무인항공기용 항법장치 개발 및 성능시험

Development and Verification of the Navigation Unit for UAV

방호균*, 김봉주, 김진성, 구충서, 김재혁, 우종응(한국항공우주산업(주))

1. 서 론

항법장치는 무인항공기의 위치, 속도, 자세 등의 정보를 실시간으로 측정하여, 비행조종컴퓨터 혹은 이들 정보를 필요로 하는 시스템에 제공하는 장비이다.

항법장치는 무인항공기를 구성하는 핵심 소요 부품으로써, *Nano/MEMS* 기술을 응용한 소형, 저가형 시스템 개발이 활발하게 진행 중이지만, 본 연구에서는 전술급 무인항공기에 적합한 비행 안정성과 정확도를 획득하기 위하여 링레이져*(RLG : Ring Laser Gyro)*를 적용하여 항법장치를 구현하였다.

항법장치는 *Rate Table Test* 및 차량을 이용한 *Road Test*를 수행하여 군단급 무인기*(RQ-101)* 요구 성능을 만족하는 자세 정확도를 얻었으며, 비행체 엔진 진동에 의한 영향성 및 실제 비행 상태에서의 성능을 입증하기 위하여 비행시험을 수행하게 되었다. 데이터 분석을 위하여 RQ-101에 적용된 항법장치와 동일 성능의 제품을 기준장비로 탑재하였으며, 비행시험을 통해 획득, 분석하여, 개발된 항법장치에 대한 성능을 평가하고, 성능 보완에 활용할 것이다.

2. 항법장치 및 시험장비 구성

1. 항법장치 구성

스트랩다운 방식의 관성측정기*(IMU)*는 *Bias* 및 *Draft* 오차에 의해 시간이 경과함에 따라 오차가 증가되는 특성을 가지고 있으며, *GPS*는 *CEP(Circular Error Proba- bility)* 오차를 가지고 있는 관계로 두 가지 센서를 결합하여 항법장치를 구현하였다. 또한 초기정렬 및 레퍼런스를 위하여 자력계*(Magnetometer)*와 상대속도 및 고도 측정을 위한 공력계*(Air Data Module)*를 장착하였다.

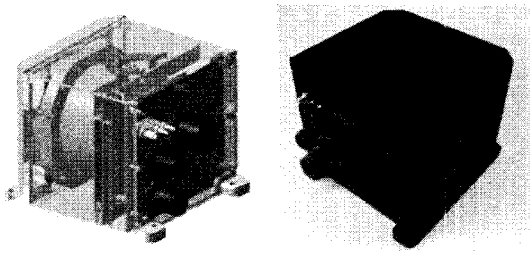


그림 1 항법장치 형상

LEVEL 1	LEVEL 2	LEVEL 3
통합항법장치	GPS 안테나	
	자력계	
	항법장치	관성측정기
		GPS 수신기
		공력계
		항법컴퓨터
		전원공급기판
		모기판조립체
		케이블조립체

표 1 항법장치 주 구성품 목록

2. 시험장비 구성

시험용 기체는 항법장치 성능시험을 위한 비행패턴, 탑재장비 요구중량에 따라 전폭 3.5m급으로 제작되었으며, *R/C* 모드로 비행을 할 수 있도록 구성되었다.

군단급 무인항공기*(RQ-101)*에 적용된 항법장치와 동일 성능의 항법장치를 기준장비로 활용하였으며, 자세 정확도를 확보하기 위해 항법장치는 비행체 중심선을 기준으로 기체에 장착하였다. *GPS* 안테나와 자력계등의 탑재장비는 실기체와 동일한 구성으로 설치하였으며, *GPS* 안테나는 위치 오차를 최소화하기 위해 비행체 동체 상부의 근접한 위치에 장착하였다. 피토관은 장착 위치에 따른 오차 발생 우려로 비행체 콘에 장착하여 기준장비와 개발된 항법장비로 분배하는 방법을 사용하였다. 전자파에 의한 R/C 수신기의 오

동작 방지를 위하여 주장비의 전원 및 신호 케이블은 차폐처리를 하였다.

차량용 컴퓨터를 탑재하여 실시간으로 비행 데이터를 저장하였으며, *Onboard RF Modem*와 *Ground RF Modem*을 이용하여 실시간으로 비행상태를 모니터링 할 수 있도록 구성하였다.

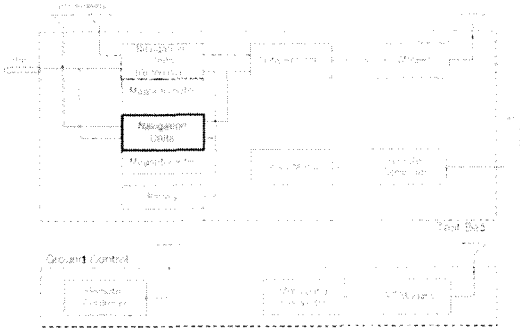


그림 2 시험장비 구성도

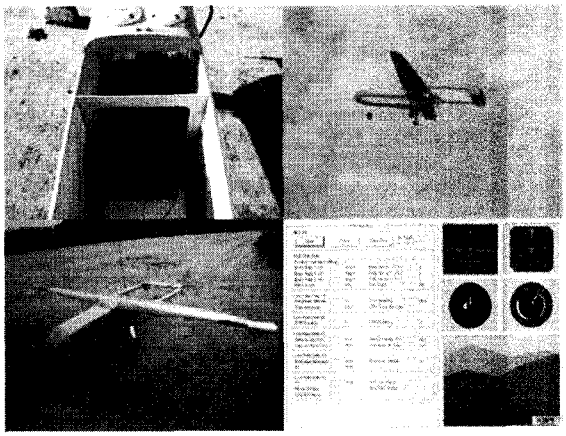


그림 3 항법장치 장착 형상 및 시험용 비행체

비행 패턴	비행 조건
수평직진	▸활주 방향 직진 비행 ▸고도 유지, Level Flight
수평선회	▸장주권내 선회 비행 ▸고도 유지, Level Flight
선회상승/하강	▸장주권내 선회 비행 ▸고도 상승, 하강 비행

표 2 비행패턴 및 비행조건

3. 비행시험패턴

비행시험은 3차원 공간상에서 발생할 수 있는 가상 조건에 따른 비행패턴이 요구되었으며, 수평직진, 수평선회, 선회상승/하강의 3가지 형태로 구성하였다. 수평직진비행은 활주 방향으로 일정 고도를 유지하며 왕복 비행을 수행하여, 헤딩정확도 및 위치 정확도를 분석을 목적으로 한다. 수평선회비행은 장주권내에서 고도, 뱅크를 유지하면서 항법장치의 자세, 위치 정확도 분석을 목적으로 한다. 선회상승/하강비행은 장주권내에서 뱅크, 피치를 유지하면서 비행한다.

3. 시험결과 분석

비행시험을 통하여 수평직진비행, 선회비행, 선회상승/하강과 같이 3가지 형태의 비행을 수행하였고 그때 항법장치와 기준장비의 자세각(롤, 피치, 방향각)의 데이터를 비교하였다.

각 비행패턴에 따른 비행조건 및 분석에 사용된 데이터를 수치적으로 살펴보면 수평직진비행은 활주방향(290deg)과 평행하게 이동하도록 하였으며 방향각 편차 20도 이내, 롤각 편차 10도 이내, 고도 편차 30m 이내에 위치하는 데이터만을 사용하였으며 수평선회비행의 경우 고도변화 30m 이내, 선회반경 약 150m를 유지하였다. 선회상승/하강의 경우 수평선회와 마찬가지로 선회반경은 약 300m가량이며 각각 평균상승률 2.34m/s, 평균하강률 2.85m/s로 비행을 수행하였다.

비행패턴	자세각 평균 (deg)		비 고
	Roll	Pitch	
수평직진	-0.477	2.363	
수평선회	-12.319	2.123	
선회상승	-7.216	8.577	평균상승:2.34 m/s
선회하강	-11.809	-4.013	평균하강:2.85 m/s

표 4 비행패턴별 자세각

비행패턴별 비행체의 자세각 평균은 표4와 같다. 각 비행패턴의 특성을 살펴보면 수평직진비행 시에는 롤각과 피치각이 둘 다 적게 나오고 있으며 수평선회 비행시에는 큰 롤각과 적은 피치각을 유지한다. 선회상승/하강 비행에서는 큰 롤각과 피치각을 유지하게 된다.

그림4 ~ 그림6에 도시한 비행패턴 및 자세각을 살펴보면 비행패턴에 따른 전체적인 현상은 유사하게 나타나고 있으며 일부구간에서 개발장비와 기준장비간의 출력값의 편차가 나타났다. 이와 같은 현상은 선회상승이나 선회하강 비행을 수행할 때 롤각이나 피치각의 편차가 더 크게 나타나고 있으며 특히 피치각 편차는 선회상승 및 하강

비행을 수행할 때 2배 이상 증가하는 경향을 보이고 있다. 즉 큰 롤각과 피치각이 동시에 입력되었을 때 큰 편차가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 방향각의 경우는 일정하게 선회하는 수평선회나 선회상승/하강 비행을 할 때보다 선회 후 바로 수평직진 비행을 수행하게 되는 수평직진 비행에서 차이가 더 크게 나타나는 것을 확인하였다. 이는 방향각 변화율(*Yaw rate*)이 순간적으로 커지게 되는 구간으로 수평직진 비행에서 뿐만 아니라 선회상승/하강 구간에서도 수평비행으로 전환하여 방향각의 변화율이 변하게 되는 구간에서 크게 나타남을 확인 할 수 있다. 비행패턴에 따른 두 장비간의 편차를 표6과 같이 분석하였다.

비행패턴	구분	자세각 산술 편차 (deg)		
		Roll	Pitch	Heading
수평직진	평균편차	0.946	0.730	7.082
	최고편차	2.173	2.075	9.941
수평선회	평균편차	0.594	1.086	2.389
	최고편차	2.154	3.076	7.932
선회상승	평균편차	1.080	1.547	3.220
	최고편차	2.835	4.732	9.281
선회하강	평균편차	1.122	2.603	4.625
	최고편차	2.841	4.926	10.098

표 5 비행패턴에 따른 편차분석

데이터 분석은 기준장비와 개발된 항법장치의 출력에 대한 절대값을 산술평균하였으며, 시험결과 Rate Table Test 및 Road Test의 결과에 비해 매우 큰 편차가 발생하였다.

편차 발생 원인으로는, 1) 개발장비의 완성도 2) 장착오차에 의한 편차 발생 등이 제기 되었다. 수평직진, 수평선회에서 *Pitch/Roll* 약 2~3도, *Heading* 약 9~10도의 편차가 발생하였다. 수평직진 및 수평선회는 Road Test와 유사조건 장착오차에 의한 편차 가능성이 높게 제기되었다. 장착오차에 의한 가능성에 따른 데이터 분석 결과, 이륙 전과 착륙 후의 두 센서의 데이터가 역전, 일정 패턴에 의한 *Offset*값을 획득할 수 없었다.

기준장비와 개발장비는 비행에 따른 기동특성을 유사하게 반영하였으나, 부분적으로 데이터 진/지연이 발생하는 현상을 보였다. 위치 정확도는 기준장비가 장착된 GPS 수신기의 특성으로 위치가 정확도가 다소 떨어지는 것으로 판단, 분석결과에서 제외하였다.

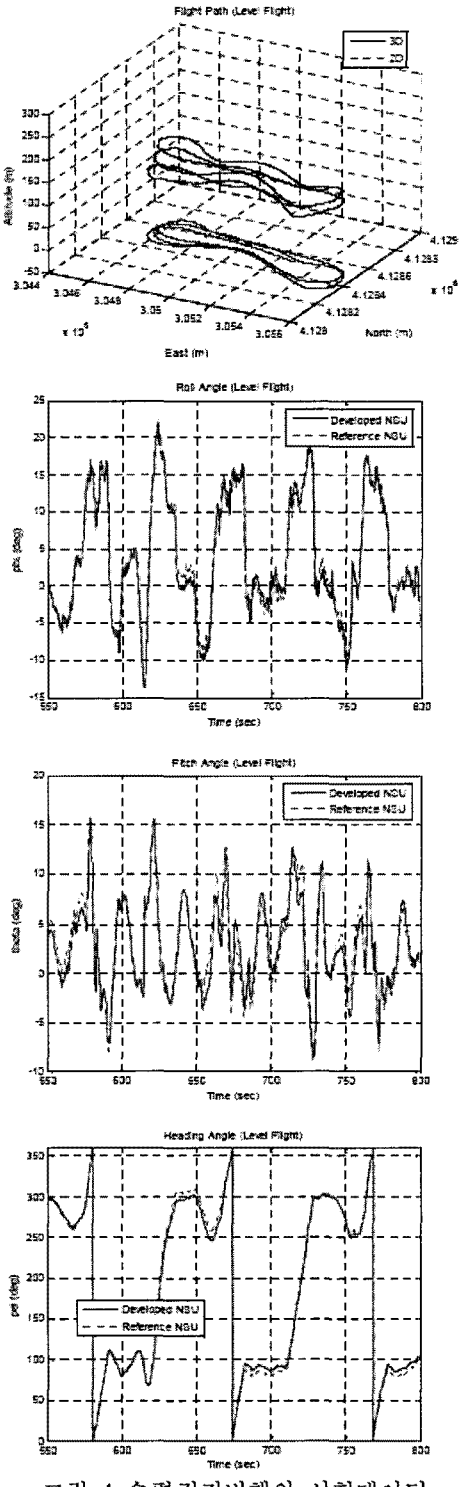
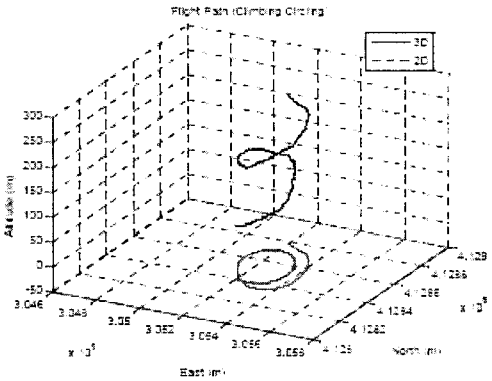
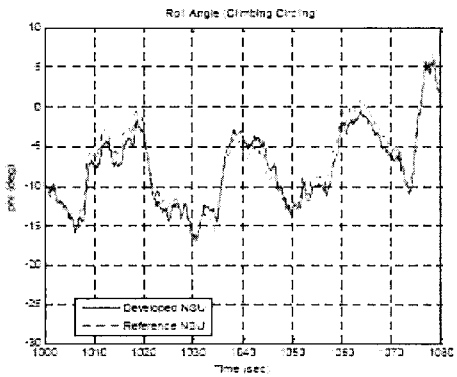
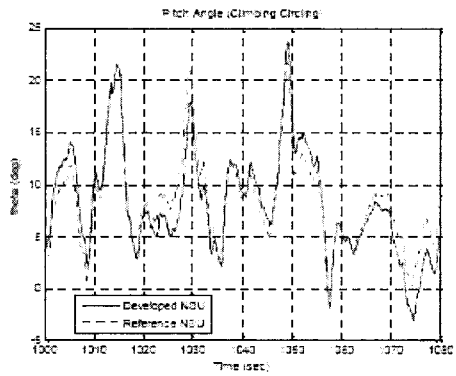


그림 4 수평직진비행의 시험데이터







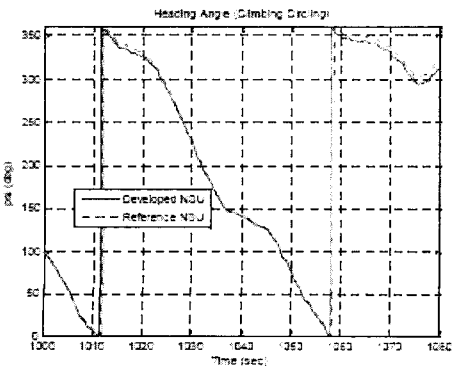
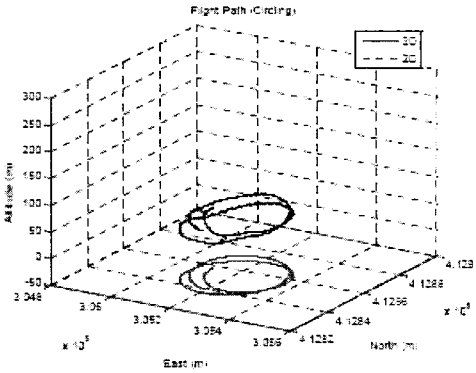
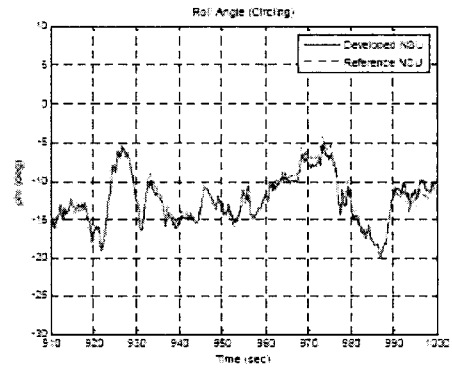
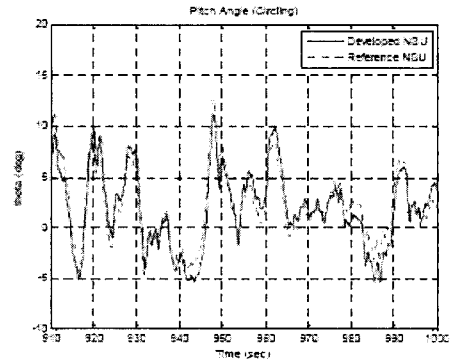


그림 5 선회상승비행의 시험데이터







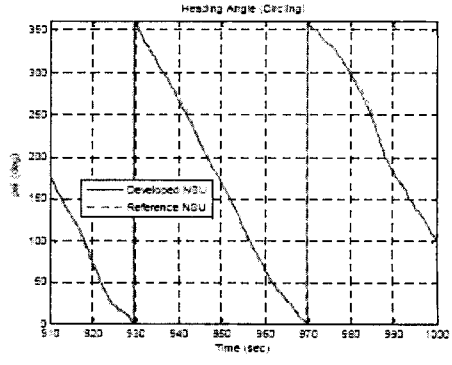


그림 6 수평선회비행의 시험데이터

4. 결 론

개발된 항법장치는 *Rate Table*, 자동차를 이용한 *Road Test*등을 통하여 성능 시험을 수행하였으며, 본 연구에서는 비행시험을 통하여 개발된 항법장치의 성능을 기준장비와 비교하고 경향을 분석하였다. 전체 자세각의 경향은 개발장비와 기준장비가 유사하게 보이고 있지만 선회상승, 선회하강 비행 때에 피치각 오차, 선회 후 수평직진 비행 때에 방향각 편차를 보이고 있다. 이러한 편차 분석을 위해서 시험방법의 개선이 필요한 것으로 판단되며, 데이터 분석 결과 기준장비에 비해 개발장비는 *GPS* 의존도가 높은 특성을 보였다. 이러한 특성에 따라 게인 튜닝 후 재시험 수행 예정이다.

추후 비행시험 시 데이터 분석에 대한 객관성 확보를 위하여 Test Bed에 장착이 가능한 고성능의 기준장비를 확보하여 추가 장비 장착을 고려하고 있으며, 장착오차 제거를 위하여 비행 전 드리프트 테스트를 충분히 수행 후 비행에 투입할 예정이다. 또한 기준 위치를 획득하기 위해 *DGPS* 등의 높은 정확도의 위치 측정장비 적용을 검토하고 있다.

참고문헌

1) 한국항공우주산업, "중소형 무인항공기 고장허용 비행조종시스템 개발, 2차년도 보고서", 항공우주 부품기술 개발사업, 2007

2) 방호균, "중소형 무인항공기용 항법모드에 관한 연구", 항공우주 무기체계 발전 세미나, 2006

3) Jong-Hyuk Kim, Flight Test Result of GPS/INS Navigation Loop for and Autonomous Unmanned Aerial Vehicle(UAV), ION, 2002

4) Farrell, J.A. and M.Barth, "The Global Positioning System and Inertial Navigation", McGraw-Hill, 1999

5) D.H. Titterton and J.L.Weston, Strapdown inertial navigation technology, IEE Radar, Sonar, Navigation and Avionics Series, 1997

6) Mobinder S. Grewal, Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Intefration