

ETRI 원내 전문 교육

# GPS/관성센서 통합에 의한 측위 및 응용

LECF **GPS/INS INTEGRATION**

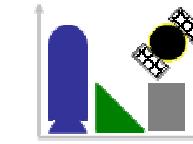
2005/7/14

이 형 근 ([hyknlee@hau.ac.kr](mailto:hyknlee@hau.ac.kr))

항법 및 정보시스템 연구실  
Navigation & Information Systems Laboratory

항공전자 및 정보통신공학부





# Benefits

방법 및 정보시스템 연구실  
Navigation & Information Systems Laboratory

항공전자 및 정보통신공학부



# INS GPS 특성비교

	INS	GPS
장점	<ul style="list-style-type: none"><li>• 자립형 항법시스템</li><li>• 연속적인 항법 정보 계산(100Hz)</li><li>• 동적 특성이 좋음</li><li>• 단기간 안정성이 좋음</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• 위성항법 시스템</li><li>• 시간에 따른 오차 누적이 없음</li><li>• 정적 특성과 정확도가 좋음</li><li>• 저가의 항법시스템</li><li>• 장기간 안정성이 좋음</li></ul>
단점	<ul style="list-style-type: none"><li>• 시간에 따른 오차 증가 수평축 : 슬러 주기를 가지고 증가 수직축 : 기하급수적으로 증가</li><li>• 고가의 항법시스템</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• 항법 계산 주기가 길(1Hz)</li><li>• 동적환경 하에서 오차가 큼</li><li>• 가시위성의 개수에 제한</li><li>• 외부 신호의 간섭 영향</li></ul>

# **GPS/INS 통합의 필요성**

## ● GPS

- 전파항법시스템(Radio Navigation)
- 오차의 누적이 없으나 외부 신호에 의존함
- 군용 신호의 경우 약 10m(SEP) 내외의 위치정확도 제공

## ● INS

- 관성항법시스템(Inertial Navigation)
- 독립적인 항법 정보가 가능하나 시간에 따른 오차 누적

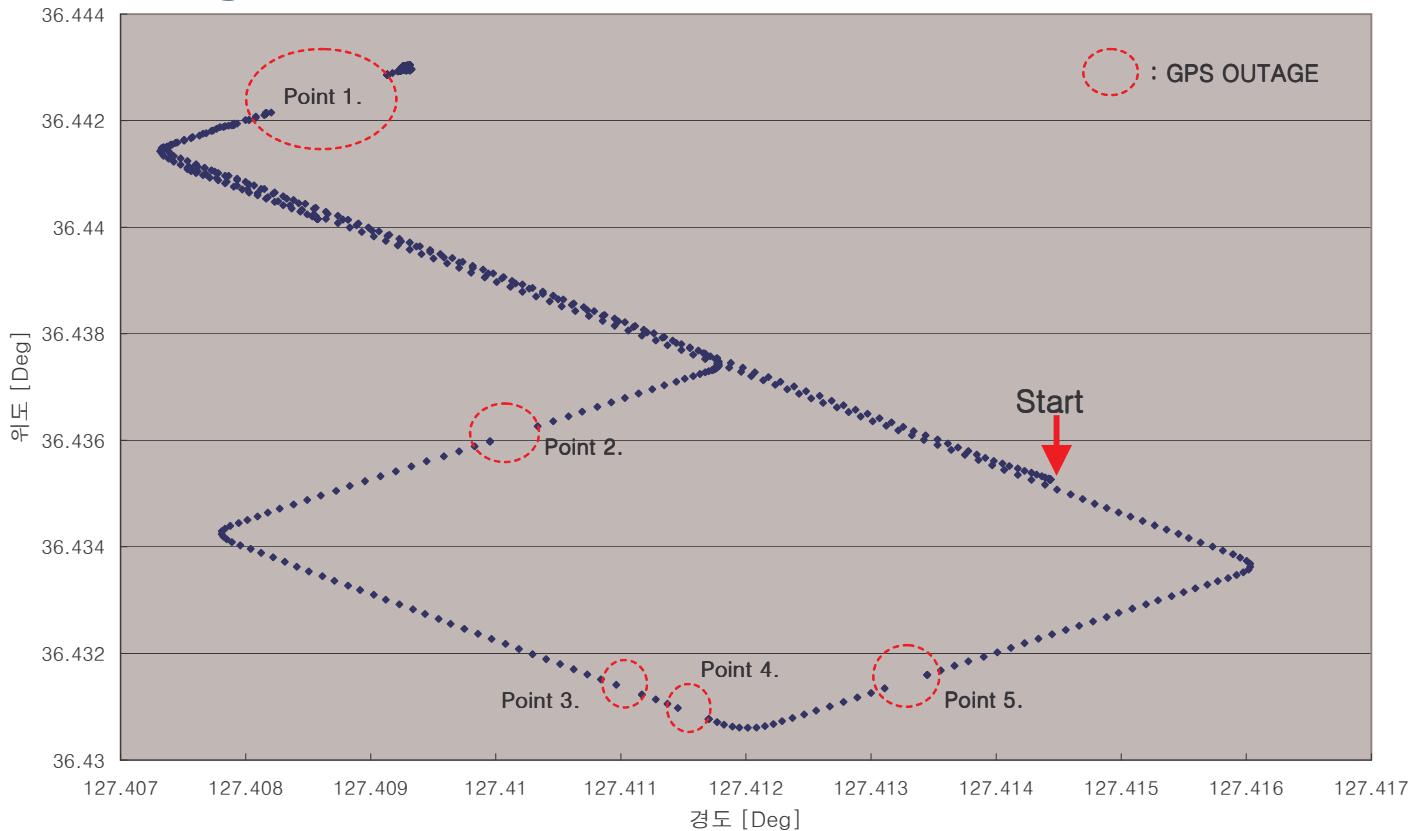
## ● GPS/INS Integration

- 상호 단점 보완 가능: 시너지 효과(Synergistic Effect)
- GPS 정보를 이용한 INS의 오차 추정: 칼만 필터
- 다양한 형태의 GPS 신호 이용 가능

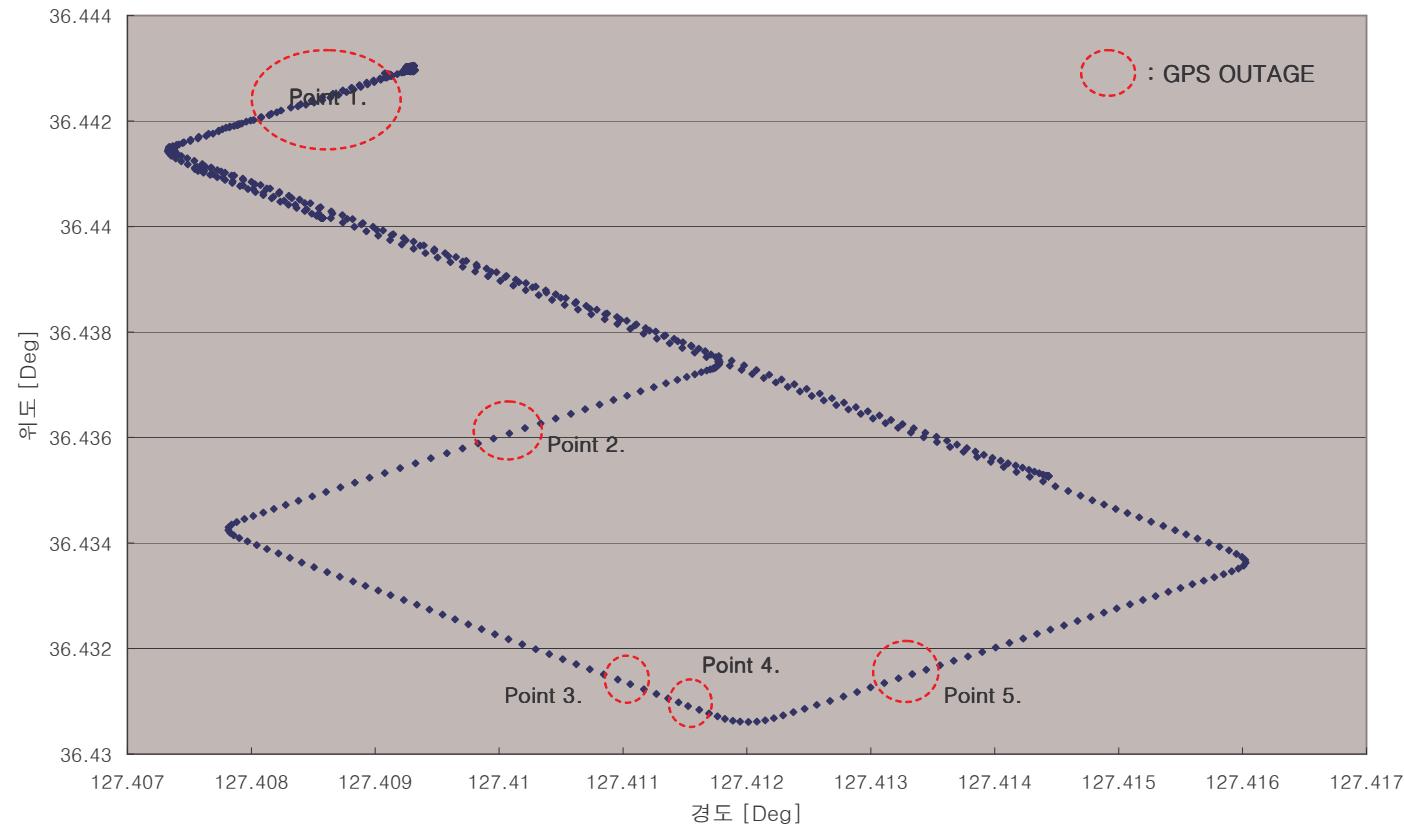
# 가용성: GPS만을 사용한 경우

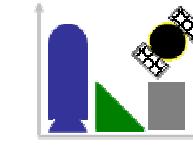
- 4S VAN 주행 궤적

- 4공단 주행 데이터 이용
- GPS Outage : Point 1. 지점에서 20초 동안 왕복으로 발생



# 가용성 : GPS/INS 결합 시스템





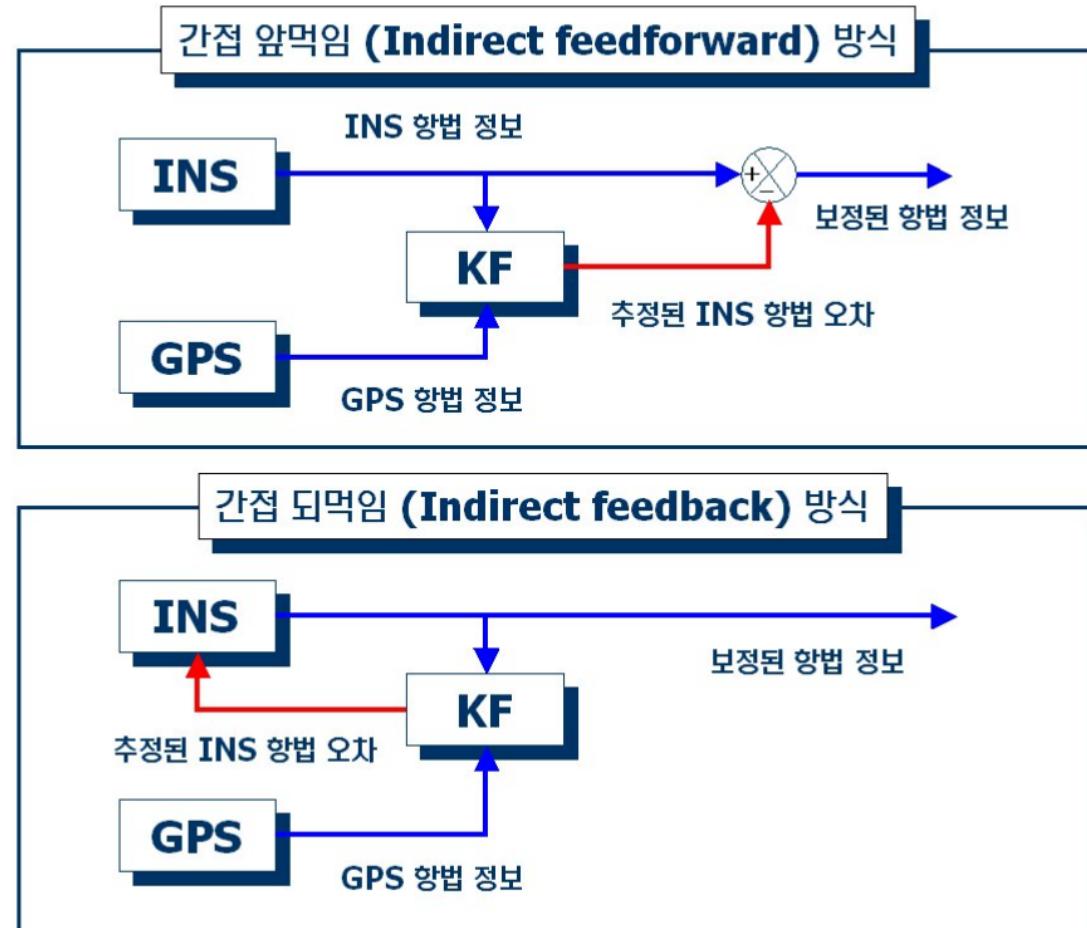
# Integration Methodology

항법 및 정보시스템 연구실  
Navigation & Information Systems Laboratory

항공전자 및 정보통신공학부



# Feedback Vs. Feedforward Kalman Filter



# *Loosely Coupled Approach*

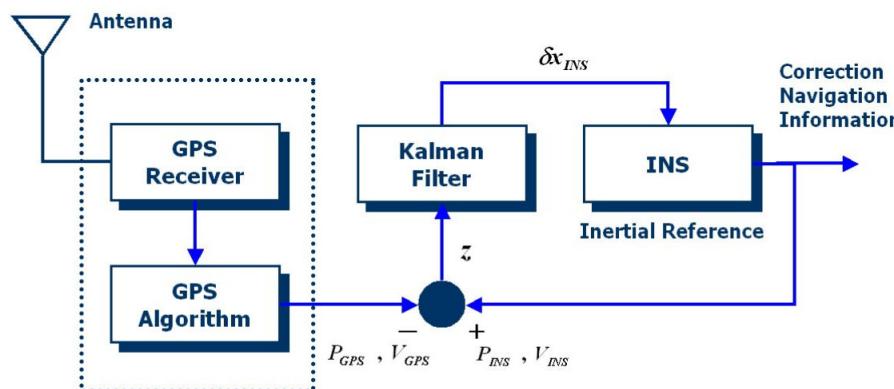
- 약결합(Loosely Coupled: LC) 기법

- 장점 및 특성

- GPS 수신기에서 계산된 항법 정보를 측정치로 이용
    - 기존에 구성된 두 시스템의 통합에 유리하며 계산량 적음

- 문제점

- 칼만 필터의 이용시 준 최적성 발생: 측정 잡음의 처리 문제
    - 불완전한 정보를 이용할 수 없음: GPS 위성 수 감소 경우



$$\delta \dot{\mathbf{x}}_{INS}(t) = F_{INS}(t) \delta \mathbf{x}_{INS}(t) + G_{LC}(t) w_{LC}(t), \quad w_{LC} \sim N(0, Q_{LC})$$

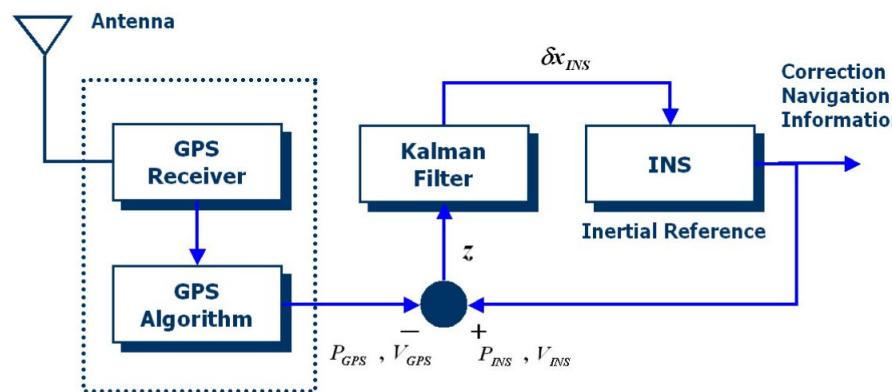
$$F_{INS} = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ F_{21} & F_{22} & F_{23} & F_{24} & O_{3 \times 3} \\ F_{31} & F_{32} & F_{33} & O_{3 \times 3} & F_{35} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad G_{LC}(t) = \begin{bmatrix} O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & C_b^n & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & C_b^n & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

$$\delta \mathbf{x}_{INS} = [\delta L \ \delta l \ \delta h \ \delta V_N \ \delta V_E \ \delta V_D \ \phi_N \ \phi_E \ \phi_D \ \nabla_X \ \nabla_Y \ \nabla_Z \ \varepsilon_X \ \varepsilon_Y \ \varepsilon_Z]^T$$

$$\omega_{LC} = [0 \ 0 \ 0 \ \omega_{a_N} \ \omega_{a_E} \ \omega_{a_D} \ \omega_{g_N} \ \omega_{g_E} \ \omega_{g_D} \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$$

$$z(t) = H_{LC} \delta x_{INS}(t) + v_{LC}(t) = \begin{bmatrix} P_{INS} \\ V_{INS} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} P_{GPS} \\ V_{GPS} \end{bmatrix}, \quad v_{LC} \sim N(\mathbf{0}, R_{LC})$$

$$H_{LC} = \left[ \begin{array}{cccccc|c} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0_{1 \times 9} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0_{1 \times 9} \end{array} \right]$$



# Tightly Coupled Approach

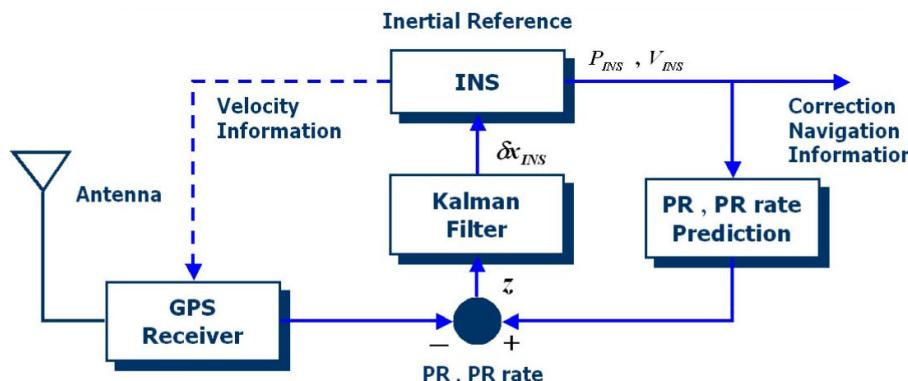
- 강결합(Tightly Coupled: TC) 기법

- 장점 및 특성

- GPS의 raw signal을 측정치로 이용
    - 칼만 필터의 이용시 최적 구성이며 불완전한 정보 이용 가능

- 문제점

- 측정 모델이 복잡하고 계산량 증가
    - 기존에 구성되어 있는 시스템을 이용하기 어려움



$$\begin{bmatrix} \delta\ddot{\mathbf{x}}_{INS} \\ \delta\ddot{\mathbf{x}}_{Clock} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{INS} & \mathbf{0}_{15 \times 2} \\ \mathbf{0}_{2 \times 15} & F_{Clock} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\dot{\mathbf{x}}_{INS} \\ \delta\dot{\mathbf{x}}_{Clock} \end{bmatrix} + G_{TC}(t)\omega_{TC}, \quad \omega_{TC} \sim N(0, Q_{TC})$$

$$\delta\dot{\mathbf{x}}_{Clock} = \begin{bmatrix} \delta\dot{c}_{bias} \\ \delta\dot{c}_{drift} \end{bmatrix} = F_{Clock} \begin{bmatrix} \delta c_{bias} \\ \delta c_{drift} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta c_{bias} \\ \delta c_{drift} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \end{bmatrix}$$

$$\delta\mathbf{x}_{TC} = [\delta L \ \delta l \ \delta h \ \delta V_N \ \delta V_E \ \delta V_D \ \phi_N \ \phi_E \ \phi_D \ \nabla_X \ \nabla_Y \ \nabla_Z \ \varepsilon_X \ \varepsilon_Y \ \varepsilon_Z \ \delta c_{bias} \ \delta c_{drift}]^T$$

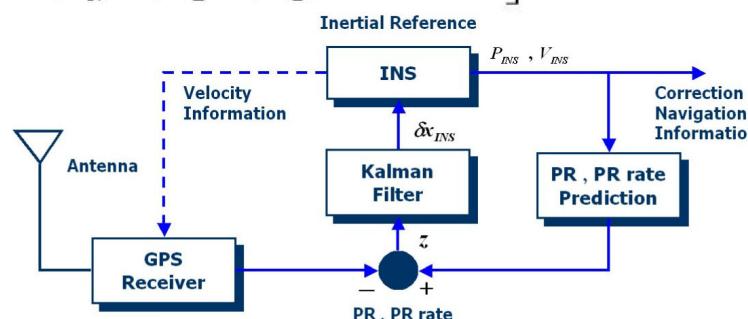
$$\omega_{LC} = [0 \ 0 \ 0 \ \omega_{a_N} \ \omega_{a_E} \ \omega_{a_D} \ \omega_{g_N} \ \omega_{g_E} \ \omega_{g_D} \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ \omega_1 \ \omega_2]^T$$

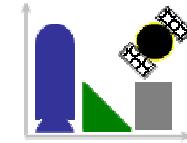
$$\delta\dot{\mathbf{x}}_{Clock} = \begin{bmatrix} \delta\dot{c}_{bias} \\ \delta\dot{c}_{drift} \end{bmatrix}$$

$$z(t) = H_{TC} \delta x_{TC}(t) + v_{TC}(t) = \begin{bmatrix} \rho_{INS} \\ \dot{\rho}_{INS} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \rho_{GPS} \\ \dot{\rho}_{GPS} \end{bmatrix}, \quad v_{TC} \sim N(\mathbf{0}, R_{TC})$$

$\begin{bmatrix} \rho_{INS} \\ \dot{\rho}_{INS} \end{bmatrix}$  : INS 의 항법 정보로 부터 계산되어진 의사거리 및 의사거리 변화율

$$H_{TC} = \begin{bmatrix} \frac{\delta\rho_1}{\delta L} & \frac{\delta\rho_1}{\delta l} & \frac{\delta\rho_1}{\delta h} & 0 & 0 & 0 & \mathbf{0}_{1 \times 9} & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots \\ \frac{\delta\rho_n}{\delta L} & \frac{\delta\rho_n}{\delta l} & \frac{\delta\rho_n}{\delta h} & 0 & 0 & 0 & \mathbf{0}_{1 \times 9} & 1 & 0 \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \frac{\delta\rho_1}{\delta V_N} & \frac{\delta\rho_1}{\delta V_E} & \frac{\delta\rho_1}{\delta V_D} & \mathbf{0}_{1 \times 9} & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \frac{\delta\rho_n}{\delta V_N} & \frac{\delta\rho_n}{\delta V_E} & \frac{\delta\rho_n}{\delta V_D} & \mathbf{0}_{1 \times 9} & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\delta\rho_1}{\delta L} & \frac{\delta\rho_1}{\delta l} & \frac{\delta\rho_1}{\delta h} & 0 & \mathbf{0}_{1 \times 9} & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\delta\rho_n}{\delta L} & \frac{\delta\rho_n}{\delta l} & \frac{\delta\rho_n}{\delta h} & 0 & \mathbf{0}_{1 \times 9} & 1 & 0 \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & h_i^T C_n^e & \mathbf{0}_{1 \times 9} & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & h_n^T C_n^e & \mathbf{0}_{1 \times 9} & 0 & 1 \end{bmatrix}$$



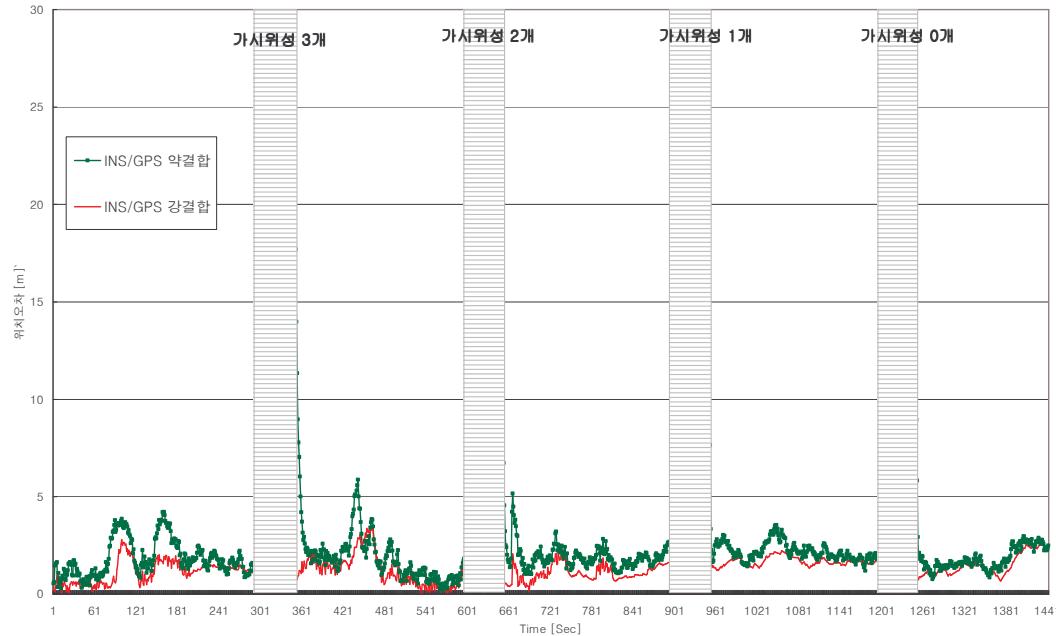


# Performance

# *PR과 PR Rate에 의한 약결합/강결합 GPS/INS 성능 비교*

## ● 결합시스템 오차 해석

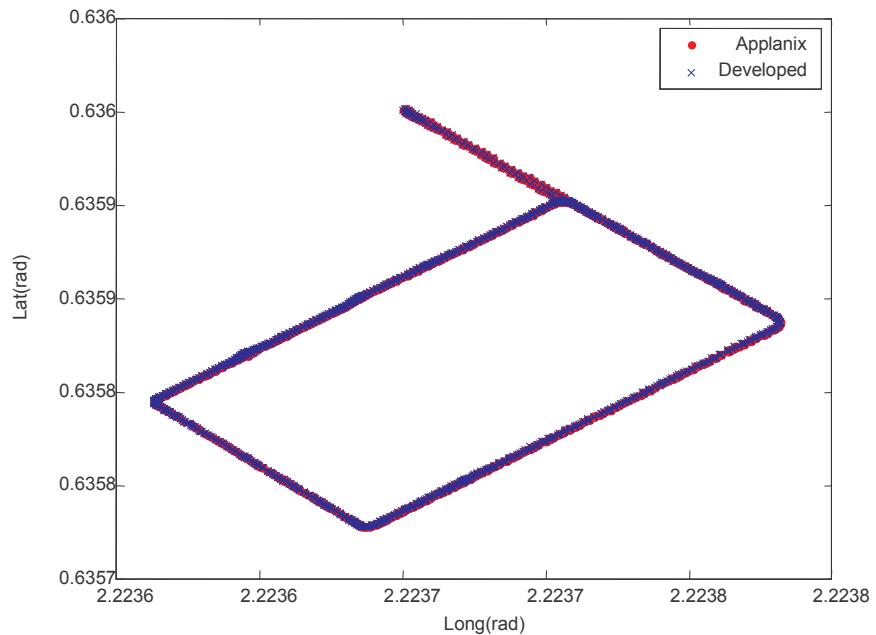
- GPS 가시위성을 1분간 제한하여 약결합 및 강결합 사용
  - 주행 후 5분, 10분, 15분, 20분에서 1분 동안 가시위성수 제한
  - 수평축 오차 비교



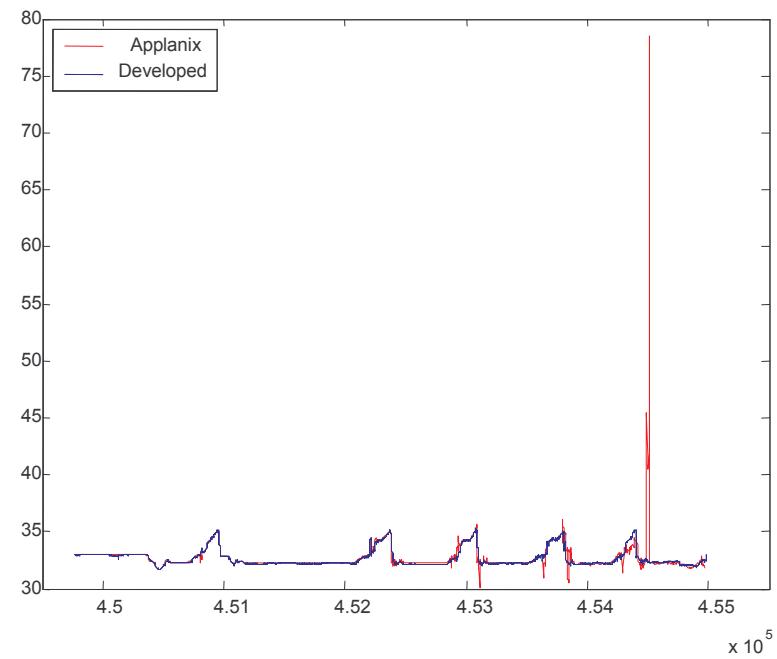
## – 실험 결과

- GPS 가시 위성 3개 이하인 경우 약결합과 비교하여 강결합 성능 우수
  - 약결합인 경우 가시위성 4개 이상인 경우에만 GPS 측정치 출력

## ● 평면도

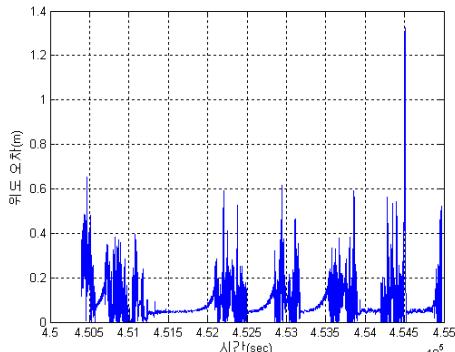


## ● 고도

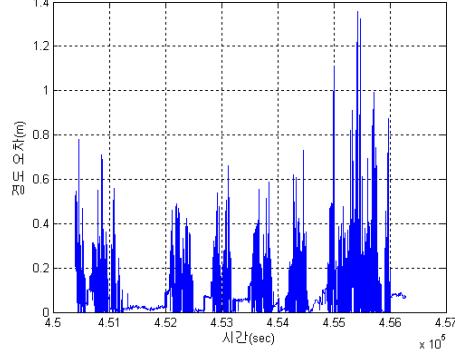


# CDGPS/INS 위치 양여값 비교

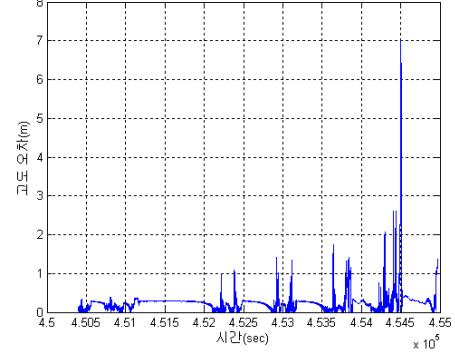
## ● Applanix



위도오차 (9.33cm)

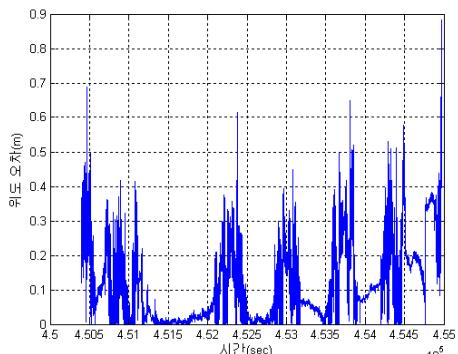


경도오차 (7.46cm)

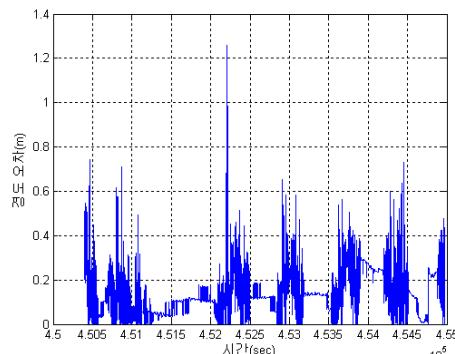


고도오차 (26.44cm)

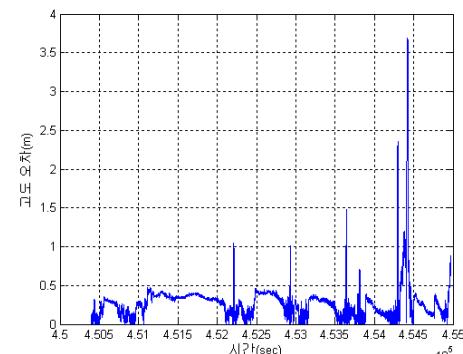
## ● Developed



위도오차 (11.33cm)



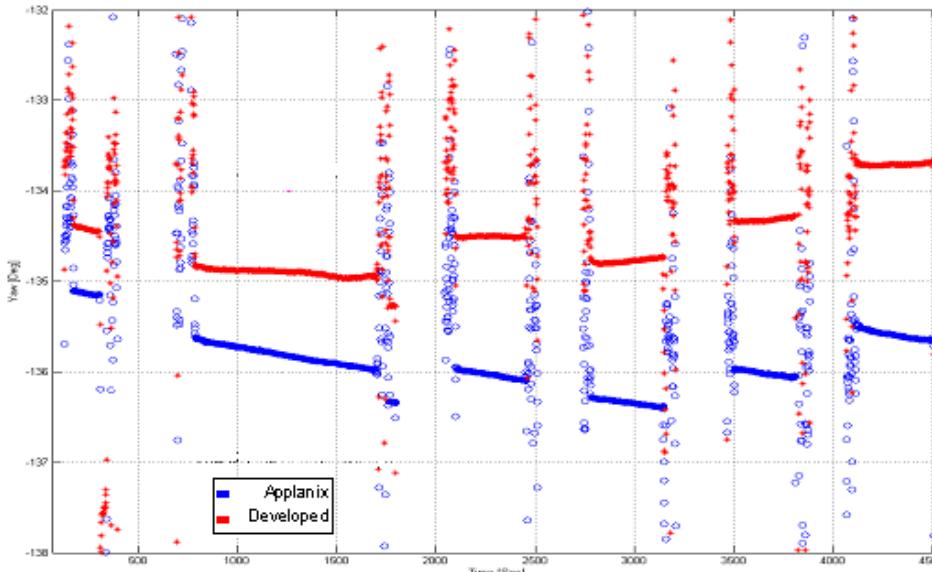
경도오차 (14.37cm)



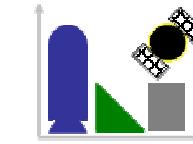
고도오차 (27.60cm)

# CDGPS/INS 기수각(Yaw) 비교

- 전체 주행 구간 중 정지상태 부분 확대



- Applanix Yaw 결과 : 일정 기울기를 가지면서 자세 Drift
  - 4S VAN의 LN200 INS는 1[deg/hr] 급으로 자세 Drift 원인
  - Applainx사의 스무딩 알고리즘은 Yaw Drift 정확하게 보상하지 못함
- Developed 알고리즘의 Yaw 결과가 더 정확한 것으로 판단됨



# Attitude Accuracy Dependence on Trajectory (Observability)

방법 및 정보시스템 연구실  
Navigation & Information Systems Laboratory

항공전자 및 정보통신공학부



# ***INS Alignment***

- Determination of the angular relationship between the navigation frame and the body frame
- Classification
  - Phase : Coarse alignment and Fine alignment( Gyrocompassing, Kalman Filter)
  - Aided Information : Self alignment and Transfer alignment
  - Maneuver : Stationary alignment and In-flight alignment

# Coarse Alignment

- Using the knowledge of the gravity and earth rotation vectors
- Algorithm

– Accelerometer output:  $f^b = [f_x \ f_y \ f_z]^T = C_n^b [0 \ 0 \ -g]^T = C_n^b f^n$

– Gyro output:  $\omega^b = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T = C_n^b [\omega_{ie} \cos L \ 0 \ -\omega_{ie} \sin L]^T = C_n^b \omega^n$

– New vector:  $v \equiv f \times \omega$

$$v^b = [v_x \ v_y \ v_z] = C_n^b [0 \ g\omega_{ie} \cos L \ 0]^T = C_n^b v^n$$

– Three vector relations

$$\begin{bmatrix} (f^b)^T \\ (\omega^b)^T \\ (v^b)^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (f^n)^T \\ (\omega^n)^T \\ (v^n)^T \end{bmatrix} C_b^n$$

$$C_b^n = (C_n^b)^{-1} = (C_n^b)^T$$

DCM

$$C_b^n = \begin{bmatrix} (f^n)^T \\ (\omega^n)^T \\ (v^n)^T \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} (f^b)^T \\ (\omega^b)^T \\ (v^b)^T \end{bmatrix}$$

## ● Coordinate Transformation Matrix

$$C_b^n(0) = \begin{bmatrix} (1/g)\tan L & (1/\omega_{ie})\sec L & 0 \\ 0 & 0 & (1/g\omega_{ie})\sec L \\ 1/g & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (f^b)^T \\ (\omega^b)^T \\ (v^b)^T \end{bmatrix}$$
$$= \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \quad \leftarrow \quad \begin{array}{l} \frac{g, \omega_{ie}, L}{f^b, \omega^b} : \text{Known values} \\ \quad \quad \quad : \text{Measurements} \end{array}$$

## ● Euler Angles

### - Roll angle

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{C_{23}}{C_{33}}\right)$$

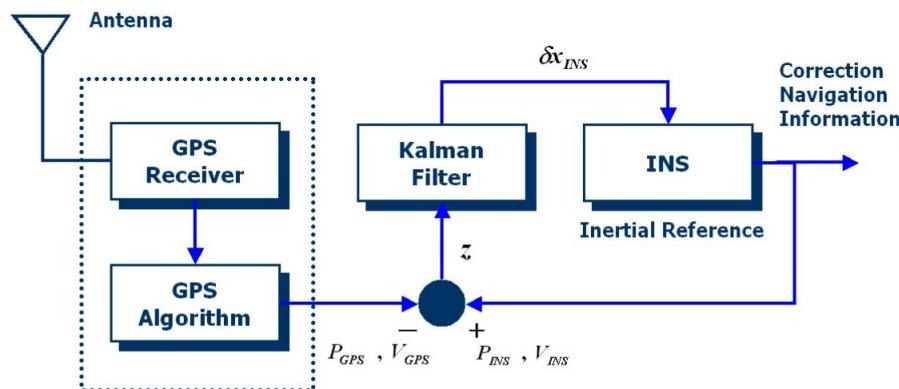
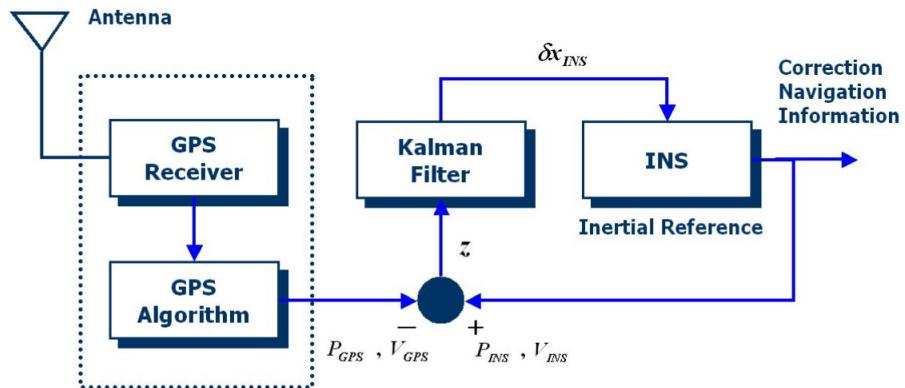
### - Pitch angle

$$\theta = \tan^{-1}\left[\frac{-C_{13}}{\sqrt{1-C_{13}^2}}\right]$$

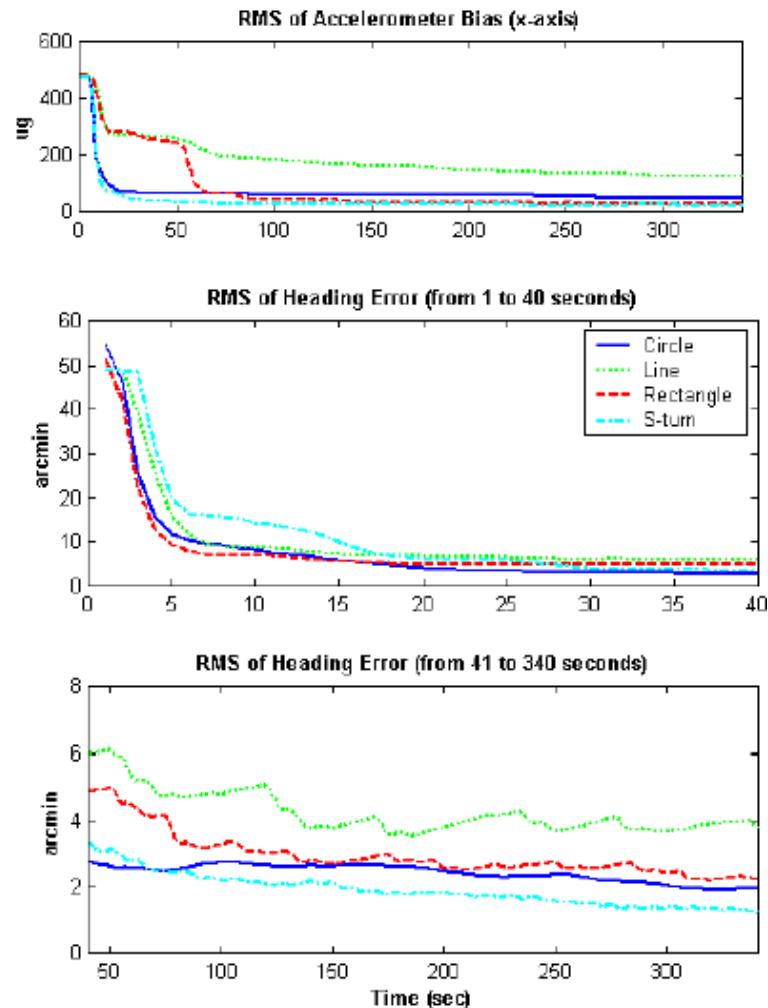
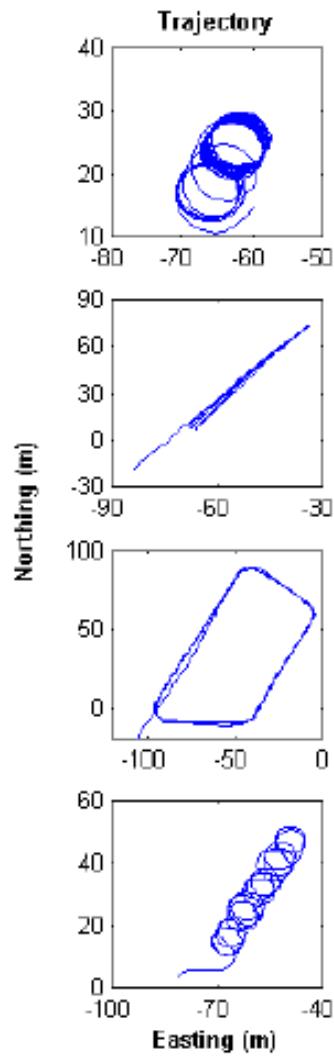
### - Yaw angle

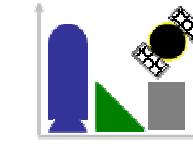
$$\psi = \tan^{-1}\left(\frac{C_{12}}{C_{11}}\right)$$

# (In-Flight) Fine-Alignment



# *Observability: Trajectory Dependence*





# Lever-Arm Effect

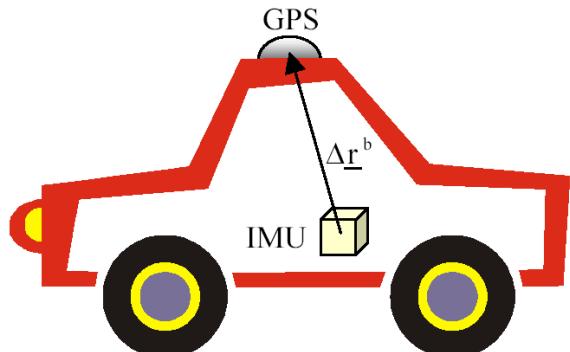
방법 및 정보시스템 연구실  
Navigation & Information Systems Laboratory

항공전자 및 정보통신공학부



# Lever-Arm Effect

- IMU와 GPS 수신기의 장착위치 차이를 고려한 측정모델  
유도 및 필터 설계

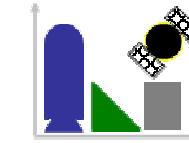


- GPS로부터 얻은 IMU의 위치 측정 모델

$$r_{IMU}^n = r_{GPS}^n - \begin{bmatrix} \frac{1}{M+h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(N+h)\cos L} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} C_b^n \Delta r^b$$

- 위의 측정 모델로부터 유도한  
오차방정식의 측정 모델

$$\delta r = [I_{3 \times 3} \ : \ 0_{3 \times 3} \ : \ \Xi_{3 \times 3} \ : \ 0_{3 \times 3} \ : \ 0_{3 \times 3} \ : \ 0_{3 \times 1}] \delta X + v$$



# Synchronization

장비 및 정보시스템 연구실  
Navigation & Information Systems Laboratory

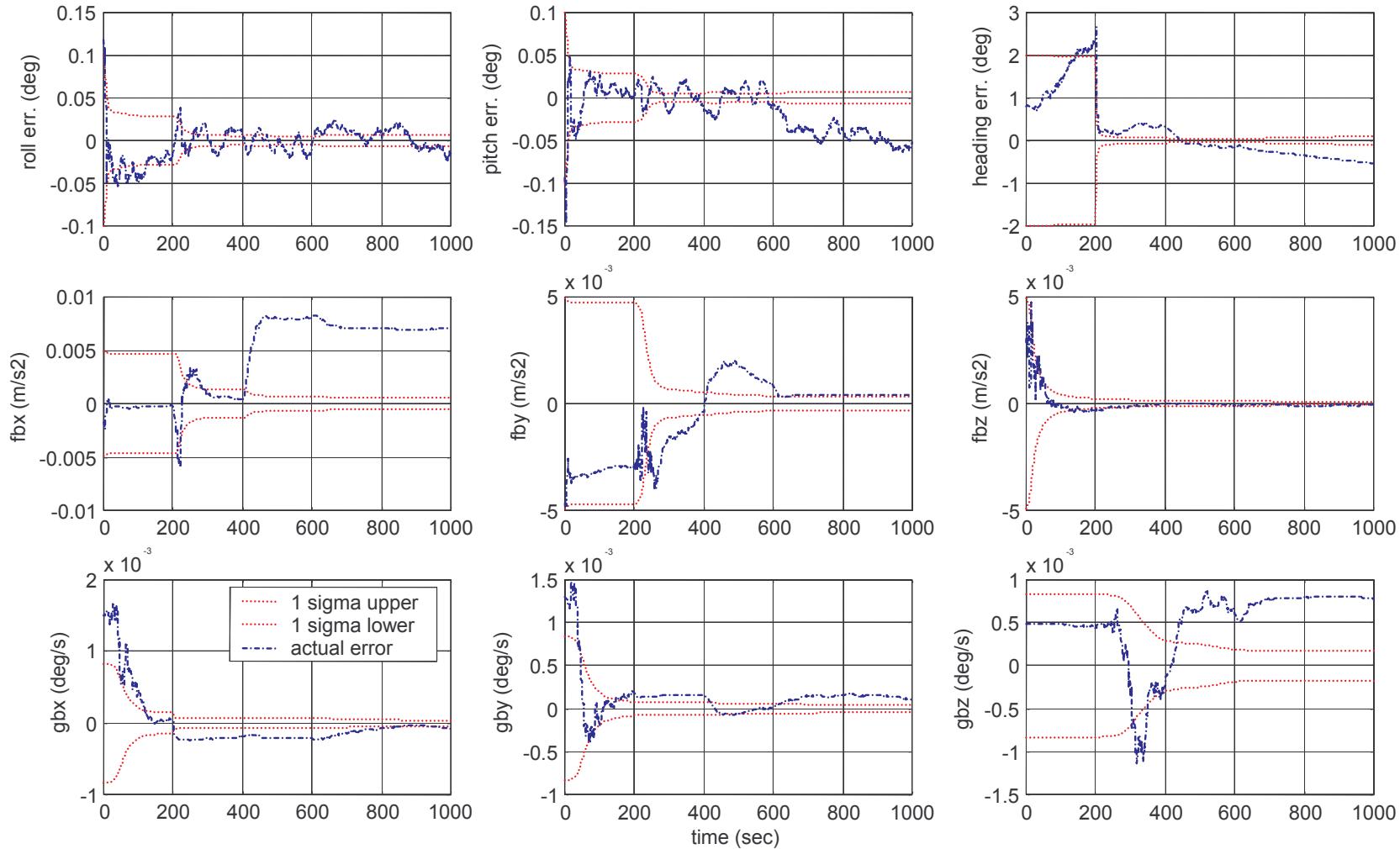
항공전자 및 정보통신공학부



# 시각동기의 필요성

- **기존의 연구에 의하면 시각동기오차가 존재하면 가속도계 바이어스 추정에 비정상적으로 큰 오차를 발생시킴**
  - I. Y. Bar-Itzhack, Y. Vitek(1985), "The enigma of false bias detection in a strapdown system during transfer alignment", *Journal of Guidance and Control*, 8, 2, 175-180
- **가속도계 바이어스에 대한 큰 추정오차는 편향 이동하는 자세오차에 의하여 유기됨**
  - H. K. Lee, J. G. Lee, and G. I. Jee(2002), "Calibration of measurement delay in GPS/SDINS hybrid navigation", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 25, 2, 240-247
- **GPS 측정치가 간헐적으로 사용하지 않을 경우, 편향된 가속도계 바이어스와 자세오차는 GPS/INS의 오차를 빠르게 증가시킴**

# 시각동기의 필요성



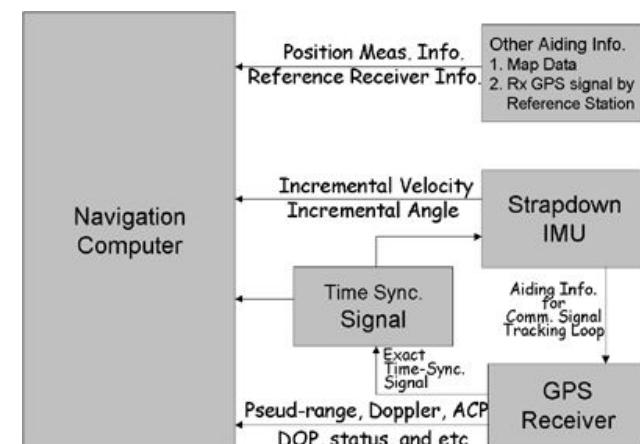
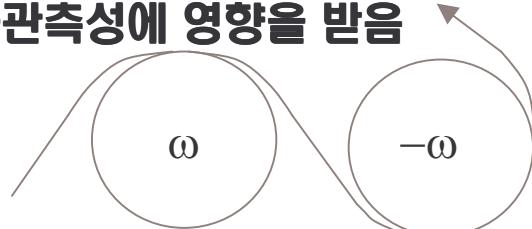
# INS/GPS 시각동기를 위한 방법

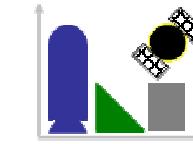
- 하드웨어에 의한 시각동기
  - IMU와 GPS 수신기 설계레벨에서 고려, 고비용

- 하드웨어/소프트웨어에 의한 시각동기
  - GPS에서 제공하는 정확한 시각정보(Pulse Per Second 신호) 이용
  - 시간표식(time-tagging)을 위한 별도의 하드웨어 제작 필요

- 소프트웨어에 의한 시각동기
  - GPS/INS Kalman filter의 상태변수
  - 설계된 궤적 (controlled maneuver)
  - 궤적에 의한 가관측성에 영향을 받음

$$T = \frac{-\Delta\Psi}{2\omega}$$





# Fault Detection

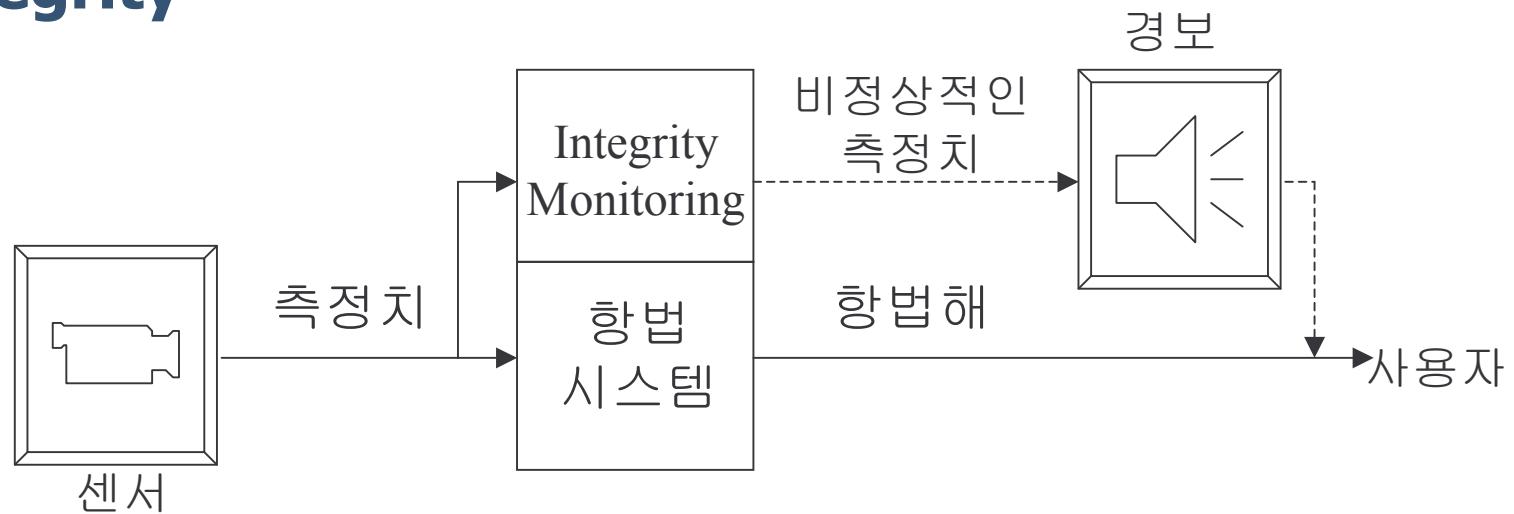
항법 및 정보시스템 연구실  
Navigation & Information Systems Laboratory

항공전자 및 정보통신공학부



# *GPS Integrity monitoring*

## ● Integrity



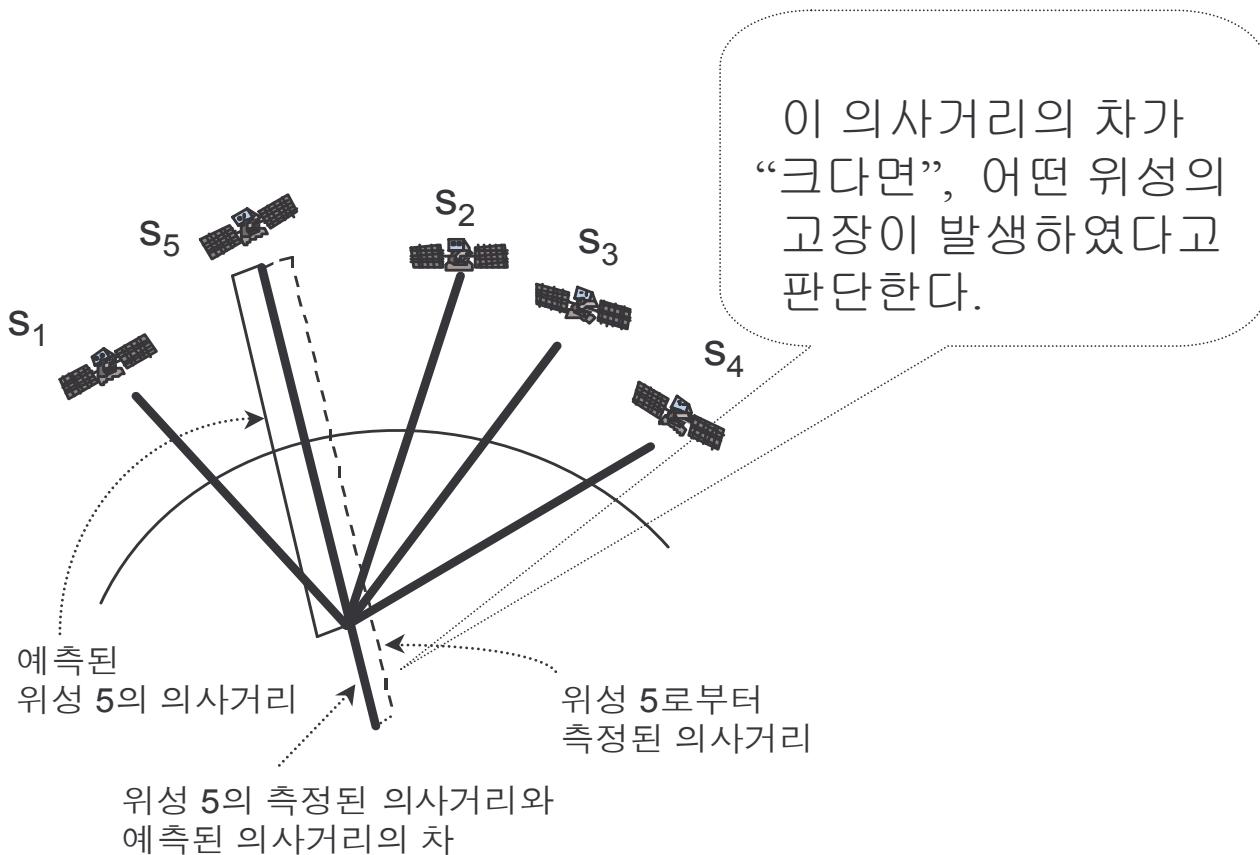
## ● RAIM(Receiver Autonomous Integrity Monitoring)

- 측정치의 중첩성을 이용하여 적합성을 검사
- ⇒ 신뢰성 있는 항법해를 제공하도록 한다.

# RAIM

- RAIM의 기본적인 가정
    - 한 순간에 오직 하나의 위성의 고장만이 발생할 수 있다.
    - 일련의 위성의 고장은 서로 상관되지 않는다.
  - RAIM Schemes
    - 측정치의 중첩성을 이용하는 snapshot scheme이 활용이 간편하므로 널리 통용되는 추세이다.
    - 거리비교 방법 (Range Comparison Method)
    - 최소자승유수 방법 (Least-Squares-Residual Method)
    - 패러티 방법 (Parity Method)
- ⇒ 수학적으로 동치.

# Range Comparison Method



거리 비교 방법  
(5개의 위성이 보이는 경우)

“크다”?  
시스템의 통계적 특성에  
따라 임계치를 결정한다.

# **Least-Squares-Residual Method**

$$Y = H X + V, \quad V \sim (O, R), \quad \det(H^T H) \neq 0,$$

- least-square state estimate:  $\hat{X} = H^+ Y = X + \hat{V}$

$$H^+ := (H^T R^{-1} H)^{-1} H^T R^{-1}$$

- residual:  $Z = H\hat{X} - Y = [H H^+ - I]V$

$$Z \sim (O, \Sigma)$$

$$\Sigma = [I - H H^+] R [I - H H^+]^T$$

# Parity Method

$y = Hx + v$  : GPS measurement equation

$$y, v \in \mathbb{R}^{m \times 1} \quad H \in \mathbb{R}^{m \times 4} \quad x \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$$

$m > n$

$$H = QR = [Q_1 \quad \vdots \quad Q_2] \begin{bmatrix} R_1 \\ \cdots \\ O \end{bmatrix} \quad R_1 = \begin{bmatrix} x & & & X \\ & \ddots & & \\ O & & & x \end{bmatrix}$$

$Q^T Q = I$

$$Q, R_1 \in \mathbb{R}^{4 \times 4} \quad Q_2 \in \mathbb{R}^{m \times (m-4)}$$

$$v \sim (O, \sigma^2 I)$$

$$Q^T y = Q^T Hx + Q^T v = Q^T QRx + Q^T v = Rx + Q^T v$$

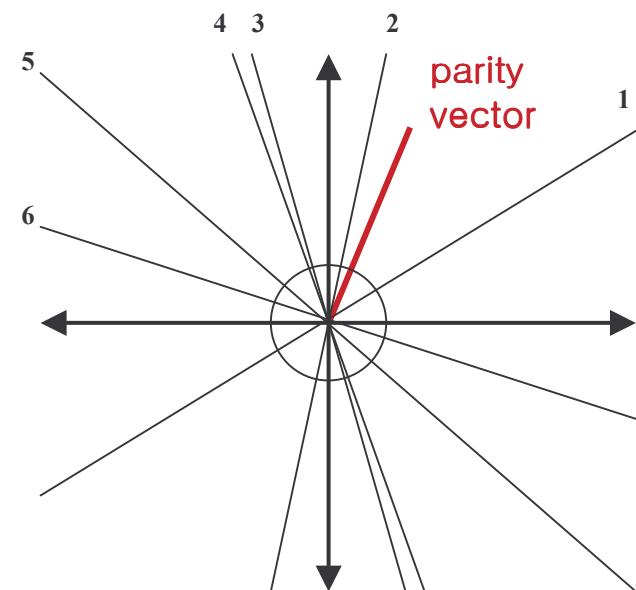
$$\hat{x} = R_1^{-1} Q_1^T y \quad \hat{x} \in \mathbf{R}^{4 \times 1}$$

: least square positioning solution

$$p := Q_2^T y = Q_2^T v \quad p \in \mathbf{R}^{(m-4) \times 1}$$

: parity vector

- \* Magnitude → Fault Detection
- \* Direction → Fault Identification



# Cycle-Slip Detection

$$S_k^j = \frac{(\vartheta_k^j)^2}{\Gamma_k^j}$$

$$H_0 \quad (\text{no cycle-slip}) \quad : \quad S_k^j \sim \chi^2(1,0)$$

$$H_1 \quad (\text{cycle-slip}) \quad : \quad S_k^j \sim \chi^2(1, \gamma_k^j)$$

where

$$\vartheta_k^j = (\tilde{\phi}_k^j - \tilde{\phi}_{k-1}^j) - (h_k^j \hat{X}_{u,k}^{TCINS} - h_k^j \hat{X}_{u,k-1}^{TCINS})$$

$$\vartheta_k^j \sim (0, \Gamma_k^j)$$

$$\Gamma_k^j \cong 2\sigma_\phi + (h_k^j)^T (I - F_{k-1}) P_{k-1} (I - F_{k-1})^T h_k^j$$

# Multipath Detection

$$T_{k-B+1/k}^j = (d_{k-B+1/k})^T (\Lambda_B)^{-1} d_{k-B+1/k}$$

where

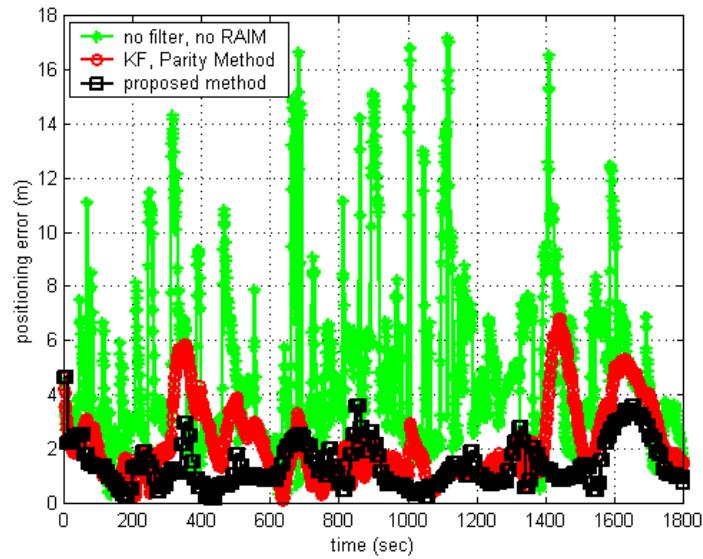
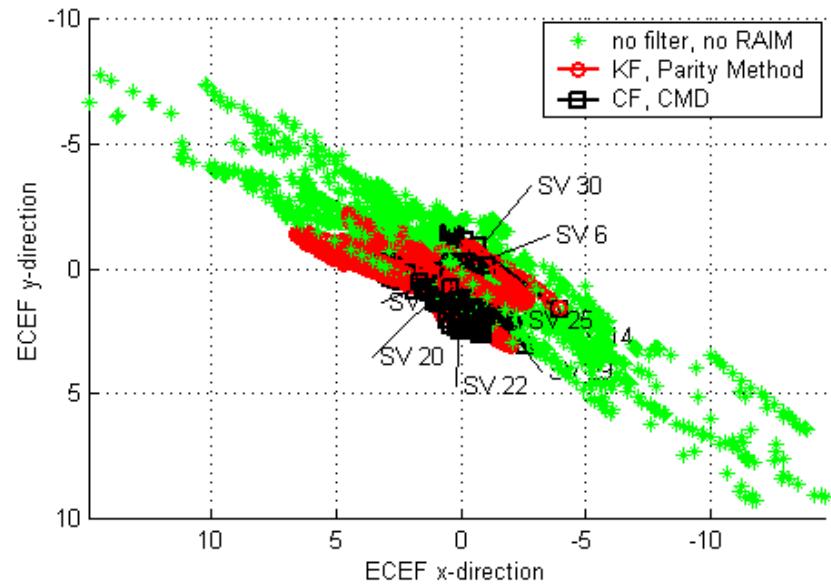
$$\Lambda_B \equiv [(G_B)^T (\bar{\Lambda}_B)^{-1} G_B]^{-1},$$

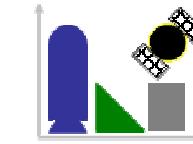
$$d_{k-B+1/k} = \begin{bmatrix} d_k \\ d_{k-1} \\ d_{k-2} \\ \vdots \\ d_{k-B+1} \end{bmatrix}, \quad G_B = \begin{bmatrix} 1 & \frac{B-1}{B} & \frac{B-2}{B} & \dots & \frac{1}{B} \\ & 1 & \frac{B-2}{B-1} & \dots & \frac{1}{B-1} \\ & & 1 & \ddots & \frac{1}{B-2} \\ & & & \ddots & 1 \end{bmatrix}, \quad \bar{\Lambda}_B \equiv \frac{\Lambda_\rho}{2} \begin{bmatrix} \frac{B+1}{B} & & & & O \\ & \frac{B}{B-1} & & & \\ & & \frac{B-1}{B-2} & & \\ & & & \ddots & \\ & & & & \frac{2}{1} \end{bmatrix}.$$

$$d_i^j = (\tilde{\rho}_i^j - \tilde{\rho}_{i-1}^j) - (\tilde{\Phi}_i^j - \tilde{\Phi}_{i-1}^j)$$

$$\Lambda_\rho := 2(r_\rho + r_\Phi)$$

# *Effects of Detection Performance on Positioning Accuracy*





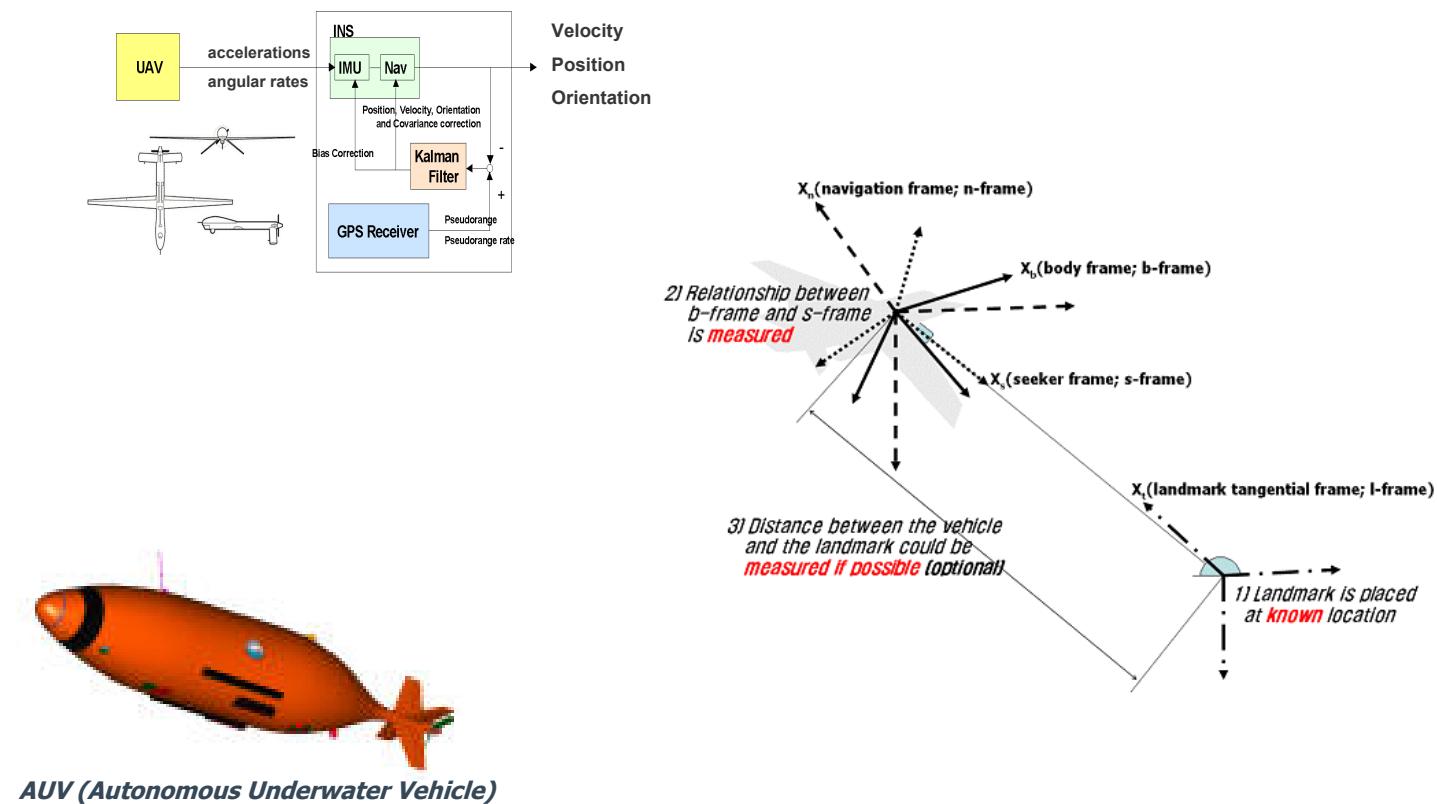
# Application Areas

항법 및 정보시스템 연구실  
Navigation & Information Systems Laboratory

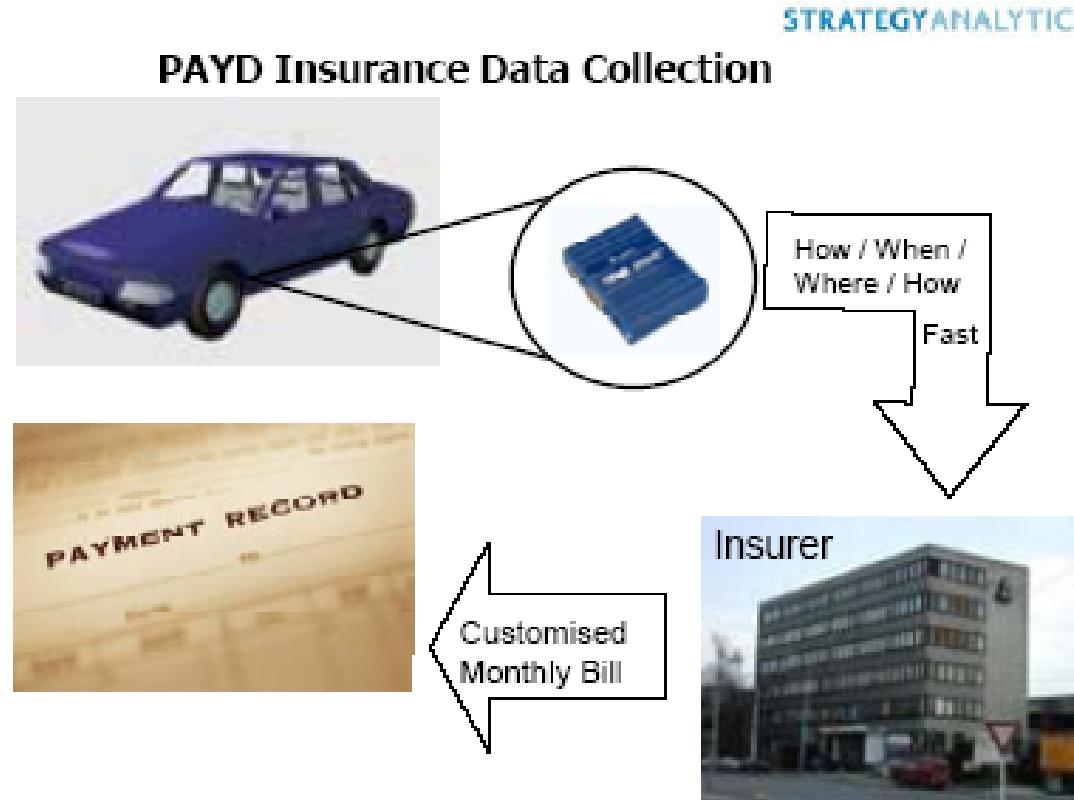
항공전자 및 정보통신공학부



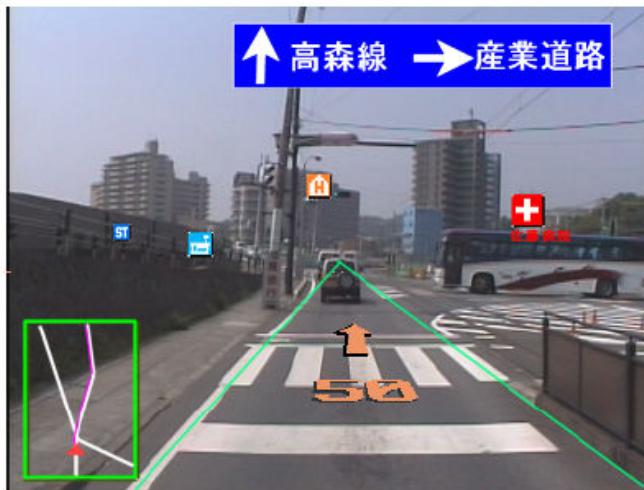
# Guidance, Control and Navigation



# Black-Box



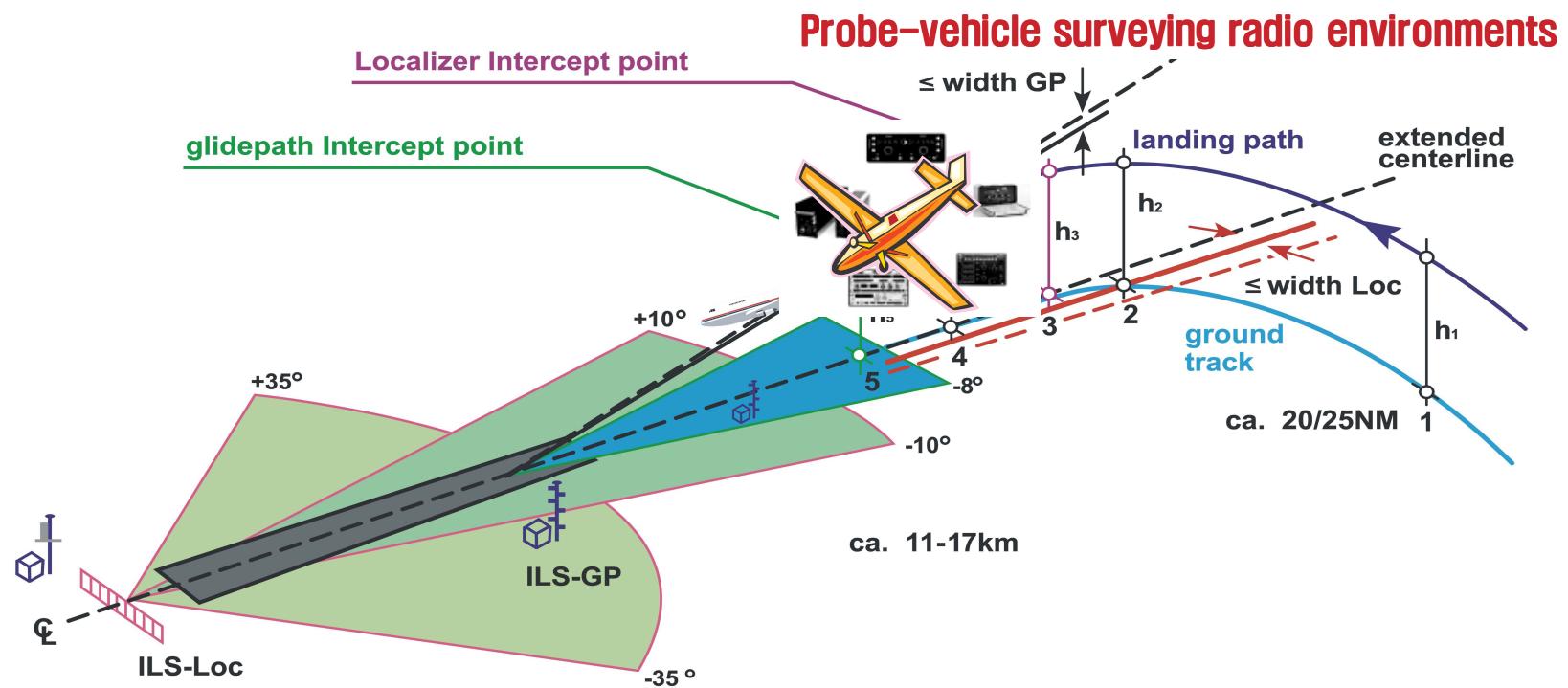
# Pavement Analysis



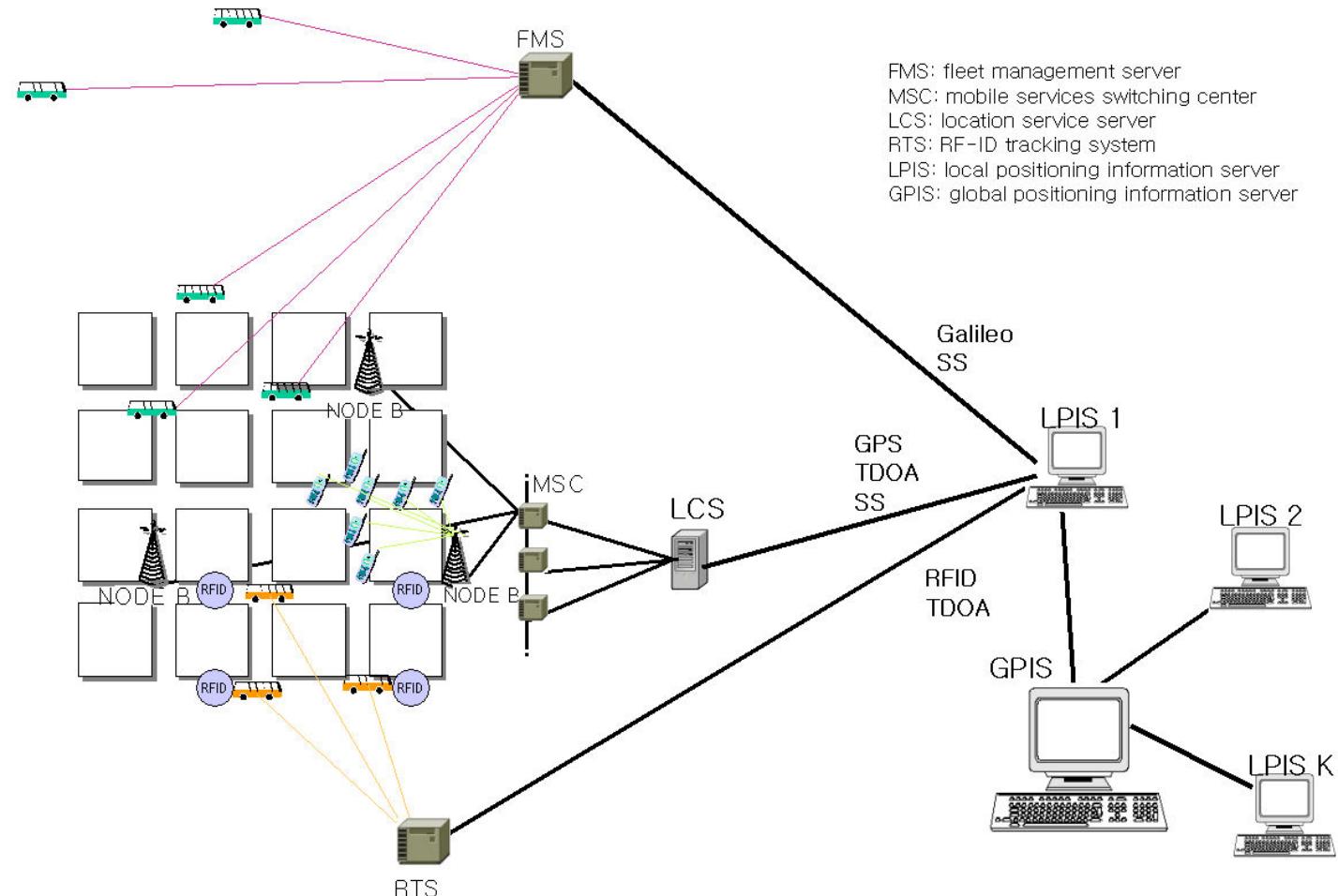
# *Deformation Monitoring*



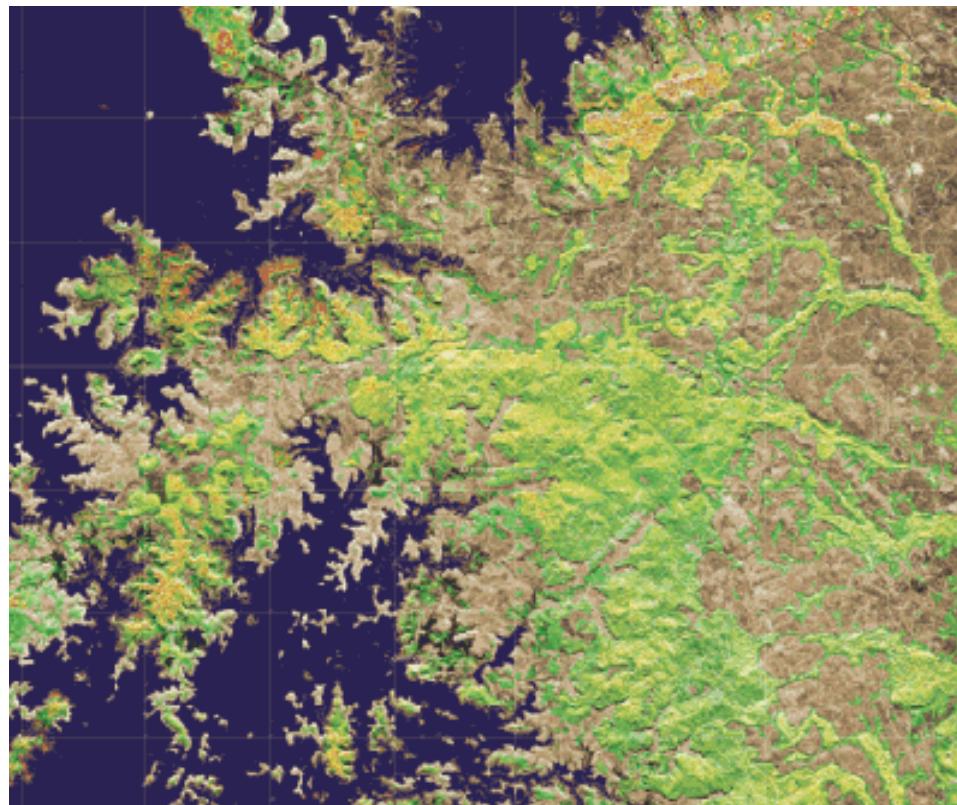
# Radio-Environment Sounding



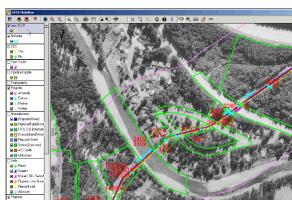
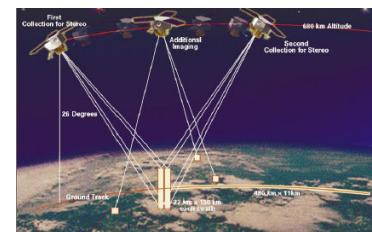
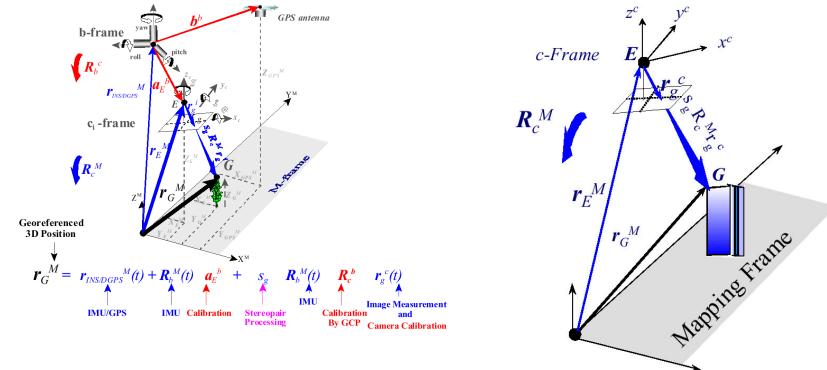
# *Probe-Car for LBS, ITS, and Network Calibration*



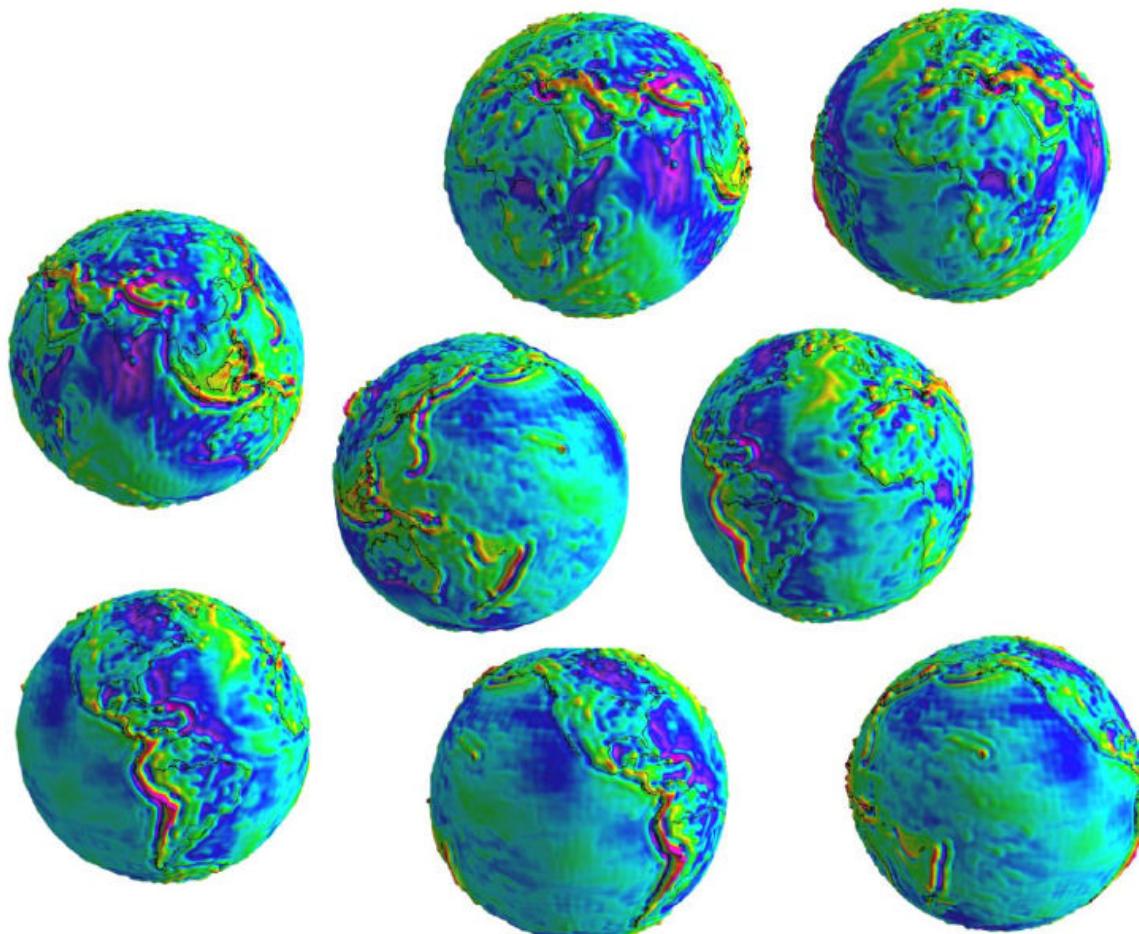
# *SAR Mapping*

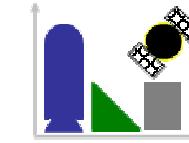


# Aerial/Satellite Imagery



# *Gravimetry*





# Advices

방법 및 정보시스템 연구실  
Navigation & Information Systems Laboratory

항공전자 및 정보통신공학부



- GPS/INS : Synergistic Effect
- Accuracy, Availability, Reliability, Continuity 향상
- Accuracy는 GPS에 크게 의존
- Availability, Reliability, Continuity는 INS에 크게 의존
- 실제 성능에 있어서는 Reliability(Fault Detection) 중요