.
질량불균형	0.05°/sec/g max.
히스테리시스	0.15% of F.S. max.
고유주파수	37Hz
감쇄율	0.7 ± 0.3
크 기	직경 24mm x 길이 56mm
무 게	99gm

* F.S. = Full Scale

표 2. 마이크로 컴퓨터 주요특성

항 목	특 성
프로세서 종류	Z8002
CPU 클럭속도	8MHz
계산데이터형	32비트 정수형
기억용량	ROM : 16 Kbyte RAM : 4 Kbyte

(2) 자세계산

관성측정기의 자이로 출력은 동체좌표계에서 얻어진 값이므로 이를 기준좌표계로 변환시켜야 한다. 일반적으로 방향코사인 행렬, 오일러 방법, Quaternion, 회전벡터를 이용하는 방법이 있는데 본 연구에서는 자세계어를 위한 탑재컴퓨터에 주로 많이 응용되고 있는 오일러 방법을 사용하였다. 오일러 방법은 이미 잘 알려진 바와같이 삼각함수를 포함한 미분방정식으로 간단히 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta \sin\phi & \tan\theta \cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sec\theta \sin\phi & \sec\theta \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix}$$

여기서 P, Q, R 및 ϕ , θ , ψ 는 각각 비행체의 롤, 피치, 요 축의 각속도 및 오일러각이다. 이때 오일러각 변환 순서는 $\psi \rightarrow \theta \rightarrow \phi$ 이다.

컴퓨터에서 삼각함수 계산시에 테일러급수를 2차항까지 전개하여 미리 마련해둔 찾아보기 표(Look-up table)를 이용하도록 하였다. 자세각은 상기 오일러 미분방정식을 적분하여 구하는데 적분구간을 10msec로 하여 Trapezoidal 방식으로 적분을 실행하게 하였다.

(3) 동작 모드(Modes of Operation)

시스템 동작 모드는 시스템 대기 모드와 실시간 실행 모드로 나누었다. 대기 모드에서는 컴퓨터 초기화 및 자체 진단 시험(B.I.T.)을 수행하고 그 결과를 출력, 명령처리하는 상태이다. 실시간 실행 모드에 들어가기 전 필요한 초기 데이터를 이 상태에서 입력한다. 자체진단 시험에서는 기억 소자의 점검(RAM & ROM), 중앙연산기(CPU)의 동작상태 점검, 입출력 테스트, 실시간 타이머 점검, 컴퓨터 전원상태 검사, 자이로 영점 시험등을 실시한다. 그리고 실시간 실행 모드에서는 아날로그/디지털 변환기를 통한 자이로 데이터의 획득, 교정, 및 오차보상을 실시하고 좌표변환 알고리즘에 의한 자세 계산을 실시간으로 수행한다.

3. 실시간 실험 모의시험

(1) 시험방법

그림 3은 실시간 실험 모의시험을 위한 개략도이다. 시험 장비로는 3축 비행운동 모의시험기와 실시간 전자계산기를 사용하였다. 실시간 전자계산기와 부속장치에 의해 모의 시험기를 실시간으로 정확하게 구동시키고, 이와 동시에 관성측정기의 자이로 출력 데이터로부터 자세측정장치의 탑재컴퓨터(On-board Computer)에서 실시간으로 자세계산을 수행한다. 이때 실시간 이란 모의시험기의 구동은 0.5msec, 탑재 컴퓨터에서 자세계산은 10msec 간격으로 계속 실행(update)됨을 의미한다.

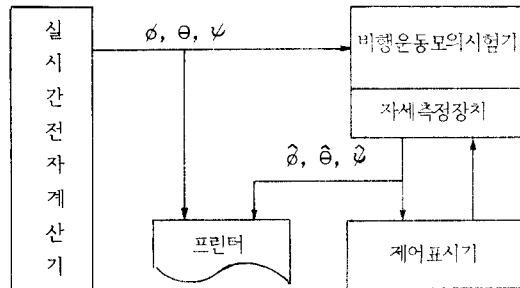


그림 3. 실시간 실험 모의시험 개략도

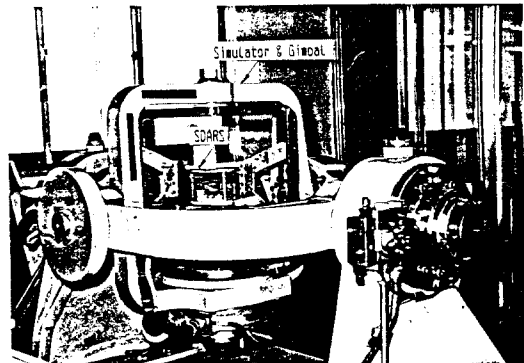


그림 4. 비행운동 모의시험기와 자세측정장치

관성측정기는 그림 4와 같이 모의시험기의 안쪽 김블에 장착되고 바깥 김블로부터 차례로 요 → 피치 → 롤 순으로 작용하도록 고려하여 적절한 방향으로 축을 배열하였다.

(2) 오차보상

오차보상을 위한 선결조건으로 먼저 자이로 상수 혹은 보정 계수를 알아야하는데 이것은 자이로 혹은 관성측정기 시험 및 B.I.T.에서 구할 수 있다. 그리고 보조정정보로서 각속도, 각가속도, 선형가속도 및 온도 데이터가 필요하다. 각속도와 선형가속도는 자이로와 가속도계에서 직접 측정할 수 있고, 온도 데이터는 관성측정기에 부착한 온도센서에 의해 측정할 수 있다. 그러나 각가속도는 자이로 출력으로부터 적절한 기법으로 추출해야 하는데 이때 센서 출력의 적절한 필터링이 요구된다. 자이로 출력에는 잡음이 많이 섞여 있기 때문에 자체 계산에 사용하는 동체 각속도는 2차 디지털 저역여파기를 거친 값을 취하였다.

본 연구에서는 자이로의 주요 오차로서 정적 오차인 바이어스, 환산계수의 온도변화에 의한 영향 및 동적오차인 엇걸합오차, 출력축 각가속도에 의한 오차항만을 보상하는 것으로 고려하였다.

- 1) 바이어스 보상 : B.I.T.에서 자이로 영점시험을 통해 얻은 바이어스 정보로부터 일정량의 크기를 보상한다. 이때 영점시험 결과는 질량불균형 오차를 포함하고 있으므로 이를 감안한다.
- 2) 환산계수 보상 : 환산계수의 온도에 의한 영향을 보상하기 위해서는 온도변화에 따른 환산계수를 필수적으로 측정해야 한다. 보상 방법으로는 자이로 혹은 관성측정기 시험에서 구한 환산계수를 적절한 온도구간에 따른 찾아보기 표로 미리 만들어 두고 측정된 온도에 따라 선정하는 방법을 사용하였다.
- 3) 엇걸합 오차보상 : 레이트자이로의 경우 자이로 요소 즉 김블은 케이스의 출력축에 대해 미소회전이 허용되어 이것이 입력기준축에 수직인 축 특히 스핀기준축에 대한 회전운동을 감지하게 되는 원인이 된다. 엇걸합오차 보상은 자이로 시험에서 구한 보정상수 즉 엇걸합오차 민감도와 입력축 및 스핀축의 자이로 출력을 이용한다.
- 4) 출력축 각가속도에 의한 오차 : 자이로 출력축으로 회전 진동이 있으면 각가속도에 민감한 오차가 발생하는데 이를 보상하기 위해서 보정상수 즉 출력축가속도 민감도와 각가속도 측정치가 필요하다. 보정상수는 자이로 시험에서 쉽게 구할 수 있으나, 각가속도는 출력축 각속도 정보로부터 적절히 추출하여야 한다.

(3) 각운동 궤적(Angular Motion Profile)

본 시험에 적용한 동체 각속도 궤적은 표 3과 같다. 이 조건은 임의 비행조건으로 세축의 각속도 P, Q, R은 그림 5의 기본궤적에서 부호를 조합하여 만든것이다. 이들 궤적은 비행 초기에 심한 각운동을 받는 전형적인 비행궤적으로 가정하였다. 그림 6은 이 경우의 비행자세로 모의 시험기의 김블의 운동 궤적이 된다.

표 3. 시험조건

비행계도	각 속 도		
	P	Q	R
1	+P(b)	+Q(b)	-R(b)
2	+P(b)	-Q(b)	+R(b)
3	-P(b)	+Q(b)	+R(b)
4	-P(b)	-Q(b)	-R(b)
5	+P(b)	+Q(b)	+R(b)
6	-P(b)	-Q(b)	+R(b)
7	-P(b)	+Q(b)	-R(b)
8	+P(b)	-Q(b)	-R(b)

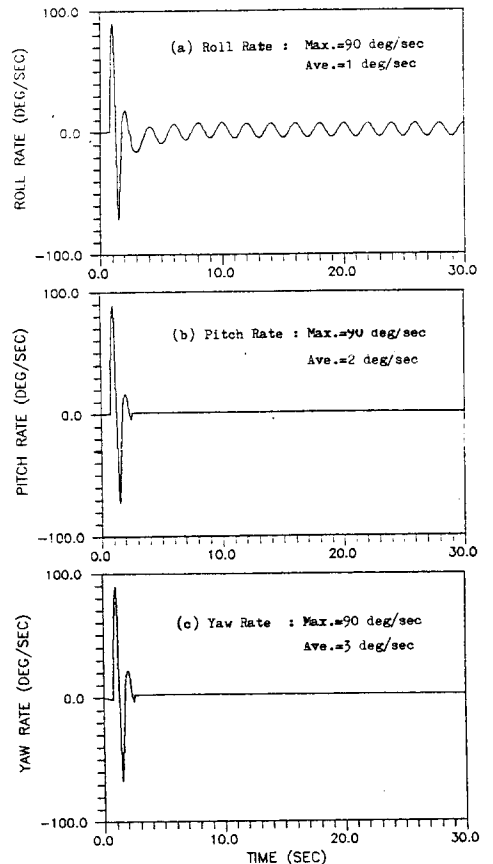


그림 5. 기본 각속도 궤적

(4) 시험결과 및 검토

1) 정지상태 시험(Stationary test)

먼저 정지상태에서 자세측정장치의 성능을 확인한 결과 20초 경과 후 자세오차는 세축 모두 0.2° 이내로 나타났다. 즉, 바이어스 보상 후 남은 드리프트율은 분해능(resolution) 즉 $0.01^\circ/\text{sec}$ 미만이 된다.

2) 임의 비행계도 시험결과

표 4는 전술한 임의 비행계도를 적용하여 시험한 결과로서 20초 경과시의 자세오차를 나타내고 있다. 세축의 자세오차가 $\Delta\phi$, $\Delta\theta$, $\Delta\psi$ 가 2.4° , 1.3° , 2.3° 이하로 나타났다.

표 5는 동적오차 보상전과 보상후의 오차를 비교한 것인데, 시험조건에 따라 자세오차의 크기($\|E\|$)가 10-50% 감소한 것으로 나타났다. 따라서 동적오차 보상으로 시스템 성능이 향상된 것으로 평가된다. 그런데 여기서 사용한 레이트자이로 의 경우 토오크 재평형 루우프가 없고 오차보상이 거의 불가능한 히스테리시스 오차가 커서 동적오차 보상에 의한 효과가 줄어든 것으로 판단된다. 여하간에, 스트랩다운 시스템이 비행계도에 민감하고(trajjectory dependent) 또한 동시에 실제 비행 조건이 매우 불확실하고 랜덤한점 등을 염두에 두면 동적오차의 보상은 매우 당연하고 필수적이다.

표 4. 임의 비행계도 시험결과

비행계도	20초 후 자세오차(deg.)		
	$\Delta\phi$	$\Delta\theta$	$\Delta\psi$
1	1.6	0.2	1.9
2	0.4	0.9	0.3
3	1.7	0.4	2.3
4	1.0	0.5	1.9
5	2.4	1.1	2.1
6	0.4	1.3	1.8
7	0.1	1.2	2.3
8	0.3	0.1	1.9

표 5. 동적오차 보상의 영향

$$(\text{Error Norm } \|E\| = ((\Delta\phi)^2 + (\Delta\theta)^2 + (\Delta\psi)^2)^{1/2})$$

비행계도	$\ E\ $	
	보상전	보상후
1	3.0	2.5
2	2.1	1.0
3	3.4	2.9
4	3.3	2.2
5	4.4	3.4
6	3.5	2.3
7	3.0	2.6
8	2.3	1.9

4. 결 론

본 연구에서는 레이트자이로와 16비트 마이크로프로세서를 사용하여 비행자세측정장치를 구성하였다. 성능평가를 위해 실시간으로 비행운동 모의시험기에 의한 각운동을 인위적으로 만들어주고 자세측정장치의 성능 모의시험을 실시하였다.

자세측정장치의 성능은 비행체의 동적환경에 매우 민감한데 여기서는 비행초기에 심한 각운동을 받는 임의 비행계도를 대표적으로 선정하였다.

시험결과 자세측정장치의 성능은 만족한것으로 평가되었다. 또한 여러가지 시뮬레이션 결과 예상한 주요 오차의 보상으로 자세오차의 경감을 실현할 수 있음을 보여주었다.

이상의 연구결과로부터 레이트자이로를 이용하여 동체의 각속도를 측정하고 탑재컴퓨터에서 소프트웨어로 자세계산을 함으로써 각위치 자이로의 기능을 충분히 수행함을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. J.R.Wertz, Spacecraft Attitude Determination and Control, chp.12, D.Reidel Publishing Co.
2. IEEE Standards Publication No.293, "Test Procedure for S-D-O-F Spring Restrained Rate Gyros", 1969
3. IEEE Standard Publication No.529, "Supplement for Strapdown Applications to IEEE Standards Publication No.517", 1980
4. T.R.Andrews, "Calibration of the Rate Transfer Characteristics of a Rate Sensor", Symposium über Kreiseltechnik, DGON, 1976
5. D.K.Joos, "Real Time Gyro Error Compensation in Strapdown System", Symposium über Kreiseltechnik, DGON, 1983
6. 신용진, 전창배, 오문수, "동적환경이 스트랩다운 비행자세 측정장치의 성능에 미치는 영향", '88 한국자동제어학술회의 논문집, 1988.10.
7. 이장규 등, "선체자세측정을 위한 스트랩다운 관성측정장치", 서울대학교 공과대학부속 생산기술연구소, 1986.5.

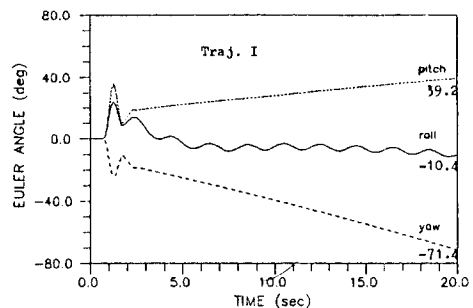


그림 6. Attitude profile(비행계도-1의 경우)