

Article

우주항법을 위한 GPS/SDINS/ST 결합 알고리즘

이창용*, 조겸래**, 이대우**, 조윤철***

Integration Algorithm of GPS/SDINS/ST for a Space Navigation

Chang-Yong Yi*, Kyeum-Rae Cho**, Dae-Woo Lee** and Yun-Cheol Cho***

ABSTRACT

A GPS/SDINS/ST(Star Tracker) integrated sensor algorithm is more robust than the GPS/SDINS and the ST/SDINS systems on exploration of other planets. Most of the advanced studies shown that GPS/SDINS/ST integrated sensor with centralized Kalman filter was more accurate than those 2 integrated systems. The system, however, consist of a single filter, it is vulnerable to defects on failed data. To improve the problem, we work out a study using federated Kalman filter(No-Reset mode) and centralized Kalman filter with adaptive measurement fusion which known as robustness on fault. The simulation results show that the debasing influences are reduced and the computation is enable at least 100Hz. Further researches that the initial calibration in accordance with observability and applying the exploration trajectory are needed.

Key Words : GPS/SDINS/ST, Space Navigation(우주항법), Centralized Filter(중앙집중형 필터), Federated Filter(연합형 필터), Adaptive Filter(적응 필터)

1. 서 론

이전 세대의 우주항법에서 정밀한 항법을 위해 단일 센서들의 장단점을 보완한 GPS/INS 또는 ST/INS 결합 시스템이 사용되어 왔다. 이후에는 보다 강인하고 정확한 항법해를 제공하는 GPS/INS/ST 결합 센서에 대한 연구가 수행되고 있으며 상용제품 또한 개발되었다.

한편, ST의 경우 이전에는 대기 영향에 의한 가시성 문제로 고도 약 80km 이하로는 사용이 불가하여 우주비행체와 고고도 항공기에 제한되어 사용되어왔다. 그러나 최근에는 적외선의 R-band 파장 대역을 사용하여 낮과 해수면에서도 관측 가능한 ST가 연구되었고, 이를 이용한다

면 일반 항공기에도 충분히 적용 가능하다. 또한 최근 GPS 신호 교란 횟수가 증가함에 따라 GPS가 불능 상태이더라도 전파외란에 강인한 ST를 이용하여 단일센서보다 정밀한 운항 정보를 제공할 수 있다.

국내의 GPS/INS/ST 결합 사례는 없으며, 국외의 연구 사례는 다음과 같다. 일본 도쿄대학교에서는 1990년에 본 연구를 수행하였으며, 약결합 기법으로 GPS와 INS의 위치 성분을 이용하여 GPS 단일 항법오차인 22m에서 13m로 줄였으며, INS와 ST의 자세 성분을 이용하여 0.09g-vector 편차까지 보정하였다.[1]

미국의 NAVSTAR에서는 2006년 GPS/INS 강결합 구조에 STR을 추가로 결합하여 자세오차를 보정하는 시스템이 연구되었다. 그 결과 1Hz 샘플링 주기에서는 위치오차가 0.7m, 속도오차가 0.1m/s, 자세오차가 2mili-rad 이내를 달성하였고, 10Hz로 자세를 측정 한 결과는 50micro-rad 이내를 만족하였다.[2]

또한 미국의 Northrop Grumman사에서는 2007년에 LN-120G 라는 3종결합 센서를 제공하

Received : 8. May. 2016. Revised : 30. May. 2016.

Accepted : 27. Jun. 2016

* 부산대학교 일반대학원 항공우주공학과

** 부산대학교 항공우주공학과

*** 국방과학연구소 항법시스템개발부

이창용, E-mail : lcy731@pusan.ac.kr

부산광역시 금정구 부산대학교 63번길 2

며, 위치오차 0.01mm 이내, 속도오차 0.02m/s, 자세오차 0.02 deg의 스펙을 보였다.[3]

실제 발사체를 이용한 실험은 2010년 독일 DLR에서 수행되었다. SHEFEX-2라는 재진입 비행체에 3종 결합 시스템을 탑재하여 위치오차 10m, 속도오차 5m/s, 자세오차 0.1deg의 항법결과를 얻었다.[4]

그러나 중앙집중형 칼만필터를 이용한 선행 연구들은 세 측정값이 하나의 필터로 연산이 이루어지기 때문에 고장상황에서 정확도가 낮은 데이터가 필터 추정 값에 그대로 반영되어 결합된 시스템의 항법 정확성이 더욱 낮아질 수 있다는 단점이 있다. 그러므로 본 논문에서는 이러한 상황에 강인한 방법으로 연합형 칼만필터(No-reset 모드)와 적응 중앙집중형 칼만필터 2가지 방법을 제시하고자 한다.

먼저 Carlson에 의해 제시된 연합형 칼만필터 중 NR 모드는 Figure 1과 같이 기준 센서와 보조 센서의 결합으로 로컬필터를 구성하고, 최종적으로 마스터필터에서 공분산과 추정치를 연산하는 구조이다. 각 로컬필터에서 독립적으로 연산되기 때문에 중앙집중형 구조보다 항법 최적성 면에서는 저조하지만, 잘못된 추정치가 다른 로컬필터에 영향을 미치지 않는다는 장점이 있다.[5],[6]

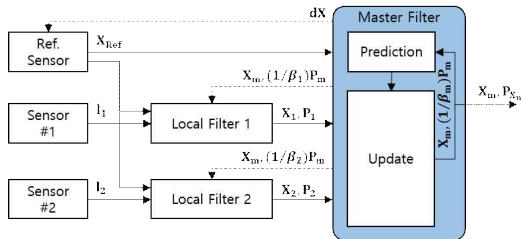


Fig. 2. Federated filter(NR-mode)

다음으로 중앙집중형 칼만필터의 최적성에 대한 장점과 고장상황을 공분산에 반영할 수 있는 이노베이션 기반 적응 추정기법(IAE ; Innovation-based Adaptive Estimation)을 적용하여 고장상황에서 추정치 오차 공분산을 추정된 뒤 항법해의 정확도를 높이는 부분에 적용하였다.[7],[8]

그러므로 본 연구결과가 항공 운항에 적용되어 정밀하고 안전한 운항을 수행하는데 적용될 수 있고, 이에 앞선 기초연구로써 우주공간에서의 3종 결합 연구를 우선적으로 수행하였다. GPS와 SDINS(Strap-Down INS), ST(Star Tracker)의 항법해를 생성 하고 이를 결합하여 GPS/SDINS, ST/SDINS의 항법 데이터를 시뮬레이션 하였다. 최종적으로 GPS/SDINS/STR 3종 결합을 중앙집중형, 연합형, 적응 중앙집중형 칼만필터로 구현하여 고장상황에 대한 각 시스템의 항법 정

확도, 강인성 및 연산량을 비교·분석하였다.

2. 본 론

2.1 기존 항법 시스템

2.1.1 단일 항법 시스템(GPS, SDINS, ST)

실 추정치에 근사한 항법 데이터를 얻기 위해 본 논문에서는 GPS 환경을 모델링하고, SDINS 알고리즘을 이용하여 각 항법 데이터들을 획득하였다. ST는 상용제품의 스펙을 바탕으로 자세 데이터만 생성하였다.

① 기준 궤적 생성

표 1의 초기값과 케플러 궤도요소를 이용하여 Figure 2와 같이 ECEF 좌표계에서 고도 500km의 원 궤도를 모델링하였다. 지구는 완전한 구 형태로 가정하였다.

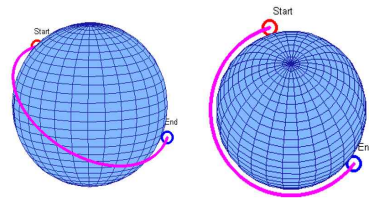


Fig. 3. Reference trajectory (circular orbit)

table 1. Simulated orbit parameters

Initial Parameters	Latitude [deg]	34
	Longitude [deg]	128
	Height [km]	500
Orbital Parameters	Eccentricity	0
	Inclination [deg]	34
Simulation time [sec]		3600

② GPS 환경 모델링

GPS 환경 모델링은 Figure 3과 같이 수행하였고 샘플링 주기는 10Hz이다.[9],[10] 속도는 식 (1)과 같이 위치의 차를 이용하여 생성하였다.

$$\hat{v}_{cb}^e = \Delta \hat{r}_{cb}^e / \Delta t \quad (1)$$

양각(Mask Angle)은 0deg로 하여 ECEF 좌표계에서 GPS 시뮬레이션을 수행한 결과는 Figure 4~6과 같다. 가시위성은 9개 이상을 유지하였고, 항법 해는 표 2와 같이 상용 우주항법 GPS의 스펙대역을 만족하였다.

table 2. GPS error comparison

RMS Error	Product	Simulation
Position [m]	1.5~5	2.46
Velocity [m/s]	0.03~0.2	0.14

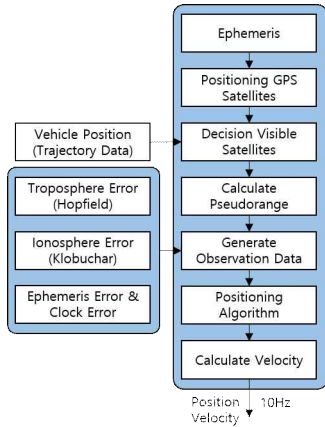


Fig. 4. GPS simulated process

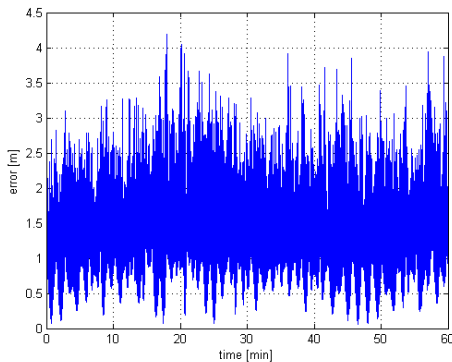


Fig. 5. GPS position RMS error

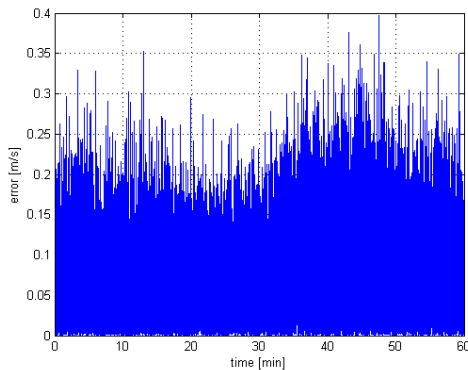


Fig. 6. GPS velocity RMS error

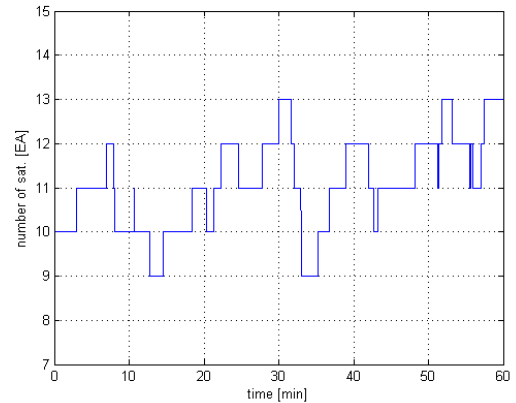


Fig. 7. Number of visible satellite

③ 관성항법 알고리즘

다음으로 본 논문에서는 생성된 발사체의 각 속도와 가속도에 표 3과 같이 전술 RLG(Ring Laser Gyro) IMU급의 오차를 적용하였다.

table 3. Tactical IMU error specification

	Gyro.	Accel.
Random Walk	0.005 deg/ \sqrt{hr}	10 $\mu g/\sqrt{hr}$
Scale Factor [ppm]	20, 10, 30	160, 50, 100
Bias	0.01 deg/hr	100 μg
Misalignment [μrad]	30, 90, -110, 40, 20, -60	

식 (2)~(3)으로 IMU에서 측정되는 각속도($\tilde{\omega}_{ib}^b$)와 가속도(\tilde{f}_{ib}^b)를 생성한 후 Figure 7과 같이 SDINS 알고리즘을 적용하였다. b 는 바이어스, M 은 스케일팩터와 비정렬 오차, η 는 랜덤워크이다. 아래첨자 g 는 자이로를 뜻하며, a 는 가속도계를 뜻한다. G_g 는 자이로 g -dependent 오차이다.

$$\tilde{\omega}_{ib}^b \approx (I_{3 \times 3} + M_g)\omega_{ib}^b + G_g f_{ib}^b + b_g + \eta_g \quad (2)$$

$$\tilde{f}_{ib}^b \approx (I_{3 \times 3} + M_a)f_{ib}^b + b_a + \eta_a \quad (3)$$

ECEF 좌표계에서 200Hz의 샘플링 주기로 순수항법 시뮬레이션을 수행한 결과는 Figure 8~10과 같다.

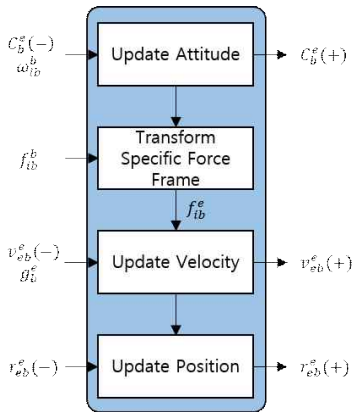


Fig. 8. SDINS Block diagram(ECEF)

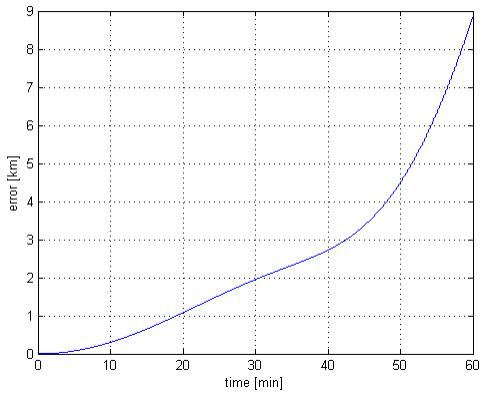


Fig. 9. SDINS position RMS error

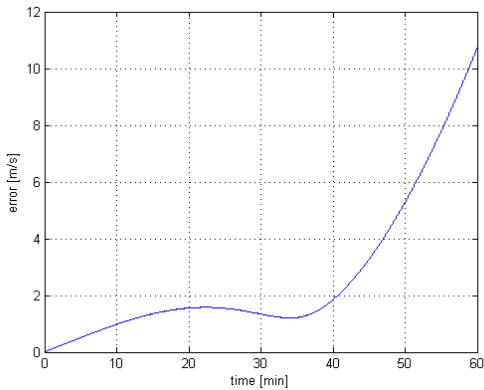


Fig. 10. SDINS velocity RMS error

기준궤적의 항체는 약 7.6km/s의 고속으로 비행하기 때문에 시간당 약 9km의 순수항법 오차가 발생하였고, 속도오차는 11m/s, 자세오차는 약 0.045deg이다.

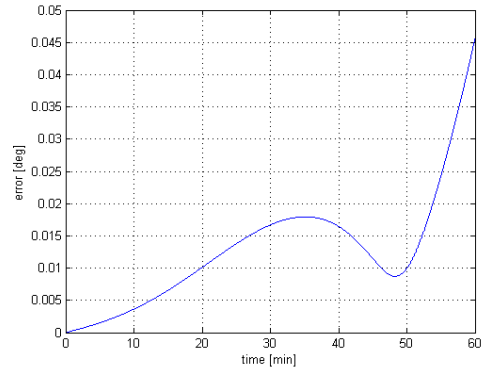


Fig. 11. SDINS attitude RMS error

④ ST 데이터 생성

ST 측정 데이터는 기준 자세에 표 4와 같이 상용 제품의 스펙을 만족하는 범위 내에서 1차 Gauss-Markov 백색잡음 오차를 인가하였다. 자이로와 ST간의 비정렬은 없다고 가정하였다.

table 4. Space navigation ST specification

Accuracy (1σ)	< 0.3 arc-s, Bias : 5 arc-s
Sampling Rate	5 Hz

2.1.2 2종 결합 시스템(GPS/SDINS, ST/SDINS)

GPS/SDINS 결합의 경우 SDINS 측정치의 최적값을 획득할 수 있는 되먹임(feedback) 약결합 구조로 결합하였다.[11],[12]

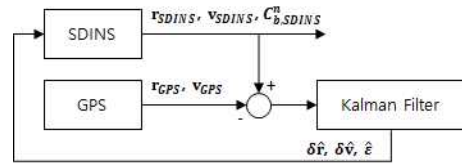


Fig. 12. GPS/INS feedback algorithm

시스템 모델(F) 및 상태변수(x), 디자인 행렬(G), 가속도 및 각속도 벡터(u)는 NED좌표계에서 식 (4)~(6)과 같이 구성하였다.

$$\dot{x} = Fx + Gu \tag{4}$$

$$F = \begin{pmatrix} F_{rr} & F_{rv} & 0 \\ F_{vr} & F_{vv} & (f^n \times) \\ F_{er} & F_{ev} & (-\omega_{en}^n \times) \end{pmatrix}, x = \begin{pmatrix} \delta r^n \\ \delta v^n \\ \epsilon^n \end{pmatrix},$$

$$G = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ C_b^m & 0 \\ 0 & -C_b^n \end{pmatrix}, u = \begin{pmatrix} \delta f^b \\ \delta \omega_{ib}^b \end{pmatrix}$$

$$x_{k+1} = \Phi_k x_k + w_k \quad (5)$$

$$\Phi_k = \mathcal{L}^{-1}[(sI - F)^{-1}] \quad (6)$$

여기서 SDINS의 샘플링 시간간격($t_{k+1} - t_k$)이 매우 작다고 가정하여 식 (7)과 같이 비선형 시스템을 선형 시스템으로 해석하는 확장칼만필터(Extended Kalman Filter) 알고리즘을 적용하였다.

$$\Phi_k = \exp(F\Delta t) \approx I + F\Delta t \quad (7)$$

위치와 속도에 대한 측정치 모델은 식 (8)과 같이 나타낼 수 있다. ν_k 는 백색잡음으로 모델링한 측정 잡음이다.

$$z_k = H x_k + \nu_k \quad (8)$$

$$z_k = \begin{pmatrix} r_{SDINS}^n - r_{GPS}^n \\ v_{SDINS}^n - v_{GPS}^n \end{pmatrix}, \quad H_k = \begin{pmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{pmatrix}$$

시스템과 측정치의 공분산 행렬 Q_k, R_k 는 식 (9)~(11) 같이 구할 수 있다. 스펙트럼 밀도(Spectral density) 행렬 Q 는 IMU 측정치의 공분산 행렬로 나타낼 수 있다.

$$Q = \text{diag}(\sigma_{\omega_x}^2, \sigma_{\omega_y}^2, \sigma_{\omega_z}^2, \sigma_{f_x}^2, \sigma_{f_y}^2, \sigma_{f_z}^2) \quad (9)$$

$$Q_k = E[w_k w_k^T] \approx G Q G^T \Delta t \quad (10)$$

$$R_k = E[\nu_k \nu_k^T] = \text{diag}(\sigma_L^2, \sigma_\lambda^2, \sigma_h^2, \sigma_{vn}^2, \sigma_{vc}^2, \sigma_{vd}^2) \quad (11)$$

칼만 이득과 상태 추정치 및 공분산은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$K_k = \bar{P}_k H_k^T (H_k \bar{P}_k H_k^T + R_k)^{-1} \quad (12)$$

$$\hat{x}_k = \bar{x}_k + K_k (z_k - H_k \bar{x}_k) \quad (13)$$

$$P_k = (I - K_k H_k) \bar{P}_k \quad (14)$$

상태 추정치와 공분산에 대한 예측값은 아래와 같이 구할 수 있다.

$$\bar{x}_{k+1} = \Phi_k \hat{x}_k \quad (15)$$

$$\bar{P}_{k+1} = \Phi_k P_k \Phi_k^T + Q_k \quad (16)$$

ST/SDINS 결합 또한 GPS/SDINS 결합과 동일한 방법으로 SDINS의 자세보정을 수행하였다. 측정치 모델은 식 (17)과 같다.

$$z_k = \phi_{SDINS} - \phi_{ST} \quad (17)$$

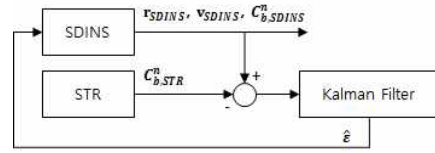


Fig. 13. STR/INS feedback algorithm

2.2 GPS/SDINS/ST 3종 결합 알고리즘

2.2.1 중앙집중형 칼만필터

중앙집중형 칼만필터의 상태변수와 측정치 모델 및 상태 추정치와 공분산에 대한 예측값은 기본 칼만필터와 동일하다. 아래첨자 c 는 Centralized를 나타낸다.

$$x_{c_{k+1}} = \Phi_{c_k} x_{c_k} + w_{c_k} \quad (18)$$

$$z_{c_k} = H x_{c_k} + \nu_{c_k} \quad (19)$$

$$\bar{x}_{c_{k+1}} = \Phi_{c_k} \hat{x}_{c_k} \quad (20)$$

$$\bar{P}_{c_{k+1}} = \Phi_{c_k} P_{c_k} \Phi_{c_k}^T + Q_{c_k} \quad (21)$$

공분산 및 추정값은 아래와 같이 3개 센서의 오차 공분산과 항법 추정치의 관계식으로 연산된다.

$$P_{c_k}^{-1} = \bar{P}_{c_k}^{-1} + \sum_{i=1}^N H_i^T R_i^{-1} H_i \quad (22)$$

$$P_{c_k}^{-1} \hat{x}_{c_k} = \bar{P}_{c_k}^{-1} \bar{x}_{c_k} + \sum_{i=1}^N H_i^T R_i^{-1} z_{i_k} \quad (23)$$

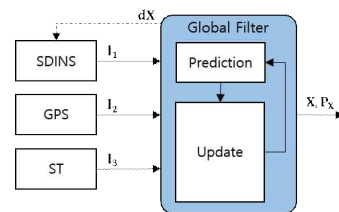


Fig. 14. Block diagram of GPS/SDINS/ST with centralized Kalman filter

2.2.2 연합형 칼만필터

고장 확률이 비교적 적은 SDINS를 기본 센서로 두고, GPS와 ST를 각각 SDINS와 약결합하여 Local 필터를 형성한다. 각 Local 필터에서 상태변수와 공분산을 Master 필터로 넘겨주어 연합

형 칼만필터를 구성한 뒤, 최종 항법해와 공분산을 출력하였다.

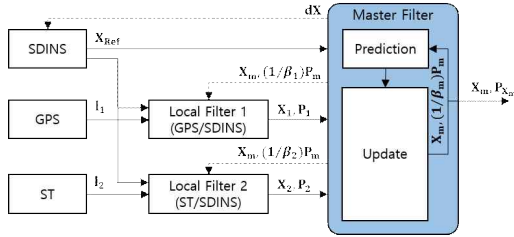


Fig. 15. Block diagram of GPS/SDINS/ST with federated Kalman filter(NR)

시간전과에 대한 항은 아래의 식으로 연산된다. 아래첨자 f는 Federated를 뜻한다.

$$x_{f_{k+1}} = \Phi_{f_k} x_{f_k} + w_{f_k} \quad (24)$$

$$z_{f_k} = H x_{f_k} + \nu_{f_k} \quad (25)$$

$$\bar{x}_{f_{k+1}} = \Phi_{f_k} \hat{x}_{f_k} \quad (26)$$

$$\bar{P}_{f_{k+1}} = \Phi_{f_k} P_{f_k} \Phi_{f_k}^T + Q_{f_k} \quad (27)$$

Master 필터에서는 아래와 같이 각 local 필터에서 연산된 공분산과 공분산이 적용된 항법 추정치를 이용하여 항법해를 연산한다.

$$P_{f_k}^{-1} = \sum_{i=1}^N \bar{P}_{f_i}^{-1} \quad (28)$$

$$P_{f_k}^{-1} \hat{x}_{f_k} = \sum_{i=1}^N \bar{P}_{f_i}^{-1} \bar{x}_{f_i} \quad (29)$$

2.2.3 적응 중앙집중형 칼만필터

이노베이션 기반 적응기법은 시스템과 측정치 공분산을 이노베이션 통계에 의해 연산하는 방법으로 변화하는 환경에 의한 잡음 성분을 추정하여 보다 정확한 항법해를 추정할 수 있다는 장점이 있다. 본 논문에서는 시스템 공분산(Q_k)는 고정하고, 이노베이션 프로세서(δz_k)를 이용하여 측정치 공분산(R_k)을 식 (31)~(32)와 같이 연산한다.

$$\delta z_k = z_k - H \bar{x}_k \quad (30)$$

$$\hat{C}_k = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k \delta z_i \delta z_i^T \quad (31)$$

$$\hat{R}_k = \hat{C}_k - H \bar{P}_k H^T \quad (32)$$

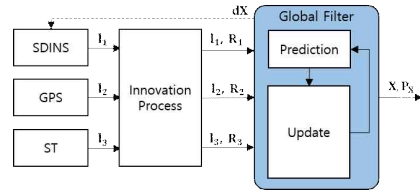


Fig. 16. Block diagram of GPS/SDINS/ST with IAE

측정치 이노베이션(\hat{C})은 매순간 누적되며, 필터링 초기의 통계량이 적으므로 아주 작은 값을 가지는 양의 행렬(ξ)로 정규화가 필요하다.

$$\begin{cases} \hat{R}_k > 0, \hat{R}_k = \hat{R}_k \\ \hat{R}_k \leq 0, \hat{R}_k = \xi \end{cases} \quad (33)$$

이를 중앙집중형 알고리즘에 적용하면 측정치 공분산은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\hat{R}_{i_k} = \hat{C}_{i_k} - H_i \bar{P}_i H_i^T \quad (34)$$

2.3 시뮬레이션 및 결과

2.3.1 2종 및 3종 결합 항법 시뮬레이션

먼저 중앙집중형 필터를 사용한 3종 결합과 2종 결합 시스템의 결과를 비교하였다.

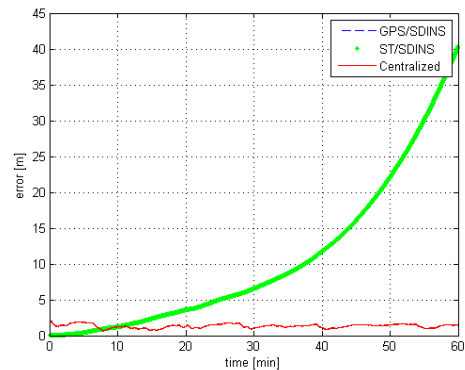


Fig. 17. Position RMS error of 2 or 3 integrated systems

본 논문에 적용된 ST는 따로 수평센서를 사용하지 않으므로, Figure 16~17과 같이 시간에 따라 ST/SDINS 결합의 위치와 속도 누적오차가 증가하였다. 그러나 누적성분은 3종 결합을 통해 보정되어 해의 정확성이 향상되었으며, Figure 18과 같이 GPS/SDINS의 자세오차 또한 향상됨을 알 수 있다.

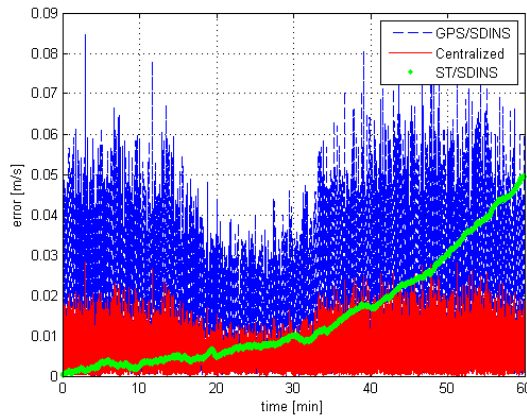


Fig. 18. Velocity RMS error of 2 or 3 integrated systems

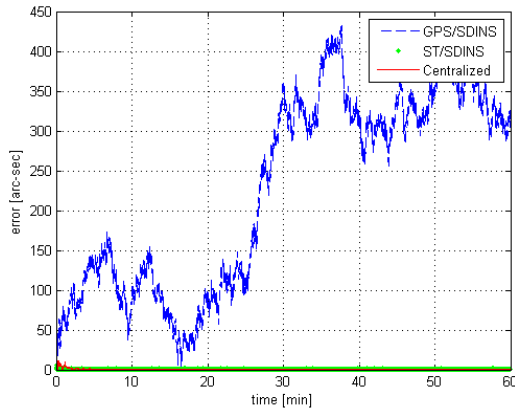


Fig. 19. Attitude RMS error of 2 or 3 integrated systems

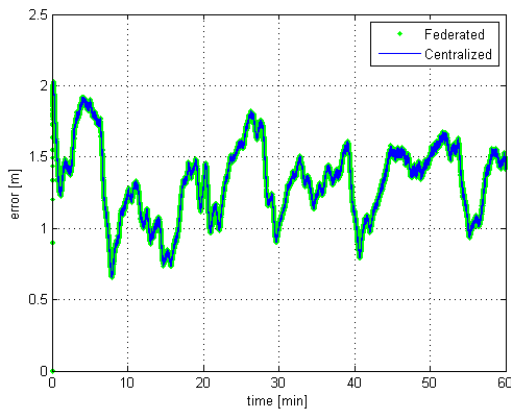


Fig. 20. Federated vs Centralized (Position)

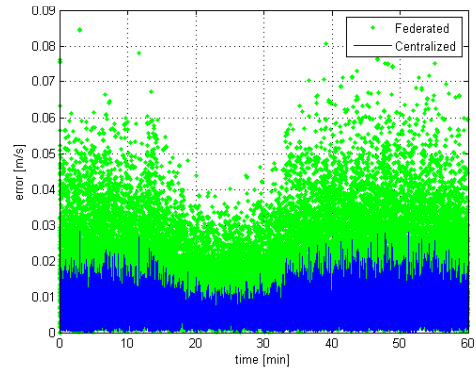


Fig. 21. Federated vs Centralized (Velocity)

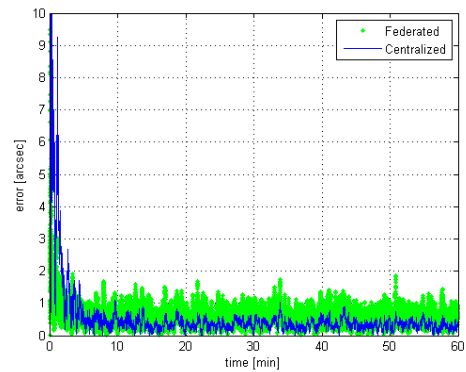


Fig. 22. Federated vs Centralized (Attitude)

다음으로 중앙집중형 필터와 본 논문의 제안 방법인 연합형 필터의 성능을 비교하였다. Figure 19~21을 통해 해의 정확성이 연합형 필터의 준 최적성으로 인해 중앙집중형보다 낮음을 확인하였다. 이론상 중앙집중형과 No-Reset 모드의 연합형 필터는 같은 결과가 나와야 하지만 본 논문의 결과는 연산오차로 인해 아주 작은 값의 차이가 나타남을 확인하였다.

시뮬레이션 결과를 종합하여 비교한 결과는 표 5와 같다.

표 5. RMS error of the integrated systems

	Pos. [m]	Vel. [m/s]	Att. [arc-sec]
GPS/SDINS	1.334	0.015	226.47
ST/SDINS	40.314 /hr	0.045 /hr	0.6012
3 Centralized	1.331	0.005	0.5411
3 Federated	1.334	0.015	0.6364

2.3.2 고장 상황 시뮬레이션

고장상황에서의 강인성 및 정확성을 검증하기 위하여 GPS의 고장상황을 시뮬레이션 하였다. 자기교란에 대해 다소 취약한 GPS의 고장상황을 태양 흑점의 영향으로 가정했으며, 이로 인해 발생하는 GPS 위치오차(약 55~300m)를 펄스 형태로 적용하였다.[13]

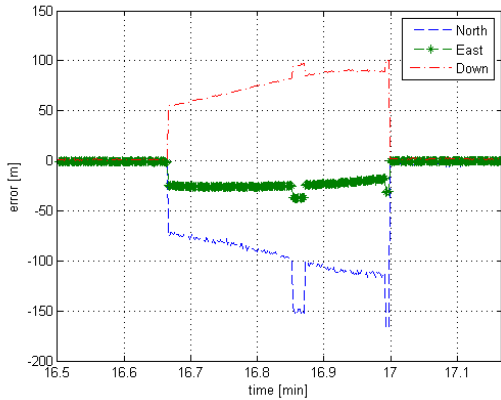


Fig. 24. GPS Fault Situation(20 sec)

고장상황에 대한 3종 결합 필터의 결과는 다음과 같다. 우선 Figure 23에서 GPS 위치 RMS 오차와 연합형 결합에 앞선 GPS/SDINS 로컬 필터, 중앙집중형 필터의 결과를 비교하였다.

선행연구의 중앙집중형 필터를 이용한 3종 결합은 앞서 언급된 바와 같이 고장 데이터가 필터에 직접적인 영향을 미치므로 2종 결합의 결과와 유사하게 나타났다. 그러나 연합형 필터와 적응 중앙집중형 필터는 고장상황에 강인하였고, 적응 중앙집중형 필터의 경우는 해의 정확성 또한 다른 두 필터에 비해 높은 결과를 나타내었다.

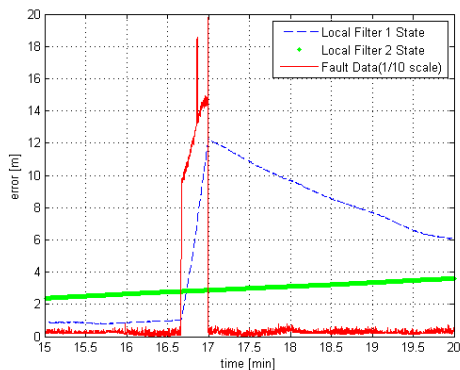


Fig. 25. Local filter states(Federated filter)

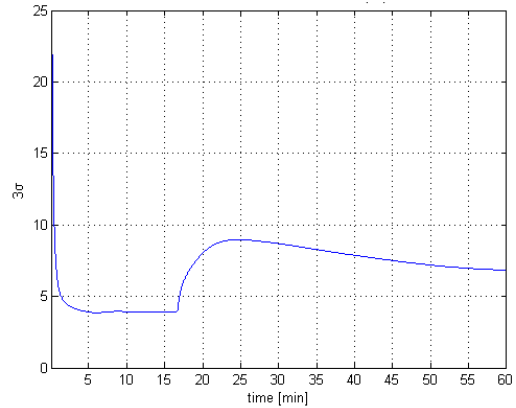


Fig. 23. Local filter 1(GPS/SDINS) standard deviation(3 sigma)

GPS 고장상황에서 연합형 필터의 두 로컬필터에 대한 결과는 Figure 23~24와 같다. GPS/SDINS에서 고장상황 시 필터 오차 공분산이 증가하였고, 식 (28)~(29)에 의해 마스터 필터에서 오차 성분이 적게 반영된다.

고장 상황 시 Figure 15의 이노베이션 과정에 의해 Figure 25와 같이 측정치 오차 공분산(R)이 증가되어 측정치에 대한 신뢰도를 감소시켰고, 이로 인해 Figure 26에서 고장 상황에서 3종 결합 오차의 변위가 5m 이내로 감소하였음을 확인하였다. 한편, 고장 이후의 진동은 적응필터 사용 시 나타나는 일반적인 현상이며 오차의 최댓값이 4m 이내에 만족하였다.

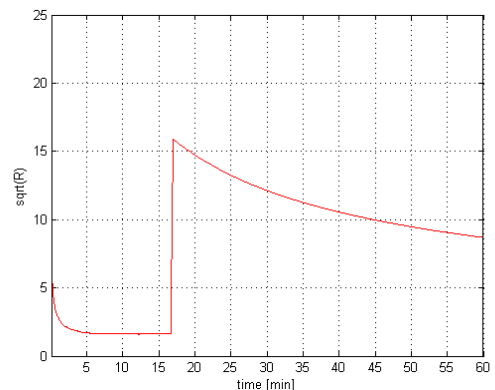


Fig. 26. Measurement error covariance of adaptive filter(square root)

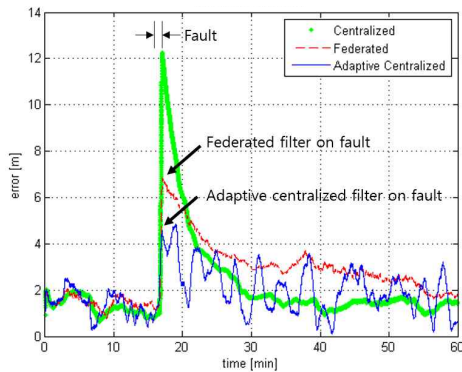


Fig. 27. Fault position RMS error (Centralized KF, Federated KF, Adaptive Centralized)

다음으로 연산량 비교를 위해 필터링 되는 매순간의 경과시간을 측정하여 전체 시간에 대한 평균을 낸 결과는 표 6과 같다.

table 6. Elapse time per 1 cycle [ms]

	Simulation	Revised time
GPS/SDINS (standard)	0.230	5 ~ 10
Centralized	0.223	5 ~ 10
Federated	0.231	5 ~ 10
Adaptive Centralized	0.231	5 ~ 10

일반적인 상용 우주항법 GPS/SDINS가 100~200Hz로 데이터를 제공해주는 것을 기준으로 비례식을 통해 각 필터의 연산시간을 추출하여 평균값을 비교한 결과 3중 결합의 연산 시간이 2중 결합 연산 시간과 유사하게 측정되었음을 확인하였다.

3. 결 론

본 논문은 기존에 사용되어왔던 2중 결합 센서인 GPS/INS 또는 ST/INS를 결합하여 항법 성능을 향상시키고, 고장 상황에 더욱 강인한 시스템을 구성하기 위해 연합형 칼만필터와 적응 중앙집중형 칼만필터를 이용한 3중 결합 알고리즘에 대한 연구를 수행하였다.

GPS와 SDINS를 모델링하고 ST의 자세 데이터를 생성한 후 지구저궤도(LEO) 원궤도에 대해 시뮬레이션을 수행한 결과는 다음과 같다.

- GPS/SDINS와 ST/SDINS에서 자세 또는 위치, 속도의 측정치가 없으므로, 운동방정식을 통해 추정되기 때문에 무시할 수 있을 수준만큼의 항법오차가 발생한다. 그러나 3중 결합에서는 위치, 속도, 자세의 측정치가 모두 존재하므로 보다 정확한 항법해의 연산이 이루어질 수 있다.

- GPS의 고장상황에서 중앙집중형 필터는 고장 데이터가 필터 연산에 그대로 반영되지만, NR 모드의 연합형 필터는 공분산을 이용하여 고장요인이 항법해에 미치는 영향을 감소시킨다. 적응 중앙집중형 필터는 매순간 측정치 오차 공분산을 변화시켜 최적성과 강인성을 모두 만족하였다.

- 적응 중앙집중형 필터는 다른 두 3중 결합(중앙집중형, 연합형)에 비해 고장 상황에서 영향을 가장 적게 받았고, 고장이 발생하였음에도 5m 이내의 결과를 만족하였다.

- 기존의 상용 2중결합 시스템과 연산량을 비교한 결과 3중 결합을 사용할 경우에도 100~200Hz 이내로 연산이 가능하다.

이를 항공 운항부문에 적용하기 위해서는 두 가지 방안이 필요하다.

우선은 결합 센서의 신뢰도를 향상시키기 위해 2중 및 3중 결합간의 변화에 따른 항법해 정확도 변화 연구가 이루어져야 한다.

다음으로 적외선 ST를 이용하여 이·착륙 및 GPS의 기타 외관과 관련한 고장상황에 대한 성능분석 연구가 이루어져야 한다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 일반기초연구의 “별센서/GPS/INS 결합 우주항법 알고리즘 연구” 과제로 실시되었습니다. (ADD-14-01-01-02)

Reference

- 1) Toru Tanabe, Masatoshi Harigae, " Experimental Validation of GPS-INS-Star Hybrid Navigation System for Space Autonomy", Acta Astronautica Journal, Vol. 21, No. 5, 1990, pp.295~308.
- 2) Alison Brown, Ben Mathews, Dien

- Nguyen, "Integrated GPS/INS/Star Tracker Space Navigation System Using a Software Defined Radio", SDR Forum, November. 2006.
- 3) LN-120G Stellar-Inertial Navigation System, Northrop Grumman Corporation Navigation Systems
 - 4) Stephen Steffes, Malak Samaan, Michael Conrardt, Stephan Theil, "Reconfigurable Hardware-in-the-Loop Test Bench for the SHEFEX2 Hybrid navigation System Experiment", AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, August 2011.
 - 5) A. Edelmayer, M. Miranda, "Federated Filtering Revisited: New Directions to Distributed Systems Estimation and Filtering - a Case Study", ACTA Technica Jaurinensis, Vol. 4, No. 3, 2011, pp. 365 ~ 391.
 - 6) Y. Gao, E. J. Krakiwsky, M. A. Abousalem, J. F. McLellan, "Comparison and Analysis of Centralized, Decentralized, and Federated Filters", Journal of The Institute of Navigation, Vol. 40, No. 1, Spring 1993, pp. 69 ~ 86.
 - 7) Tae-Gyoo Lee, "Centralized Kalman Filter with Adaptive Measurement Fusion: its Application to a GPS/SDINS Integration System with an Additional Sensor", IJCAS, Vol. 1, No. 4, December 2003, pp. 444 ~ 452
 - 8) H. Bian, Z. Jin, W. Tian, "IAE-adaptive Kalman Filter for INS/GPS Integrated Navigation System", Journal of Systems Engineering and Electronics, Vol. 17, No. 3, 2006, pp. 502 ~ 508
 - 9) Hofmann-Wellenhof, Lichtenegger, Wasle, "GNSS", SpringerWienNewYork, 2006.
 - 10) Geoffrey Blewit, "Basics of the GPS Technique: Observation Equations", University of Newcastle, 1997.
 - 11) Paul D. Groves, "Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems", 2007.
 - 12) Eun-Hwan Shin, "Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Applications", University of Calgary, December 2001.
 - 13) Brunner F K. Gu M, "An Improved Model for the Dual Frequency Ionospheric Correction of GPS Observations", Manuscripta Geodaetica, Vol. 16, pp. 205-214