

Multirate 추정이론의 SDINS에의 적용연구

(A Study on the Application of the Multirate Estimation Theory to a Strapdown Inertial Navigation System)

박 춘배 (Choon Bae Park)

인하대학교 항공우주공학과

This paper addressed to some aspects of a multirate filtered strapdown INS which is aided by a tracking radar. A new method to determine the sample periods of a multirate filter has been described. The Monte Carlo simulation has been conducted with the optimum sample periods to determine the estimation precision capabilities in a realistic environment. The multirate filtered strapdown navigation system has advantages when the computation time is severely restricted.

1. 서 론

SDINS는 복잡한 짐발 기구를 가진 慣性航法裝置에 비하여 일반적으로 소형, 경량에 電力消費가 적고 복잡한 기계장치가 극소화되었기 때문에 높은 신뢰성을 얻을 수 있고 低價格 실현이 기대된다. 反面에 자이로가 機體와 같이 回轉하므로 입력 각속도 檢出範圍가 커야 하며 탑재 컴퓨터도 센서에서 測定되는 자료를 좌표변환하고 자세계산하여 航法計算을 수행하면서 故障處理까지 고속으로 수행해야 되므로 기계적 안정대를 사용하는 慣性航法裝置 보다 센서나 컴퓨터에서 더욱 엄격한 요구사항이 주어진다. 특히 인공위성의 發射를 위한 로켓의 관성 유도용 SDINS는 센서의 精確度를 대단히 높은 것을 사용하여야 목표한 軌道에 진입시킬 수 있다. 따라서 레도인입을 위한 로켓의 유도를 위한 SDINS는 GPS나 추적 레이더와 같은 電波航法 신호의 보조를 받아 航법 精確度를 유지하는 방법이 사용된다.

推定理論을 관성항법장치에 적용할 때의 일반적인 방법은 誤差 狀態空間法(error state space formulation)으로 필터의 상태변수를 관성항법장치의 誤差로 보고 다른 항법 정보와 관성항법장치에서 계산된 정보와의 차이를 측정벡터로 취급하여 상태변수를 推定한다. 필터에 의하여 추정된 오차로써 SDINS의 계산을 보정한다. 관성항법장치가 短時間 동안의 오차는 대단히 작지만 長時間 사용하면 오차가 증가하는 특성을 가진 반면에 電波航法裝置는 단시간 오차가 비교적 크지만 장시간 사용하더라도 오차가 한정된 폭을 유지하므로 두 자료의 차이를 필터의 상태변수로 처리함으로써 相補 필터의 역할을 한다.

外部 航법장치와 관성항법장치의 航法情報를 결합하는 필터의 거리가 칼만 필터理論에 기본을 두고 있지만 컴퓨터의 계산 부담을 경감시키기 위하여 변형된 형태가 사용된다. 상태방정식의 次數는 변화를 주지 않고 측정방정식의 係數를 周期的으로 변화시켜 전체적으로는 칼만 필터의 개념을 살리면서

時間的으로 자주 처리하는 변수와 느리게 處理하는 변수를 共存시켜 효과적으로 상태변수를 추정하는 방법이 멀티 레이트(multirate)推定理論인데 멀티 레이트란 하나의 系統에서 다른 샘플링 레이트(sampling rate)가 共存하고 있는 것을 意味한다.

時間領域에서 狀態空間 개념으로 표시된 系의 멀티 레이트 처리 方法은 Barry^[1]에 의하여 시도되었으며 Kleinman等^[2]은 멀티 레이트 最適 推定理論을 확립하고 系의 통계적 특성치가 時不變(stationary)이면 필터 이득이 주기적으로 변화된다는 결과를 제시하였다. 멀티 레이트 제어이론을 항공우주 분야에 適用하는 研究는 Glasson^[3-5]에 의하여 이루어졌는데 F-14와 宇宙往復船의 제어를 例로 들어 單一 샘플링에서의 문제점을 멀티 레이트 샘플링으로 해결할 수 있음을 보였다.

本 研究는 인공위성 발사를 위한 로켓 레도의 유도 제어용으로 탑재될 것을 假想한 SDINS를 추적 레이더에 의하여 誤差를 보정하는 航법 시스템으로 구성하여 시뮬레이션을 통하여 종합 성능을 評價하였다. SDINS의 航법자료와 追跡 레이더의 航법자료를 結合함에 있어서 멀티 레이트 推定理論을 적용하여 速度誤差는 빠른 計算週期로 처리하고 위치오차는 느린 주기로 처리하였다. 멀티 레이트 推定理論의 구체적인 適用에서 系의 성능 要求條件을 만족시키는 빠른 計算週期和 느린 計算週期를 서로 달리 設定하는 方法에 대해서 제시하였다.

2. 追跡 레이더에 의한 SDINS 補正

(1) 멀티 레이트 추정기

로켓의 軌道를 誘導함에 있어서 관성항법장치만에 依存하면 관성항법장치의 精確度가 대단히 높아 되는데 位置情報의 요구치는 秒當 1m 以內的 오차 傳播率이다^[6]. 로켓에 탑재된 SDINS의 시간에 따른 累積誤差를 없애기 위하여 로케

트 추적 電波에서 얻어지는 속도, 위치 정보와 SDINS 정보
를 멀티 레이트 推定理論을 사용하여 最適 推定値를 구한다.
그림 1에 그 구성을 보였는데 SDINS 의 위치, 속도와 追
跡 레이다에서 받은 위치, 속도의 차이를 멀티 레이트 추정기
의 狀態變數로 하여 계산한다. 속도항은 빠른 샘플링 주기로
처리하고 위치항은 느린 샘플링 주기로 處理한다. 따라서 멀
티 레이트 추정기의 빠른 주기 입력은 速度誤差 벡터이고 느
린 주기의 입력은 位置誤差 벡터이며 출력은 最適 속도오차와
위치오차가 된다.

單純化시킨 8개의 狀態變數를 갖는 필터의 誤差 狀態方程式
이 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} \delta \dot{r}_c \\ \delta \dot{V}_c \\ \dot{\psi}_n \\ \delta \dot{r}_n \\ \delta \dot{V}_n \\ \dot{\psi}_c \\ \delta \dot{r}_u \\ \delta \dot{V}_u \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/R & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1/R & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2g/R & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta r_c \\ \delta V_c \\ \psi_n \\ \delta r_n \\ \delta V_n \\ \psi_c \\ \delta r_u \\ \delta V_u \end{pmatrix} + w(t) \quad (1)$$

즉 $\dot{x} = F x + w$

여기서 $x = [\delta r_c, \delta V_c, \psi_n, \delta r_n, \delta V_n, \psi_c, \delta r_u, \delta V_u]^T$

追跡 레이다에서의 측정에 測定雜音이 함유된다고 假定하고
참값을 알 수는 없지만 참값과의 차이를 레이다 정보라고 하
면 계산주기 별로 측정 벡터의 성분들을 묶어 구성한 測定方
程式은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \\ z_4 \\ z_5 \\ z_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta r_c \\ \delta V_c \\ \psi_n \\ \delta r_n \\ \delta V_n \\ \psi_c \\ \delta r_u \\ \delta V_u \end{pmatrix} + v \quad (2)$$

즉 $z = Hx + v$ 여기서 $z = [\delta V_c, \delta V_n, \delta V_u, \delta r_c, \delta r_n, \delta r_u]^T$

v 는 平均이 零인 離散信號 백색잡음으로 시간에 따라 일
정한 공분산 R 을 갖는다고 가정한다.

推定器는 멀티 레이트로 동작하면서 속도오차, 위치오차 및
자세오차를 산출하는데 필터계산의 종료시에 SDINS 에서 계
산된 항법자료와 필터로 추정된 오차의 差를 구하여 修正된
속도와 위치를 계산하는데 各各 다음과 같이 표현된다.

$$V_{corr} = V_{INS} - \delta V \quad (3)$$

$$r_{corr} = r_{INS} - \delta r \quad (4)$$

(1)식과 (2)식을 사용한 멀티 레이트 추정계산은 표 1의
계산과정에 의한다.

(2) 멀티 레이트 推定の 計算週期 決定

本 研究에서 멀티 레이트 샘플링 週期를 결정하는 方法은
共分散 解析에 그 바탕을 두고 있다. 일반적으로 推定誤差는
系에 주어지는 共分散 Q_d 과 R 에 의하여 영향을 받으며 샘플
링 週期에 따라서도 영향을 받는다. 만약 推定誤差를 잘 표현
할 수 있는 眞 모델(truth model)이 설정되고 잡음에
대한 確率資料를 알고 있다면 共分散 解析을 통하여 最小 推
定誤差를 예측할 수 있다. 따라서 共分散 解析으로 예측되는
推定誤差의 성분으로 評價函數를 구성하여 이 評價函數를 最小
로 만드는 빠른 計算週期 T_f 와 느린 計算週期와의 비율인 정
수 l 을 決定한다.

推定の 狀態變數를 표현하는 眞 모델이 다음과 같은 一般式
으로 표현된다고 하자.

$$\dot{x} = F x + w \quad w \sim N(0, Q) \quad (5)$$

그리고 (5)식에 대한 일반화된 測定 方程式이 다음과 같다고
하자.

$$z = H x + v \quad v \sim N(0, R) \quad (6)$$

連續 時間系로 표현된 眞 모델 (5)식을 離散 時間系로 變換
시키고 測定方程式(6)식을 사용하여 差分 Riccati 방정식
定常狀態 解를 구하여 그 共分散을 比較한다. 멀티 레이트 推
定器의 定常狀態 公분산은 느린 計算週期를 한 週期로 빠른
계산 때마다 변하는데 共分散이 가장 커지는 每인 느린 週期
計算의 $P_k(-)$ 를 취한다. 離散 時間系로 변환하는 과정에서
빠른 計算週期에 의하여 狀態遷移 行列의 係數가 변화되므로
差分 Riccati 방정식의 定常狀態 解가 빠른 計算週期 T_f 에
의하여 달라진다. 따라서 멀티 레이트 推定計算의 주기적인
定常狀態 共分散 중에서 느린 計算週期 共分散의 대각선 성분
에 加重行列을 곱하여 더한 값을 評價函數로 취한다. 즉

$$J = \text{trace}[W P_k(-) W^T] \quad (7)$$

여기서 加重行列 W 는 대각선을 제외한 성분이 모두 零이고 대
각선 성분은 推定器의 性能 요구조건 및 狀態變數의 단위에
따라 결정된다.

느린 計算週期에서의 推定計算에 소요되는 時間 t_s 와 빠른
計算週期에서의 推定計算에 소요되는 時間 t_f 가 서로 다르므로
느린 計算週期를 단위로 할 때 추정에 소요되는 總時間은 컴
퓨터의 전체 작업시간 중 推定에 割當된 시간과 같거나 작아
야 한다. 따라서 컴퓨터의 全體 計算時間 중에서 推定에 할당
된 時間比率를 m 이라고 하면 다음과 같은 부등식으로 표현된
다.

$$C(T_f, l) = [t_s + (l - 1)t_f] - m l T_f \leq 0 \quad (8)$$

여기서 $0 < m < 1$

멀티 레이트 推定器에서 효과적인 計算週期의 比率와 빠른
計算週期를 결정하는 것은 결국 (8)식으로 주어지는 拘束條件
을 만족하면서 (7)식의 評價函數를 最小로 만드는 條件을 구
하는 것과 같다.

最適條件을 구하기 위하여 다음과 같이 Hamiltonian을
정한다.

$$H = J + \lambda \{ [t_s + (l - 1)t_f] - m l T_f \} \quad (9)$$

여기서 k는 Lagrange multiplier 이다.

Hamiltonian이 최소가 되는 必要條件을 찾는데 l은 1 부터 커지는 定數이므로 연속적으로 변화하는 變數와 같이 취급할 수가 없다. 따라서 먼저 l = 1로 固定하고, 즉 單一 샘플링 레이트로 두고 Hamiltonian이 최소가 되는 T_f를 찾고 정수 l을 증가시키며 Hamiltonian이 더 이상 減少하지 않는 l을 결정하고 이 l에서 다시 Hamiltonian이 최소되는 T_f와 l을 결정하는 과정을 反復한다.

최소 Hamiltonian이 되는 必要條件은 다음과 같다^[7].

$$\frac{\partial H}{\partial T_f} = \frac{\partial}{\partial T_f} \{ \text{trace}[W P_k(-) W^T] \} - \lambda m l = 0 \quad (10)$$

$$[t_s + (l - 1) t_f] - m l T_f \leq 0 \quad (11)$$

여기서 $\lambda \begin{cases} \geq 0, & C(T_f, l) = 0 \\ = 0, & C(T_f, l) < 0 \end{cases}$

그리고 l의 변화에 따라 H가 더 이상 감소하지 않을 것.

(10)식은 數式解가 주어지지 않으므로 數值解를 구해야 하는데 계산을 위하여 拘束條件을 만족하는 範圍 내에서 H를 다음과 같이 변형된 형태를 사용한다^[4].

$$H = J + \frac{\partial J}{\partial C} \Delta C \quad (12)$$

여기서 D C는 구속조건이 零에서 벗어난 量을 뜻한다.

推定器에서 센서의 正確度는 加速度計와 자이로의 不規則 드리프트에 의하여 SDINS 誤差 모델이 표현된다고 보고 緯度나 經度成分은 같은 特性을 가지는 반면에 高度誤차는 다른 特性을 가지므로 緯度와 經度 成分에 대한 眞 모델(truth model)은 함께 묶어서 다음의 식과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \delta r \\ \delta V \\ \psi \\ \epsilon_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & g & 0 \\ 0 & -1/R & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & -1/T_R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta r \\ \delta V \\ \psi \\ \epsilon_g \end{bmatrix} + w \quad (13)$$

여기서

$$E \{ w(t) w^T(t') \} = Q \delta(t - t')$$

(13)식에서 시간에 따라 指數函數의으로 相關 關係를 갖는 不規則 드리프트 率과 그 時定數는 자이로의 캘리브레이션 過程에서 얻은 값을 사용한다.

追跡 레이다와 結合되어 측정되는 測定벡터는 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \delta V \\ \delta r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta r \\ \delta V \\ \psi \\ \epsilon_g \end{bmatrix} + v \quad (14)$$

여기서

$$E \{ v(t) v^T(t') \} = R \delta(t - t')$$

眞 모델 (5)식과 測定方程式(6)식을 사용하여 差分 Riccati 방정식 定常狀態 解를 구하여 그 共分散으로 評價函數를 구성한다. 推定誤差의 要求值로 위치오차 30ft, 속도

오차 0.2 ft/sec로 주어진다 하고 計算時間과 전체 계산시간 중에 推定計算에 割當된 比率는 컴퓨터의 능력에 따라 달라질 수 있지만 例로써 m=0.01, t_s = 0.2秒 그리고 t_f = 0.07秒라고 하였다. 표 2의 確率資料를 사용하여 最適條件을 구하면 T_f = 10.0秒와 l = 5에서 J = 0.882를 얻는다. 따라서 빠른 計算週期는 10秒로 하고 느린 計算週期는 50秒로 정할 수 있다.

이 解析에서 택한 眞 모델이 실제의 항법오차를 充實하게 표현하고 있지를 못하기 때문에 計算週期에 따른 推定誤差의 절대적인 크기보다는 變化樣相을 보이고 있다. 따라서 實際로는 여기에서 계산된 항법오차보다 더 크게 나타난다.

3. 시뮬레이션 및 檢討

스트랩다운 慣性航法裝置의 오차를 추적 레이다의 도움을 받아 멀티 레이트 추정기로 推定하여 오차 보정을 행하는 항법 시스템을 구성하고 이 시스템이 인공위성 발사용 로켓에 탑재될 때의 性能을 評價하기 위하여 시뮬레이션하여 결과를 얻고 檢討하였다.

(1) 性能評價 方法

본 연구의 내용이 로켓트 誘導를 위한 항법 시스템의 설계이므로 가급적 실제 로켓트 발사 狀況과 같은 조건으로 스트랩다운 관성항법장치와 멀티 레이트 推定器를 시뮬레이션하는 것이 타당하다. 스트랩다운 관성항법장치의 加速度計와 자이로에는 시간에 따라 지수함수적으로 상관관계를 갖는 不規則 誤差를 시뮬레이션하여 센서에서의 오차를 표현하였다.

性能評價는 주어진 궤도에서 부터 만들어진 加速度와 角速度에 잡음을 가하여 SDINS의 센서 신호로 하여 계산된 SDINS 결과와 주어진 軌道와의 차이를 SDINS 오차라고 정하였다. 추적 레이다 신호는 軌道資料에 일정한 크기의 백색잡음을 포함시켜 만든다. SDINS 결과와 레이다 신호의 차이를 멀티 레이트 추정기의 측정치로 보고 추정기에서 항법 誤差를 추정하여 SDINS 결과를 보정한 값을 항법 시스템의 최종오차로 간주하여 주어진 軌道와의 차이를 보정한 航法誤差라고 정하였다. SDINS 자체의 항법오차와 멀티 레이트 추정기로 보정한 항법오차를 시간에 따라 계산하여 비교함으로써 본 研究에서 구성한 항법 시스템의 性能을 보였다.

Monte Carlo 방법의 利點은 실제 상황과 거의 같은 환경에서 시뮬레이션하므로 본 研究에서 구성한 항법 시스템을 基礎 性能評價 단계이므로 35회의 Monte Carlo 시뮬레이션을 수행하였다.

(2) 入力 資料

本 研究에서 사용한 입력자료들은 가급적 실제상황과 비슷하도록 정했는데 로켓트의 軌跡은 일본의 N-1 로켓트의 발사 시뮬레이션 자료를 사용하였다. 중요한 입력 자료의 수치를

표 2에 要略하였다.

멀티 레이트 추정기는 빠른 계산 週期를 10초로 택하여 속도 측정치만을 사용하고 느린 계산 주기는 50초로 정하여 速度와 位置 측정치를 함께 사용하였다.

(3) 結果 및 檢討

속도오차 성분에 대한 共分散을 그림 2에 나타내었는데 북쪽방향 속도오차의 공분산이 가장 크게 나타나는 것으로 보아 緯度誤差와 북쪽방향 속도오차 기리를 표현한 상태방정식이 고도오차나 경도오차에 대한 표현 보다 不確實성이 크다는 것을 보이고 있다.

위치에 대한 共分散의 변화를 그림 3에 나타내었는데 역시 빠른 계산과 느린 계산 사이에서 週期성을 가지고 변화되고 있다. 또한 이 그림에서도 本 研究에서 택한 추정기의 상태방정식에서 고도, 경도, 위도 順으로 오차 표현에서의 不確實성이 증가하고 있다는 것을 나타내고 있다. 또한 빠른 計算週期를 갖는 위치오차 추정에서의 共分散 증가를 補充하는 程度가 緯度인 경우는 대단히 미미하지만 經度나 高度에서는 효과가 크다는 것을 알 수 있다.

Monte Carlo 시뮬레이션을 행한 結果를 경도, 위도 및 고도 順으로 그림 4, 그림 5 및 그림 6에 각각 보였다. 그림에서 약 200초 후 부터 멀티 레이트 추정기에 의하여 보정된 위치오차가 SDINS 오차 보다 작아짐을 보이고 있다. 定常狀態 동작이 시작된 이후의 오차추정은 거의 변화를 보이지 않으면서 추적 레이다 信號에 함유된 오차 보다 더 작은 값으로 계속 유지되고 있는 것으로 보아 추정기의 역할이 제대로 발휘되고 있음을 나타내고 있다.

그림 7에는 동쪽방향의 速度誤差를, 그림 8에는 북쪽방향 속도오차를, 그리고 그림 9에는 上方向 속도오차를 보였다. 이 그림들도 약 200초 이후 부터 멀티 레이트 추정기에 의하여 補正된 속도오차가 SDINS의 오차 보다 작아짐을 보이고 있다. 定常狀態 동작이 시작된 이후의 속도오차 추정치는 레이다 신호에 포함된 오차의 標準偏差 1 ft/sec에 비하여 반정도의 작은 값을 나타내고 있다.

以上的 結果로부터 실제의 탑재 소프트웨어를 開發할 때에는 멀티 레이트 추정기를 稼動은 로케트의 출발 時點으로 하되 200초가 지난 이후 부터 추정기에서 보정된 항법자료를 사용하도록 만들어야 추정기가 適度狀態에 있을 때 나타나는 큰 오차를 없앨 수 있다. 아울러 本 研究에서 택한 오차 상태방정식이 각 성분 별로 독립적으로 구성되어 있기 때문에 3개의 個別的인 멀티 레이트 추정기로 분리하여 계산함으로써 計算時間을 더욱 줄일 수 있다.

4. 結 論

本 研究에서 구성한 항법 시스템의 멀티 레이트 計算週期 결정을 위해 最適化 과정을 수행하고 이 航法 시스템이 人工衛星 발사용 로케트에 탑재된 것을 假想하여 발사 부터 케도

진입 時點인 1250초 까지 걸쳐 Monte Carlo 시뮬레이션을 수행함으로써 다음과 같은 사실을 알 수 있었다.

(1) 共分散과 이득의 변화로 보아 출발 후 100초 정도 경과하면 멀티레이트 추정기 작동이 定常狀態가 되며 약 200초 경과 후 부터 SDINS 自體의 오차 보다 멀티 레이트 추정기로 보정한 誤差가 더 작아진다.

(2) 推定器의 상태방정식으로 취한 좌표측기리 連性이 없는 時不變 상태방정식은 각 성분의 共分散과 이득의 크기로 보아 緯度誤差와 북쪽방향 속도오차 기리를 표현한 상태방정식이 고도오차나 경도오차에 대한 표현 보다 不確實성이 크다는 것을 보이고 있다.

(3) 本 研究에서 제시한 멀티 레이트 推定器의 效果의인 計算週期 決定 方法은 이 研究와 유사한 外部 보조를 받는 항법장치에 멀티 레이트 推定理論을 적용시킬 때 활용될 수 있다.

(4) 人工衛星 追跡에 필수적인 추적 레이다를 로케트의 항법에도 이용하되 멀티 레이트로 추정을 함으로써 탑재 컴퓨터의 負擔을 줄이면서 오차를 최소화시킬 수 있다. 특히 本 研究에서 택한 오차 狀態方程式이 각 성분별로 독립적으로 구성되어 있기 때문에 3개의 個別的인 멀티 레이트 추정기로 分離하여 계산함으로써 計算부담을 더욱 경감시킬 수 있다.

參 考 文 獻

1. Barry, P.E., "Optimal Control of Multirate Systems", Gruman Aerospace co., RN-361, July 1975
2. Kleinman, D.L., Kleinman, A.J., "Computational Methods for the Steady State Kalman Filter in High Order Navigation Models", J. Cybernetics and Information Science, Vol.1, No. 1, Spring 1976
Univ. SUDAAR-523, July 1980
3. Glasson, D.P., "Research in Multirate Estimation and Control", TASC TR-1356-1, Dec. 1980
4. Glasson, D.P., "Research in Multirate Estimation and Control - Optimal Sampling Rate Selectin", TASC TR-1356-2, Oct. 1981
5. Glasson, D.P., "Development and Applications of Multirate Digital Control", IEEE Control Systems Magazine, Nov. 1983
6. 大平 孔治, 小口 美津夫, 新田 慶治, 森 英彦, "ストラッパダウン方式を用いた慣性誘導システム", 日本 航空宇宙技術研究報告 775號 1983年

표 1 멀티 레이저 추정 계산식

k	z_k	H_k	R_k	$\hat{x}_k(+)$
$k=it$ slow	$z_k^T = (z_{1k}^T z_{2k}^T)$	$H_k = \begin{bmatrix} H_{1k} \\ H_{2k} \\ R_{1k} & 0 \\ 0 & R_{2k} \end{bmatrix}$		$P_k(-) = \Phi P_{k-1}(\+) \Phi^T + Q_d$ $\hat{x}_k(-) = \Phi \hat{x}_{k-1}(\+)$ $K_k = P_k(-) H_k^T [H_k P_k(-) H_k^T + R_k]^{-1}$ $P_k(\+) = (I - K_k H_k) P_k(-)$ $\hat{x}_k(\+) = \hat{x}_k(-) + K_k [z_k - H_k \hat{x}_k(-)]$
$k \neq it$ fast	$z_k = z_{1k}$	$H_k = H_{1k}$	$R_k = R_{1k}$	

표 2 센서 시뮬레이션의 확률자료

가속도계 :	
不規則 바이어스의 標準偏差	100 micro g
不規則 바이어스의 時定數	40 sec
자이로	
不規則 바이어스의 標準偏差	0.003 deg/hr
不規則 바이어스의 時定數	40 sec
追跡 레이더	
위도 측정의 標準偏差	50 feet
경도 측정의 標準偏差	50 feet
고도 측정의 標準偏差	30 feet
속도 측정의 標準偏差	1 ft/sec

그림 1 멀티 레이저에 의한 추정기

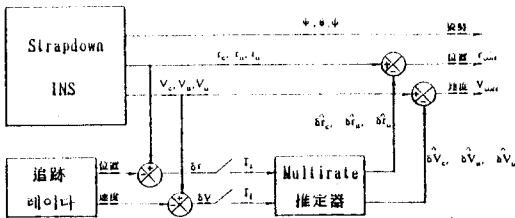


그림 2 속도 성분의 공분산

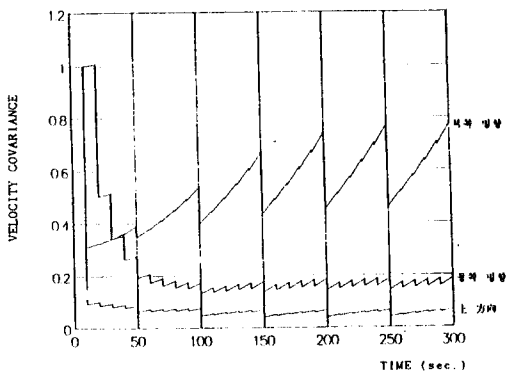


그림 3 위치 성분의 공분산

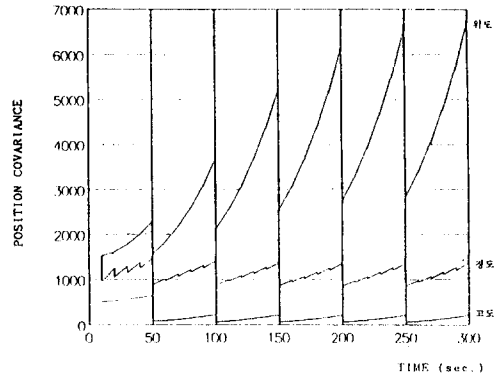


그림 4 경도 오차의 변화

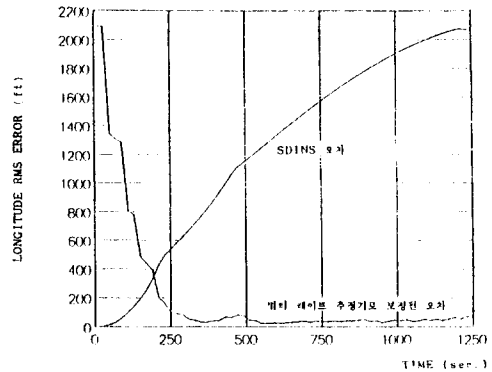


그림 5 위도 오차의 변화

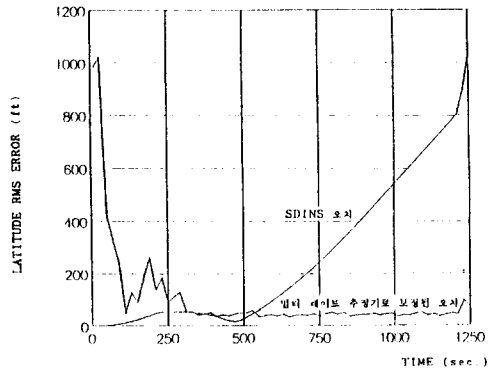


그림 6 고도 오차의 변화

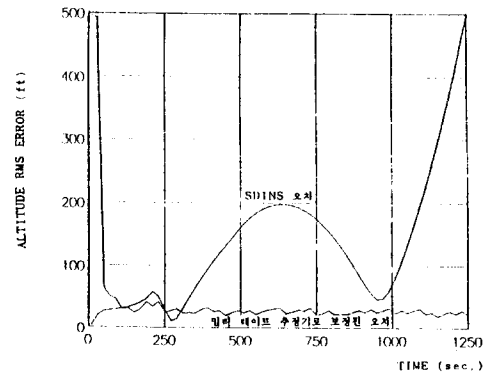


그림 7 동쪽 방향 속도 오차의 변화

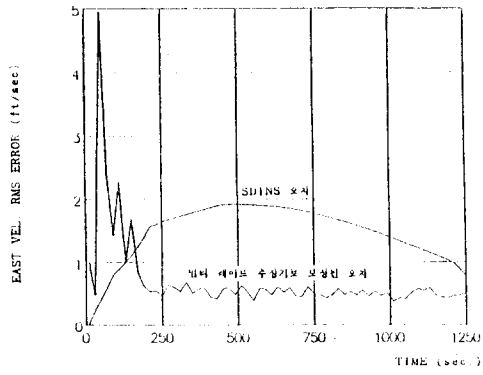


그림 8 북쪽 방향 속도 오차의 변화

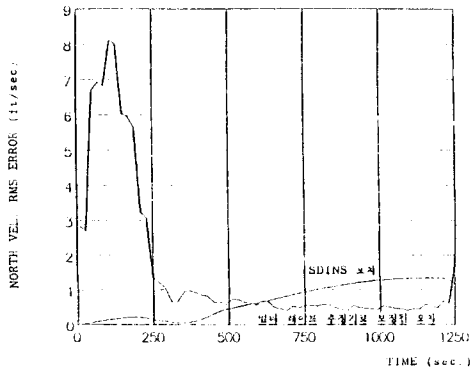


그림 9 상방향 속도 오차의 변화

