

SDINS 의 계산 시간간격 비에 따른 오차해석

위 상 규*

* 서울대학교 항공공학과

박 춘 배**

** 인하대학교 항공공학과

Error Comparison of the Computation ratios in SDINS

Sang K. Wie and Choon Bae Park
Seoul National Univ. Inha University

Abstract

In this study, the strap down INS on an earth satellite launch vehicle is simulated with different computing cycles between processing the IMU signals and the navigation computation. At the time of separation of booster, errors are discussed. The acceptable computing cycles can be determined by simulation.

석을 행한 결과를 이용하여 이 발사체에 탑재할 INS를 구성하고 각 계산 부분별 처리 시간을 달리할 때의 계산오차를 시뮬레이션하였다.

2. SDINS 의 구성

SDINS의 기본적인 구성은 그림 1.과 같으며 자이로와 가속도계가 모두 기체축에 고정되어 있어 단위 샘플 시간마다 속도와 각도의 증분으로 주어지는 신호를 얻게 된다. 이 신호로부터 계기의 특성에 따른 오차보정을 행하고 자이로 측정치로부터 기체축의 자세를 계산하고 좌표변환 행렬을 얻는다. 기체축으로 주어지는 가속도 성분을 관성축이나 항법 좌표계로 변환하여 증력성분을 보정하고 적분하여 현재의 속도와 위치 및 진행방향을 계산한다. 이와 같은 일련의 계산을 수행하는 데서 특히 자세계산과 좌표변환 행렬의 계산 알고리즘에 대한 연구가 행하여져 왔다(1,2). 최근에는 이 부문에 추정이론을 적용시키는 연구가 활발한데(3,4) 추정이론의 적용으로 오차의 누적이 생기지 않는 피토통이나 전파항법등 다른 방법에 의한 항법자료를 서로 결합시키기가 용이하지만 그 나름대로의 오차해석 방법이 확립되어야 할 것이다.

1. 서 론

스트랩 다운 관성항법장치(Strapdown INS, SDINS)는 기존의 기계적 안정판을 사용하는 관성항법장치에 비하여 해석적 안정판(analytic platform)을 사용하는 방식으로 기계적 장치가 극소화 되고 센서의 고장극복 시스템(redundancy system)을 부가할 수 있는 잇점이 있는 반면에 탑재 계산기의 부담이 증가하여 효율적인 계산 알고리즘이 요구된다. 또한 SDINS는 기체의 운동 대역폭에 따라 오차의 크기가 달라진다는 문제점을 가지고 있는데 이는 기동성이 큰 기체에 탑재하는 알고리즘과 느리게 움직이는 기체에 탑재하는 알고리즘이 달라져야 한다는 것을 의미한다. SDINS의 계산 알고리즘은 크게 나누어 기체축에 고정된 가속도계와 자이로의 측정치를 읽어 보정을 행하는 센서 처리부분, 자세의 각변위로 부터 관성축에 대한 기체축의 변환행렬을 계산하는 해석적 안정판 부분 및 속도, 위치 계산을 행하는 항법부분으로 나누어 진다. 이와같은 세 부분의 계산 사이클을 같은 횟수로 처리하기 보다는 서로 다른 계산 간격으로 처리하는 것이 효율적이다.

본 논문에서는 인공위성 발사체를 가상하여 궤도 해

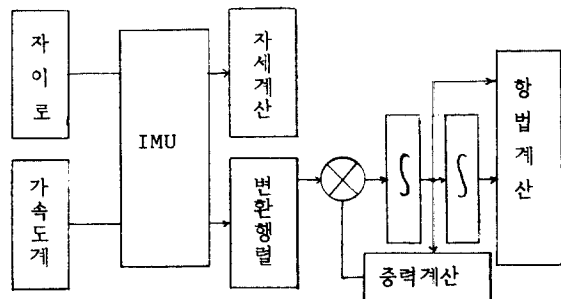


Fig. 1. Configuration of SDINS

본 논문에서는 기본적인 계산 알고리즘을 확립하고 검증하기 위하여 일반적인 방법을 사용하였다. 즉 자이로는 단일 자유도 펄스 발란스 적분형 자이로 3개를 사용하고 가속도계는 단일 자유도 진자형 가속도계를 3개 사용하는 것으로 가정하였다. 자세계산은 방향여현 방법과 쿼터니언 방법이 있는데 개념적으로 의미가 확실한 방향여현(direction cosine)을 사용하였다. 수직방향의 불안정 현상을 보정하기 위해서 일반적인 방법인 기압고도계의 입력을 이용하였다.

3. 기준 궤도의 선정

SDINS를 탑재할 비행체를 인공위성 발사체로 가정하여 궤도계산 프로그램인 TAPSL(5)의 자료를 이용하였다. TAPSL은 인공위성 발사 로케트를 강제로 가정하여 3차원 6자유도 강제운동 방정식의 해를 구하는 것으로 중력, 추력 및 공기력을 외력으로 처리하고 궤도에 필요한 적절한 조타가 주어져서 상태를 시뮬레이션한다. 이의 출력 예를 그림 2.에 나타내었다.

발사에서 궤도진입까지는 약 1250초가 소요되지만 보조엔진의 연소가 끝나고 분리되는 시점이 발사 후 80초이다. 탑재 SDINS의 계산은 80초까지 수행하였다.

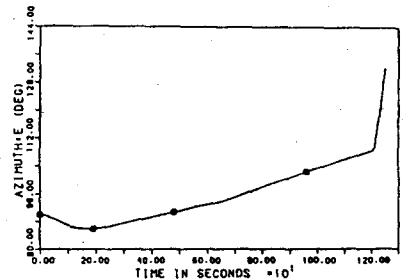
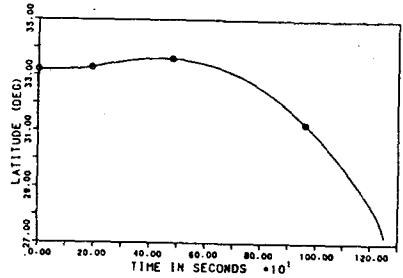
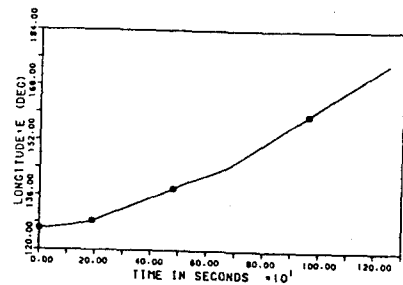
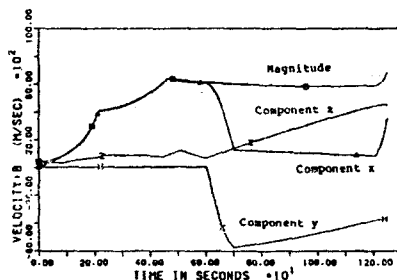
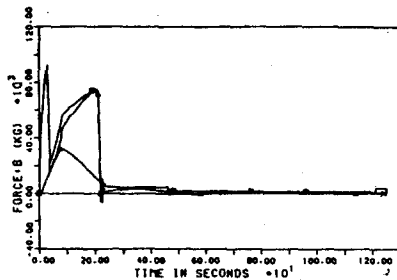
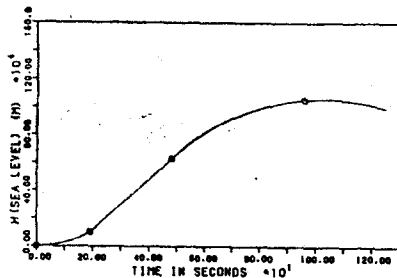


Fig. 2. Plots of reference trajectory

4. 계산 시간 간격의 고찰

SDINS는 계산량이 비교적 많기 때문에 센서신호 처리 시간 간격과 항법계산 시간 간격의 차이를 두는 것이 일반적이다. 그러나 어떠한 간격이 적당한 지에 대해서는 잘 알려져 있지 않으며 센서신호 처리 시간 간격과 항법계산 시간간격의 비율에 대한 사항도 언급되고 있지 않다.

센서신호 중에서 특히 자이로 출력은 각변위의 중분으로 측정되는 고로 샘플 간격이 커질수록 Goodman-Robinson 이론에 의한 오차가 증가하므로 기계의 운동 대역폭에 따라 충분히 빠른 계산 간격이 요구된다. 그러나 항법계산의 경우는 대부분의 계산이 수치적분이므로 계산간격이 다소 길어져도 오차의 누적이 그리 심각하지 않다.

로켓 발사체의 특성으로 볼때 허용될 수 있는 계산 간격은 센서처리 시간이 0.01 내지 0.2초 이하 항법 계산시간은 0.1 내지 2초 정도이다. 이 시간 간격의 허용범위 내에서 어떤 조합이 성능의 저하를 가져오지 않으면서도 전체 계산시간을 줄일수 있는가를 시뮬레이션을 통하여 구하고 이러한 사실을 기초로 하여 알맞은 시간간격비를 구하기 위한 이론이 확립되어야 한다.

5. 시 물 례 이 선

기본적인 SDINS 계산 프로그램 (6)을 변형하여 센서신호 처리 시간 간격과 항법계산 간격의 몇가지 조합을 취하여 보조엔진 분리 시점까지 계산하고 기존 궤도에서 구한 값과 비교하여 오차를 구하였다. 여기서 바람이나 불규칙한 잡음의 영향에 대해서는 고려하지 않았다.

6. 결 론

SDINS에서 계산 알고리즘과 비행체의 운동특성에 따른 계산 시간 간격의 비율은 일률적인 방법이 적용되기가 아직은 불분명하며 시행착오적으로 시뮬레이션을 통하여 결정하는 것이 현재로서는 적당한 방법이다. 앞으로 시스템 이론에 입각한 이론적 방법이 연구되어야 할 것이다.

참 고 문 헌

1. J.C. Wilcox
"A New Algorithm for Strapped-Down Inertial Navigation"
IEEE Trans. on AES Vol.AES-3, No.5
2. B.P. Ickes
"A New Method for Performing Digital Control System Attitude Computations Using Quaternions"
AIAA Journal Vol.8, No.1 1970
3. P.S. Maybeck
"Performance Analysis of a Particularly Simple Kalman Filter"
J. of G & C Vol.1, No. 6 1978
4. Y. Medan and I.Y. Bar-Itzhack
"Error and Sensitivity Analysis Scheme of a New Data Compression Technique in Estimation"
J. of G & C Vol.4, No.5 1981

5. 위 상규, 이 상률

"지구궤도위성 발사로켓의 궤도해석 전산 프로그램 개발"

서울대학교 공대연구보고 제18권 제1호 1986

6. R.J. Nurse, J.T. Prohaska etc.

"A New Baseline for the Inertial Navigation Strapdown Simulator Program"

CSDL R-1136

1978