

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 40(12), 1086-1092(2012)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.12.1086>

항공기에 탑재된 DGPS/INS 복합항법 장치의 비행 시험 성능 평가를 위한 기준궤적의 Lever Arm 보정

박지희*, 이성우*, 박덕배**, 신동호**

Lever Arm Compensation of Reference Trajectory for Flight Performance Evaluation of DGPS/INS installed on Aircraft

Ji-Hee Park*, Seong-woo Lee*, Deok-bae Park** and Dong-Ho Shin**

LIGNex1 Avionics R&D Lab.*, Agency for Defense Development**

ABSTRACT

It has been studied for DGPS/INS(Differential Global Positioning System/Inertial Navigation System) to offer the more precise and reliable navigation data with the aviation industry development. The flight performance evaluation of navigation system is very significant because the reliability of navigation data directly affect the safety of aircraft. Especially, the high-level navigation system, as DGPS/INS, need more precise flight performance evaluation method. The performance analysis is performed by comparing between the DGPS/INS navigation data and reference trajectory which is more precise than DGPS/INS. The GPS receiver, which is capable of post-processed CDGPS(Carrier-phase DGPS) method, can be used as reference system. Generally, the DGPS/INS is estimated the CG(Center of Gravity) point of aircraft while the reference system is output the position of GPS antenna which is mounted on the outside of aircraft. For this reason, estimated error between DGPS/INS and reference system will include the error due to lever arm. In order to more precise performance evaluation, it is needed to compensate the lever arm. This paper presents procedure and result of flight test which includes lever arm compensation in order to verify reliability and performance of DGPS/INS more precisely.

초 록

항공 산업의 발전에 따라 정밀하고 신뢰성 높은 항법 정확도를 제공하기 위하여 DGPS/INS 복합항법 장치에 대한 많은 연구가 수행되고 있다. 이러한 항법 시스템의 항법 정확도는 항공기의 안전성과 신뢰성에 직접적인 영향을 끼치기 때문에 항법 시스템의 비행 시험 검증은 매우 중요하다. 특히 DGPS/INS 복합항법 장치와 같은 높은 수준의 위치 정확도를 가지는 항법시스템을 검증하기 위해서는 보다 정확한 비행 항법 성능 평가기법이 필요하다. 항법 성능 검증은 DGPS/INS보다 정밀한 항법 정확도를 가지는 기준 궤적과의 비교 분석을 통해 이루어지며 기준 수신기는 수 cm수준의 CDGPS 후처리 기법이 가능한 GPS 수신기를 사용해야 한다. 일반적으로 DGPS/INS 복합항법 장치의 출력 점은 항공기의 무게중심점으로 GPS 안테나의 위치를 출력하는 GPS 수신기와 다르기 때문에 출력데이터

† Received: September 10 2012, Accepted: November 13 2012

<http://journal.ksas.or.kr/>

** Corresponding author, E-mail : jihee.park@lignex1.com

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

의 가공없이 성능 평가를 진행할 경우 추정 오차에 안테나 위치와 항공기의 무게중심점 간 거리 오차가 포함된다. 따라서 보다 정확한 항법 성능 평가를 위하여 기준 궤적 생성을 위한 GPS 수신기의 Lever Arm 보정이 필요하다. 본 논문에서는 DGPS/INS 복합항법 장치의 비행항법 성능 검증을 위하여 기준궤적의 Lever Arm 보정을 포함한 비행시험 성능평가 절차 및 비행 시험 결과를 제시한다.

Key Words : Aircraft(항공기), DGPS/INS(DGPS/INS 복합항법 장치), Post-processed CDGPS(CDGPS 후처리 기법), Lever Arm Compensation(Lever Arm 보정)

I. 서 론

근래에는 항공기의 무인화 및 자동화에 따라 신뢰도 향상을 위하여 개발항공기의 시험평가에 대한 중요도가 증가하고 있는 추세이다[1]. 항법 시스템 분야 역시 항공기의 발전에 따라 정밀하고 신뢰성 높은 항법 정확도를 제공을 위한 기술이 활발히 연구되고 있다. 그 대표적인 장비로는 GPS/INS(Global Positioning System/Inertial Navigation System) 복합항법 장치에 1~10m 수준의 위치 정확도를 제공하는 DGPS(Differential-GPS)기법을 도입한 DGPS/INS 복합항법 장치가 있다[2,3]. 이러한 항법 시스템의 항법 정확도는 항공기의 안전성과 신뢰성에 직접적인 영향을 끼치기 때문에[3] 항법 시스템의 비행 시험 검증은 매우 중요하다. DGPS/INS 복합항법 장치와 같은 높은 수준의 위치 정확도를 가지는 항법시스템을 검증하기 위해서는 보다 정밀한 비행 항법 성능 평가기법이 필요하다.

항법 성능 평가는 항공기의 항법 시스템보다 높은 항법 정확도를 가지는 기준 궤적과의 비교 분석을 통해 이루어질 수 있다. 기준궤적은 성능평가 대상 장비보다 약 8~10배 이상의 높은 항법 정확도를 가져야 하므로[4] 1~2m 또는 그 이하의 정확도를 가지는 DGPS/INS 복합항법 장치의 성능 평가를 위해서는 최소 0.1m 이하의 성능을 갖는 기준궤적이 필요하다. 하지만 DGPS의 성능 평가를 위하여 기존에 사용된 광학 추적기(Optical Tracker) 또는 레이저 추적기(Laser Tracker) 시스템의 성능은 0.2~0.5m로 위 성능을 만족하지 못하므로 기준궤적용 장치로 사용할 수 없다. 따라서 기준 궤적 생성을 위해 cm 수준의 정밀한 위치 정확도를 제공하는 기준궤적용 항법 장치가 필요하므로 본 논문에서는 CDGPS 후처리 기법[5]이 가능한 GPS 수신기를 사용하였다.

중/대형 항공기에 장착되는 정밀한 항법 시스템의 경우 항공기의 무게중심점을 기준으로 항법 정보를 출력하고 GPS 수신기는 연결된 안테나의 위치로 서로 다른 위치를 출력한다. 때문에 그대로 성능 평가를 진행할 경우 추정 오차에 안테나 위치와 항공기의 무게중심 간 거리만큼의 바이어스 오차가 포함된다. 따라서 보다 정확한 항법 성능 평가를 위하여 기준 궤적 생성을 위한 GPS 수신기의 Lever Arm 보정이 필요하다. 본 논문에서는 DGPS/INS 복합항법 장치의 비행항법 성능 검증을 위하여 Lever Arm 보정을 포함한 비행시험 성능평가 절차 및 결과를 제시한다. 항법 성능 검증은 CDGPS 후처리 기법으로 정밀한 위치 성능을 가지는 DL-V3를 기준국과 항공기에 각각 장착하여 DGPS/INS 복합항법 장치와의 비교 분석을 통해 수행하였다.

II. 본 론

2.1 DGPS/INS 복합항법 장치 운용개념

Figure 1은 항공기에 장착된 DGPS/INS 복합항법 장치의 운용 개념을 나타낸다. DGPS 기법 사용을 위하여 관제탑에서는 미리 측정한 지점에 DGPS 기준국을 운용하며 DGPS 기준국의 안테나는 정확한 위치를 알고 있는 지점에 고정되어 있다[2,6]. DGPS 보정 정보의 포맷은 radio beacon broadcast를 지원하는 RTCM SC-104 표준에 따르며[7] 코드기반의 DGPS 모드 동작을 위한 RTCM1을 전송한다. DGPS/INS 복합항법 장치는 수신한 DGPS 보정정보를 이용하여 DGPS/INS 복합 항법을 수행함으로써 보다 정밀한 항법 해를 제공한다[2].

2.2 비행시험 환경 및 성능 평가 절차

성능 평가용 기준 궤적 생성을 위한 고정밀 항법 장비 GPS 수신기는 NovAtel사의 DL-V3를

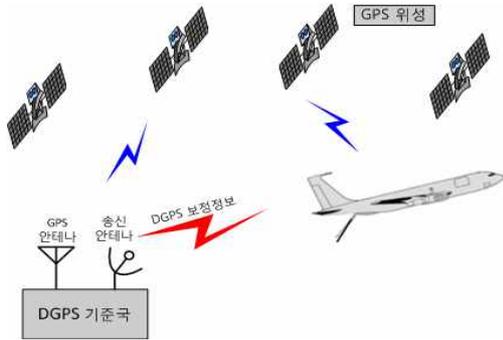


Fig. 1. Operational Concept of DGPS/INS in Aircraft

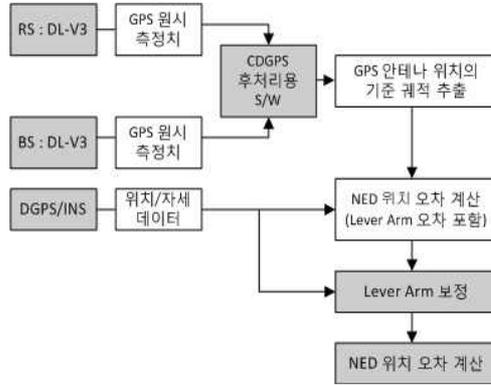


Fig. 3. Procedure of Flight Performance Evaluation

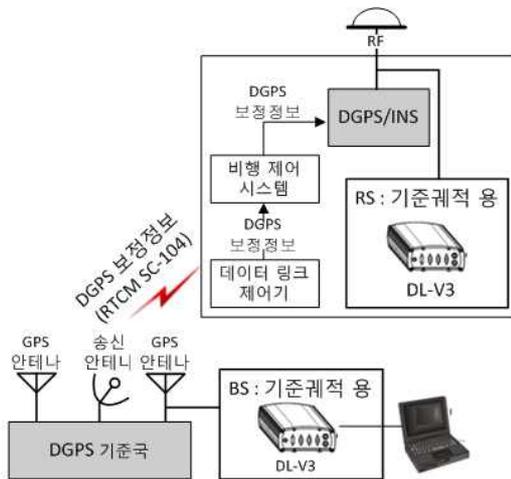


Fig. 2. Block Diagram of Flight Test Equipments

사용하였다. DL-V3는 CDGPS 후처리 기법을 사용할 경우 5mm의 정밀한 항법해를 제공한다.

Figure 2는 비행 시험을 위한 장비의 블록도를 나타낸다. 항공기 내부에는 기준 궤적을 획득하기 위한 이동국(RS; Rover Station)인 DL-V3를 설치하였으며, 관제탑에 기준국(BS; Base Station)을 설치하였다. GPS 안테나는 GPS 신호 분배기를 사용하여 GPS/INS 통합항법 장치와 이동국 DL-V3가 공유하도록 하였다. 이동국 DL-V3는 치구를 이용하여 DGPS/INS 복합항법 장치가 장착된 동일한 공간에 장착하였다.

위와 같은 환경에서 비행 시험을 진행하였다. 항공기를 점검하는 동안 통합 항법 장치의 자체 점검과 정렬을 수행하였다. 정렬은 각속도계 및 가속도계를 이용하여 자체 정렬을 수행하였으며, 정렬 완료 후 비행 시험을 수행하였으며, 이/착

륙 동안은 DGPS/INS 모드로, 비행 중에는 GPS/INS 모드로 운영하였다. 비행 시험을 수행하는 동안 지상에서는 미리 측정한 지점에서 기준국 DL-V3를 운용하여 기준 궤적을 위한 GPS 원시 측정치 정보를 수신하였다.

비행시험 후 DGPS/INS 복합항법 장치의 성능 평가를 수행하였으며 성능평가 절차는 Fig. 3에 나타내었다. 항공기 내부에 장착된 이동국 DL-V3와 기준국 DL-V3로부터 획득한 각각의 GPS 원시 측정치를 NovAtel사의 상용 CDGPS 후처리 소프트웨어를 이용하여 데이터를 처리함으로써 GPS 안테나 위치의 CDGPS 기준 궤적을 획득하였다. 이때 DGPS/INS 복합항법 장치의 출력 위치는 항공기의 무게중심 점이므로 CDGPS 기준 궤적과 일치하지 않는다. 따라서 획득된 CDGPS 기준 궤적에 대해 DGPS/INS 복합항법 장치와의 NED 위치 오차를 계산하면 이 NED 오차에는 Lever Arm으로 인해 발생한 NED 위치 오차가 포함된다. 따라서 이 NED 위치 오차에서 DGPS/INS로부터 획득된 자세 데이터를 이용하여 GPS Lever Arm 보정을 수행함으로써 최종적인 NED 위치 오차를 추정하였다. Lever Arm 보정방법에 대해서는 2.3 절에서 설명한다.

2.3 Lever Arm 보정

항공기에 장착된 DGPS/INS 복합항법 장치는 일반적으로 항공기 내부의 무게중심점을 출력하지만, 기준 궤적을 위한 GPS 수신기는 항공기 외부에 장착된 안테나의 위치를 출력한다. 때문에 그대로 성능 평가를 진행한다면 추정 오차에 안테나 위치와 항공기의 무게중심점 간 거리만큼의 바이어스 오차가 포함된다. 따라서

보다 정확한 항법 성능 평가를 위하여 기준 궤적 생성을 위한 GPS 수신기의 Lever Arm 보정이 필요하다.

DGPS/INS 복합 항법 장치의 결과와 기준 궤적으로부터 추정된 위치 오차는 식 (1)과 같다. 그리고 Lever Arm은 GPS 안테나 위치와 항공기의 무게중심 점간의 거리로써 식 (2)와 같이 표현할 수 있다.

$$\hat{e}_{ECEF} = (\hat{P}_R - \hat{P}_D)_{ECEF} \quad (1)$$

$$L = (P_{CG} - P_{GPSAnt})_B \quad (2)$$

여기서,

$$\hat{P}_D = (P_{CG} + e_D)_{ECEF}$$

$$\hat{P}_R = (P_{GPSAnt} + e_R)_{ECEF}$$

P_{CG} 는 항공기의 무게중심 점이고, P_{GPSAnt} 는 GPS 안테나 위치, e_D 는 DGPS/INS의 실제 오차, e_R 은 기준 궤적의 실제 오차를 의미한다. 식 (1), (2)를 통해 알 수 있듯이 DGPS/INS 복합항법 장치와 기준 궤적은 ECEF(earth-centered earth-fixed) 좌표로 표현되고 Lever Arm은 동체 좌표계로 표현되기 때문에 먼저 두 좌표를 일치시켜야 Lever Arm을 보정할 수 있다. Fig. 4는 Lever Arm 보정을 위한 과정을 그림으로 나타낸 것이다. 먼저 식 (1)을 식 (3)과 같이 NED 좌표로 변환시킨다. 위, 경도 값을 NED 좌표로 변환하기 위해서는 횡 곡률반경(R_N ; Radius of curvature in the prime vertical) 및 자오선 곡률반경(R_M ; Radius of curvature in the meridian)과 WGS 84를 위한 변수들인 지구의 장반경(R ; semi-major axis)과 평편도(f ; flattening)가 필요하다[8,9].

$$d\hat{e}_N = \begin{bmatrix} d\hat{N} \\ d\hat{E} \\ d\hat{D} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{d\mu}{\text{atan}\left(\frac{1}{R_M}\right)} \\ dl \\ \frac{\text{atan}\left(\frac{1}{R_N \cos \mu_o}\right)}{-dh} \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서

$$R_N = \frac{R}{\sqrt{1 - (2f - f^2)\sin^2 \mu_o}}$$

$$R_M = R_N \frac{1 - (2f - f^2)}{\sqrt{1 - (2f - f^2)\sin^2 \mu_o}}$$

$d\mu = \mu - \mu_o$: 기준궤적과의 위도 차이

$dl = l - l_o$: 기준궤적과의 경도 차이

$dh = -(h - h_o)$: 기준궤적과의 높이 차이

$$1/f = 298.257223563$$

$$R = 6378137m$$

다음으로, NED 좌표로 표현된 식 (3)을 식 (4)와 같이 동체좌표계로 변환해야 한다[9].

$$d\hat{e}_B = C_N^B \times d\hat{e}_N \quad (4)$$

여기서

$$C_N^B = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi & \cos\theta \sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi \sin\phi \sin\theta \sin\psi + \cos\phi \cos\psi \sin\phi \cos\theta & \sin\phi \sin\theta \sin\psi + \cos\phi \cos\psi \sin\phi \sin\theta \cos\theta & \sin\phi \cos\theta \\ \cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi \cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi \cos\phi \cos\theta & \cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi \cos\phi \sin\theta & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix}$$

동체좌표계로 변환된 식 (4)과 Lever Arm 좌표 식 (2)를 이용하여 식 (5)와 같이 Lever Arm을 보정할 수 있다.

$$de_B = \hat{e}_B + L \quad (5)$$

Lever Arm이 보정된 식 (5)의 좌표를 다시 NED 좌표로 변환하면, 최종적으로 식 (6)과 같이 기준궤적에 대한 NED 위치 오차를 계산할 수 있다[9].

$$de_N = C_B^N \times de_B = \begin{bmatrix} dN \\ dE \\ dD \end{bmatrix} \quad (6)$$

여기서,

$$C_B^N = (C_N^B)^T$$

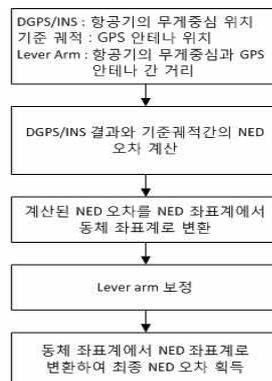


Fig. 4. Procedure of lever arm compensation

2.4 비행 시험 결과

Figure 5는 비행궤적을 나타낸 그래프로 비행 전체 구간에서 DGPS/INS 복합항법 장치가 DGPS/INS 항법해를 제공하는 구간만을 나타내었다. Region A는 이륙부터 약 550초 후까지, Region B는 착륙하기 약 950초전부터 착륙까지를 나타낸다. 이때, DGPS/INS 복합항법 장치는 DGPS 기준국으로부터 약 25km 이내에서 DGPS/INS 항법해를 제공하였다. Fig. 6은 Region A와 B 구간에 대해 각 시험별로 기준궤적과 DGPS/INS의 비행궤적을 나타내었다.

Figure 7은 Lever Arm 보정 전 기준궤적에 대한 DGPS/INS 항법해의 NED 위치 오차와 보정 후의 NED 위치 오차를 나타낸 그래프이다. 이때 Lever Arm은 동체좌표를 기준으로 X축 약 0.9m, Y축 약 -0.1m, Z축 약 0.6m이다. Table 1은 기준궤적의 Lever Arm 보정 전후의 NED 위치 오차를 RMS로 계산한 결과이다. Fig. 7로부터 Lever Arm 보정 후 NED의 오차가 대체적으로 줄어든 것을 확인할 수 있으며 Lever Arm 보정 후의 기준궤적과 비교한 DGPS/INS 복합항법 장치의 항법해가 1~4m 정도의 오차를 내며 안정적인 항법 정보를 제공하였음을 확인하였다.

Table 1은 기준궤적의 Lever Arm 보정 전/후에 대한 DGPS/INS 항법해의 NED 위치 오차(RMS)를 제시한 것으로 기준궤적의 Lever Arm 보정 후에 오차가 줄어들었음을 확인할 수 있다. 또한 Lever Arm 보정 후에 대한 DGPS/INS 복합항법 장치의 N, E 오차는 1mRMS 이내, D는 1.6mRMS 이내의 정밀한 항법해를 제공함을 확인하였다.

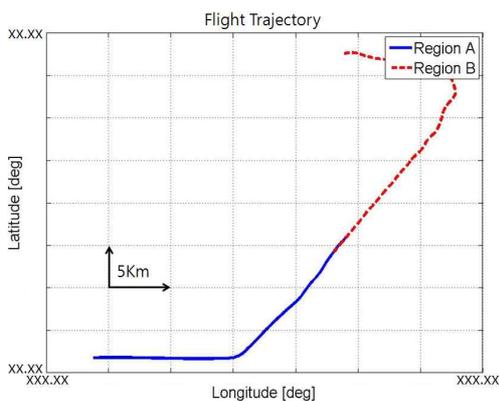
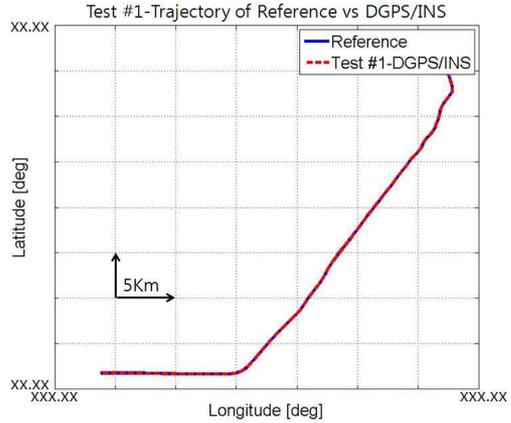
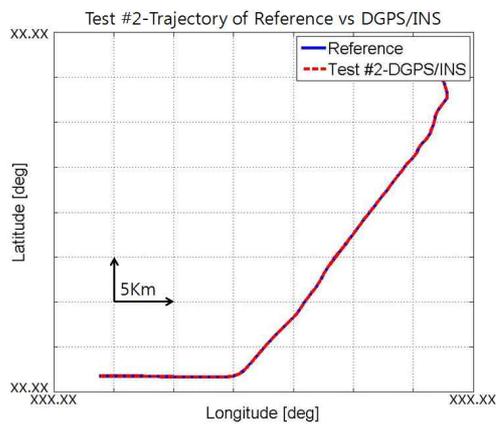


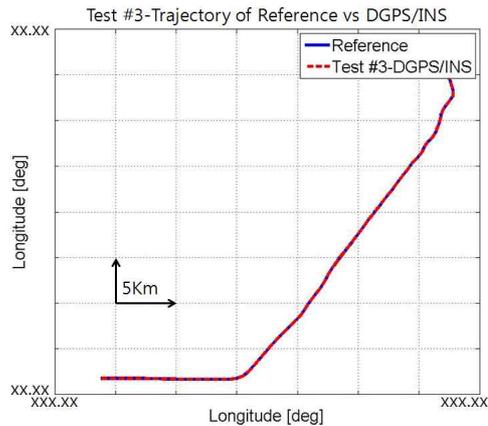
Fig. 5. Flight Trajectory



(a) Test #1



(b) Test #2



(c) Test #3

Fig. 6. Flight trajectory of DGPS/INS for each test

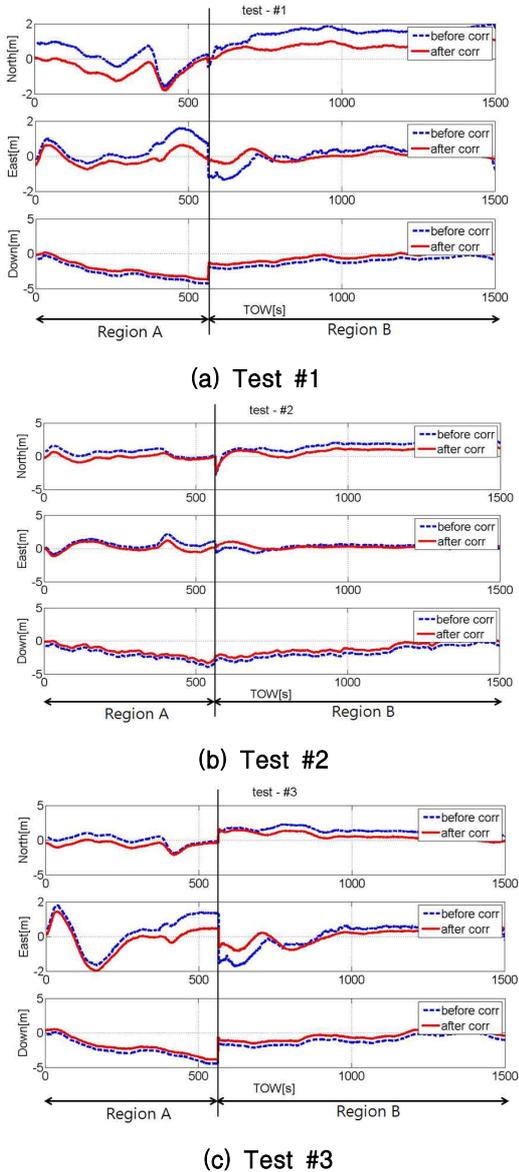


Fig. 7. NED position error before and after Lever Arm correction of reference trajectory for each test

Table 1. NED position error (RMS) before and after Lever Arm correction of reference trajectory for each test

시험	Lever Arm 보정 전 [m]			Lever Arm 보정 후 [m]		
	N	E	D	N	E	D
#1	1.284	0.623	2.03	0.766	0.313	1.599
#2	1.374	0.638	2.05	0.767	0.45	1.551
#3	1.165	0.865	1.96	0.778	0.642	1.543

III. 결 론

본 논문에서는 DGPS/INS 복합항법 장치의 비행항법 성능 검증을 위하여 Lever Arm 보정을 포함한 비행시험 성능평가 절차 및 결과를 제시하였다. 성능 평가를 위해 항공기 내부와 지상에 기준궤적 생성용 GPS 수신기, DL-V3를 설치하고 각 수신기로부터 추출한 GPS 원시 측정치를 CDGPS 후처리하여 정밀한 비행 궤적을 획득하였다. DGPS/INS 복합항법 장치는 기준국으로부터 25km 이내에서 DGPS/INS 항법해를 제공하였으며, 이 결과와 Lever Arm 보정 전/후의 CDGPS 기준궤적을 비교하여 성능 검증을 수행하였다. 시험 결과, N, E, D 각 축에 대해 기준궤적의 Lever Arm 보정 후의 NED 위치 오차가 줄어들었고 DGPS/INS 복합항법 장치가 0.7~ 1.6m의 항법해를 안정적으로 제공함을 확인하였다. 따라서 본 논문에 기술된 성능 평가 방법을 통하여 국내항공기에 장착된 DGPS/INS 복합항법 장치의 성능 검증을 완료하였으며, 이 방법은 추후 국내 항공기에 장착되는 정밀한 성능의 DGPS/INS 복합항법 장치 또는 타 항법시스템의 성능 검증용으로 사용될 수 있을 것으로 예상된다.

References

- 1) Sangjong Lee, Jae-Won Chang, Byoung-Ho Jeon, Kiej-jeong Seong, Chan-Hong Yeom, "Comparison Study on Take-Off and Landing Flight Test Using Ground Observation and DGPS Method", Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, vol. 37, No. 9, Sep 2009, pp.931~938
- 2) Keith A. Redmill, Takeshi Kitajima, Umit Ozquner, "DGPS/INS Integrated Positioning for Control of Automated Vehicle", IEEE Intelligent Transportation Systems Conference Proceeding, Aug 2001, pp.172~178, DOI:10.1109/ITSC.2001.948650
- 3) Jay Farrell, "Differential GPS Reference Station Algorithm-Design and Analysis", *IEEE Transactions on control Systems Technology*, vol. 8, No. 3, May 2000, pp.519~531
- 4) Maj. R. Sabatini, Prof. G. B. Palmerini, Differential Global Positioning System(DGPS) for Flight Test, NATO Research and

- Technology Organization, Flight Test Instrumentation Series - vol. 21, Oct. 2008, pp.6-1~6-7
- 5) Chan-Woo Park, "Precise Relative Navigation using Augmented CDGPS", the degree of doctor of philosophy, June 2001, pp. 8~12
- 6) Morgan-Owen, G. J. and Johnston, G. T. "Differential GPS positioning", *Electronics & Communication Engineering Journal*, vol. 7, Feb 1995, pp.11~21
- 7) Developed by RTCM Special Committee No. 104, "RTCM 10402.3 Recommended Standards for Differential GNSS), Aug 2011
- 8) National Imagery and Mapping Agency, Department of Defense World Geodetic System, 1984, pp.35~74
- 9) G. Cai, Ben M. and Chen and Tong Heng Lee, Unmanned Rotorcraft Systems, *Advanced in Industrial Control*, 2011, pp.23~34