중력구배기반 항법 구현 및 수평위치 정확도 분석 Development of Gravity Gradient Referenced Navigation and its Horizontal Accuracy Analysis

이지선¹⁾ · 권재현²⁾ · 유명종³⁾

Lee, Jisun · Kwon, Jay Hyoun · Yu, Myeongjong

Abstract

Recently, researches on DBRN(DataBase Referenced Navigation) system are being carried out to replace GNSS(Global Navigation Satellite System), as weaknesses of GNSS were found that are caused by the intentional interference and the jamming of the satellite signal. This paper describes the gravity gradient modeling and the construction of EKF(Extended Kalman Filter) based GGRN(Gravity Gradient Referenced Navigation). To analyze the performance of GGRN, fourteen flight trajectories were made for simulations over whole South Korea. During the simulations, we considered the errors in both DB(DataBase) and sensor as well as the flight altitudes. Accurate performances were found, when errors in the DB and the sensor are small and they located at lower altitude. For comparative evaluation, the traditional TRN(Terrain Referenced Navigation) was also developed and performances were analyzed relative to those from the GGRN. In fact, most of GGRN performed better in low altitude, but both of precise gravity gradient DB and gradiometer were required to obtain similar level of precisions at the high altitude. In the future, additional tests and evaluations on the GGRN need to be performed to investigate on more factors such as DB resolution, flight speed, and the update rate.

Keywords : Geophysical DB, Gravity gradient, GGRN, EKF

초 록

최근 의도적인 간섭 또는 전파교란으로 인한 위성기반항법시스템(GNSS)의 정확도 저하 문제가 대두되면서 GNSS를 사용할 수 없는 환경에 대응할 수 있는 항법 기술 중 하나로 데이터베이스(DB)를 기반으로 한 항법 연구가 진행되고 있다. 본 연구에서는 지구물리 DB 중 중력구배를 선정하여 우리나라 중력구배 DB를 구축하고, 확장형칼만필터(EKF)를 적용하여 중력구배기반 항법을 구현하였다. 항법 성능은 시뮬레이션을 통해 분석하였으며, 우리나라 전역에 14개의 비행궤적을 생성한 후 다양한 DB와 센서 오차, 그리고 고도에 따른 영향을 고려하였다. 비행 성능을 분석한 결과 DB와 센서 오차가 작을수록, 고도가 낮을수록 정밀한 항법이 가능함을 확인하였다. 또한, DB 기반의 항법시스템 중 가장 널리 알려진 지형참조 항법과 상대적인 성능 분석을 수행한 결과, 고도가 낮은 경우는 DB 및 센서 오차와 무관하게 대체로 중력구배기반 항법이 우수한 성능을 나타내었다. 그러나 고도가 높아지면 높은 정밀도의 중력구배계와 중력구배 DB를 탑재한 경우에만 지형참조 항법의 결과와 유사한 수준의 항법이 가능하였다. 본 연구에서 고려한 DB와 센서 오차, 고도 외에도 DB 해상도, 비행속도 및 갱신 주기 등 중력구배기반 항법에 영향을 미치는 다양한 요인이 있으므로 이를 고려한 분석이 추가로 수행되어야 할 것이다.

핵심어 : 지구물리 데이터베이스, 중력구배, 중력구배기반 항법, 확장형칼만필터

1) Member, Dept. of Geoinformatics, University of Seoul (E-mail:leejs@uos.ac.kr)

2) Corresponding Author, Member, Dept. of Geoinformatics (E-mail:jkwon@uos.ac.kr)

3) Senior Research Engineer, Agency of Defense Development (E-mail:mjyu@add.re.kr)

Received 2014. 02. 03, Revised 2014. 02. 20, Accepted 2014. 02. 24

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

1. 서론

항체(vehicle)에서 보편적으로 사용하는 항법시스템으로 는 INS(Inertial Navigation System)로 대표되는 관성항법 시스템과 위성항법시스템이 있다. 관성항법시스템은 가속 도계와 자이로로 구성된 IMU(Inertial Measurement Unit)로부터 획득한 관측치를 적분하여 이전 위치를 기준으로 현재 위치를 추정하는 방법으로 외부 센서없이 독립적인 운용이 가능하다는 장점이 있다. 그러나 측정치 오차, 초기값 설정 오차 등 많은 오차 요인에 의해 시간이 지날수록 오차가 누적되기 때문에 적절한 보정이 수반되지 못하면 이동체의 위치를 제대로 추정할 수 없다 (Groves, 2007). 위성항법시스템은 위성에서 발사된 전파를 이용하여 자신의 위치를 결정하는 방법으로 미국의 GPS(Global Positioning System), 러시아의 GLONASS(GLObal NAvigation Satellite System) 등이 대표적이다. 연속적으로 수신된 신호를 이용하여 미터 이내의 정밀한 위치를 결정할 수 있다는 장점이 있지만 고도 약 20,000km 상공에서 송신된 신호를 지상에서 수신할 때의 신호의 세기가 핸드폰의 1/1,000 수준으로 매우 약하기 때문에 의도적인 간섭이나 전파교란에 매우 취약하다 (Hofmann-Wellenhof *et al.*, 2007). 따라서 두 시스템의 단점을 보완하는 방법으로 이를 결합한 GNSS/INS 항법시스템이 개발 및 운용되고 있다. 그러나 GNSS/INS도 위성 신호를 수신할 수 없는 경우에는 INS의 오차를 보완할 수 없기 때문에 GNSS를 이용할 수 없는 경우에 대비하여 GNSS를 대체할 수 있는 독립적인 항법시스템을 구현하는 것이 필요하다. 대표적인 방법으로는 중력, 지자기, 지형과 같은 다양한 지구물리자료로부터 추출한 정보를 이용하여 INS의 위치를 보정하는 DB 기반 항법 시스템을 들 수 있다. 지형자료를 이용한 항법시스템은 1950년대 개발된 ATRAN(Automatic Terrain Recognition And Navigation)을 시작으로 TERCOM(TERrain CONtour Matching), SITAN(Sandia Inertial Terrain-Aided Navigation), PTAN(Precision Terrain Aided Navigation)까지 다양하며, 현재까지 구현된 항법시스템의 성능은 수십 미터 수준으로 알려져 있다 (Koch and Evans, 1980; Hollowell, 1990; Laur and LLanso, 1995; Honeywell, 2005). 중력, 지자기 자료의 경우도 1960년대 항법에 적용하기 위한 연구가 시작되었으나 측정센서 및 정밀한 DB 구축의 어려움과 환경적 요인에 따라 획득한 자료에 잡음이 많이 나타난다는 점 때문에 지형자료에 비해 널리 활용되지는 못하였다. 그러나 1990년대 이후 부피가 작고, 측정 정밀도가 높은 중력구배계의 개발에 힘입어 2000년대

들어 미국, 중국 등 몇몇 국가에서 중력을 이용한 항법 알고리즘 연구가 다시 시작되었다 (Vajda and Zorn, 1998; Rice *et al.*, 2000; Liu *et al.*, 2010). Richeson(2008)은 대상 지역에서 구축된 중력구배 DB를 기반으로 2개의 시뮬레이션 궤적을 생성하고, 중력구배계 및 INS의 성능에 따른 항법 결과를 비교/분석하였으며, DeGregoria (2012)는 지역적인 중력구배의 변화, 구배 DB 해상도 및 측정오차 등을 고려한 시뮬레이션을 통해 중력구배 기반 항법의 성능을 평가 및 발표하였다. 특히, 중력구배를 이용하는 경우는 독립적인 관측치를 동시에 다섯 개나 획득할 수 있다는 장점 때문에 선진국에서 많은 관심을 두고 있는 분야이다. 본 연구에서는 GNSS를 이용할 수 없는 경우 중력구배를 기반 항법의 효용성을 검토하기 위해 우리나라의 중력구배 DB를 구축하고, EKF를 바탕으로 중력구배 기반 항법시스템을 구현하였으며, DB/센서 오차, 비행고도를 고려한 시뮬레이션을 수행하여 항법 성능을 분석하였다.

2. 중력구배 DB 구축

중력구배란 중력의 변화량으로 중력의 미분치를 의미한다. 항법에서 사용되는 값은 중력이상값(gravity anomaly)을 Stokes' 적분하여 계산되는 섭동포텐셜(disturbing potential)을 각 방향에 대해 두 번 미분한 값으로 엄밀한 의미에서는 중력구배이상이다. 중력구배가 중력이상값을 토대로 구축되는 값인 만큼 중력구배를 계산하기 위해서는 신뢰할 수 있는 중력이상값을 확보하는 것이 필요하다. 우리나라의 경우 국토지리정보원의 주도 하에 2008년부터 국가 지오이드 모델 구축 및 한반도의 안정적인 중력망 구현을 목적으로 통합기준점, 수준점 및 삼각점에서 8,800여점의 자료를 획득하였다 (NGII, 2013). 그러나 대부분의 자료가 평지에서 획득되었고, 산악지역에서는 대부분 도로 또는 계곡에서 획득되었기 때문에 자료의 분포가 불균질하며, 평균 해상도는 약 2.5 ~ 5arcmin 수준에 머물러 있다. 따라서 고해상도의 중력구배 DB를 구축하기 위해서는 고해상도의 균일한 분포를 나타내는 중력이상값 DB를 먼저 구축할 필요가 있다. Jekeli *et al.*(2009)은 중력자료가 분포하지 않거나 자료의 분포가 낮은 지역에서의 자료를 보완하기 위해 지형자료와 중력이상값이 높은 상관관계를 나타낸다는 특징을 이용하여 지형자료로부터 중력이상값을 모델링하는 방법을 제시하였다. 중력이상값을 계산하는 과정을 간략히 요약하면 Fig. 1과 같다, 지형과 중력이상값 간의 관계는 Airy의 지각평형(isostasy) 이론을 토대로 도출되는데, 만약 Airy의 지각평형 이론을 완

벽하게 만족한다면 한 점 P에서 지형에 의한 포텐셜 ($V(P)$)을 계산할 수 있다 (Heiskanen and Moritz, 1967). 이 때, 포텐셜이 높이 H와 거리의 역수에 컨볼루션(convolution)으로 표현되므로 푸리에 변환을 실시하면 높이가 0보다 클 때의 지형자료에서 추정된 중력이상값(Δg_{DEM})을 계산할 수 있다. 그러나 지형을 토대로 계산된 중력이상값이 실제 중력이상값과 동일하지 않다. 따라서 가용한 실제 중력이상값(Δg_{True})을 기준으로 동일한 평면 상에 위치한다고 가정하고 융합하여 현실에 가까운 중력이상값($\Delta g_{Simulated}$)을 구축하게 된다.

Fig. 1. Procedures for gravity anomaly modeling

우리나라 중력이상값 모델링은 상기 연구를 바탕으로 수행되었으며, 기반자료로는 30arcsec로 재격자화한 SRTM(Shuttle Radar Topography Mission) 지형자료와 국토지리정보원의 육상중력자료를 이용하였다. Fig. 2는 우리나라 중력이상값 모델링에 사용한 기반자료와 모델링 결과로 도출된 중력이상값($\Delta g_{Simulated}$)을 나타낸 것이다.

Fig. 2. Fundamental data for gravity anomaly modeling and the results

Fig. 1에 나타난 과정을 통해 중력구배 계산 시 기반이 되는 중력이상값을 모델링하였기 때문에 이로부터 중력구배를 계산할 수 있다. 앞서 언급한 바와 같이 중력구배는 섭동포텐셜 (T)을 각 방향에 대해 미분한 값으로 이를 수식으로 나타내면 Eq. (1)과 같다. 이 때, x_1, x_2, x_3 은 각각 경도, 위도, 높이 방향으로 이는 항법좌표계에서 E, N, D에 해당한다. 최종 계산된 중력구배는 9개 요소로 구성되는 텐서(tensor)로서 라플라스 방정식을 만족하므로 대각성분은 $\Gamma_{33} = \Gamma_{11} + \Gamma_{22}$ 이며, 비대각성분은 동일한 값을 갖기 때문에 이 중 독립인 요소는 $\Gamma_{11}, \Gamma_{12}, \Gamma_{13}, \Gamma_{22}, \Gamma_{23}$ 이다.

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_{11} & \Gamma_{12} & \Gamma_{13} \\ \Gamma_{21} & \Gamma_{22} & \Gamma_{23} \\ \Gamma_{31} & \Gamma_{32} & \Gamma_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Gamma_{EE} & \Gamma_{EN} & \Gamma_{ED} \\ \Gamma_{NE} & \Gamma_{NN} & \Gamma_{ND} \\ \Gamma_{DE} & \Gamma_{DN} & \Gamma_{DD} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 T(r, \theta, \lambda)}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 T(r, \theta, \lambda)}{\partial x_1 \partial x_2} & \frac{\partial^2 T(r, \theta, \lambda)}{\partial x_1 \partial x_3} \\ \frac{\partial^2 T(r, \theta, \lambda)}{\partial x_2 \partial x_1} & \frac{\partial^2 T(r, \theta, \lambda)}{\partial x_2^2} & \frac{\partial^2 T(r, \theta, \lambda)}{\partial x_2 \partial x_3} \\ \frac{\partial^2 T(r, \theta, \lambda)}{\partial x_3 \partial x_1} & \frac{\partial^2 T(r, \theta, \lambda)}{\partial x_3 \partial x_2} & \frac{\partial^2 T(r, \theta, \lambda)}{\partial x_3^2} \end{bmatrix}$$

where $T(r, \theta, \lambda) = \frac{R}{4\pi} \iint \Delta g(\theta', \lambda') S(r, \psi) d\sigma, d\sigma = \sin\theta' d\theta' d\lambda'$
: Disturbing Potential,

$$S(r, \psi) = \frac{2R}{l} + \frac{R}{r} - \frac{3Rl}{r^2} - \frac{R^2}{r^2} \cos\psi \left(5 + 3 \ln \frac{r - R \cos\psi + l}{2r} \right)$$

: Stokes' function,

$\psi = \cos^{-1}(\cos\theta \cos\theta' + \sin\theta \sin\theta' \cos(\lambda - \lambda'))$: Spherical distance,

$\Delta g(\theta', \lambda')$: Gravity anomaly, θ', λ' : Position of gravity

anomaly (θ' : co-latitude), R : Mean radius of earth, σ : Integration area on the unit sphere

중력구배 계산 방법은 섭동포텐셜을 계산하기 위해 Stokes' 적분을 수행할 때 구면으로 가정하는지, 평면으로 가정하는지에 따라 구면근사법과 평면근사법으로 나눌 수 있다. 본

연구에서는 구면근사법을 선정 및 적용하였으며, 자세한 수식은 Lizhi(2007)의 논문을 참고하기 바란다. 비행 고도에 따른 성능 분석을 수행하기 위해 중력구배는 고도 100m, 1km, 2km, 3km에서 계산되었다. 이 때, 중력구배에서 독립인 요소는 5개이나 계산 시 단수차이(round-off) 등으로 인해 $\Gamma_{33} = \Gamma_{11} + \Gamma_{22}$ 가 정확하게 만족하지 않으므로 높이 방향($\Gamma_{33} = \Gamma_{11} + \Gamma_{22}$)

Table 1. Gravity Gradient DB (unit : Eö)

	Reference Height = 100m			Reference Height = 1000m

	Range	Mean	STD	Range	Mean	STD
Γ_{11}	-168.286 ~ 1323.053	121.891	168.961	-222.315 ~ 215.971	0.009	18.915
Γ_{12}	-872.456 ~ 920.546	0.013	64.889	-118.921 ~ 105.005	0.013	10.438
Γ_{13}	-304.924 ~ 253.150	-0.01	20.281	-258.016 ~ 204.207	-0.012	22.055
Γ_{22}	-596.194 ~ 3385.336	264.458	390.570	-179.070 ~ 142.610	1.578	15.186
Γ_{23}	-250.176 ~ 295.574	0.002	25.093	-196.548 ~ 205.962	-0.003	20.533
Γ_{33}	-4661.774 ~ 747.710	-386.349	557.347	-229.273 ~ 324.937	-1.587	26.866
	Reference Height = 2000m			Reference Height = 3000m

	Range	Mean	STD	Range	Mean	STD
Γ_{11}	-107.685 ~ 97.857	-0.428	11.565	-70.035 ~ 53.717	-0.427	8.382
Γ_{12}	-50.370 ~ 58.532	0.013	6.000	-31.580 ~ 35.843	0.013	4.289
Γ_{13}	-116.480 ~ 98.133	-0.014	13.060	-76.587 ~ 70.468	-0.016	9.455
Γ_{22}	-95.503 ~ 66.928	-0.471	9.559	-63.331 ~ 38.878	-0.47	6.654
Γ_{23}	-93.423 ~ 89.273	-0.005	11.343	-66.659 ~ 58.661	-0.006	7.985
Γ_{33}	-106.723 ~ 181.469	0.899	17.264	-54.744 ~ 119.311	0.897	12.334

x_3)으로 별도로 미분하여 Γ_{33} 까지 총 6개 요소를 산출하였다. Table 1은 고도별로 계산된 우리나라 중력구배를 나타낸 것으로 중력구배의 단위는 $E\ddot{o}=10^{-9}s^{-2}=0.1mGal/km$ 이다. 중력구배는 각 방향으로 두 번 미분하여 계산된 대각 성분($\Gamma_{11}, \Gamma_{22}, \Gamma_{33}$)이 비대각성분($\Gamma_{12}, \Gamma_{13}, \Gamma_{23}$)에 비해 상대적으로 큰 값을 나타내며, 지형 및 중력이상값과 유사하게 태백산맥, 지리산 등의 산악지역에서 그 값이 크게 나타나는 것이 특징이다. 또한, 중력은 고도가 높아질수록 값이 작아지는 물리량으로 중력구배도 고도가 100m에서 3km로 높아질수록 값이 작아진다. 특히, 고도 100m일 때는 중력구배 값이 너무 크기 때문에 눈에 띄는 경향이 없으나 고도가 높아질수록 미분한 방향으로 일정한 경향을 보인다.

3. 중력구배기반 항법 알고리즘

Fig. 3은 중력구배기반 항법의 개략도이다. 항체는 스트랩다운(strapdown) INS와 중력구배계, 기압고도계(barometric altimeter) 및 전자나침반(compass) 센서와 중력구배 DB를 탑재하고 운항한다고 가정하였다. 이 때, 항체의 속도, 자세 변화 때문에 발생하는 오차를 최소화하기 위해 중력구배계는 안정화된 플랫폼(stabilized platform)에 부착되어 있다고 가정하며, 중력구배계의 종류는 구배 텐서를 모두 측정할 수 있는 FTG(Full Tensor Gradiometer) 타입을 선정하였다. 중력구배계와 기타 센서(기압고도계 및 전자나침반)를 이용한 보정항법 알고리즘으로는 EKF를 이용하였다. 항체가 이동하면서 중력구배계로부터 중력구배값을 획득하게 되면 INS에서 나타내는 위치를 기준으로 항체에 탑재한 중력구배 DB와 비교하여 INS의 수평위치를 보완하며, 높이와 항체 자세 중 방향각(yaw)은 기압고도계에서 측정한 고도값과 전자나침반에서 관측한 값을 이용한다.

Fig. 3. Diagram of GGRN

EKF를 구현하기 위해서는 상태방정식과 측정방정식을 구성하여야 한다. 먼저, 상태방정식은 Eq. (2)와 같이 위치, 속도, 자세에 대한 항(x_f)과 IMU 오차(가속도계 및 자이로 바이어스 오차; x_a)를 포함한 15차 상태변수(x)와 시스템행렬(F)에 의한 수식으로 표현하였으며, 시스템행렬 유도 및 설명은 Titterton and Weston(2004)에서 확인할 수 있다. w 는 시스템 오차 행렬로 평균이 0인 백색잡음(white noise)의 랜덤 프로세스로 가정한다.

$$\dot{x}(t) = F(t)x(t) + w(t), \quad w(t) \sim N(0, Q) \quad (2)$$

$$\text{where } F(t) : \text{System matrix, } F(t) = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ F_{21} & F_{22} & F_{23} & F_{24} & O_{2 \times 3} \\ F_{31} & F_{32} & F_{33} & O_{3 \times 3} & F_{35} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

O : zero matrix

$x(t)$: 15-state vector, $x(t) = [x_f \ x_a]^T$

$x_f = [\delta\theta \ \delta\lambda \ |\delta h| \ \delta v_N \ |\delta v_E| \ \delta v_D \ |\delta\phi_N| \ \delta\phi_E \ |\delta\phi_D|],$

$x_a = [\delta\nabla_X \ |\delta\nabla_Y| \ \delta\nabla_Z \ |\delta\epsilon_X| \ \delta\epsilon_Y \ |\delta\epsilon_Z|]$

$w(t)$: System error matrix

측정방정식은 항체에 탑재한 센서가 중력구배계, 고도계, 전자나침반 등 세 종류이므로 각 센서에서 획득한 정보를 토대로 도출하여야 한다. 중력구배의 경우, 중력구배계에서 획득한 정보와 항체에 탑재한 중력구배 DB에서 추정된 정보의 차이를 측정치로 이용한다. 이 때, 중력구배계가 안정화된 플랫폼에 부착되어 있다고 가정하였기 때문에 관성프레임(inertial frame)에서 획득한 정보를 항체 기준의 항법프레임(navigation frame) 상의 값으로 변환하여야 중력구배 DB와 비교할 수 있다. 또한, 시계 오차를 추가로 고려하여야 하는데 이는 GNSS/INS 기반 항법에서와 같이 추정할 수 있는 값이므로 계산 후 보정량을 구배 차이값에서 빼면 된다. 시계 오차 모델링과 관련된 부분은 Brown and Hwang(1997)을 참고하기 바란다. Eq. (3)은 중력구배에 대한 측정방정식을 나타낸 것이다. 좌변을 측정치라고 할 때, 세부적으로는 중력구배계에서 획득한 구배와 DB에서 추출한 값의 차이(δL^n)에서 프레임 차이에 따른 구배 변화량과 시계 오차 $\left(\frac{\partial L^n}{\partial \psi^n} \right) \left[\frac{\partial \psi_{in}^n}{\partial cb_u} \right] c\delta b_u$ 를 보정한 값으로 구성된다. 우변은 측정치 간의 차이가 발생하는 이유를 나타낸 것으로 항체의 실제 위치와 INS에서 나타내는 위치 차이(δr^n)에 대한 관계식으로 표현된다. 우변에서 첫 번째 항은 위치 차이에 따른

구배 변화율($\frac{\partial \Gamma^n}{\partial \mathbf{r}^n}$)이며, 두 번째 항은 프레임 차이에 따른

효과($\left[\frac{\partial \mathbf{L}_{\psi}^n}{\partial \psi^n} \right] \left[\frac{\partial \psi_{in}^n}{\partial \mathbf{r}^n} \right]$)이다. 중력구배와 관련된 상세한 측

정치 유도 과정은 Richeson(2008)에 상세히 명시되어 있다.

$$\delta \mathbf{L}^n - \left[\frac{\partial \mathbf{L}_{\psi}^n}{\partial \psi^n} \right] \left[\frac{\partial \psi_{in}^n}{\partial c b_u} \right] c b_u = \left\{ \left[\frac{\partial \Gamma^n}{\partial \mathbf{r}^n} \right] + \left[\frac{\partial \mathbf{L}_{\psi}^n}{\partial \psi^n} \right] \left[\frac{\partial \psi_{in}^n}{\partial \mathbf{r}^n} \right] \right\} \delta \mathbf{r}^n \quad (3)$$

$$\text{where } \delta \mathbf{L}^n = \Gamma_{map} - \Gamma_{measured} = \begin{bmatrix} \Gamma_{11, map} - \Gamma_{11, measured} \\ \Gamma_{12, map} - \Gamma_{12, measured} \\ \Gamma_{13, map} - \Gamma_{13, measured} \\ \Gamma_{22, map} - \Gamma_{22, measured} \\ \Gamma_{23, map} - \Gamma_{23, measured} \\ \Gamma_{33, map} - \Gamma_{33, measured} \end{bmatrix},$$

$$\frac{\partial \mathbf{L}_{\psi}^n}{\partial \psi^n} = \begin{bmatrix} 0 & 2\Gamma_{23} & -2\Gamma_{12} \\ -\Gamma_{23} & \Gamma_{13} & \Gamma_{22} - \Gamma_{11} \\ \Gamma_{12} & \Gamma_{33} - \Gamma_{22} & -\Gamma_{13} \\ -2\Gamma_{13} & 0 & 2\Gamma_{12} \\ \Gamma_{11} - \Gamma_{33} & -\Gamma_{12} & \Gamma_{23} \\ 2\Gamma_{13} & -2\Gamma_{23} & 0 \end{bmatrix}, \quad \frac{\partial \psi_{in}^n}{\partial c b_u} = \begin{pmatrix} (\omega_e/c) \cos \theta \\ 0 \\ -(\omega_e/c) \sin \theta \end{pmatrix},$$

$$\frac{\partial \mathbf{L}^n}{\partial \mathbf{r}^n} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \Delta \Gamma_{11, map}}{\partial \theta} & \frac{\partial \Delta \Gamma_{11, map}}{\partial \lambda} \\ \frac{\partial \Delta \Gamma_{12, map}}{\partial \theta} & \frac{\partial \Delta \Gamma_{12, map}}{\partial \lambda} \\ \frac{\partial \Delta \Gamma_{13, map}}{\partial \theta} & \frac{\partial \Delta \Gamma_{13, map}}{\partial \lambda} \\ \frac{\partial \Delta \Gamma_{22, map}}{\partial \theta} & \frac{\partial \Delta \Gamma_{22, map}}{\partial \lambda} \\ \frac{\partial \Delta \Gamma_{23, map}}{\partial \theta} & \frac{\partial \Delta \Gamma_{23, map}}{\partial \lambda} \\ \frac{\partial \Delta \Gamma_{33, map}}{\partial \theta} & \frac{\partial \Delta \Gamma_{33, map}}{\partial \lambda} \end{bmatrix}, \quad \frac{\partial \psi_{in}^n}{\partial \mathbf{r}^n} = \begin{pmatrix} 0 & \cos \theta & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -\sin \theta & 0 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{r}^n = [\theta \ \lambda]$$

Γ_{map} : Gravity gradient map, $\Gamma_{measured}$: Gravity gradient from gradiometer, ψ_{in}^n : Skew symmetric rotation error matrix from the navigation to inertial frame with coordinates in the navigation frame, ω_e : Earth rotation rate, $c b_u$: Clock error, c : Speed of light, θ : Latitude, λ : Longitude

다음으로 고려할 센서는 고도계와 전자나침반이다. 중력구배의 경우는 센서에서 획득한 관측치와 DB에서 추출한 정보의 차이를 측정치로 이용하지만 기압고도계 및 전자나침반을 이용하는 경우는 센서에서 획득한 관측치를 직접 고도와 방향각 보정에 이용한다. 다시 말해서, INS에서 나타내는 고도와 방향각의 신뢰도가 낮기 때문에 INS에서 추정하

고도 및 방향각과 두 센서에서 측정한 값의 차이를 계산하여 INS에 더하게 된다.

Eq. (4)는 Eq. (3)에서 정의한 중력구배에 대한 측정방정식에 상기 두 보조 센서를 포함하여 최종 중력구배기반 항법에서 이용하는 측정방정식을 나타낸 것이다. EKF는 측정치와 상태변수 간의 관계를 선형으로 나타내므로 이를 간략하게 표현하면 Eq. (4)와 같다. 이 때, 측정치(z_k)는 Γ_{33} 를 포함하여 중력구배와 관련된 측정치가 6개, 기압고도계와 전자나침반을 모두 포함하면 8개가 된다. 측정치와 상태변수 간의 관계를 나타내는 설계행렬(H_k)은 중력구배의 경우는 위치에 따른 변화율과 프레임 차이에 따른 항으로 나타내고, 기압고도계와 전자나침반에 해당하는 값은 1이 된다. 측정치에 대한 관측 오차(v_k)는 앞서 상태방정식의 시스템 오차행렬에서와 같이 평균이 0인 백색잡음의 랜덤 프로세스로 모델링한다.

$$z_k = H_k x_k + v_k, \quad v_k \sim N(0, R) \quad (4)$$

$$\text{where } z_k = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{L}^n - \left[\frac{\partial \mathbf{L}_{\psi}^n}{\partial \psi^n} \right] \left[\frac{\partial \psi_{in}^n}{\partial c b_u} \right] c b_u \\ h_{ins} - h_o \\ \psi_{comp} - \psi_{ins} \end{bmatrix}$$

$$H_k = \begin{bmatrix} \frac{\partial \Delta \Gamma_{map}}{\partial \theta} & \frac{\partial \Delta \Gamma_{map}}{\partial \lambda} & 0 & 0_{6 \times 12} \\ 0 & 0 & 1 & 0_{1 \times 12} \\ 0 & 0 & 0 & 0_{1 \times 5} \quad 1 \quad 0_{1 \times 6} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{L}_{\psi}^n}{\partial \psi^n} & \frac{\partial \psi_{in}^n}{\partial \mathbf{r}^n} \end{bmatrix}_{6 \times 2}$$

4. 시뮬레이션

4.1 시뮬레이션 환경

중력구배기반 항법 성능을 분석하기 위한 시뮬레이션 환경은 다음과 같다. 항체는 전술급(navigation grade) IMU인 LN100과 FTG 중력구배계, 기압고도계 및 전자나침반과 앞서 구축한 해상도 30arcsec의 중력구배 DB를 탑재하고 운항한다고 가정한다. 탑재한 센서의 사양은 Table 2, 3과 같다. 비행고도는 3km이며 비행속도 350km/h로 등속직선 운항한다. 지역적인 중력구배 변화 정도와 운항 방향에 따라 항법 성능이 달라질 수 있기 때문에 Fig. 4와 같이 남쪽에서 북쪽방향으로 9개, 서쪽에서 동쪽방향으로 4개, 남서쪽에서 북동쪽으로 대각방향으로 1개 노선을 포함하여 총 14개 실험

궤적을 배치하였다. 항체는 매초마다 지구물리 센서에서 정보를 획득하여 INS에서 나타내는 위치, 속도 등의 상태변수를 갱신하는 것을 원칙으로 한다.

Fig. 4. Simulation trajectories

Table 2. INS specification (Model : LN100)

S/R [Hz]	Accelerometer		Gyro	
	Bias [mg]	VRW [m/s/√hr]	Bias [deg/hr]	VRW [deg/√hr]
50	0.0022	0.005	0.003	0.0015

VRW : Velocity Random Work

ARW : Angular Random Work

Table 3. Geophysical sensor specification

S/R [Hz]	Gradiometer [Eö]	Altimeter [m]	Compass [deg/√hr]
1	0.01, 0.1, 3, 5	5	0.5

지구물리자료 기반 항법 성능에 영향을 미치는 요소로는 DB와 센서 관측치의 오차, DB 해상도, 초기 위치오차 등이 있으며, 중력구배의 경우는 비행 고도에 따라 값의 민감도가 작아지기 때문에 고도에 따른 영향도 고려하여야 한다. 본 연구에서는 상기 다양한 요소 중 DB와 센서 관측치의 오차, 고도에 따른 항법 성능 분석을 수행하였다. 현재 상용으로 개발된 중력구배계는 Lockheed Martin 사의 Falcon과 3D FTG가 대표적이며, 상기 두 중력구배계의 정밀도는 각각 3Eö와 5Eö이다. 반면, 차세대 정밀한 중력구배계 개발을 목적으로 Maryland 대학 등에서 연구 중인 중력구배계

의 목표 정밀도는 0.1Eö 이상이다 (Richeson, 2008). 따라서 본 연구에서는 현재 상용으로 개발된 중력구배계의 정밀도와 연구용으로 개발되었거나 개발 예정인 중력구배계의 정밀도를 고려하여 DB와 센서 오차를 0.1-0.01Eö, 1-0.1Eö, 3-3Eö, 5-5Eö와 같이 총 네 가지 경우로 나누었다. 고도는 앞서 DB 구축 단계에서와 동일하게 100m, 1km, 2km, 3km로 나누고 각 고도에서 구축된 DB를 기준으로 시뮬레이션을 수행하였다. 중력구배를 기반으로 한 항법은 지형자료를 이용하는 경우에 비해 많은 관측치를 사용할 수 있다는 것이 큰 장점이다. Eq. (4)에서도 확인할 수 있듯이 FTG 타입의 중력구배계를 이용하는 경우 중력구배와 관련된 관측치의 개수만 6개이다. 반면 지형자료를 이용하는 경우는 전파 및 기압고도계 관측치로부터 추정된 지형의 높이와 지형 DB에서 추출한 높이 차이 하나만을 측정치로 이용한다. 만약 한 개의 측정치를 이용하는 경우 해당 정보가 잘못되었다면 항체가 발산할 가능성이 높아지지만 잉여관측치가 있다면 상호 보완적인 역할을 할 수 있기 때문에 이론적으로 중력구배를 이용하는 경우 보다 안정적인 항법이 가능하다. 이러한 주장을 검증하고, 중력구배기반 항법 성능을 보다 객관적으로 평가하기 위해 본 연구에서는 동일한 궤적에서 지형참조 항법 결과와 비교하였다.

항법 성능은 참 궤적과 중력구배기반 항법 결과의 차이를 위도, 경도 방향에 대해 계산한 후 이를 거리에 대한 값으로 환산한 수평오차의 평균제곱근오차(RMSE; Root Mean Square Error)를 기준으로 하며, 이를 수식으로 나타내면 Eq. (5)와 같다.

$$\sigma_{Horizontal} = \sqrt{\frac{\sum \Delta\theta^2 + \Delta\lambda^2}{n}} \quad (5)$$

where $\Delta\theta$: 참값과 INS에서 추정된 위도 차이, $\Delta\lambda$: 참값과 INS에서 추정된 경도 차이, n : INS 추정 위치의 개수

4.2 시뮬레이션 결과

Fig. 5는 고도 3km에서 수행한 시뮬레이션 결과로 14개 노선에서 DB 및 센서 오차와 비행고도에 따른 수평오차를 나타낸 것이며, Table 4는 노선별 항법 결과로 제시된 수평오차의 최대값 및 평균값이다. DB와 센서 오차가 커질수록 수평오차가 커지며, 동일한 DB 및 센서 오차를 가정하더라도 고도가 높아질수록 수평오차가 증가하는 것을 확인할 수 있다. 예를 들어, 고도가 100m인 경우는 DB와 센서 오차가 각각 0.1Eö와 0.01Eö일 때 평균 약 40cm 수준의 성능

을 나타내며 최대 오차는 91.3cm로 모든 노선에서 1m 이하로 수평오차가 작게 나타난다. 동일 고도일 때, DB와 센서 오차가 5Eö가 되어도 평균 10m의 우수한 항법 해를 얻을 수 있다. 그러나 고도가 1km가 되면 DB와 센서 오차를 최소로 부여하였을 때는 수평오차가 수 미터 수준으로 저해된다. 또한, DB와 센서 오차가 5Eö일 때의 수평오차의 평균은 30m 수준이며, 최대 오차는 130m에 이른다. 고도가 2km일 때 DB 및 센서 오차를 현재 개발된 중력구배계의 오차 수준인 3Eö로 가정하면 13개의 노선에서는 50m 이내의 수평오차를 나타내지만, 서쪽에서 동쪽방향으로 이동하는 10번 노선에서의 결과는 136m이다. 동일 고도일 때 DB와

센서 오차가 5Eö로 커지면 약 30m부터 최대 150m까지 나타나고, 노선별 수평오차에 일관성이 없다. 마지막으로 고도가 3km일 때, DB와 센서 오차가 각각 3Eö 이하인 경우는 모든 노선에서 참 궤적에 대해 200m 이내의 수평 오차를 보이지만 이보다 더 크게 5Eö로 가정하면 14개의 노선 중 절반인 7개의 노선에서 200m 이상, 최대 약 870m 수준의 큰 오차를 나타낸다. 그러나 적절한 위치 보상이 이루어지지 못하는 경우 INS만을 이용하여 항법을 수행하면 약 330km 비행했을 때 최종 위치오차가 1km 이상인 것을 감안하면 중력구배 기반 항법이 순수 항법에 비해 안정적임을 알 수 있다.

Fig. 5. Histogram of GGRN horizontal error considering DB/sensor error and altitude

Table 4. Horizontal error of GGRN (Error are DB - Sensor error, unit : m)

Error(Eö) Altitude(m)	0.1 - 0.01		1 - 0.1		3 - 3		5 - 5	
	Max	Mean	Max	Mean	Max	Mean	Max	Mean
100	0.913	0.386	6.641	2.616	21.891	6.407	36.399	9.606
1,000	3.598	1.558	18.115	9.518	86.424	23.893	130.623	33.646
2,000	9.186	4.556	93.549	26.887	136.107	48.081	152.016	79.507
3,000	15.278	8.440	141.924	46.501	192.678	106.773	865.305	294.346

특히, Fig. 5에서 검은색 점선 박스는 고도 별로 수평오차가 큰 궤적을 나타낸 것으로 궤적 10의 경우는 고도와 무관하게 큰 수평오차를 보인다. 이는 궤적 10이 위치한 지역이 상대적으로 중력구배의 변화가 작은 곳으로 지역적인 변화에 비해 큰 DB 및 센서 오차가 포함되면서 측정치 간의 선형성이 확보되지 못하여 오보정이 발생한 것으로 판단된다. Fig. 6은 궤적 10에서의 항법 결과와 중력구배 중 가장 큰 값을 나타내는 Γ_{33} DB를 함께 나타낸 것이다. 시간에 따른 수평 오차를 살펴보면 비행 시작 초반에 오차가 급증하는데 해당 지역에서의 DB도 초반에 큰 변화가 나타나지 않는 것을 확인할 수 있다. DB 변화 정도를 나타내는 표준편차를 살펴 보면, 비행초반의 DB 표준편차는 $2.237E\delta$ 로 이는 전체 노선에 대한 DB 표준편차인 $21.701E\delta$ 의 10% 수준 밖에는 되지 않는다. 특히, DB와 센서 오차가 $5E\delta$ 로 주어지는 경우 약 $10E\delta$ 수준의 오차가 추가되기 때문에 본래 DB가 나타낼 수 있는 지역적인 특성에 비해 더 큰 랜덤 오차가 측정치에 포함되므로 측정치와 DB로부터 추정된 기울기 간의 일관성을 결여시켜 결국 항체 위치를 적절히 보정할 수 없는 것이다.

Fig. 6. GGRN performance and DB in Trajectory 10

중력구배기반 항법 결과를 면밀히 분석하기 위해 기존에 널리 사용되던 지형참조 항법 결과와 비교하였다. 대조군이 되는 지형참조 항법의 시뮬레이션에서는 이동체가 3arcsec 해상도의 SRTM 지형 DB를 탑재하고 있다고 가정하였으며, 이 때 DB 오차는 5m로 설정하였다. 지형고도를 추정하기 위한 센서로는 기압도고계와 전파고도계를 탑재하고 있으며 센서 각각의 정밀도를 5m라고 가정하였을 때 센서로부터 추정된 지형고도는 약 10m 수준의 오차를 갖는다. 앞서 정의한 14개의 궤적에서 지형참조 항법 결과를 확인한 결과, 수평 오차가 고도와 무관하게 평균 10m 수준으로 나타났다. 이러한 결과는 기존 지형참조 항법 연구에서 도출된 결과와 일관성을 보인다. Mok *et al.*(2012)은 다양한 알고리즘을 바탕으로 지형참조 항법을 구현하였으며, 위도 $36\sim 36.2^\circ$, 경도 128° 의 궤적에서 약 228초간 이동하면서 총 50회의 몬테카를로 (Monte-Carlo) 시뮬레이션을 수행한 결과로 약 10~20m 수준의 수평오차가 발생한다는 결과를 발표하였다.

Table 5는 14개의 시뮬레이션 궤적에서 중력구배기반 항법과 지형참조 항법 결과를 비교한 것이다. 표에서 no.Traj는 중력구배기반 항법이 지형참조 항법에 비해 우수한 성능을 나타내는 궤적의 개수이고, Ratio는 우수한 성능을 나타내는 궤적의 수를 전체 노선 개수에 대한 비율로 나타낸 것이다. 고도가 100m일 때, 중력구배기반 항법에서 DB와 센서 오차를 각각 $1E\delta$ 와 $0.1E\delta$ 이하로 가정하면 모든 궤적에서 중력구배기반 항법이 지형참조 항법에 비해 우수한 결과를 나타낸다. 동일 고도에서 DB와 센서 오차가 커지면 몇몇 노선에서 지형참조 항법이 우수한 결과를 보이는 경우가 있으나 DB와 센서 오차가 $3E\delta$ 일 때는 약 93%, $5E\delta$ 일 때는 57%로 중력구배기반 항법이 지형참조 항법에 비해 대체로 우수한 결과를 보인다. 그러나 고도가 1km가 되면 DB 및 센서 오차가 각각 $1E\delta$ 와 $0.1E\delta$ 이하인 경우는 중력구배기반 항법이 대체로 우수한 성능을 나타내지만 오차가 $3E\delta$ 이상이 되면 지형참조

Table 5. Total number of trajectories and its ratio showing better performance in GGRN compared to TRN (Error are DB - Sensor error)

Error($E\delta$) Altitude(m)	0.1 - 0.01		1 - 0.1		3 - 3		5 - 5	
	no.Traj	Ratio(%)	no.Traj	Ratio(%)	no.Traj	Ratio(%)	no.Traj	Ratio(%)
100	14	100	14	100	13	92.86	8	57.14
1,000	14	100	8	57.14	1	7.14	0	0
2,000	13	92.86	0	0	0	0	0	0
3,000	10	71.43	0	0	0	0	0	0

항법이 더 정밀한 항법 성능을 나타낸다. 이러한 결과는 고도가 높아질수록 더 두드러진다. 고도가 2km 이상일 때 중력구배기반 항법에서 지형참조 항법과 유사한 수준의 항법 결과를 확보하기 위해서는 DB 정밀도는 0.1Eö, 중력구배계의 관측정밀도는 0.01Eö로 가용한 가장 정밀한 DB 및 센서를 탑재하여야 한다. 이는 중력구배를 항법에 적용하여 우수한 성능을 확보하기 위해서는 앞으로 개발 예정인 중력구배계의 정밀도가 확보되어야 한다는 의미이다.

5. 결론

본 연구에서는 GNSS를 사용할 수 없는 환경에 대응하여 INS의 오차를 보정할 수 있는 정밀 항법 시스템 구축을 목적으로 우리나라 중력구배 DB를 구축하고, 이를 기반으로 한 항법 알고리즘을 구현하였다. 중력구배 DB는 균일한 정밀도 및 해상도를 갖도록 지형자료와 가용한 육상중력자료를 이용하여 중력이상값을 모델링 한 후 이를 Stokes' 적분하여 섭동포텐셜을 계산하고 다시 수평 및 수직방향으로 미분하는 두 단계를 거쳐 구축하였다. 최종 구축된 중력구배 DB는 독립인 요소 $\Gamma_{11}, \Gamma_{12}, \Gamma_{13}, \Gamma_{22}, \Gamma_{23}$ 와 중력구배 요소 중 가장 큰 값인 Γ_{33} 를 포함하여 총 6개이다. 중력구배는 고도가 높은 지역에서 대체로 큰 값을 나타내며, 대각성분($\Gamma_{11}, \Gamma_{22}, \Gamma_{33}$)이 비대각성분($\Gamma_{12}, \Gamma_{13}, \Gamma_{23}$)에 비해 상대적으로 큰 변화를 보인다. 또한, 고도가 높아질수록 그 값이 작아지는 것이 특징이다.

중력구배를 기반으로 한 항법을 구현하기 위한 알고리즘으로는 EKF를 적용하였다. INS의 경우 고도 및 방향각 보정에 취약하므로 고도계와 전자나침반을 보조 센서로 함께 이용하도록 설계하였다. 중력구배기반 항법의 성능은 우리나라 전역에 배치한 총 14개의 궤적을 대상으로 시뮬레이션 한 결과를 기반으로 분석하였다. 시뮬레이션에서는 항체에 탑재된 DB와 중력구배계의 정밀도와 고도를 고려하였으며, 항법 성능은 참 궤적에 대한 수평 오차의 RMSE를 기준으로 평가하였다. 그 결과 DB와 센서 오차가 작을수록, 비행고도가 낮을수록 우수한 항법 결과가 획득되었으며, DB와 중력구배계의 오차가 각각 0.1Eö와 0.01Eö로 정밀한 경우는 고도와 무관하게 안정적인 항법 성능을 확보할 수 있음을 확인하였다. 반면, 지역적인 변화가 낮은 지역에서 DB와 센서 오차가 크게 부여되면 측정치와 설계 행렬간의 선형성을 확보하지 못해 항법 성능이 급격히 저하되는 경우가 나타나므로 변화가 작은 지역에서는 보다 정밀한 DB와 측정 센서가 필요하다는 결론을 도출하였다. 지구물리자료를 기반으로 한 항

법 중 가장 보편적으로 이용되는 지형참조 항법과 중력구배기반 항법 결과를 동일한 궤적에서 비교하면 고도가 낮은 경우에는 DB 및 센서 오차와 무관하게 중력구배기반 항법 결과가 대체로 우수하게 나타났다. 그러나 고도가 높아지면 지형참조 항법은 10~20m 내외의 정밀한 항법 성능이 유지되는 반면 중력구배기반 항법은 높은 정밀도의 DB와 중력구배계를 이용한 경우에 지형참조 항법과 유사한 수준의 결과를 획득할 수 있었다. 본 연구에서는 항법에 영향을 미치는 요소로 DB와 센서 오차, 비행고도만을 고려하였으나 그 외에도 DB 해상도, 비행속도 및 갱신 주기 등도 항법 성능에 영향을 미치는 요소이다. 따라서 보다 안정적인 항법 성능을 확보하기 위해서는 다른 환경적인 요인을 고려하여 면밀한 분석을 수행할 필요가 있다.

감사의 글

본 연구는 방위사업청/국방과학연구소 09'착수 기초연구사업-지능형 데이터베이스 기반 항법 기술 사업 과제의 연구비 지원에 의해 수행되었습니다.

References

- Brown, R.G. and Hwang, P.Y.C. (1997), *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering 3rd Edition*, John Wiley & Sons Inc., New York, NY, USA, 480p.
- Heiskanen, W.A. and Moritz, H. (1967), *Physical Geodesy*, W. H. Freeman and Co, San Francisco, CA, USA, 403P.
- Hollowell, J. (1990), HELI/SITAN: A terrain referenced navigation algorithm for helicopter, *Proceedings of IEEE Position Location and Navigation Symposium*, IEEE, 20-23 March, Las Vegas, NV, USA, pp. 616-625.
- Honeywell (2005), Precision Terrain Aided Navigation (PTAN), *Honeywell International Inc.*, New Jersey, NJ, USA, <http://www.honeywell.com/sites/servlet/com.merx.npoint.servlets.DocumentServlet?docid=D01BFCE4D-78D2-A2C0-D1D9-115FAEC2DCE7>, (last date accessed: 24 January 2013)
- Jekeli, C., Yang, H.J., and Kwon, J.H. (2009), Using gravity and topography-implied anomalies to assess data requirements for precise geoid computation, *Journal of*

- Geodesy*, Vol. 83, No. 6, pp. 1193-1202,
- Koch, R.F. and Evans, D.C. (1980), ATRAN terrain sensing guidance the grand-daddy system, *Proceedings of the Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers*, Image Processing for Missile Guidance, 23, December, San Diego, CA, USA, pp. 2-9.
- Laur, T.M. and Llanso, S.L. (1995), *Encyclopedia of Modern U.S. Military Weapons*, The Army Times Publishing Company with Berkley Publishing Group, New York, NY, USA, 496p.
- Lizhi, Z. (2007), *Gradient Modeling with Gravity and DEM*, Report No. 483, The Ohio State University, Columbia, OH, USA, pp. 44-52.
- Mok, S., Bang, H., and Yu, M. (2012), Performance comparison of nonlinear Kalman filtering based terrain referenced navigation, *Journal of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 40, No. 2, pp. 108-117. (in Korean with English abstract)
- NGII (2013), *Construction of Precision Geoid Model in Korea*, No. 11-1613436-000018-01, NGII, Suwon, Korea, pp. 10-12. (in Korean)
- Rice, H., Mendelsohn, L., Aarons, R., and Mazzola, D. (2000), Next generation marine precision navigation system, *Proceedings of IEEE Position Location and Navigation Symposium*, IEEE, 13-16 March, San Diego, CA, USA, pp. 200-206.
- Richeson, J.A. (2008), *Gravity Gradiometer Aided Inertial Navigation Within Non-GNSS Environments*, Ph. D. dissertation, University of Maryland, College Park, MD, USA, 405p.
- Titterton, D. and Weston, J.L. (2004), *Strapdown Inertial Navigation Technology 2nd Edition*, The Institution of Electrical Engineers, London, UK, 558p.
- Vajda, S. and Zorn, A. (1998), Survey of existing and emerging technologies for strategic submarine navigation, *Proceedings of IEEE Position Location and Navigation Symposium*, IEEE, 20-23 April, Palm Springs, CA, USA, pp. 309-315