

스마트무인기 위성관성항법장치의 비행시험 및 차량시험을 통한 검증

장성호*, 유장식**, 곽민규**, 홍진석**

Verification of GPS/INS for the SmartUAV using Aircraft Flight Test and Automobile Road Test

Sungho Chang*, Jangsik Yoo**, Mingyu Gwak**, Jinseok Hong**

Abstract

This is a comparative study of three inertia navigation units and focuses on the verification of reliability about GPS/INS for the SmartUAV(DGNS). Those GPS/INS have been tested using a manned aircraft and an automobile. The comparative aspect of units include details about the GPS positions and the inertia sensor performance. With the flight scenario, the DGNS guarantees the reliability of the navigation operation and performs the flight test for the development of the SmartUAV.

초 록

본 논문은 스마트무인기 위성관성항법장치(DGNS)의 신뢰성 검증을 위해 다른 위성관성항법장치(Athena511, Nav420)와의 비행시험 결과를 비교하여 기술한다. DGNS의 성능 및 신뢰성 검증은 유인항공기를 이용한 비행시험과 차량에 탑재한 주행시험으로 수행되었다. DGNS와 비교 대상 위성관성항법장치는 GPS 위치와 관성센서 정보 등의 성능 확인을 통해 비교 검토되었다. 비행시나리오에 따른 유인항공기 비행시험을 통해 DGNS는 동급 상용제품에 대해 유사하거나 다소 우수한 성능과 신뢰성을 갖는 것으로 확인되었다. DGNS는 현재 스마트무인기에 탑재되어 비행시험 중이다.

키워드 : 무인기(unmanned aircraft system, UAS), 위성관성항법장치(global positioning system and inertial navigation system, GPS/INS), 비행시험(flight test), 주행시험(road test)

1. 서 론

스마트무인기에 탑재되는 위성관성항법장치(이하 'DGNS')는 스마트무인기기술개발사업을 통해

국내에서 개발된 장비로 스마트무인기의 비행조종시스템에 필요한 정보를 제공한다. DGNS는 스마트무인기 적용 이전에 타 무인기에 적용된 사례가 없고 개발 중인 비행체에 직접 적용하는

접수일(2011년 9월 9일), 수정일(1차 : 2011년 10월 14일, 게재 확정일 : 2011년 10월 21일)

* 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단 무인체계팀/shchang@kari.re.kr ** (주)마이크로인피니티

것이기에 때문에 정성적으로 안정성과 신뢰도가 낮다. DGNS는 개발규격서에 따라 설계 및 제작과 환경시험 등의 검증 단계를 거쳐 개발되었으나 유인항공기를 이용한 지속적인 비행시험을 통해 장비가 안정적으로 항법 정보를 제공할 수 있다는 것을 검증하였다. 또한 유인항공기 비행시험에 앞서 차량을 이용한 지상 주행시험을 통해 다양한 환경에서의 성능을 확인하였다. DGNS의 신뢰성 및 안정성 검증의 비교를 위하여 외국산 상용제품을 사용하였다. 외국산 상용제품은 DGNS와 동일한 관성센서를 사용하는 Athena511(이하 'A511')과 MEMS 관성센서를 사용하는 Nav420이 이용되었다.

차량을 이용한 주행시험은 고층 항공센터까지 이동하면서 국도와 고속도로를 주행하는 구간을 구분하여 계획되었다. 유인항공기를 이용한 비행시험은 미리 계획된 비행시나리오에 따라 다양한 비행 상황에서 수행되었으며 모든 장비는 동시에 같은 차량과 항공기에 탑재되고 동시에 비행데이터를 저장할 수 있도록 시스템을 구성하였다. 차량 및 유인항공기 비행시험 결과를 통해 DGNS는 스마트무인기 개발을 위해 안정적으로 항법정보를 제공할 수 있는 신뢰도가 있음을 확인하였으며 스마트무인기에 탑재되어 비행시험이 수행되었다.

2. 시험장비 및 절차

2.1 시험장비 구성

스마트무인기에 탑재되는 DGNS의 관성센서는 미국 Honeywell사의 링레이저 자이로(RLG, HG1700)를 사용하고 NoVatel사의 GPS 수신기를 탑재한다. 비교장비로 선택한 미국 Rockwell Collinse사의 A511(그림 1, 가운데)은 DGNS와 크기 및 무게가 거의 동일하며 관성센서도 DGNS와 동일한 제품을 사용하기 때문에 성능 비교를 위한 장비로 적합하다^[1]. Nav420은 MEMS 관성센서를 사용하는 저가의 장비이지만 성능과 내구성에 있어 여러 무인기에 적용된 사례가 있고 스마트무인기 축소형 틸트로터 무인기에도 장착되

어 비행시험을 완료하였다. DGNS와 A511의 성능 비교에서 참고용으로 사용하기로 한다.

GPS 안테나는 NoVatel사 제품을 하나만 사용하고 스플리터를 통해 모든 장비로 신호를 보낼 수 있도록 구성하였다(그림 2). 외부와의 입/출력 방식이 다른 문제로 인해 DGNS(Arinc429), A511(RS422) 및 Nav420(RS422)는 데이터 컨버터를 거쳐 데이터를 저장하고 동기와 될 수 있도록 하였다. 시험용 장비들과 데이터 저장장치 및 배터리 등은 하나의 케이스에 포함되도록 제작된 기구물에 탑재된다(그림 4).

DGNS는 표 1의 개발 목표 사양으로 개발되었다. 개발 목표 사양은 스마트무인기기술개발사업 1단계(2002~2005)에 정의된 개발규격서에 제시된 성능이다. DGNS의 작동순서는 그림 3의 항법모드의 흐름으로 나타낼 수 있으며, 전원 입력과 초기정렬 시간이후 GPS 신호 수신여부에 따라 GPS/INS, INS, AHRS 모드로 구분된다.

	DGNS	Athena511	Nav420	비고
외형				
크기	166x136x139 (mm)	155 x 155 x 155 (mm)	76x95x76 (mm)	
무게	2.7 (kg)	2.7 (kg)	0.58 (kg)	
IMU type	Ring laser gyro	Ring laser gyro	MEMS gyro	
제조사 (국가)	마이크로엔피티니 (대한민국)	Rockwell Collins (미국)	Xbow (미국)	
시험목적	안정성 확인	안정성 비교	참고용	

그림 1. GPS/INS 장비 비교

표 1. DGNS 개발 주요 사양

주요성능	개발목표치
위치 오차(수평/수직)	15/25 m(CEP)
속도 오차	0.3 m/s(1σ)
자세 오차(롤/피치/방위각)	0.1/0.1/1 deg(1σ)
충격	10 grms
중량	2.7 kg
크기	139x163x172 mm

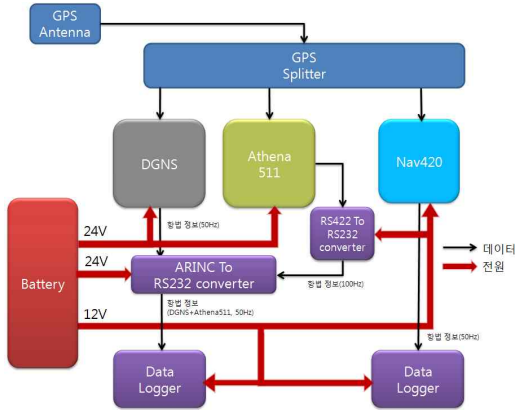


그림 2. 시험장비 구성

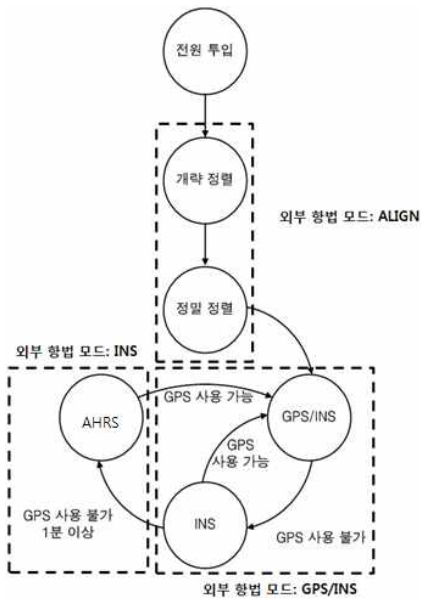


그림 3. DGNS 운용 흐름도

2.2 시험 환경 및 절차

차량시험을 위해 사용된 차량은 시험장비 탑재와 장비상태 확인을 위한 동승자를 위해 벤 형태의 차량이 이용되었다. 시험차량은 수원을 출발한 후 정안 휴게소에 도착하는 1-구간, 정안 휴게소를 출발하여 천안-논산-전주를 거쳐 고흥

항공센터에 도착하는 2-구간, 고흥 항공센터 출발 후 송광사가 있는 국도 및 산길을 거쳐 구미에 도착하는 3-구간을 주행하였다(그림 5). 비행시험을 위해 사용된 항공기는 4인승의 유인항공기로 스마트무인기 비행요구조건인 5시간의 비행에 적합한 항공기가 사용되었으며 시험용 기구물은 뒤 자석에 실린다. 유인항공기는 김포공항에서 이륙 후 표 2의 비행을 수행하면서 중간 기착지인 양양 공항에 착륙하고 연료를 급유 받고 다시 김포공항으로 항법비행을 수행하면서 돌아와 이륙 전에 표시된 동일한 지점에서 종료한다.



그림 4. 시험용 차량(상), 항공기(하) 및 장비



그림 5. 차량시험(좌) 및 비행시험(우) 경로

표 2. 유인항공기 비행 항목

비행 순서	비행 항목
1	이륙
2	고고도 상승비행
3	고고도 선회비행
4	고고도 상승 및 하강 선회비행
5	저고도 상승비행
6	저고도 선회비행
7	저고도 상승 및 하강 선회비행
8	항법비행#1(사각형 궤적 비행)
9	항법비행#2(S-turn 비행)
10	착륙

3. 차량 및 유인항공기 시험

3.1 차량 주행시험

차량 주행시험 및 유인항공기 비행시험을 통해 저장된 데이터 중 본 논문에서는 1) GPS X-Y 좌표를 이용한 위치, 2) 고도, 3) 롤 자세, 4) 피치 자세, 5) heading, 6) GPS north velocity, 7) GPS east velocity, 8) GPS down velocity에 대해 기술하였다.

1-구간은 DGNS의 초기정렬을 하지 않고 출발하였다. 각 장비에 필요한 초기정렬 시간은 DGNS 70초, A511 70초, Nav420 60초이며 모든 장비가 초기정렬 시간 도중에 출발되었다. 이로 인해 출발 시 DGNS가 정상적으로 수렴하지 못하는 것이 확인 되었고 DGNS의 초기정렬 성능이 취약함을 알 수 있다(그림 6). DGNS 초기정렬 오차는 자세(roll, pitch)와 heading에도 영향을 미친다(그림 7). North/Down velocity는 DGNS 초기정렬 오차로 부정확한 속도 정보를 출력한다.

2-구간은 정안휴게소에서 DGNS를 다시 초기정렬 시킨 후 출발하여 정상적인 DGNS 정보를 받아 성능을 검증하였다. 차량시험에서는 GPS 신호가 없는 터널을 주행하게 된다. 이는 비행시험에서는 확인하기 어려운 환경이다. 그림 8에서

A511과 Nav420의 위치정보가 갱신이 되지 않는 것을 확인할 수 있으며 두 장비가 위치 정보를 GPS에만 의존한다는 것을 예상할 수 있다. A511과 Nav420이 터널에서 GPS 수신정보가 없을 경우 위치 정보 갱신이 되지 않는 것에 반해 DGNS는 지속적으로 정보를 출력한다. 고도 데이터 결과는 DGNS가 초기정렬 문제를 없앤 후 적절한 고도 정보를 제공하고 있으며 압력고도계가 내장된 A511의 고도는 터널내에서 압력 오실레이션으로 인한 출렁임이 발생하지만 DGNS와 유사한 값을 출력한다. Nav420은 GPS 고도만을 출력하기 때문에 GPS 신호가 없거나 약한 터널에서는 최종 고도값으로 갱신된다(그림 9). DGNS는 GPS 신호 수신 불가 후 1분 이내에서는 INS 모드로 운용되다가 1분 이상 수신되지 않을 경우 AHRS 모드로 전환되기 때문에 정상적인 자세를 출력한다. 터널 구간 이후에는 DGNS의 자세와 heading 출력은 정상적으로 작동한다(그림 10). DGNS와 A511은 같은 관성센서를 사용하기 때문에 자세오차가 거의 없으나 Nav420은 약 1 deg 이상의 오차를 나타낸다.

GPS 속도가 0 km/h인 구간에서 A511과 Nav420은 속도에 잡음이 존재하는데 이는 GPS 속도 정보에만 의존하기 때문으로 판단된다(그림 11). Nav420의 Down velocity 오차는 급격히 커지는 값이 존재한다.

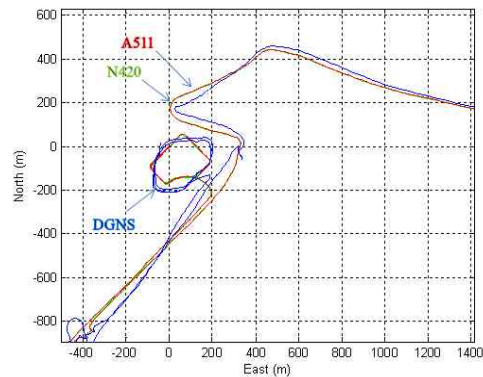


그림 6. X-Y 위치

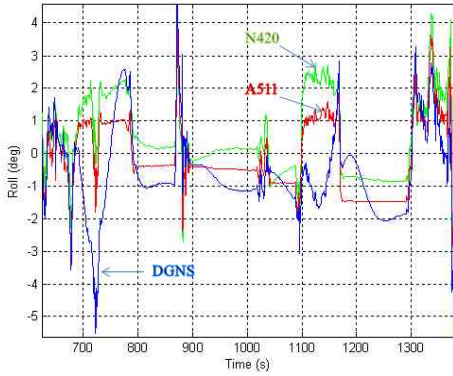


그림 7. 자세(roll)

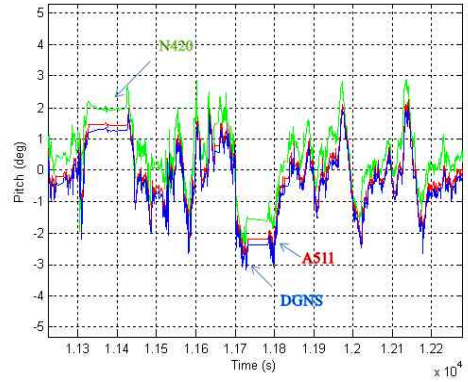


그림 10. 자세(pitch)

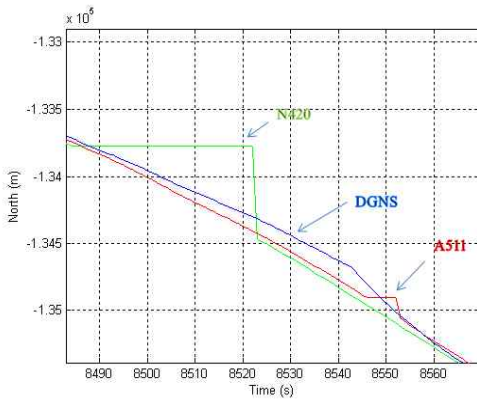


그림 8. North/East 위치

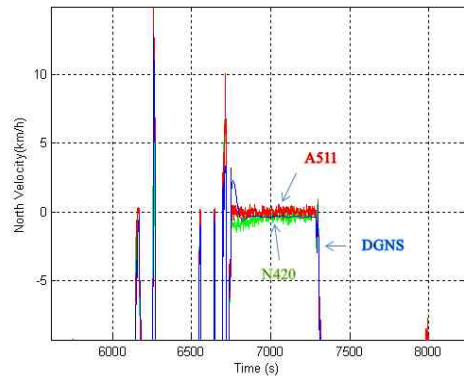


그림 11. North velocity

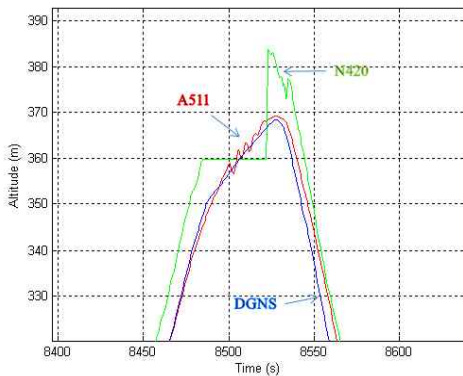


그림 9. 고도

3-구간은 고흥 항공센터를 출발하여 GPS 수신률이 저하될 수 있는 국도를 주행하며 이루어졌다. 도로주변이 산을 넘어가는 지형이고 나무 등이 많아 2-구간 보다 주변 환경이 좋지 않을 경우를 파악하기 위함이다. 전체적인 시험결과는 2-구간과 비슷한 결과를 보여준다. A511의 경우 자세 바이어스가 발생하는데 이는 초기정렬 오차로 인해 발생하는 것으로 판단된다(그림 12). DGNS의 고도값이 오차가 발생하는 구간이 있으나 GPS 속도정보를 통해 주유를 위해 정지하는 구간에서 발생한 것으로 멀티패스의 영향으로 확인되었다.

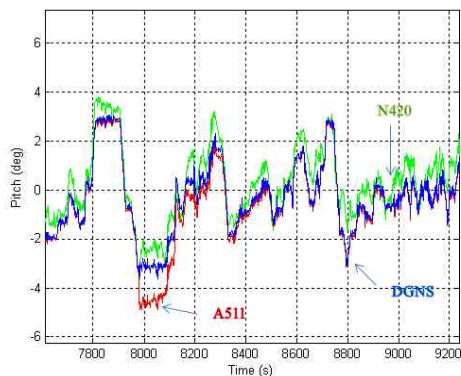


그림 12. 자세(roll)

3.2 유인항공기 비행시험

유인항공기 비행시험은 표 2의 순서에 따라 수행되었으며 저장된 데이터 항목은 차량 주행시험과 같다. 비행은 상승, 선회 및 하강 기동을 통해 항공기의 자세, 속도 및 고도의 정확성을 판단하기 위함이다. 또한 각기 다른 고도에서 비행하여 스마트무인기의 예상 비행시험 고도에서의 성능을 판단하였다. 항법비행은 조종사가 외부 지형을 이용해야 하기 때문에 조종사가 육안으로 지형물의 확인이 가능한 고도에서 수행되었다. 사각형 궤적 비행과 S-turn 비행은 고층 항공센터 주변의 제한된 공역을 비행해야 하는 스마트무인기의 비행 궤적(사각형 궤적 비행, 8-자 비행 및 장주비행)을 모사하기 위함으로 스마트무인기의 비행시험 결과 중 사각형 궤적 비행 결과물 논문의 후반에 제시하였다.

비행 항목의 이륙에서 위치 및 고도 결과는 활주로 이동 및 이륙 구간에서 모든 장비가 동일한 결과를 보여준다. 고도 데이터 결과에서 A511은 다른 두 장비와 다르며 이는 A511의 경우 압력고도센서를 내장하기 때문에 자체적으로 고도 보상이 이루어지기 때문으로 볼 수 있다. 자세는 DGNS와 A511은 동일한 관성센서를 사용하기 때문에 같은 성능을 나타내고 Nav420은 MEMS 자이로의 영향으로 오차를 가진다. 헤딩은 A511

의 초기값이 약 150deg 오차가 있지만 항공기가 이동하면서 다른 장비들과 동일한 결과를 나타낸다. 비행시험에 사용한 A511은 자력계를 내장한 제품이다. 비행시험을 통해 A511이 초기 헤딩 정보를 내장된 자력계를 통해 출력함을 알 수 있다. North/East velocity 결과는 모든 장비가 동일하다.

고고도 상승비행은 고도 7,000ft에서 비행되었으며 상승구간에 따라 장비 간 고도차이가 발생하지만 수 미터(m) 정도이므로 비행 구간의 고도에 비해 미미하다. Down velocity에서 Nav420은 오차가 발생한다(그림 13). Nav420의 자세는 이륙에서와 같이 오차를 가지나 다른 두 장비는 동일한 성능을 나타낸다. A511 헤딩의 경우 약 5deg 정도 순간 변화가 발생하고 있다(그림 14). 원인은 제작사에 문의한 결과 A511에 내장된 동압센서에 피토가 연결되지 않아 생긴 현상이라 설명하고 있다. A511은 GPS/INS/공력계 복합항법장치인데 공력계에 필요한 동압이 입력되지 않아 생긴 문제로 풀이된다. 유인항공기에 외부 부착물을 설치할 경우 항공기 감항 증명을 새로 받아야 하는 문제가 있어 본 시험의 목적상 피토는 추가로 설치하지 않았다.

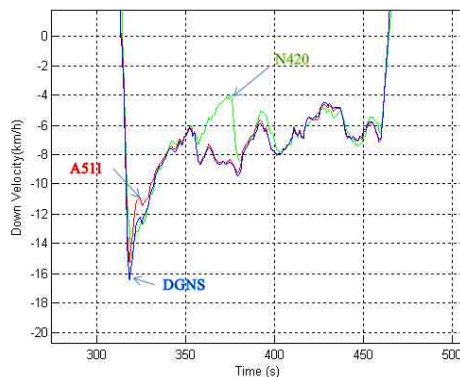


그림 13. 고고도 상승 비행의 down velocity

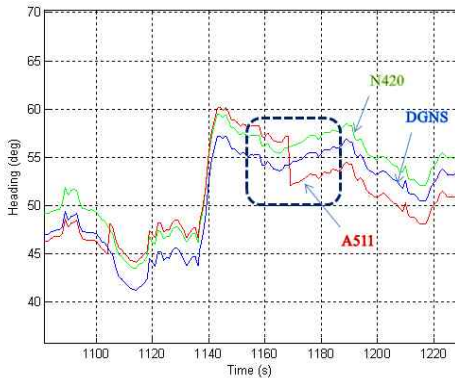


그림 14. 고고도 상승 비행의 헤딩

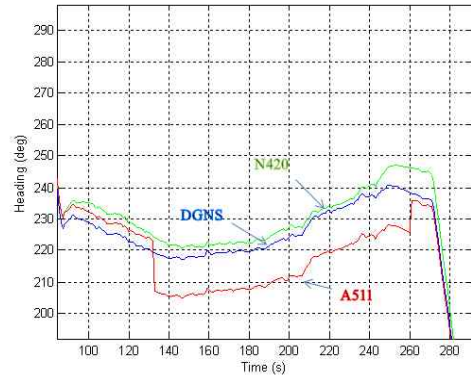


그림 15. 저고도 상승 비행의 헤딩

고고도 선회비행은 7,000ft 고도에서 뱅크 각 15, 30, 45deg에 대한 비행결과이다. 모든 결과는 이전 결과와 동일하고 헤딩의 경우에도 세 장비의 정보가 일치한다.

고고도 상승 및 하강 선회비행은 이전 비행들과 유사한 결과를 보여준다.

저고도 상승비행은 5,000ft 고도에서 비행된 결과이다. 대부분 이전 비행과 같은 결과를 나타내며 A511의 헤딩이 약 25deg 정도 급격히 변화한 후 약 140초 동안 오차를 유지한 이후 다른 장비들과 같은 방향을 출력한다(그림 15).

저고도 선회비행은 고도 5,000ft에서 수행되었다. 이전 비행결과와 유사하지만 고도에서 모든 장비가 차이를 나타내고, A511은 헤딩의 순간 변화를 보인다.

저고도 상승/하강 선회비행에서 Nav420은 자세 오차가 크게 나타나며 A511의 헤딩 변화가 계속 나타난다.

항법비행은 양양공항에서 다시 이륙 후 김포공항으로 복귀하는 과정에서 수행되었다. 사각형 궤적 비행(항법1)은 항공기가 가상의 사각형 궤적을 따라 고도 1,000ft에서 비행한다. Nav420은 고도, 피치, 헤딩오차를 나타내지만 DGNS와 A511은 동일한 성능을 나타낸다.

그림 16은 S-턴 궤적 비행(항법2)으로 1,000ft 고도에서 수행하였다. 항공기는 조종사가 참고할 수 있는 지상의 직선구간을 참고하여 S-자 형태의 비행을 유지한다. 이전 비행에서와 같이 Nav420은 피치 오차를 가지며 A511은 헤딩의 순간 변화가 있다(그림 17). 착륙 동안 A511은 다른 두 장비에 대해 고도 차이를 가진다. Nav420은 자세 및 Down velocity 오차를 나타내며 A511은 헤딩의 순간 변화가 발생한다.

유인항공기를 이용한 비행시험은 지속적으로 수행되고 있으며 표 3에서와 같이 약 70시간을 누적하고 있다. 이륙 후 착륙까지 5시간을 비행하며 각 비행에서는 장비의 신뢰성 검증과 펌웨어(firmware) 수정에 대한 검증이 주요 목적이다. 실제로 펌웨어 수정이 간단한 경우일지라도 스마트무인기에 장착된 DGNS에 적용하기 전에 반드시 유인항공기 비행시험을 거쳐 확인하도록 하고 있다.

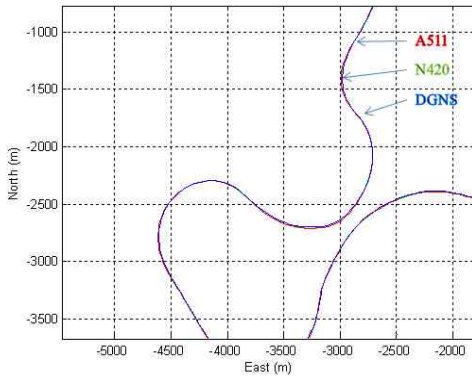


그림 16. 항법2의 위치

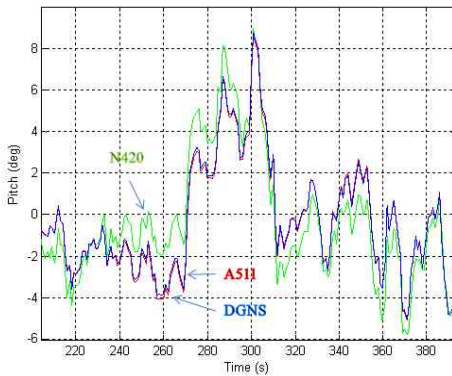


그림 17. 항법2의 자세(pitch)

4. 스마트무인기 비행시험

유인항공기 비행시험을 이용하여 성능을 검증한 DGNS는 스마트무인기의 이중화 설계에 따라 2대의 장비가 탑재되어 DGNS_A, DGNS_B로 구분한다. DGNS_A/B는 동일한 하드웨어와 동일한 펌웨어를 유지하며 상호 인터페이스 없이 비행조종컴퓨터(DFCC)와 연결된다. DGNS는 스마트무인기의 안전줄 시험과 비행시험을 위해 발생하는 현장의 요구사항을 반영하여 개선되었으며 적절한 자세 및 항법정보를 DFCC에 제공하고 있다. DGNS는 비행을 위한 모든 정보를 오류

표 3. 유인항공기 비행시험 이력

날 짜	목 적	비행시간
2009.09.18	신뢰성 검증	5
2009.11.06	신뢰성 검증	5
2009.12.03	신뢰성 검증	5
2010.04.30	운용성 확인	5
2010.05.13	펌웨어 수정 검증	5
2010.07.20	펌웨어 수정 검증	3
2010.10.27	항법성능 비교	5
2011.01.13	펌웨어 수정 검증	3
2011.02.01	펌웨어 수정 검증	5
2011.02.16	펌웨어 수정 검증	5
2011.03.03	펌웨어 수정 검증	5
2011.03.29	펌웨어 수정 검증	5
2011.05.03	펌웨어 수정 검증	5
2011.05.30	펌웨어 수정 검증	4.5
2011.08.15	펌웨어 수정 검증	5

없이 DFCC에 제공하며 비행시험 분석을 위해 탑재자료저장장치에 저장된다^[2]. 그림 18은 자세 정보에 대한 DGNS_A/B의 출력으로 오차 없이 동일한 값을 제공함을 예시한다.

DGNS_A/B는 각각 GPS 안테나를 그림 19에 서와 같이 비행체 상면 두 지점에 장착하며 스마트무인기는 활주로에 표시된 기준점에서 이륙하게 된다. 이륙 기준점에 대한 GPS 위치 오차는 표 4와 같다. 비행체에 장착된 GPS 안테나는 두 지점에 차이가 있고 비행체가 위치하는 지점이 기준점과 정확히 일치하지 않기 때문에 차이가 존재하지만 스마트무인기의 자동이착륙을 위한 오차 요구조건을 만족한다. 스마트무인기의 자동이착륙은 DGNS의 GPS 정보를 이용하여 진행되고 있다. 고흥항공센터에서 수행된 스마트무인기의 비행시험의 궤적 예는 그림 20과 같다.

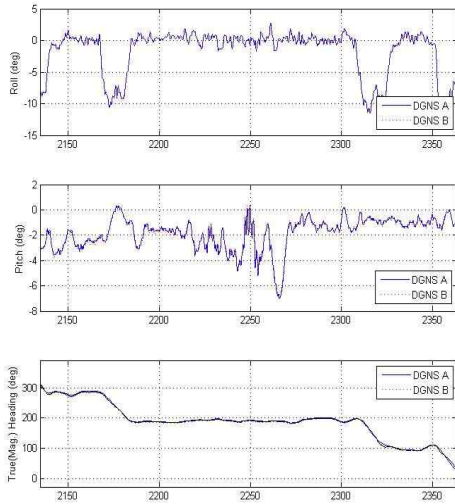


그림 18. DGNS_A/B의 롤/피치/헤딩

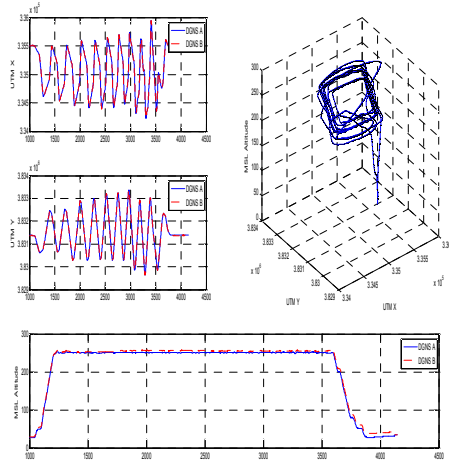


그림 20. 스마트무인기의 비행시험 사각형 궤적



그림 19. GPS 안테나 위치(좌) 및 이륙 기준점(우)

표 4. 이륙 기준점 대비 비행체 GPS 오차

항목	UTM-X	UTM-Y
이륙 기준점	335504.2127	3831373.851
DGNS_A	335507.41	3831376.71
DGNS_B	335505.59	3831376.92
기준점-DGNS_A	-3.19	-2.85
기준점-DGNS_B	-1.37	-3.06

5. 결 론

스마트무인기기술개발사업을 통해 국내 개발된 위성관성항법장치를 스마트무인기에 탑재하기 전에 안정성과 신뢰성을 확인하기 위해 차량 주행시험과 유인항공기 비행시험을 수행하였다. 비행시험에 사용된 유인항공기는 스마트무인기 비행요구조건을 만족하기 위해 소타 당 5시간의 비행 동안 제시된 비행 항목을 수행하였다. DGNS의 성능은 동일한 관성센서를 가지며 성능과 크기 등에 있어 유사급의 상용 장비를 이용하여 비교하였으며 저 사양의 장비를 참고자료로 활용할 수 있도록 비행저장장치를 구성하였다.

차량시험과 유인항공기 비행시험결과 DGNS는 관성센서 정보 및 GPS 항법 정보 모두 안정적으로 제공하며 검증된 신뢰도를 바탕으로 스마트무인기에 탑재되어 비행시험에 사용되고 있다. DGNS는 유사급의 외국산 상용제품과 동등한 수준의 성능과 운용성을 가지면서, 국내 개발된 장비이기 때문에 스마트무인기 개발과정에서 요구되는 사항들을 반영할 수 있는 장점을 가진다.

비교 장비인 A511의 관성센서는 DGNS와 동일한 안정성을 갖고 있으나 터널에서 위치정보가

갱신되지 않거나 비행시험 중 헤딩의 순간 변화가 나타나는 등 복합항법에 의한 현상이 발생하였다. 그러나 상용품이라는 한계로 정확한 기술 정보를 얻을 수는 없었으며 유인항공기 비행시험 현장에서의 문제 해결을 위한 지원에 한계가 있어 향후 UAV 적용을 위해서는 별도의 검증시험이 요구된다. Nav420은 GPS 수신 불량시에 발생하는 문제뿐만 아니라 관성센서 등급의 차이로 인한 자세 오차가 다른 두 장비에 비해 크게 나타나지만 가격대비 안정된 성능을 나타냄을 확인하였다.

DGNS의 성능 검증을 통해 정량적인 결과의 제시와 함께 국내 개발된 장비이기 때문에 신뢰성이 부족할 것이라는 의구심을 함께 해소하였다. 스마트무인기 비행시험을 통해 확인하기 어려운 결과 또한 유인항공기 비행시험을 통해 검토 가능하고 DGNS의 사용누적시간이 축적되었다.

후 기

본 연구는 지식경제부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. Athena 511-300 FCS/INS User's manual, SYS-07-047, Rockwell Collins, Inc., October 2010.
2. 장성호, 김영민, "상용 기성품에 기반한 스마트무인기 탑재자료저장장치", 항공우주기술, 제9권, 제2호, 2010, pp.153-160