

論文

공중항법을 위한 GPS/INS 비행시험

유창선*, 남기욱**, 안이기**, 임철호*, 이상정***

Flight Test of GPS/INS Navigation System for Air Navigation

C. S. Yoo*, G. W. Nam**, I. K. Ahn**, C. H. Lim*, S. J. Lee***

목 차

I. 서	론
II. 본	론
1. 항법알고리즘 및 시스템 구성	
2. 구현시험	
III. 결	론

Abstract

Inertial Navigation System(INS) has been used in the field of air navigation for a long time but is not popular in general aviation due to high price. Recently low-price GPS is available but vulnerable to radio interference. As an alternative on these problems, GPS/INS integrated navigation system has been considered. GPS/INS is capable of implementing navigation with low-price inertial sensors but its accuracy is dependent upon how much drift of INS may be calibrated by using GPS. In order to apply GPS/INS to air navigation, it must be investigated how long drift of INS in case of no GPS aiding will be bounded within requirements for safe flight. From the above motivation, the flight test for GPS/INS navigation system was conducted in order to make sense its performance in air navigation and its result was shown.

Key Words : GPS(위성항법장치), IMU(관성항법센서), Integrated navigation(복합항법), Navigation algorithm(항법알고리즘), AHRS(자세방위각측정장치)

† 2002년 11월 19일 접수

* 정회원, 한국항공우주연구원 스마트무인기 개발사업단 선임연구원/사업단장
연락처, E-Mail : csyoo@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45

** 한국항공우주연구원 항법제어연구그룹 책임연구원/그룹장

*** 충남대학교 전자공학과 교수

I. 서 론

INS는 오랫동안 공중항법의 수단으로서 사용되어 왔으나 1°/h이하의 정확도를 갖는 항법시스템은 아직 고가격으로서 일반항공기에 이용하기가 쉽지 않다. 최근에는 GPS의 등장으로 이를 이용한 위성항법이 대안으로 주목을 받고 있지만 GPS의 신호단절에 대한 보완이 요구되고 있으며 GPS와 INS를 결합한 복합항법이 대안으로서 고려되고 있다[1]. GPS는 전파항법으로서 위성으로부터 사용자 수신기까지 신호의 도달시간을 통하여 순간마다 절대좌표값을 얻을 수 있으며 시간 흐름에 따른 오차의 누적이 없는 반면에 전파간섭에 노출되어 있다. INS는 관성항법으로서 가속도와 각속도의 적분을 통하여 위치와 자세값을 얻을 수 있으며 신호의 연속성이 보장될 수 있으나 적분에 따른 오차의 누적과 초기값 설정에 항법의 정확도가 달려있다[2].

GPS/INS 복합항법을 통하여 저가격의 항법센서를 갖고 항법을 구현할 수 있으나 전적으로 GPS의 오차보정에 의존하므로 GPS의 신호단절에 따른 저급의 INS의 항법성능에 대한 검토가 있어야 하지만 일반적으로 사용자들은 GPS의 동작이 양호할 때의 성능을 항법성능으로 제시하고 있다. 그러나 항공기의 기동특성상 자세변화에 따른 GPS의 신호의 단절이 발생할 수 있으므로 GPS/INS 복합항법시스템이 공중항법에서 사용되기 위해서는 GPS의 신호의 단절에서 회복되기까지 INS만으로 제공할 수 있는 항법성능이 제시되어야 항공기의 기동특성에 맞는 GPS/INS의 성능을 올바르게 선택할 수 있다.

본 논문에서는 항공우주연구원에서 개발된 GPS/INS를 소형 일반항공기에 적용하기 위하여 비행시험을 통하여 항공기의 기동에 따른 GPS신호단절시 INS에 의한 복합항법시스템의 항법유지 특성을 살펴보고 이를 통하여 항공기의 기동정도에 따른 복합항법시스템의 적용한계를 연구하였다. 아울러 상용화되어 있는 항법센서로서 ARS(Attitude Reference System)/GPS와 AHRS(Attitude Heading Reference System)에 대한 비행시험이 이루어졌다.

II. 본 론

2.1 항법알고리즘 및 시스템 구성

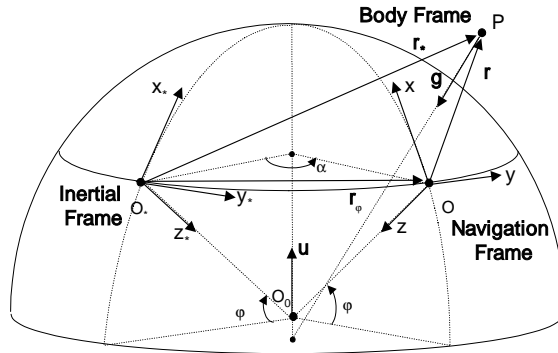
2.1.1 항법알고리즘

관성항법시스템을 구성하는 부분은 크게 자세계산과 위치계산으로 이루어진다. 자세계산은 자이로(Gyroscope)로부터 측정된 각속도로부터 다음 관계식을 적분함으로써 이루어진다.

$$\lambda(t) = \frac{1}{2} \Phi(\lambda) \lambda(t) \quad (1)$$

$$\Phi(\lambda) = \begin{bmatrix} q & -q^T \\ q & aI - q^\times \end{bmatrix}$$

여기서, $\lambda(t)$ 는 관성좌표계에서 항공기의 회전운동을 나타내는 쿼터니온이며, ω 는 관성좌표계에 대한 항공기의 각속도 벡터이다. 식(1)에서 초기값은 $\lambda(t_0)$ 으로서 관성좌표계에 대한 동체좌표계의 초기 자세각이다. 좌표계는 그림 1과 같으며, $O^*X^*Y^*Z^*$ 는 관성좌표계, $OXYZ$ 는 항법좌표계이며, P에서는 동체좌표계가 정의되어진다[2].



<그림 1> 좌표계

위치 계산은 가속도계로부터 측정된 가속도를 다음 관계식을 통하여 적분함으로써 속도 $v(t)$ 와 위치 $r(t)$ 를 얻게 된다.

$$\begin{aligned} \dot{r}(t) &= v(t) \\ v(t) &= A_\phi(t)A^T(t)a(t) - 2u_\phi \times v(t) + g_f(t) \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 $A_\phi(t) = \cos \alpha I - \frac{\sin \alpha}{\Omega} u_\phi \times + \frac{1 - \cos \alpha}{\Omega^2} u_\phi u_\phi^T$ 이며, $A(t)$ 는 좌표변환행렬로서 식(1)의 적분결과이며, $u_\phi = \Omega [\cos \phi \ 0 \ -\sin \phi]^T$ 는 지구회전속도 Ω 일 때 관성좌표계에 대한 상대적인 항법좌표계에서의 각속도벡터, $g_f(t) = g(t) - u_\phi \times (u_\phi \times r_p)$ 는 지역중력 벡터로서 중력과 원심력의 합이며, r_p 는 지구 중심으로부터 항공기까지 위치벡터이다.

식(2)를 계산하기 위하여 전개한 식은 식(3), (4)이다[2].

$$\dot{r}(t) = A_\phi(t)[r_o + t(v_o + u_\phi \times r_o) + r_d(t)] \quad (3)$$

$$v(t) = A_\phi(t)[V_o + u_\phi \times r_o + v_d(t)] - u_\phi \times r(t) \quad (4)$$

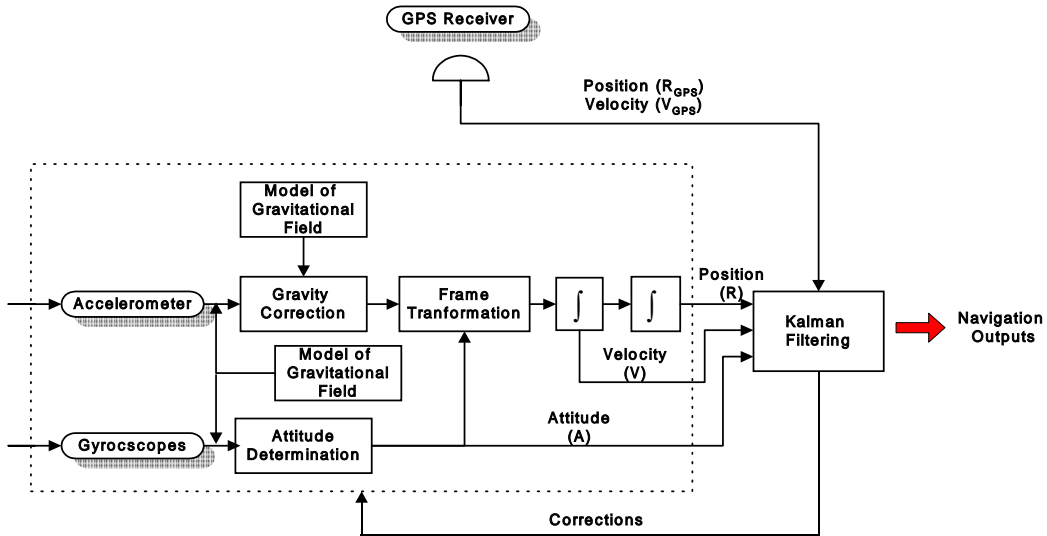
여기서,

$$r_d(t) = \int_0^t \int_0^\tau a_g(\tau) d\tau^2, \quad v_d(t) = \int_0^t a_g(\tau) d\tau, \quad a_g(t) = A^T(t)a(t) + A_\phi^T(t)(g(t) - w_\phi)$$

이며, 위치 및 속도 초기값은 $r_o = r(t_o)$, $v_o = v(t_o)$, $a(t)$ 는 가속도계 측정값으로서 비중력의 항, $\alpha = \Omega(t - t_o)$ 는 지구회전각도, 지구반경 R 에 대한 $w_\phi = R\Omega^2 \cos \phi [\sin \phi \ 0 \ \cos \phi]^T$ 는 항법좌표계의 원심가속도이다.

2.1.2 오차보정알고리즘

관성항법시스템의 오차방정식은 GPS/INS 시스템을 구성하기 위하여 필요하며 식(3),(4)를 이용하여 유도된다. $\delta\theta(t)$, $\delta r(t)$, $\delta p(t)$ 는 각각 자세, 위치, 속도에 대한 오차상태변수로서 그림 2에서 보는바와 같이 계산된 관성항법 정보와 칼만필터를 통하여 추정된 위성항법 정보를 이용하여 추정되는 값이다[3][4][5].



<그림 2> GPS/INS 복합항법시스템 구성도

이를 나타내는 관계식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \delta\theta_k \\ \delta r_k \\ \delta p_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_\phi & 0 & 0 \\ A_\phi V_{r_k} & A_\phi & \Delta A_\phi \\ A_\phi V_{r_k} & 0 & A_\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\theta_{k-1} \\ \delta r_{k-1} \\ \delta p_{k-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta A_\phi A_k^T u_{\omega, k-1} \\ \frac{\Delta^2}{2} A_\phi A_k^T u_{a, k-1} \\ \Delta A_\phi A_k^T u_{a, k-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \tilde{\epsilon}_\theta \\ \tilde{\epsilon}_r \\ \tilde{\epsilon}_p \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서, $\delta\theta = \delta\theta_N(t)$, $A_\phi = A_\phi(\Delta)$ 이며 Δ 는 적분간격이다. 오차추정은 GPS의 속도와 위치정보로서 $\hat{r}_k - \tilde{r}_k$ 와 $\hat{p}_k - \tilde{p}_k$ 를 갱신 데이터로 사용하는 칼만필터를 통해 추정한다. 식 (5)를 칼만 칼만필터에서의 상태방정식으로 표현하면 식(6)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \delta \vartheta_k^- \\ \delta \hat{r}_k^- \\ \delta \hat{p}_k^- \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_\phi & 0 & 0 \\ A_\phi V_{r_k} & A_\phi & \Delta A_\phi \\ A_\phi V_{r_k} & 0 & A_\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \vartheta_{k-1}^+ \\ \delta \hat{r}_{k-1}^+ \\ \delta \hat{p}_{k-1}^+ \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta A_\phi \bar{u}_{\omega, k-1} \\ \frac{\Delta^2}{2} A_\phi \bar{u}_{a, k-1} \\ \Delta A_\phi \bar{u}_{a, k-1} \end{bmatrix} \quad (6)$$

오차상태변수에 대한 갱신에 대한 표현식은 식(7)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \delta \vartheta_k^+ \\ \delta \hat{r}_k^+ \\ \delta \hat{p}_k^+ \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta \vartheta_k^- \\ \delta \hat{r}_k^- \\ \delta \hat{p}_k^- \end{bmatrix} + K_k \left(\begin{bmatrix} \hat{r}_k - \tilde{r}_k \\ \hat{p}_k - \tilde{p}_k \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \delta \hat{r}_k^- \\ \delta \hat{p}_k^- \end{bmatrix} \right) \quad (7)$$

여기서, K_k 는 칼만이득이다.

추정된 자세, 위치, 속도오차를 통해 관성센서의 가속도와 각속도를식(8)과 같이 수정하게 된다.

$$\bar{u}_{\omega,k} = -c_{\omega} \delta \hat{\sigma}_k^+, \quad \bar{u}_{a,k} = -c_r \delta \hat{r}_k^+ - c_p \delta \hat{p}_k^+ \quad (8)$$

여기서 사용된 c_{ω} , c_r , c_p 는 각각 5.0, 8.0, 4.0이 사용되었다[3].

2.1.3 시스템 구성

관성센서

개발된 GPS/INS 통합항법시스템은 자이로 편류특성이 7.2°/h인 KVH 1축 광섬유자이로 (FOG) 3개와 30mg의 바이어스 특성을 갖는 Crossbow사의 3축 가속도계 1개, 그리고 Novatel사의 MiLLennium GPS수신기가 사용되었다. 관성센서로 구성된 IMU(Inertial Measurement Unit)는 서로 수직한 배열을 갖도록 치구에 장착되었다.



<그림 3> 개발된 GPS/INS 복합항법시스템

<표 1> 가속도계 성능사양

	사 양
Range	±2 g
Sensitivity	1 V/g
Bandwidth	125 Hz
Noise	1.5 mg, rms
Noise density	130 µg/Hz
Nonlinearity	±1 % FS
Zero g-output	2.5±0.15 mV

<표 2> 각속도계 성능사양

	사 양
Range	±100 °/sec
Resolution Rate	0.014 °/sec
Scale Factor	20 mV/°/sec
Nonlinearity	0.5 % rms
Bias Stability	0.002°/sec, 1σ
noise	5 °/hr/rt-Hz
Bandwidth	100 Hz

데이터 처리장치

데이터처리장치는 상기의 관성센서 및 GPS로부터 측정된 데이터를 위치와 자세에 대한 항법 정보를 계산하기 위한 항법알고리즘과 입출력을 처리하는 컴퓨터로서 32채널, 16bit ADC와 RS-232C다중포트를 가진 노트북컴퓨터가 사용되었다. 컴퓨터 CPU성능은 펜티엄 1Ghz 프로세서와 128M DRAM를 갖고서 20Hz 샘플링 주파수로서 데이터를 획득하였다. GPS는 38,400 bps, 2Hz의 갱신주기를 갖고서 원시 항법데이터를 획득하도록 설정이 되었다.

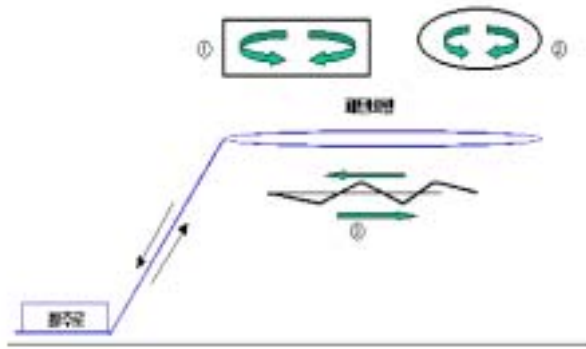
2.2 구현시험

소형항공기에 탑재할 수 있는 항법시스템은 소형 저가격이어야 하므로 관성센서로서 자이로와 가속도계의 정밀도는 중급(바이어스 오차 $1\sim 10^\circ/h$, 정밀도 $100\sim 500\mu g$)정도가 사용되어지고 있다. 이러한 중급센서를 이용하여 공중항법을 하기에는 항공기가 3차원의 고기동 비행이 이루어지는 비행환경에서는 제대로 성능을 발휘하기가 어렵다.

이러한 고기동환경에서 항법시스템의 성능을 파악하기 위하여 항공우주연구원에서는 개발된 GPS/INS에 대한 비행시험을 수행하였다. 아울러 상용제품으로 출시되어 있는 GPS/ARS인 MI-GA3303와 VG(Vertical Gyro)인 VG300CB-100에 대한 비행시험도 병행하여 이루어졌다. 실험기는 그림 4와 같이 실험용항공기를 사용하였으며 센서 및 노트북은 부조종석 바닥에 설치하였다.



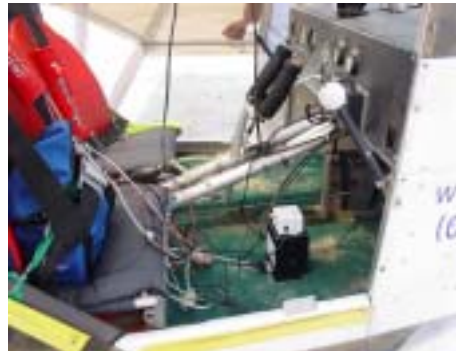
<그림 4> 실험용 항공기



<그림 5> 비행시험 절차



<그림 6> GPS/INS의 장착모습



<그림 7> ARS와 VG의 장착모습

2.2.1 비행시험 절차

다양한 동적환경을 만들기 위하여 조종사에게 그림 5와 같이 사각 패턴비행(①), 원형 패턴비행(②), 직선 Dutch-Roll 패턴비행(③)의 패턴비행을 반복하도록 하였다. 사각 패턴비행은 이륙후 5초간 간격으로 급선회를 통한 사각패턴비행을 방향을 바꾸어 수행하였으며, 가능한 수평방향의 가속도변화를 생성하는 급기동 환경을 제공하기 위하여 이루어졌다. 원형 패턴비행은 일정 선회각으로 균형선회를 방향을 바꾸어 수행하였으며, 선회 후 자세각의 발산여부를 시험하기 위하여 이루어졌다. 직선 Dutch-Roll 패턴비행은 직선비행중에 롤링을 좌우로 주도록 하였으며 랜덤한 가속도 변화를 제공하기 위하여 수행되었다.

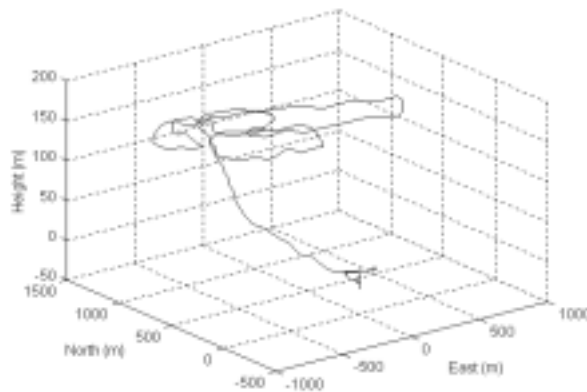
2.2.2 KARI GPS/INS의 경우

GPS/INS를 동적환경에서 시험하기 위하여 15분동안 비행을 3회에 걸쳐 수행하였다. 그림 6은 비행시험에 사용된 실험용 항공기와 조종석 옆 좌석에 고정된 GPS/INS의 장착상태를 보여준다. 사용된 노트북 컴퓨터의 데이터 처리능력을 감안하여 관성센서와 GPS의 데이터 측정 갱신율은 20Hz와 2Hz로 각각 설정하였다. 비행패턴은 앞에서 언급된 사각, 원형, 직선 Dutch-Roll 패턴비행과 동일하게 수행하였다.

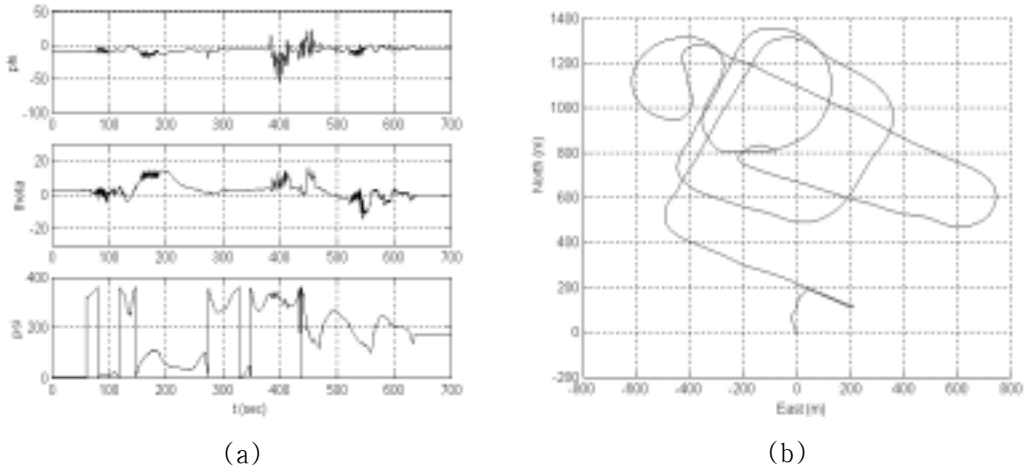
비행시험결과

총 3회에 걸친 비행시험결과는 GPS/INS가 GPS로 보정함으로써 INS의 오차증가를 충분히 억제하는 결과를 얻을 수 있음을 알수 있다. 그림 8,9는 자세각과 비행궤적을 나타낸다. 그렇지만 GPS 보정이 없는 경우에는 GPS/INS의 측위성능은 떨어진다. GPS 데이터를 이용할 수 없을 때에는 이전에 식(9)와 같이 오차보정값의 누적평균값을 보정값으로 이용하였다.

$$\bar{u}_{\omega,k} = ((k-1)\bar{u}_{\omega,k-1} + c_{\omega}\delta\theta_k^+)/k \quad \bar{u}_{a,k} = ((k-1)\bar{u}_{a,k-1} - c_r\delta\hat{r}_k^+ + c_p\delta\hat{p}_k^+)/k \quad (9)$$



<그림 8> 비행시험 결과에 따른 3차원 궤적



<그림 9> 비행시험 결과에 따른 자세(a) 및 궤적(b)

표 3은 GPS신호단절이 10, 20초 동안 비행구간에 대하여 GPS/INS의 오차분포를 나타내고 있다. 항법성능이 100m를 유지하기 위해서는 10초이상의 GPS신호의 단절이 허용되어서는 안되며 이에 대처 방안으로서 항법성능을 유지하기 위한 보조항법이나 GPS 신호단절을 경고해주는 감시기능을 고려할 수 있다.

<표 3> GPS신호단절에 따른 GPS/INS오차 정도

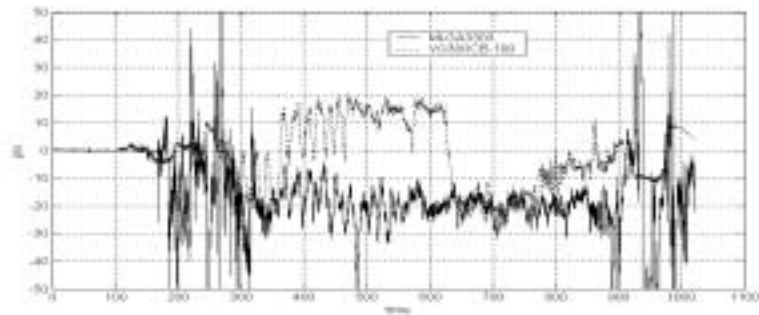
Time of GPS signal loss	Flight Mode	Error of position					
		X (m)		Y (m)		Z (m)	
		Max.	Std.	Max.	Std.	Max.	Std.
250~260 sec (10 sec)	Climbing	41.786	6.724	36.904	5.689	25.315	3.813
500~510 sec (10 sec)	Bank Turn	124.008	13.387	303.687	30.455	113.626	12.703
550~560 sec (10 sec)	Straight Dutch Roll	245.824	25.148	51.319	6.877	305.156	27.774
550~560 sec (20 sec)	Straight Dutch Roll	—	—	—	—	—	—

2.2.3 AHRS 센서의 경우

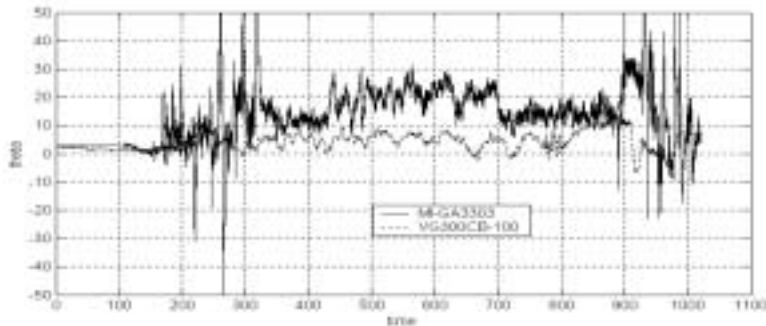
현재 국내외에서 소형경량 항법센서에 대한 상용품으로서 MEMS기반의 항법센서들이 시판되고 있다. 그림 7과 같이 항공기의 고기동 환경에서의 성능을 확인하기 위하여 MI-GA3303과 VG300CB-100을 3차원 운동의 비행이 이루어지는 항공기에 탑재하고 비행시험을 수행하였다. 비행시험은 총 3회에 걸쳐 상기의 패턴대로 비행이 이루어졌으며 비행데이터 탑재된 노트북 컴퓨터에 실시간으로 양호하게 저장되었다.

비행시험 결과

동적 환경에서 MI-AR3303의 성능은 초기 이륙전 정지상태에서는 VG300CB-100과 차이가 없음을 보여주었으며, 이동 및 이착륙시에는 MI-AR3303 롤/피치/요 방향 자세각 모두 심한 요동이 있으며 롤과 피치각의 경우 최대 150°의 진폭을 보여주었다. 이는 굴곡이 있는 지면을 이동할 때와 이착륙시 중력 가속도 변화가 크므로 자세보정에 영향을 주고 있음을 알 수 있다. 이는 패턴비행에서 롤각의 경우 VG300CB-100과 평균 25°정도의 편차로 나타나며, 피치각의 경우 10°~20°의 편차로 나타나고 있다.



<그림 10> 비행시험 결과 - 롤각 측정치 비교



<그림 11> 비행시험 결과 - 피치각 측정치 비교

III. 결 론

본 논문에서는 공중항법에서 저가격의 GPS/INS를 사용할 때 GPS 신호단절시 저급 항법센서로서 항법유지 성능을 파악하고자 하였다. 항공우주연구원에서 개발한 GPS/INS는 광섬유 자이로와 진동형 가속도계를 이용한 IMU에 데이터 처리 및 항법알고리즘 연산을 위한 컴퓨터로 구성되었다. 비행시험 결과는 GPS가 동작이 되는 경우는 GPS/INS는 항법성능을 잘 보여주고 있으며 GPS 신호단절의 경우 항법 정밀도 100m를 유지하기 위해서는 10초 이상의 GPS신호 단절

를 허용하기 어렵다. 이는 고급의 항법센서를 사용하지 않은 결과로서 초기정렬시 방위각을 측정하지 못하는데 기인하며 이는 지자계 센서나 보조항법장비의 이용과 INS 편류오차를 개선하기 위한 노력이 필요한 부분이다. MEMS 항법센서로서 국내에서 시판하고 있는 ARS/GPS는 비행 시험 결과를 보면 항공기의 기동특성을 고려하여 고기동 환경에 강건한 항법기능을 설계하면 공중항법에서 응용될 수 있음을 보여주고 있다.

참고문헌

- (1) Da, DIIa, Ren, "Investigation of a Low Cost and High Accuracy GPS/IMU System," Proceedings of the ION National Technical Meeting, Santa Monica, Jan. 1997.
- (2) 유창선, 이상중, 심요한, 김종철, "관성항법 및 위성항법 시스템 기술개발", 한국항공우주연구원, UCEN99160, 2000. 8.
- (3) S. J. Lee, Naumenko, C. and Kim, J. C., "Development of Correction Algorithm for Integrated Strapdown INS/GPS by using Kalman Filter," KSAS International Journal, 2001.
- (4) Farrel J., Barth M., "The Global Positioning System and Inertial Navigation," McGraw-Hill, New York, 1999.
- (5) Grewal M. S., Andrews A. P., "Kalman filtering: Theory and Practice," Prentice Hall, Englewood Clifts, N.Y., 1993.
- (6) Siouris G. M., "Aerospace Avionics Systems: A Modern Synthesis," Academic Press, Inc., 1993.