

발사체 추적자료 후처리를 통한 비행궤적 생성

(Flight trajectory generation through post-processing of
launch vehicle tracking data)

윤 석 영¹⁾, 유 준²⁾

(Sek-Young Yun and Joon Lyou)

요 약 나로우주센터의 발사통제시스템은 우주발사체의 비행궤적과 상태정보를 감시하기 위하여 지상추적시스템(추적레이더 2대, 원격자료수신장비 4대, 광학추적장비 1대)으로부터 정보를 받아 처리한다. 각 추적장치는 주로 다중경로나 클러터, 전파굴절에 의해 자체 오차를 나타내고 있어 전송된 정보들 중 하나만을 이용해서는 우주발사체의 실제 궤적을 판별할 수 없다.

본 논문에서는 취득된 추적자료의 후처리를 통해 우주발사체 비행궤적을 생성해내는 방법을 제시한다. 본 후처리 알고리즘은 크게 대기의 전파굴절에 따른 오차를 보정하는 부분과 다중센서 정보를 융합하는 부분으로 나뉘며, 효과적인 센서 융합을 위해 등가속 운동모델에 기반한 분산식 칼만필터를 구성하였다. 실측 자료의 후처리 적용 결과, 어떤 단일 센서에 의한 것 보다 오차가 최소화된 발사궤적을 얻을 수 있었다.

핵심주제어 : 비행궤적, 후처리, 다중센서 융합, 전파굴절

Abstract For monitoring the flight trajectory and the status of a launch vehicle, the mission control system in NARO space center process data acquired from the ground tracking system, which consists of two tracking radars, four telemetry stations, and one electro-optical tracking system. Each tracking unit exhibits its own tracking error mainly due to multi-path, clutter and radio refraction, and by utilizing only one among transmitted informations, it is not possible to determine the actual vehicle trajectory.

This paper presents a way of generating flight trajectory via post-processing the data received from the ground tracking system. The post-processing algorithm is divided into two parts: compensation for atmosphere radio refraction and multi-sensor fusion, for which a decentralized Kalman filter was adopted and implemented based on constant acceleration model. Applications of the present scheme to real data resulted in the flight trajectory where the tracking errors were minimized than done by any one sensor.

Key Words : Flight Trajectory, Post-processing, Multi-sensor Fusion, Radio Refraction

1. 서 론

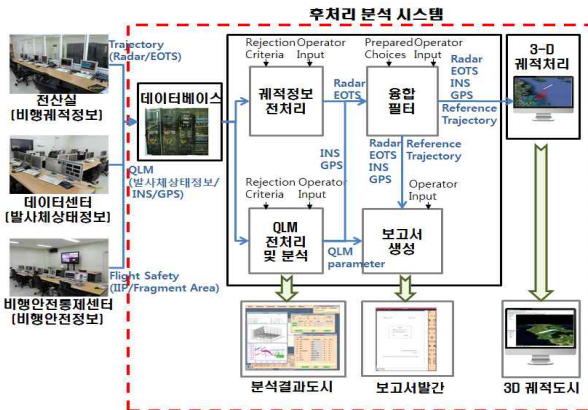
우주발사체의 발사 임무가 종료된 직후에 발사임무의 이상여부를 판단하는 과정은 발사체를 추적 및 계측한 방대한 데이터의 후처리 과정이 필요하다. 또한, 발사체 이륙 후 임무가 실패할 경우에는 취득한 주요

1) 한국항공우주연구원, 제1저자

2) 충남대학교 전자공학과, 교신저자

데이터를 처리하여 실패 원인에 대한 개략적인 분석이 단시간 내에 이루어져야 한다. 이와 같이 후처리 공정에서 정확한 판단과 시간의 단축은 중요한 요소이다.

발사임무 후처리분석시스템은 이러한 일련의 과정을 자동화하고 체계화하여 분석하는 시스템으로서, 발사 임무 종료 후에 지상추적시스템에서 획득한 우주발사체의 위치 정보를 데이터베이스에 저장한다. 저장한 데이터는 분석을 위해 좌표변환, 굴절오차 보정, 시간오차 보정 등의 전처리 과정을 거치며, 우주발사체의 정확한 비행궤적 생성을 위하여 다양한 이기종의 센서에서 획득한 위치 데이터를 융합하여 발사 궤적을 생성한다. 생성된 발사 궤적 자료는 발사 임무의 결과 분석에 사용되며 사용자가 기배치한 분석화면과 전자지도 및 보고서 등을 통하여 분석결과를 도출한다. <Fig. 1>은 이 시스템의 구성도를 보여준다.



<Fig. 1> Configuration of Post-processing Analysis System

RF 신호를 수신하는 각각의 지상추적시스템의 측정 자료는 다수의 요인으로 인해 측정 잡음을 포함하고 있는데 주로 다중경로나 클러터, 전파굴절에 의해 영향을 받는다. 이런 지상추적시스템의 추적 오차들로 인해 하나의 지상추적시스템에서 전송된 추적정보를 이용해서는 우주발사체의 정확한 궤적을 생성할 수 없다. 따라서 서로 상이한 오차 특성을 가지는 이기종의 센서 데이터를 효율적으로 융합하여 최적의 발사 궤적을 추정하는 위치추정 알고리즘 개발이 요구된다 [1-2].

본 논문에서는 발사임무 후처리분석시스템에서 바

이어스 보정을 위해 도입된 전파굴절 보정 로직과 비행 궤적 생성을 위해 설계한 다중센서 융합 알고리즘에 대해서 기술한다. 전파굴절각의 계산은 Clark 모델을 기반으로 이루어졌으며, 지구 표면의 굴절률은 Bean and Dutton 방정식을, 아울러 포화수증기압 (saturation vapor pressure)은 Goff-Queney 방정식에 입각하여 계산하였다. 다중센서 융합 알고리즘으로는 등가속도 운동을 시스템 모델로 하는 분산식 칼만필터를 적용하였다. 지상추적시스템의 오작동이 발생하여 해당 추적데이터에 오류가 발생할 경우 다른 추적데이터에 영향을 주지 않도록 주필터에서 부필터로의 피드백 과정이 없도록 설계하였으며, 각 부필터에서 얻어진 추정치와 공분산을 주필터에서 가중 평균하여 최종 값을 구하였다. 제안된 알고리즘의 성능을 검증하기 위해서 모의 추적데이터를 생성하여 시뮬레이션을 수행하였으며, 실제 비행시험 데이터를 이용하여 성능을 검증하였다.

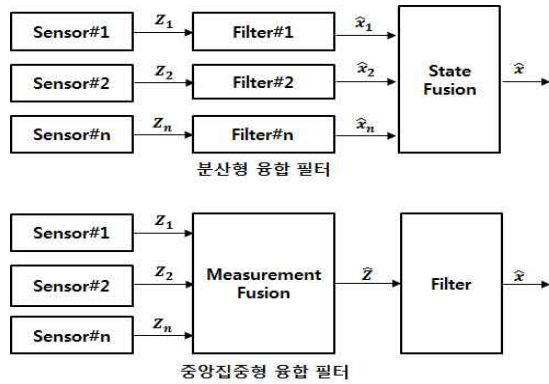
2. 관련연구

2.1 추적정보 개요

우주센터 지상추적시스템은 우주발사체의 비행위치 추적과 상태정보를 계측하는 임무를 수행하며, 3종류 총 7대의 시스템(추적레이더 2대, 광학추적장비 1대, 원격자료수신장비 4대)을 배치하여 운용하고 있다 [2-3].

원격자료수신장비를 통해 수신된 QLM(Quick Look Message) 데이터에는 위성항법장치(GPS)와 관성항법 유도장치(INS)에서 수신된 우주발사체의 위치정보와 탑재장비들의 상태정보 그리고 각종 비행이벤트 정보들이 포함되어 있다. GPS에서 제공하는 위치정보의 경우 누적오차가 없고 수신기간 동안 일정한 오차를 가지지만 교란 등의 외부 환경에 취약하고 초기오차가 큰 단점을 가지고 있다. INS는 우주발사체 내에 설치되어 초기 위치가 주어지면 가속도계를 이용해 항체의 속도와 위치를 계산하며, 자이로센서를 이용해 가속도의 방향과 크기를 측정한다. GPS와 달리 필요한 정보를 외부의 도움 없이 획득할 수 있는 장점이 있지만, 장시간 사용시 적분기법 사용에 의해 오차가 누적되는 단점을 가지고 있다.

중앙집중형 필터는 하나의 중앙 필터로 구성하고 센서의 측정치를 이용하여 자료를 융합하는 반면, 분산형 필터는 독립적인 여러 개의 부필터와 부필터의 추정치를 이용하여 융합하는 주필터로 구성한다. 일반적으로 중앙집중형 필터는 모든 센서데이터를 하나의 필터에서 처리하므로 구현이 용이하고 최적의 필터로 구현할 수 있는 장점을 가지고 있지만, 시스템의 차수가 큰 경우 공분산 행렬의 역행렬 계산에 부하가 증가하고 센서 고장발생 시 추정치로부터 잘못된 측정치의 영향을 분리하기 어렵다는 단점을 가지고 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해서, 각 센서의 부필터와 이를 통합하는 주필터로 구성되는 분산형 필터를 많이 사용한다. 분산형 필터는 중앙집중형 필터와 비교하여 센서의 결함을 쉽게 탐지하고 격리시킬 수 있는 병렬 처리 방식을 이용하기 때문에 내고장성이 강하고 여러 분야에 적용이 가능한 장점을 가지고 있다[7]. <Fig. 3>에서 분산형 융합 필터와 중앙집중형 융합 필터의 구성도를 보여준다.



<Fig. 3> Classification of multi-sensor data fusion technique

3. 비행궤적 생성 알고리즘 제안

3.1 전파굴절 보정

대기 상태에서의 굴절률을 고도나 지상추적시스템의 고각 기준으로 간단히 계산할 수 있는데, 발사임무 후 처리분석시스템에서는 식 (2)로 주어진 Clark 모델을 기반으로 해당 고각에서의 전파굴절각을 계산하였다 [8].

$$\Delta = [(N \times 10^{-6})(\cot E_m)] \times [1.03585796 - \frac{1.072014 \times 10^{-2}}{E_m} + \frac{1.279119 \times 10^{-8}}{E_m^2} - \frac{1.227363 \times 10^{-8}}{E_m^3}] \quad (2^\circ < E_m < 10^\circ)$$

$$\Delta E = (N_0 \times 10^{-6}) \cot E_m \quad (10^\circ < E_m < 90^\circ)$$

여기서 E_m 는 지상추적시스템의 측정 고각, N_0 ($h=0$)는 지표면 굴절도이다.

지표면 굴절도 N_0 는 식 (1)로부터 구할 수 있으며, 식 (1)에서 수증기압 P_{vap} 는 아래 식 (3)과 같이 포화 수증기압 e_s (mb)와 상대습도 U (%)의 관계식으로 표현할 수 있다.

$$P_{vap} = e_s \frac{U}{100} \quad (3)$$

공기 중의 포화수증기압은 기온 및 수증기 혼합 정도에 따라 차이를 보이는데, 여러 실험적인 공식이 있지만, 일반적으로 많이 쓰이는 Goff-Queney 방정식을 도입하였다[9].

$$\log_{10}(e_s) = \alpha - \frac{\beta}{T} - \gamma \log_{10}(T) - \delta e^{-\lambda} + \varphi e^{-\epsilon/T} \quad (T \geq 273.15^\circ)$$

$$\log_{10}(e_s) = \omega - \theta T - \frac{\sigma}{T} + \rho \log_{10}(T) \quad (T < 273.15^\circ)$$

여기서 사용된 계수들은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \alpha &= 23.8319 & \beta &= 2948.964 & \gamma &= 5.028 \\ \delta &= 29810.16 & \varphi &= 25.21935 & \lambda &= 0.0699382 \\ \epsilon &= 2999.924 & \omega &= 2.07023 & \theta &= 0.00320991 \\ \sigma &= 2884.896 & \rho &= 3.56654 \end{aligned} \quad (5)$$

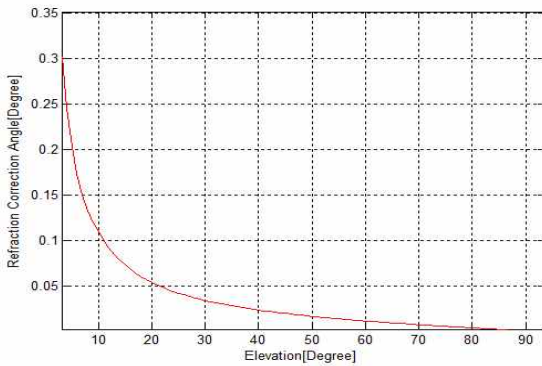
지표면에서의 대기압, 온도, 상대습도가 주어졌을 때 대기 상태에서의 전파굴절각 ΔE 은 다음의 순서에 의해 계산하였다.

- P_{vap} 계산(Goff-Queney 방정식): 지표면의 온도

- (), 습도(U) 이용
- N 계산(Bea and Dutton 방정식): 지표면의 대기압(P_a), 수증기압(P_{vap}), 온도(T) 이용
- ΔE 계산(Clark 모델): 지표면 굴절도(N_0)와 지상추적시스템의 고각(E_m) 이용

최종적으로 지상추적시스템의 고각 E_c 는 지상추적시스템의 측정 고각 E_m 에서 전파굴절에 의한 고각 오차 ΔE 를 제거하여 교정하였다.

$$E_c = E_m - \Delta E \quad (6)$$

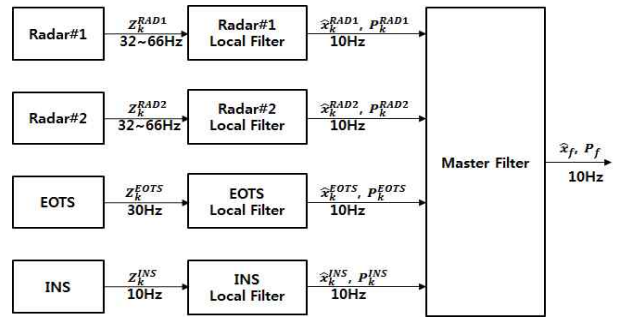


<Fig. 4> Refraction Angle with Refractivity $N_0=340$

표준대기($N_0=340$)를 가정하였을 때, 지상추적시스템의 지향 고각이 2도에서 90도까지 전파굴절에 의한 고각 오차를 식 (2)를 통해 계산하였으며, 결과를 <Fig. 4>에 나타내었다. 지향 고각이 작아질수록 전파굴절에 의한 고각 오차는 지수함수 형태로 늘어나며 오차 발생 범위는 약 0.3도까지 발생함을 확인할 수 있다.

3.2 다중센서 융합알고리즘

<Fig. 5>는 제안한 분산식 융합 알고리즘의 구성을 보여준다.



<Fig. 5> Configuration of Multi-sensor Fusion Algorithm

다중센서 융합 알고리즘은 Radar 2대와 INS, EOTS 등 총 4개의 센서 데이터를 처리하도록 설계하였다. 각 센서는 서로 다른 샘플링 주기와 측정좌표계를 가진다. 예를 들어 레이더의 경우 측정 샘플링 간격은 추적거리에 따라 가변적이며 레이더 중심 좌표계를 사용하는데 반해 INS의 샘플링 간격은 10Hz이고 관성좌표계를 사용한다. 이러한 센서데이터 좌표계 통일을 위해 각각의 부필터에서는 필터 처리 전에 ECEF(Earth Centered Earth Fixed)의 직교 좌표계로 좌표변환을 수행한다. 부필터에서는 입력된 센서데이터를 측정값으로 하여 최적의 해를 구하고, 추정된 상태변수와 공분산 행렬을 주필터로 전송한다. 이때 각각의 부필터로부터 처리된 상태변수와 공분산행렬은 주필터에서의 입력 시간 동기를 위해 칼만필터 시간 전파 식을 이용하여 동기화하여 10 Hz 간격으로 출력한다. 지상추적시스템의 이상 발생시 다른 추적데이터에 영향을 주지 않도록 주필터에서 부필터로의 피드백 과정은 없도록 구성하였다.

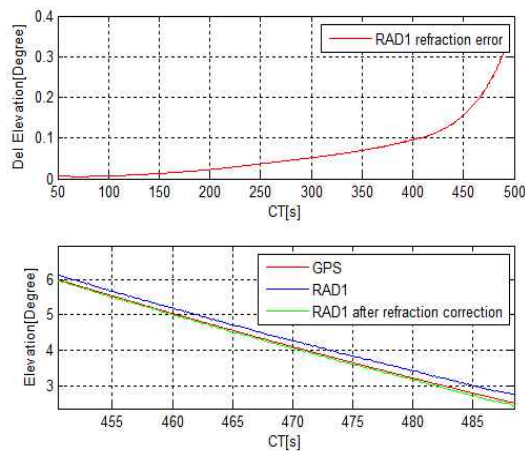
각 부필터의 추정 기법으로는 등가속도 운동을 시스템 모델로 하는 칼만필터를 도입하였으며, 식 (7)과 같이 직교좌표에서의 위치, 속도, 가속도로 나타낸다.

$$X_k^{(i)} = [x \ \dot{x} \ \ddot{x} \ y \ \dot{y} \ \ddot{y} \ z \ \dot{z} \ \ddot{z}] \quad (7)$$

수식 (7)에서 i 는 다중센서(지상추적시스템)의 인덱스를 나타낸다. 즉, Radar#1($i=1$), Radar#2($i=2$), INS($i=3$), EOTS($i=4$)로 나타낼 수 있다.

각 축에 대한 상태는 등가속도 운동을 가정하여 아래의 식 (8)과 같이 표현할 수 있다.

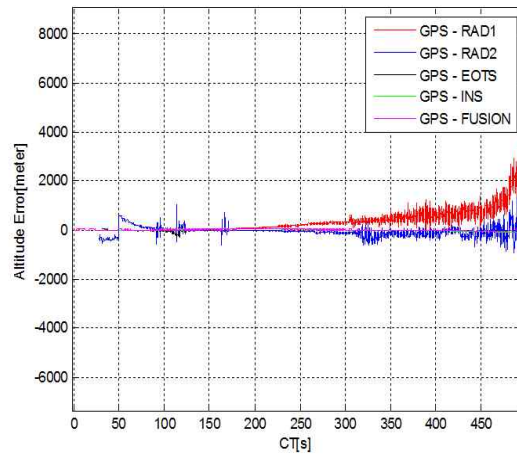
<Fig. 7>은 전파굴절 보정 로직을 사용하여 계산된 나로호 3차 발사 임무시 고흥에 설치된 추적레이더의 굴절 오차와 GPS와의 비교 분석 자료이다. 굴절률은 발사 당일 기상 환경 파라미터를 고려하여 $312.5(T=10.2, U=50, P_a=1029.3)$ 로 계산되었으며, 각각의 고도에 따른 전파굴절각을 식 (2)를 통해 산출하였다. 이 경우 고각의 오차 발생 범위는 최대 0.313도까지 발생하였다. GPS와의 비교 분석 자료를 보면, 레이더의 전파굴절 보정 후의 고각이 GPS에서 측정된 데이터(고흥 추적레이더 위치에서의 고각으로 좌표 변환)와 비교적 정확히 일치함을 볼 수 있다.



<Fig. 7> Elevation angle error characteristics of Radar with Atmospheric Refraction

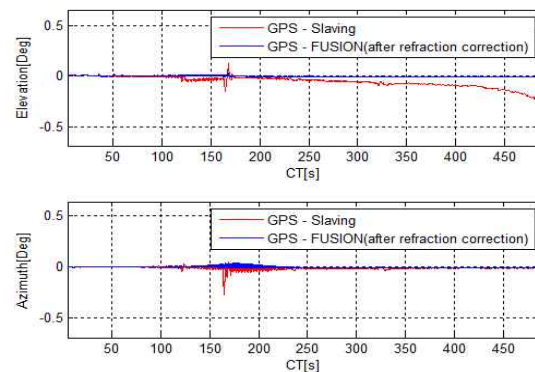
일반적으로 알려진 GPS의 고도에 대한 측정오차가 약 15m임을 감안하면, 적용된 전파굴절 보정 로직이 추적레이더의 대기 굴절 오차를 정확히 보정하고 있음을 확인할 수 있다.

또한, 나로호 3차 비행시험을 통해 취득한 실측 데이터를 이용하여 융합 알고리즘의 성능을 검증하였다. <Fig. 8>은 전파굴절 보정을 거친 Radar#1, Radar#2 데이터와 EOTS, INS 데이터를 입력으로 설계된 융합 알고리즘을 GPS의 고도 성분과 비교 분석하였다.



<Fig. 8> Performance Analysis using Real Altitude Data

각 필터로 수신되는 센서의 측정 간격은 $T=100ms$ 이며, 상태벡터의 초기값은 발사대의 위치로 선정하였다. 식 (9)의 Q 값은 추적하는 대상이 동일하므로 센서별로 모두 동일한 값($Q=1$)을 선정하였으며, R 값의 경우는 추적 특성이 비슷한 Radar#1, Radar#2, EOTS($R=20$)는 전파굴절 등의 영향으로 인해 우주발사체가 멀어질수록 오차가 커지는 특성을 고려하여 INS($R=10$)에 비해 상대적으로 큰 값을 선정하였다. 시뮬레이션 결과와 마찬가지로 설계된 융합 알고리즘이 레이더의 불규칙한 오차 성분의 영향과 INS의 고도 누적 오차의 영향을 최소화하면서 원활하게 위치 추정을 하고 있음을 확인하였다.



<Fig. 9> Performance Analysis using Elevation and Azimuth Real Data

<Table 1> Performance Analysis using Elevation and Azimuth Real Data

	평균 (Deg)	최대 (Deg)	최소 (Deg)	표준편차 (Deg)
Elevation (GPS-Slaving)	0.0503	0.2551	9.3e-6	0.0515
Elevation (GPS-Fusion)	0.0053	0.0472	4.5e-6	0.0065
Azimuth (GPS-Slaving)	0.0153	0.2734	1.0e-8	0.0132
Azimuth (GPS-Fusion)	0.0091	0.0329	7.0e-6	0.0052

GPS 데이터를 기준으로 제주 추적레이더 위치를 가 정하여 실제 추적연동자료(Slaving Data)와 융합 알고리즘을 수행한 결과값의 고각과 방위각의 오차를 서로 비교 분석한 결과를 <Fig. 9>와 <Table 1>에 제시하였다. 즉, 융합 알고리즘을 이용할 경우, 각 지상 추적시스템의 특성에 기인하는 시스템 특성 오차 성분을 최소화하는데 우수한 성능을 보임을 확인하였다.

5. 결론

본 논문에서는 발사 후 비행궤적을 생성하는 후처리 과정에 대해 다루었다. 비행궤적을 생성하기 위해 전파굴절 보정 로직과 다중센서 융합필터를 제안 및 설계하였다. 전파굴절각 계산을 위해서 Clark 모델을 적용하였고, 지구 표면의 굴절률 계산을 위해서 Bean and Dutton 방정식과 포화수증기압 계산을 위해 Goff-Queney 방정식을 적용하였다. 다중센서 융합 필터로는 등가속도 운동을 시스템 모델로 하는 분산식 칼만필터를 적용하였다. 지상추적시스템의 오작동이 발생되어 해당 추적데이터에 오류가 발생할 경우 다른 추적데이터에 영향을 주지 않도록 주필터에서 부필터로의 피드백 과정이 없도록 설계하였으며, 각 부필터에서 얻어진 추정치와 공분산을 주필터에서 가중 평균하여 최종 값들을 구하였다. 제안된 알고리즘의 성능을 검증하기 위해서 가상의 공칭 궤적을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였으며, 나로호의 비행시험 데이터를 이용하여 성능을 검증하였다. 분석 결과 단일 센서에서 발생하는 오차 성분을 다중 센서를 이용한 융합 알고리즘을 통해 최소화 하면서 실제 발사궤적

에 근사한 비행궤적을 생성할 수 있음을 보였다. 관련 결과를 바탕으로 추후 GPS를 포함한 비행궤적 생성 알고리즘을 구현 및 검증할 예정이며, 제안 알고리즘의 실시간 구현을 통해 실시간 추적연동자료로의 활용 가능성을 검증할 예정이다.

References

- [1] Sek-Young Yun, Joon Lyou, "Accuracy Improvement of Slaving Data via a Multi-sensor Fusion Algorithm", 29th ICROS Annual Conference, pp.463-464, 2014.
- [2] Sek-Young Yun, Yong-Tae Choi, "Design of Algorithm Framework for Tracking Filter Implementation in Central Data Processing System (CDPS)", Proceeding of the KSAS Fall Conference, pp.1291-1296, 2010.
- [3] Yong-Tae Choi, Sung-Woong Ra, "Implementation of Slaving Data Processing Function for Mission Control System in Space Center", Journal of the Korea Industrial Information Systems Research, Vol.19, No.3, pp.31-39, 2014.
- [4] Chang-Yul Oh, Hyo-Keun Lee, Seung-hyeub Oh, "Analysis on Vehicle Tracking Error due to Radio Refraction", Journal of KICS, Vol.35, No.11, pp.1978-1084, 2010.
- [5] Bean, B. R., and E. J. Dutton, "Radio Meteorology", NBS Monograph, US Government Printing Office, 1966.
- [6] B. R. Bean, G. D. Thayer, "On models of the atmospheric radio refractive index", Proc. IRE, Vol.47, No.5, pp.740, May 1959.
- [7] Y. Bar-Shalom and X. R. Li, "Estimation and Tracking: Principles and Techniques and Software", Artech House, Inc., 1993.
- [8] NASA, "Refraction Correction", NASA TN D-5966, 1971.
- [9] CNES, "Description of SCTV Trajectory Chain", CNES, CG2-NT-0-07073-CNES, 1997.
- [10] Carlson N. A, "Federated Filter for Fault-Tolerant Integrated Navigation System",

Position Location and Navigation Symposium,
IEEE, pp.110-119, 1988.



윤석영 (Sek-Young Yun)

- 정회원
 - 충남대학교 전자공학과 학사
 - 충남대학교 전자공학과 석사
 - 한국항공우주연구원 나로우주센터 선임연구원
- 관심분야 : 다중센서융합, 항법시스템, 컴퓨터 네트워크



유준 (Joon Lyou)

- 정회원
 - 서울대학교 전자공학과 학사
 - 한국과학기술원 전기전자공학과 박사
- 충남대학교 전자공학과 교수
- 관심분야 : 산업공정제어, 센서신호처리, IT기반 로봇, 항법시스템

논문접수일 : 2014년 08월 26일

1차수정완료일 : 2014년 10월 17일

게재확정일 : 2014년 10월 30일