

술러주기 변경에 의한 김블형 관성항법장치 교정기법 연구

Calibration Technique of a Gimballed INS by the Change of Schuler Period

신 용 진, 김 천 중, 박 정 화

(Yong-Jin Shin, Cheon-Joong Kim, and Jeong-Hwa Park)

Abstract : Most of gimballed inertial navigation systems(GINS) are calibrated periodically to maintain their inherent accuracy. The existing calibration techniques using the conventional schuler test with the least square method and the multiposition test take a long time and have some problems in procedures. To solve this problem, calibration method using a linear Kalman filter is proposed by us. In this paper, the calibration method by the change of Schuler period is studied in order to improve the calibration performance of the gimballed INS. First of all, it is shown that the observability of Kalman filter is also enhanced as the Schuler period is decreased. Simulation results show that the calibration performance using the present scheme is improved according to the decrease of the Schuler period and the calibration time is shortened extremely, too. And our proposed technique shows desirable estimation performance for the g-sensitive errors of inertial sensors in particular.

Keywords : Schuler period, GINS, calibration, Schuler factor, Kalman filter, error model

I. 서론

관성항법장치(INS:inertial navigation system)는 자이로와 가속도계를 이용하여 항체의 각속도 및 가속도를 측정하여 현재위치를 계산하도록 되어있다. 그러므로 자이로와 가속도계 정밀도가 INS의 항법 성능에 중요한 역할을 하며, 특히 각속도와 가속도를 적분하기 때문에 약간의 센서 오차도 장시간에 누적되어 항법오차를 크게 유발시키므로 가능한 정밀한 센서가 요구된다. 그러나 센서의 정밀도에는 한계가 있기 때문에 다양한 오차요소를 내포하고 있는 센서를 관성항법장치에 사용할 경우 시간이 경과함에 따라 나타나는 센서 오차특성의 변화에 따른 성능저하를 막기 위하여 정기적으로 센서 오차요소를 식별하여 교정하는 작업이 필요하다. 지금까지 주로 사용된 교정기법은 스트랩다운 관성측정기인 경우에 대해서 레이트테이블을 이용한 다위치 시험에 의한 교정기법[1][2]이 알려져 있다.

대부분의 김블형 관성항법장치 (GINS: gimballed inertial navigation system)의 경우에는 정렬상태에서 가속도계 오차 식별을 위한 6 위치시험과 자이로 오차식별을 위한 4 위치 시험 등을 통하여 교정하고, g-sensitive 오차는 수평축 가속도계에 가속도값이 출력되도록 수평축 김블을 기울여서 교정시험을 수행한다[3]. 이 방법은 교정시간이 약 5시간 정도 소요되며, 순차적으로 교정을 수행하기 때문에 앞의 교정결과가 좋지 않을 경우 전체적인 교정 정확도가 나빠져 재수행해야 하는 단점이 있다. 다른 방법으로 항법상태에서 술러(Schuler)교정시험을 통하여 얻어진 속도데이터를 이용하여 최소자승법을 이용한 교정 방법이 있으나 이 방법 또한 4번에 걸쳐 90분간의 속도데이터를 얻어야 하기 때문에 약 6시간 이상의 교정시간이 소요된다. 또한 기존의 술러교정시

험 방법과 같이 정지상태에서 초기속도오차를 인가하거나 또는 각속도를 인가하여 관성항법장치의 자세변화를 강제적으로 유발시킨 후, 측정된 위치 및 속도데이터를 선형 칼만필터의 측정치로 사용하여 GINS를 교정하는 기법[4]-[6]이 최근에 제시되었다.

본 논문에서는 [5]에서 제시된 칼만필터를 이용한 교정기법의 성능을 향상시키고 교정시간을 단축하기 위하여 술러주기 변경에 의한 교정기법을 제시하였다. 술러주파수를 변화시키면 관성센서오차에 대한 속도 및 자세오차의 민감도는 술러주파수에 반비례하나 초기속도오차에 대한 자세오차의 크기는 술러주파수에 비례하여 커짐을 수식을 통하여 유도하였으며, 시뮬레이션을 통하여 오차전파특성을 확인하였다. 술러주파수가 증가함에 따라 칼만필터의 추정 성능이 향상되어 전체적인 교정 성능이 향상되며, 특히 GINS의 술러 성능에 가장 크게 영향을 미치는 g-sensitive 오차에 대한 추정 성능이 크게 향상됨을 확인하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. II장에서 술러주기 변화에 따른 항법오차 전파특성을 살펴보고 III장에서는 본 논문에서 제시한 교정기법에 사용되는 GINS의 오차모델에 대하여 살펴본다. IV장에서는 술러주기 변화에 따른 GINS의 오차전파특성 및 교정기법의 성능을 시뮬레이션을 통하여 확인하고, V장에서 본 논문의 결론을 맺겠다.

II. 술러주기 변화에 따른 오차 전파특성

관성항법장치의 수평축 오차는 술러주기를 가지고 전파하는 특성이 있다. 본 절에서는 이러한 술러주기를 강제로 변화시켜 술러시험을 수행하는 경우의 오차전파특성에 대한 수식을 유도하고 이를 분석한다.

오차전파특성을 유도하기에 앞서 관성항법장치의 항법 루우프에 대한 간략화 된 블록도는 그림 1과 같다.

그림 1에서 술러시험을 모사하기 위하여 초기에 인가하는 속도를 $\delta v(0)$ 라 하고 초기자세오차를 $\epsilon(0)$, 자이로 및

접수일자 : 2001. 4. 19., 수정완료 : 2001. 6. 25.

신용진, 박정화 : 국방과학연구소(navtek2000@yahoo.co.kr/parkwin@hananet.net)

김천중 : 한국항공우주연구원(cjkim@kari.re.kr)

Q인 백색 공정잡음이다. 칼만필터의 측정치는 실제모델에서 출력되는 위치 및 속도를 기준 정보로하여 GINS에서 출력된 위치 및 속도의 차로 간주하였다. (18)에서 $v(t)$ 는 평균이 영이고 공분산이 R인 백색 측정잡음이다. (17), (18)에서 F, H 행렬은 지면상 생략하고 자세한 유도과정은 [5]-[8]을 참조하기 바란다. (17), (18)의 상태방정식과 측정방정식으로 부터 설계되는 칼만필터는 항법시작과 동시에 1초에 한번씩 수행된다

IV. 슬러주기 변화에 따른 칼만필터의 성능분석

슬러주기 변화에 따른 항법시스템 레벨에서의 GINS 오차계수 추정을 위한 칼만필터의 성능을 분석하기 위하여 슬러 계수인 K_{SF} 의 값을 1/16, 1/4, 1, 4, 16인 경우에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다. 본 논문에서 사용된 GINS 모델은 자이로와 가속도계 오차요소 중 표 1과 같은 정적요소(random constant)만 고려하였다.

1. 슬러주기변화에 따른 오차전파특성

먼저, 슬러주기 변화에 따른 속도 및 자세오차의 전파특성을 우선 분석한다. 슬러계수 K_{SF} 를 1/16, 1/4, 1, 4, 16로 변경하며 east축에 1500ft/sec의 초기속도오차만을 인가한 후 p' 좌표계에서 east축 속도오차의 전파특성을 나타내면 그림 4와 같다. 그림 4는 (9)에서 나타난 바와 같이 속도오차의 최대값은 슬러계수의 변화에 무관하고 단지 슬러주기만이 변하는 것을 보여주고 있다. 그리고 슬러계수 변화에 따른 관성센서 오차에 의한 속도오차 전파특성을 확인하기 위하여 east축 가속도계 바이어스만이 존재한다고 가정한 후 east축 속도오차의 전파특성을 나타내면 그림 5와 같다. (9)에서 유도한 바와 같이 가속도계오차에 의한 속도오차의 최대값은 슬러계수의 제공근에 반비례하는 것을 보여주고 있다. 그리고 슬러계수 변화에 대한 자이로오차에 의한 속도오차의 영향도 시뮬레이션 결과 (9)에서 나타난 바와 같이 슬러계수에 반비례하는 것으로 나타났다.

자세오차의 전파특성을 확인하기 위하여 east축에 1500 ft/sec의 초기속도오차를 인가한 후 north축 자세오차의 전파특성을 확인하였다. (10)에서 유도한 바와 같이 초기속도오차에 의한 자세오차 최대값은 그림 6과 같이 슬러계수의 제공근에 비례하는 것으로 나타났으며, 슬러계수가 커지는 경우 자세오차가 커지면 (11), (13)에서의 p 혹은 p' 좌표계에서의 가속도값이 증가하여 g-sensitive 오차에 의한 영향이 슬러주파수에 비례하여 증가할 것이다. 1500ft/sec의 초기속도 오차를 인가한 후 p' 좌표계에서의 가속도값의 전파특성을 나타내면 그림 7과 같다. 그림 6, 7에서 나타난 바와 같이 슬

표 1. 관성센서오차(1σ).

Table 1. Inertial sensor errors.

| 오차요소 | 자이로 | 가속도계 |
|-------------|--------------------|--------------------|
| 수평축 바이어스 오차 | 0.01deg/hr | 100 μg |
| 수직축 바이어스 오차 | 0.1deg/hr | - |
| 척도계수 오차 | 3×10 ⁻⁴ | 3×10 ⁻⁴ |
| 질량불균형 오차 | 0.2deg/hr/g | - |

러계수의 제공근에 비례하여 초기속도오차에 의하여 발생한 자세오차 및 가속도값이 증가하며 이는 자이로의 g-sensitive 오차를 추정할 경우 가관측성을 향상시킬 것으로 판단 된다.

2. 슬러주기 변화에 따른 칼만필터의 성능분석

슬러주기 변화에 따른 칼만필터의 성능을 분석하기 위하여 슬러계수를 변경하면서 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 주기는 1초이며 36번의 몬테칼로 시뮬레이션을 수행하였다. 칼만필터의 상태변수에 대한 초기 공분산 값은 관성센서오차에 대해서 표 1의 관성 센서 규격을 사용하였다. 그리고 공정잡음은 속도 및 자세오차에만 존재한다고 가정하였고 공분산은 상태변수 초기 공분산 값의 0.1%정도 존재한다고 가정하였다. 앞에서 언급한 바와 같이 슬러계수는 1/16, 1/4, 1, 4, 16에 대한 5가지 경우에 대하여 시뮬레이션을 수행하였으며 각 경우에 대한 시뮬레이션 조건은 슬러계수의 변화를 제외하고 모두 동일하게 설정하였다.

관성항법장치가 정렬이 끝나고 항법상태 진입직후 east축에 1500ft/sec를 가했을 때를 가정하여 시뮬레이션을 수행하였으며, 관성센서에 의해 발생하는 초기 정렬오차 및 표 1의 관성센서 오차가 존재하는 환경에서 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 결과 슬러계수의 크기에 비례하여 추정 성능이 개선되는 것으로 나타났으며 슬러계수가 16인 경우에 칼만필터의 추정성능이 제일 우수한 것으로 나타났다.

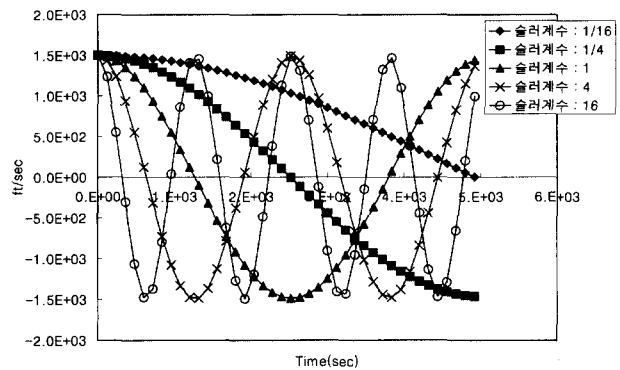


그림 4. 속도오차 전파 특성(초기속도오차에 의한 영향).
Fig. 4. Velocity error propagation characteristics by initial velocity error.

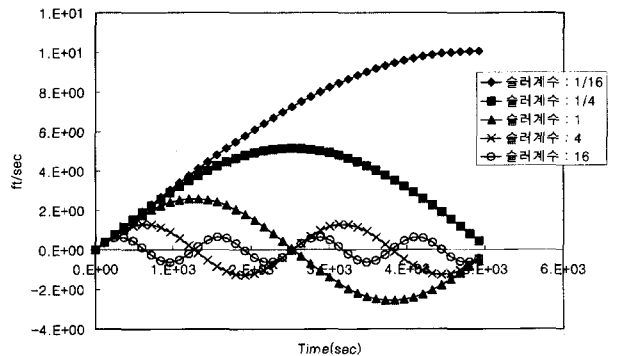


그림 5. 속도오차 전파 특성(가속도계 바이어스에 의한 영향).
Fig. 5. Velocity error propagation characteristics by accelerometer bias.

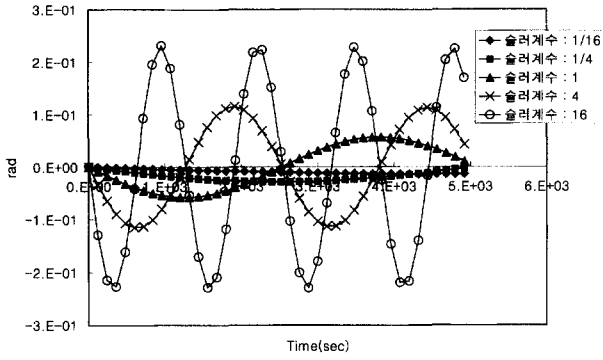


그림 6. 자세오차 전파 특성(초기속도오차에 의한 영향).

Fig. 6. Attitude error propagation characteristics by initial velocity error.

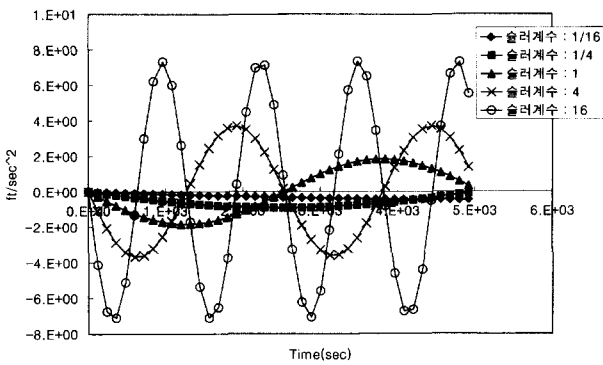


그림 7. 자세변화에 따른 가속도 값.

Fig. 7. Acceleration by attitude change.

이는 (9), (10)에서 유도된 바와 같이 슬러계수가 증가함에 따라 초기속도오차에 의해 발생하는 p' 좌표계에서의 속도 오차의 크기는 그대로 유지되나 자세오차 및 가속도 값이 증가하여 칼만필터의 가관측성이 향상되어 칼만필터의 추정 성능이 좋아지는 것으로 판단된다. 이에 대한 시뮬레이션 결과를 확인하기 위하여 north축 자이로 바이어스 오차, north축의 입력방향 자이로 g -sensitive 오차, east축 가속도계 바이어스 오차에 대한 칼만필터의 추정오차에 대한 시뮬레이션 결과를 각각 그림 8, 9, 10에 도시하였다. 그림 8, 10의 자이로 바이어스 및 가속도계 바이어스에 대한 추정 오차 수렴특성 및 칼만필터의 추정 성능이 슬러계수의 크기에 비례하여 향상되는 것으로 나타났다. 특히 가속도계 바이어스의 경우 성능향상이 크게 이루어지며 이는 초기정렬오차에 의하여 교정초기에는 추정이 잘 이루어지지 않다가 시간이 경과되어 자세오차가 커짐에 따라 추정 성능이 향상되는 것으로 판단된다. 그리고 그림 9의 g -sensitive 오차의 경우 슬러계수가 1보다 작은 경우 최대 자세변화가 약 3° 이하이므로 가속도값이 너무 작아 거의 추정이 안되는 상태였으나 슬러계수를 크게, 즉 슬러주기를 짧게 함으로써 자세변화 즉 김블의 각운동이 커지게 되고 따라서 가속도값도 커지게 되어 g -sensitive 오차의 추정 성능 및 수렴속도가 크게 향상되는 것으로 나타났다. 다른 오차요소들에 대한 추정 성능도 이와 유사한 결과를 보였다. 이러한 결과로 볼 때 본 논문에서 제시한 방법에 의하여 슬러주파수를 크게, 즉 슬러주기

를 짧게 하여 GINS의 교정을 수행하는 경우 수렴속도 향상으로 교정시간을 크게 단축할 수 있고 또한 가관측성의 향상으로 칼만필터 추정 성능이 크게 향상되어 교정의 정확도를 높일 수 있을 것으로 판단된다. 특히 GINS의 슬러 성능 시험시 가장 크게 영향을 미치는 g -sensitive 오차에 대한 교정 성능을 크게 향상시킬 수 있을 것으로 판단된다. 교정 성능을 향상시키기 위하여 적절한 슬러주기를 선정하여야 하며 슬러계수의 크기가 증가함에 따라 칼만필터의 추정 성능은 점차적으로 향상되나 16 이상 증가시키는 경우 그 효과가 거의 나타나지 않으므로 실제 관성항법장치의 교정에 이를

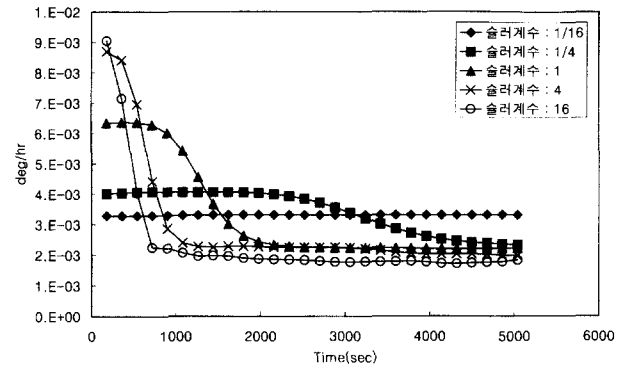


그림 8. 자이로 바이어스 추정 성능.

Fig. 8. Estimation performance for gyro bias.

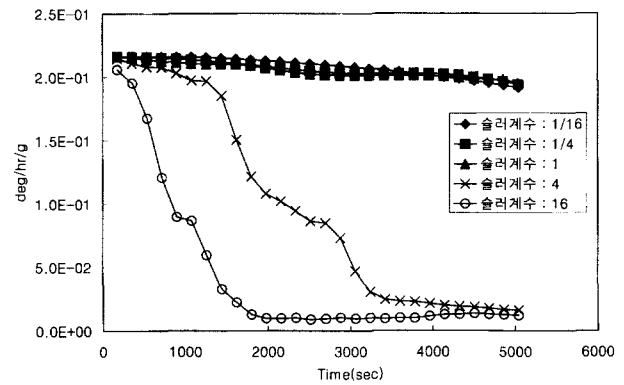


그림 9. 자이로 g -sensitive 오차의 추정 성능.

Fig. 9. Estimation performance for gyro g -sensitive error.

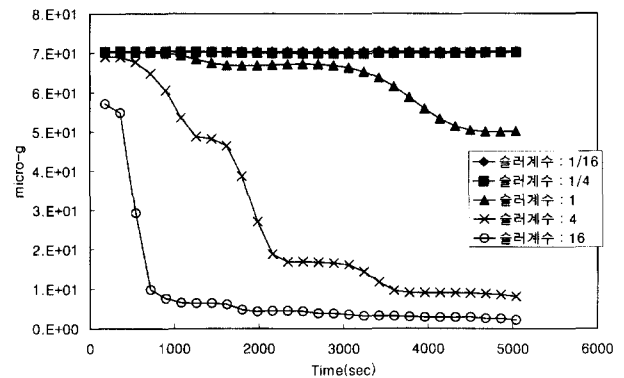


그림 10. 가속도계 바이어스 추정 성능.

Fig. 10. Estimation performance for accel. bias.

적용하는 경우 16으로 슬러계수를 선정하는 것이 타당할 것으로 판단된다. 슬러계수를 16 이상 증가시키게 되면 자세 변화, 즉 김블의 각운동이 약 12° 이상으로 커지게 되어 비선형 영역으로 진입하게 되기 때문인 것으로 사료된다.

V. 결론

본 논문에서는 기존의 슬러교정시험과 같이 정지 상태에서 초기속도오차를 김블형 관성항법장치에 인가하여 각운동을 유발한 후, 칼만필터를 이용한 교정기법으로 교정성능을 향상시키고 교정시간을 단축하기 위하여 슬러주기 변경에 의한 교정기법을 제시하였다.

슬러주기를 변화시키면 관성센서오차에 대한 속도 및 자세오차의 민감도는 슬러주파수에 반비례하나 초기속도오차에 대한 자세오차의 크기는 슬러계수의 제곱근에 비례하여 커짐을 수식을 통하여 유도하였으며 시뮬레이션을 통하여 관성항법장치의 오차 전파특성을 확인하였다. 슬러주파수 증가, 즉 슬러주기 단축에 따라 자세오차 및 가속도 값이 증가하여 칼만필터의 가관측성이 향상되어 추정성능 및 수렴속도가 크게 향상되는 것을 확인하였으며, 특히 김블형 관성항법장치의 슬러성능시험에 가장 크게 영향을 미치는 g-sensitive 오차에 대한 추정성능이 크게 향상됨을 확인하였다.

본 논문에서 제시한 교정기법을 김블형 관성항법장치에 적용할 경우 교정시간을 약 50~75% 정도 단축할 수 있으며

또한 교정성능이 크게 향상되어 관성항법장치의 성능 향상에 기여할 수 있을 것으로 예상된다.

참고문헌

- [1] U. Krogmann, "Identification procedures for strapdown sensor parameter by laboratory testing," *DGON Symposium Gyro Technology, Germany*, 1978.
- [2] L. Camberlein and F. Mazzanti, "Calibration technique for laser gyro strapdown inertial navigation systems," *DGON Symposium Gyro Technology, Germany*, 1985.
- [3] *Software Design Document for Inertial Navigation System*, GEC-Ferranti, 1990.
- [4] 김갑진, 송택렬, "상대변수 추정을 이용한 김블형 관성항법시스템의 교정기법에 대한 연구," 제어·자동화·시스템공학 논문지, 제4권, 제1호, pp. 62-67, 1998. 2.
- [5] 김천중, 최상욱, 박홍원, 유준, "칼만필터를 이용한 김블형 관성항법시스템의 교정기법," 한국 자동제어학술회의 논문집, 1995. 10.
- [6] 박정화, 김천중, 박홍원, 신용진, "속도오차 초기화를 이용한 관성항법장치 교정기법의 구현," 한국자동 제어학술회의 논문집, 1997. 10.
- [7] K. R. Britting, *Inertial Navigation Systems Analysis*, John Wiley & Sons Inc., 1971.
- [8] G. M. Siouris, *Aerospace Avionics Systems*, Academic Press Inc., 1993.



신 용 진

1955년 3월 27일생. 1977년 부산대학교 기계설계과(공학사). 1984년 충남대학교 기계공학과(공학석사). 1996년 부산대학교 정밀기계과(공학박사). 1977년~현재 국방과학연구소 책임연구원. 관심분야는 관성항법 및 위성항법, 자세결정 및 자세제어.



김 천 중

1969년 1월 30일생. 1991년 충남대학교 전자공학과(공학사). 1993년 충남대학교 전자공학과(공학석사). 1993년~2000년 국방과학연구소. 2000년~현재 한국항공우주연구원 선임연구원. 관심분야는 관성항법 및 위성항법.



박 정 화

1966년 6월 17일생. 1988년 성균관대학교 전자공학과(공학사). 1990년 성균관대학교 전자공학과(공학석사). 1990~현재 국방과학연구소 선임연구원. 관심분야는 관성항법 및 위성항법.