

SLAM 기반 GPS/INS/영상센서를 결합한 헬리콥터 항법시스템의 구성

SLAM Aided GPS/INS/Vision Navigation System for Helicopter

김재형, 유준*, 곽희권
(Jae-Hyung Kim, Joon Lyou, and Hwy-Kuen Kwak)

Abstract : This paper presents a framework for GPS/INS/Vision based navigation system of helicopters. GPS/INS coupled algorithm has weak points such as GPS blockage and jamming, while the helicopter is a speedy and high dynamical vehicle amenable to lose the GPS signal. In case of the vision sensor, it is not affected by signal jamming and also navigation error is not accumulated. So, we have implemented an GPS/INS/Vision aided navigation system providing the robust localization suitable for helicopters operating in various environments. The core algorithm is the vision based simultaneous localization and mapping (SLAM) technique. For the verification of the SLAM algorithm, we performed flight tests. From the tests, we confirm the developed system is robust enough under the GPS blockage. The system design, software algorithm, and flight test results are described.

Keywords: GPS/INS/VISION, navigation, Kalman filter, SLAM

I. 서론

관성항법장치는 헬리콥터의 항법장치 중 가장 대표적인 항법장치로서 외부의 항법 전달 매개체가 필요없이 독립적인 항법 연산이 가능하고 항법 출력율이 비교적 빠른 장점이 있지만 시간이 지남에 따라 오차가 누적되는 특성이 있기 때문에 다른 항법센서와의 결합항법을 통해 오차를 보정하는 방식이 일반적이다.

이러한 오차 보정을 위한 항법결합센서로 위성항법장치(GPS)가 주로 사용되고 있는데, 위성항법장치는 오차의 누적 없이 일정수준의 오차가 보장되는 반면에 고의적인 전파교란이나 일시적인 전파 단절이 발생할 경우, 항법해의 제공이 불가능하거나 또는 잘못된 항법해를 제공할 가능성이 있는 취약한 특성이 있다.

따라서 일반적인 GPS/INS 결합 이외의 보조센서를 이용하여 외란이 존재하는 경우에도 안정적이고 정확한 항법해를 제공하는 시스템이 요구되고 있다.

특히, 본 시스템의 탑재 목표인 헬리콥터의 경우 동특성이 커서 급격한 자세변화 발생시에 위성항법장치의 수신이 단절될 경우가 발생되고 있고 또한 헬리콥터의 구조적인 요인으로는 헬리콥터 상단의 로터의 불규칙한 회전으로 인한 영향으로 전파의 감쇄나 굴곡이 발생되어 위성항법장치의 수신감도의 저하나 단절이 발생되어 항법해 성능에 심각한 영향을 주고 있다.

이에 본 논문에서는 GPS/INS 오차 보정을 위한 보조센서로써 영상센서를 사용하여 보다 강인한 항법해를 제공하는 GPS/INS/Vision 결합 알고리즘을 제시하고 시스템을 구성하도록 한다.

특히 미지의 환경에서도 적용 가능한 항법 시스템 구현을

목표로, 주변을 인식해서 스스로 지도를 만들고 위치를 찾는 SLAM(Simultaneous Localization and Mapping) 기술을 적용하여 보다 안정적인 시스템 구현이 가능하도록 설계하였다.

GPS/INS/Vision 항법시스템은 영상센서에서 취득된 위치정보와 GPS/INS 시스템이 제공하는 위치정보, 영상센서의 김블각 정보를 이용하여 위치 및 자세 오차 보정을 위한 측정식을 구성하였고 칼만필터를 통해 오차를 추정하도록 구현하였다.

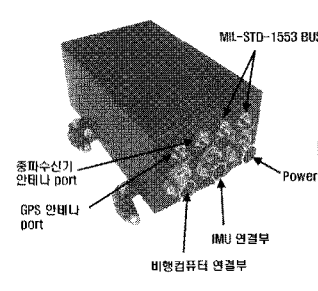
GPS/INS/영상센서 항법시스템의 최종적인 성능 검증을 위하여 비행시험을 수행하였고 이를 통해 구성된 시스템의 안정성과 유용성을 확인하였다.

II. 시스템 구성

1. 항법 시스템 하드웨어 구성

GPS/INS/Vision 항법 시스템은 INS와 GPS 기반의 항법 컴퓨터(그림 1 참조), 2개의 영상 카메라, 고도수치모델로 구성 되어 있다.

항법컴퓨터는 중파수신기, 위성항법수신기, 관성항법장치, 프로세스 보드로 구성되어 있다. GPS/INS 통합항법시스템의 관성항법센서로는 Honeywell사의 HG-1700 IMU(Inertial



Process Board Spec.

구분	내용
프로세서	MPC8560
Memory	Boot Flash ROM : 512 K
	Program Flash ROM : 64 M
	DDR SDRAM : 256 M
OS	vxWorks
Interface	SOLC (1), RS-232 (3), RS-422 (2), Fast Ethernet (1), USB (1)

Navigation Solution

구분	내용	
주요 주기	30 Hz	
정확도	Navigation Position SEP (m)	< 4
	Heading Accuracy (mrad, 1σ)	0.5
	Pitch/Roll Accuracy (mrad, 1σ)	0.05
	Velocity (m/s, 1σ)	0.05
Size : 174 X 230 X 110 mm, Weight : 2 Kg		

그림 1. 항법컴퓨터 하드웨어 제원.

Fig. 1. Hardware specification of navigation computer.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 5. 15., 채택확정 : 2008. 6. 30.

김재형 : 대한항공 한국항공기술연구원(hokypoky@chol.com)

유준, 곽희권 : 충남대학교 전자공학과

(jlyou@cnu.ac.kr/geniuskwak@cnu.ac.kr)

Measurement Unit)가 적용되었으며, Novatel사의 FlexPak G2L GPS 수신기 및 CSI사의 Wireless SBX-3B 중파수신기가 내장되었다.

항법시스템의 프로세스는 다른 센서들이나 통신장치와 결합이 쉽고 확장성이 우수해야 하므로 Freescale사의 e500코어의 MPC8560 PowerQUICC III 프로세서를 선정하였는데[1], 최대 1Ghz 클럭속도와 64비트 인터페이스를 제공하는 우수한 사양을 가지고 있어 GPS/INS/Vision 항법 알고리즘을 구동하고 동시에 위성항법장치나 관성항법장치, 각종 통신장치로부터 데이터를 처리하기 충분한 처리 능력을 가지고 있다.

또한 실시간 운영체계를 사용하여 안정적인 소프트웨어 구동을 도모하였다.

2. 항법 알고리즘 소프트웨어 구성

항법알고리즘은 그림 2와 같이 GPS/INS 결합방식에 영상 센서로부터 계산된 위치정보와 시선벡터를 칼만 필터에 반영하여 항체의 위치와 자세를 보정하게 된다. 또한 영상정보를 이용한 SLAM처리를 위하여 칼만필터에서는 추정된 특징점 좌표와 해리스코너 영상처리를 통해 취득된 영상좌표를 비교하여 위치 오차를 보정하게 된다.

2개의 영상 카메라는 서로 90°로 직교하여 설치되어 전방과 하방을 관측하게 된다. 하방 카메라를 통해 취득된 영상에 대해 실시간 직접표정 결정법(direct georeferencing)을 적용하여 지표상에 있는 임의의 특징점의 좌표를 구할 수 있고 또는 알려진 특징점 좌표로부터 항체의 현재 위치를 계산할 수도 있다(1) 참조). 전방 카메라를 통해 취득된 영상으로부터의 김블각과 INS로부터 계산된 시선단위벡터와 항체위치와 표적간의 시선단위벡터와의 잔여치를 칼만필터에 제공함으로써 직접 표정 결정법에서 발생할 수 있는 오차 보정이 가능하도록 설계하였으며, 단일 영상센서를 이용한 경우 보다 정확한 항법해 생성이 가능하게 구성하였다.

직접표정결정법과 시선단위벡터를 통한 위치 및 자세를 정확히 계산하기 위하여 항공기의 고도와 지표면의 고도를 정확하게 알 필요가 있는데, 이를 위하여 항공기의 고도는 전파고도(radio altitude)나 기압고도(baro altitude), GPS 고도를 사용하고 지표고도 계산을 위하여 30m급 고도데이터(DEM; Digital Elevation Model)를 사용하였다.

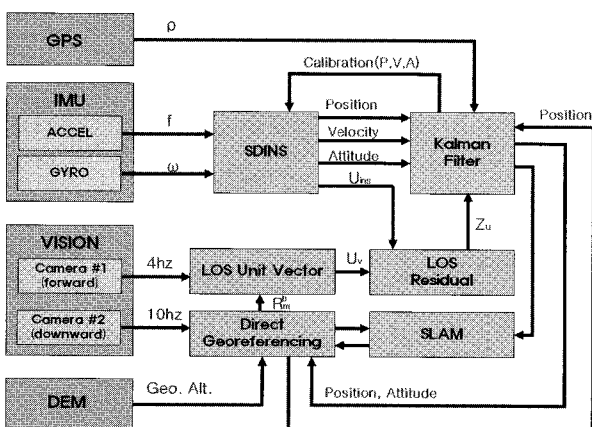


그림 2. 항법알고리즘 소프트웨어 구성도.
Fig. 2. Block diagram of navigation software algorithm.

III. 시스템 모델링

1. 실시간 직접표정요소 결정법

직접표정요소 결정법은 항체의 위치와 자세정보를 이용하여 렌즈 중심의 영상 좌표를 외부 표정요소로 변환하는 방법으로 영상좌표계, 카메라 좌표계, 관성좌표계, 기준 좌표계간의 좌표계 변환을 통해 미지의 지상 특징점의 좌표를 구하거나 또는 지상의 좌표 값이 알려진 경우 역으로 항체의 위치를 제공하는 방법이다[2,3].

$$r_p^m = r_{GPS/INS}^m(t) + R_b^m(t)(s_i \cdot R_i^b \cdot r_p^i - a_1^b - a_2^b) \quad (1)$$

여기서 $r_{GPS/INS}^m(t)$, $R_b^m(t)$ 는 GPS/INS 통합 시스템에 의해 결정되는 위치와 자세 정보로 시간에 따라 변하는 외부 표정요소이고 R_i^b , a_1^b , a_2^b 는 카메라 좌표계와 INS 항법 좌표계 사이의 조준선(boresight) 각과 오프셋을 나타낸 것으로 장착장비간의 각도 교정(angle calibration)을 통해 정밀하게 결정되는 외부 표정요소이다.

직접표정요소 결정법의 위치 정확도에 영향을 주는 요소는 항체의 위치 및 자세 정확도, 장비 시선각 측정오차, 조준각 및 오프셋 정확도, 처리 영상의 정확도임을 알 수 있다.

직접표정요소 결정법을 통해 계산된 특징점의 좌표나 또는 항체의 위치 자세는 SLAM을 위한 칼만 필터 보정과 시선벡터 계산에 사용된다.

표 1. 직접표정요소 결정법 수식항 변수.

Table 1. Terms in the direct georeferencing equation.

변수	설명
r_p^m	m-frame상 특징점까지의 점벡터(미지점)
$r_{GPS/INS}^m(t)$	m-frame상 항법센서까지의 벡터값
s_i	크기 변환 계수
$R_b^m(t)$	m-frame과 b-frame간의 회전 행렬
R_i^b	b-frame과 c-frame(영상) 간의 회전 행렬
r_p^i	영상프레임에서의 표식의 상대위치 벡터
a_1^b	IMU와 영상프레임간 레버암 오프셋
a_2^b	GPS 안테나와 IMU간 레버암 오프셋

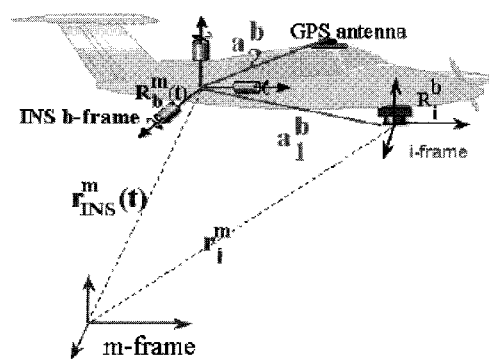


그림 3. 직접표정요소 결정법의 개념.
Fig. 3. Concept of direct georeferencing model.

2. SLAM 칼만필터 시스템 오차 모델

영상기반의 SLAM은 항체의 위치 추정(localization)과 동시에 지도 작성(mapping)을 하여 미지의 환경에서도 정확한 항체의 위치를 제공하는 방법으로 본 논문에서는 영상내의 특징점 정보를 사용하여 항체의 위치를 추정한 후, 다시 지도 정보를 갱신하는 방법을 사용하였다.

그림 4에서처럼 항공기가 비행하며 첫 번째로 취득한 영상에서는 추정된 항체의 위치와 자세를 직접표점요소 결정법의 입력으로 사용하여 특징점의 좌표와 지도를 구성하고 두 번째 영상에서는 첫 번째 영상에서 획득된 특징점 좌표를 이용하여 항체의 위치를 갱신하고, 갱신된 항체의 위치를 통해 다시 신규로 추가된 특징점의 좌표를 추정하여 지도를 갱신함을 반복적으로 수행한다.

SLAM 칼만 필터 구성을 위한 오차 상태 모델은 항체의 위치, 속도, 자세와 INS 가속도계와 자이로의 바이어스, 지도 오차로 구성된다. $\delta x(t)$ 는 오차 상태 벡터이고 $F(t)$ 는 시스템 상태 행렬, $G(t)$ 는 시스템 잡음 입력 행렬, $w(t)$ 는 시스템 입력 잡음 벡터이다.

$$\delta x(t+1) = F(t)\delta x(t) + G(t)w(t) \tag{2}$$

$$\delta x(t) = [\delta x_v(t), \delta x_s(t), \delta x_m(t)]^T \tag{3}$$

$$\delta x_v(t) = [\delta p^n(t), \delta v^n(t), \delta \psi^n(t)]^T \tag{4}$$

$$\delta x_s(t) = [\delta f(t), \delta \omega(t)]^T \tag{5}$$

$$\delta x_m(t) = [\delta m_1^n(t), \delta m_2^n(t), \dots, \delta m_N^n(t)]^T \tag{6}$$

$$\begin{bmatrix} \delta p^n \\ \delta v^n \\ \delta \psi^n \\ \delta m_m^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta v^n \\ C_b^n f^b \times \delta \psi^n + C_b^n \delta f^b \\ -C_b^n \delta \omega^b \\ 0_m \end{bmatrix} \tag{7}$$

δf^b 와 $\delta \omega^b$ 는 IMU 측정오차이고 C_b^n 은 항법좌표계와 항체좌표계간의 DCM 행렬이다.

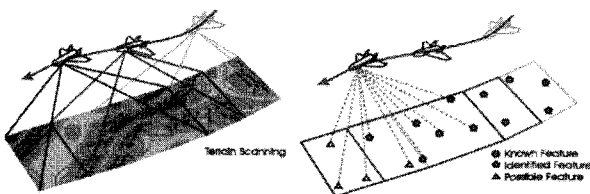


그림 4. SLAM 구성 개념도[4].
Fig. 4. Concept of SLAM.

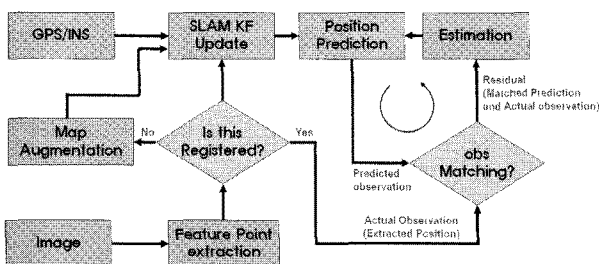


그림 5. SLAM 소프트웨어 구성도.
Fig. 5. Block diagram of SLAM software.

3. 영상처리

영상기반의 SLAM에서 중요한 부분 중의 하나가 취득된 영상에서의 이동점 또는 이동거리추출과 특징지점의 추종을 위한 좌표값 추출이다. 이렇게 추출된 좌표값은 SLAM기반 칼만필터에서 추정된 위치와 지도점과 비교하며 항법을 수행하게 된다.

그림 6은 영상처리과정을 도시한 것으로, 입력된 영상에는 영상정보와 함께 잡음이 담겨 있어 바로 특징점 추출에 적용하기 적합하지 않다. 따라서 잡음 제거를 위해 일반적인 가우시안 잡음을 제거하는 저역통과 필터 대신에 강한 에지를 보존하면서도 잡음 제거가 가능한 미디언 필터를 사용하여 영상 내의 임펄스 잡음을 제거하도록 하였다.

특징점 검지 단계에서는 영상 내의 각각의 픽셀들 중 주변의 픽셀과 비교할 때, 정의된 크기 이상의 특징을 갖는 강인한 특징점을 추출하게 된다. 이러한 특징점은 영상 내의 잡음의 교란에서도 강인하게 정할 수 있다. 본 논문에서는 특징점 검지방법으로 해리스 코너(harris corner)를 사용하였다[5].

$$d = \langle I_x^2 \rangle \langle I_y^2 \rangle - \langle I_x I_y \rangle^2 \tag{8}$$

$$t = \langle I_x^2 \rangle + \langle I_y^2 \rangle$$

$$H.C. = d - kt^2$$

여기서 I_x 는 x 방향 밝기의 변화율, I_y 는 y 방향 밝기의 변화율이다.

특징점 정합 단계는 특징점 검지단계에서 추출된 특징점들을 서로 다른 프레임에서 정합하는 단계이다. 이러한 특징점은 추출된 특징점이 다음 영상에서 어디로 이동했는지 알려주기 때문에, 이러한 정보를 기반으로 항체의 움직임이나 카메라의 움직임을 예측할 수 있게 된다. 움직임 추정에 따른 입력 영상 블록과 이전 영상 블록 사이의 정합을 계산하는 방법으로는 SSD(Sum of Squared Differences), SAD(Sum of Absolute Difference), MAD(Mean of Absolute Differences), 정규상관계수(NCC: Normalized Cross Correlation) 등이 있다. 본 논문에서는 SSD를 사용하였는데, SSD 방식은 전영상과 현영상 밝기의 차를 제공한 값을 밝기 비교 척도로 사용하는 방식이다.

$$\sum_{(x,y) \in N(x_0,y_0)} (I_n(x,y) - I_{n-1}(x-d,y))^2 \tag{9}$$

움직임 추정 단계에서는 광학흐름(optical flow) 식별, 파티

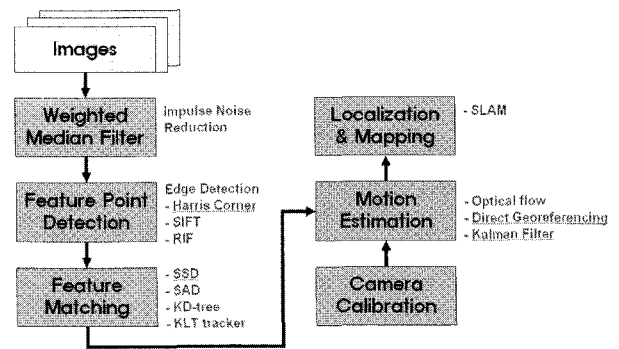


그림 6. SLAM을 위한 이미지 처리 과정.
Fig. 6. Block diagram of image processing for SLAM.

클 필터(particle filter), 칼만필터(EKF) 등과 같은 방법을 사용하게 되는데 이러한 방법은 보통 연산속도가 느려 실시간에서 적합하지 않다. 따라서 전 단계에서 설명한 직접 표정 요소 결정법과 칼만필터를 사용하여 추정하도록 한다.

SLAM을 위한 영상처리기법은 위치 추정과 지도구성에 사용될 강인한 특징점을 검지함에 있어 실시간 연산이 가능하도록 특징점 개수를 제한하되, 영상 전반에 배치되어 있는 편이 바람직하고 위치 추정에 사용되는 특징점의 경우, 영상 프레임간 갱신된 횡수가 많은 수준의 특징점을 후보로 선정하여 위치 추정과 지도 갱신을 하여야 한다.

그림 7은 비행시험 중 획득된 전면 및 하면 영상으로 미디언 필터를 통해 잡음을 제거한 후 입력영상(a)과 다음영상간의 특징점의 정합(b)을 통해 움직인 변위를 검지하여(c) 위치 보정을 위한 측정치로 사용하게 된다.

4. 측정방정식

• 위치 보정

직접표정요소 결정법을 통해 구해진 항체의 위치정보가 칼만필터의 위치 추정 입력으로 궤환되어 오차정보를 갱신하게 된다.

$$z = P_{gps/ins} - P_{georeferencing} = P_{gps/ins} - (R_m^b(r_i^m(t) + R_b^m(t)(s_i \cdot R_i^b \cdot r_p^i - a_1^b - a_2^b)) \quad (10)$$

• 시선단위벡터

직접표정요소 결정법의 입력 변수 중 하나가 관성항법장치의 측정치인 자세값이 반영이 되어 항법해를 출력하게 된다. 따라서 자세값에 오차가 있을 경우 항법 출력값에 그대로 반영이 되게 된다.

자세오차 보정을 위하여 시선단위벡터를 도입하여 자세와 더불어 항체의 위치 보정까지 수행하였다.

즉, 전방의 카메라에서 획득된 영상으로부터 계산된 김블 각과 관성항법장치에서 측정된 김블각을 통해 단위시선벡터를 유도하고, 또 다른 시선단위벡터는 위치표식과 항체의 위치간의 관계식을 통해 구하여 이에 대한 잔여치를 계산하게 된다[6].

$$z = \hat{e}_{landmark}^n - \hat{e}_{gimbal}^n = [e_{landmark}^n + \delta e_{landmark}^n] - [e_{gimbal}^n + \delta e_{gimbal}^n] = \delta e_{landmark}^n - \delta e_{gimbal}^n \quad (11)$$

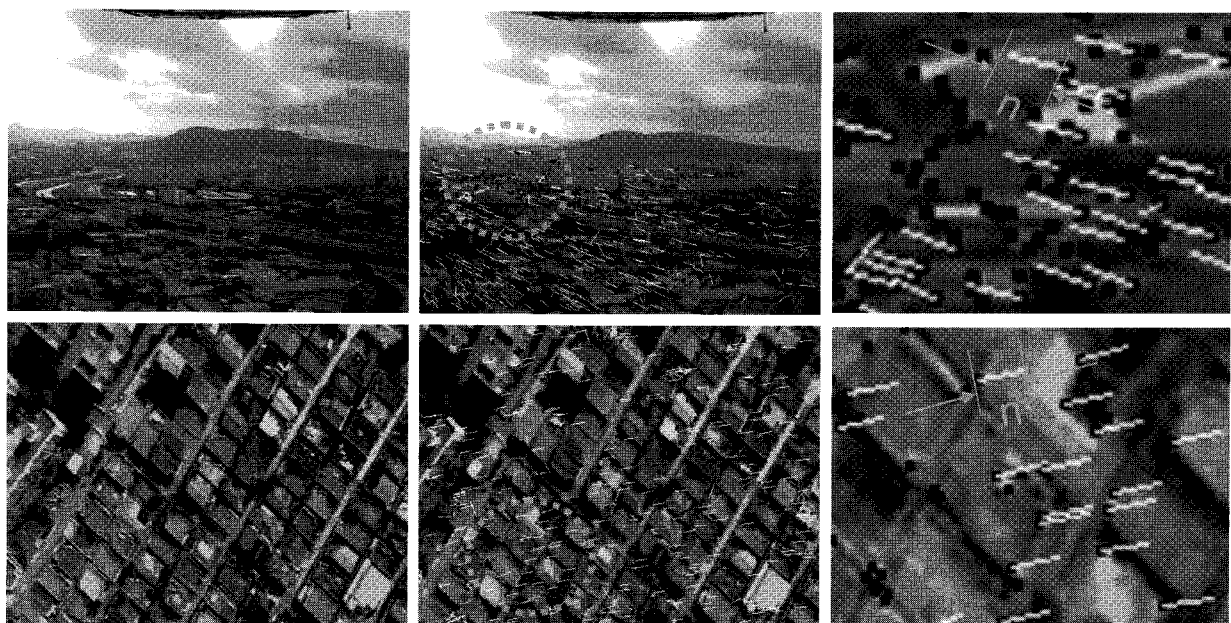
• 지표 특징점간 거리 보정

항체와 i번째 지표 특징점 간의 거리보정을 위한 측정방정식을 구성하기 위하여 직접표정요소 결정법 관계식 중, 영상프레임에서의 표식의 상대위치 벡터(r_p^i)를 측정방정식에 사용하도록 한다[4].

$$r_p^i(k) = \begin{bmatrix} \rho \cos(\varphi) \cos(\vartheta) \\ \rho \sin(\varphi) \cos(\vartheta) \\ \rho \sin(\varphi) \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \rho \\ \varphi \\ \vartheta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ \tan^{-1}(y/x) \\ \tan^{-1}(z/\sqrt{x^2 + y^2}) \end{bmatrix} \quad (12)$$

ρ, φ, ϑ 는 각각, 거리, 적경, 적위를 나타낸다. (12)를 자코비언 행렬 형태로 나타내면 다음과 같다.

$$H(k) = \begin{bmatrix} \frac{\partial \rho}{\partial P^n} & \frac{\partial \rho}{\partial V^n} & \frac{\partial \rho}{\partial \psi^n} \\ \frac{\partial \varphi}{\partial P^n} & \frac{\partial \varphi}{\partial V^n} & \frac{\partial \varphi}{\partial \psi^n} \\ \frac{\partial \vartheta}{\partial P^n} & \frac{\partial \vartheta}{\partial V^n} & \frac{\partial \vartheta}{\partial \psi^n} \end{bmatrix} \quad (13)$$



(a) 입력영상 (b) 특징점 추출 및 정합 (c) 영상 이동지점 및 거리 추출(확대)

그림 7. 영상처리 결과(정면, 하면).

Fig. 7. Results of image processing(forward, downward image).

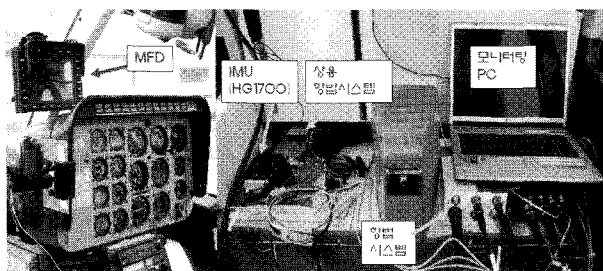
IV. 시험 및 평가

GPS/INS/Vision 항법시스템의 성능 평가를 위하여 총 4차례의 비행시험이 수행되었다. GPS 안테나와 두 개의 카메라가 항공기 외부에 장착되었고 항공기 내부에는 개발된 항법시스템과 성능 비교를 위한 상용 항법시스템이 탑재되었다. 또한 개발된 항법시스템을 기반으로 조종사에게 항법 정보를 시험하여 주는 다기능 시험기가 조종석에 설치되었다.

최초의 비행시험은 2007년 8월 2일, MD500기종을 대상으로 대전 남부순환도로상에서 20분동안 수행되었다. 시험환경으로는 순항고도 1150ft, 순항속도 100nm/h, 롤각의 변화는 -33° ~ 63° 이었다. 실험의 주목적은 비행시험환경 분석과 칼만 필터 계수 조정을 위한 GPS/INS/Vision 데이터 수집, 항법정보의 유효성 검증이다. 1차 시험시, GPS 수신 상태는 보통이었으며 특히 급격한 자세 변화나 속도 변화 시에는 자세기동과 로터의 영향으로 GPS 수신 위성 개수가 4개 이하로 떨어지는 경우가 발생되었다. 이런 경우 일반적으로 GPS/INS에 의해 보정이 가능하지만 실험 대상인 헬기의 경우처럼 운항속도가 빠르고 급격한 기동을 갖는 시스템에서는 GPS/INS만으로는 오차 보정이 쉽지 않았다



그림 8. 비행 시험 헬리콥터(B-206).
Fig. 8. Helicopter for flight test of GPS/INS/vision system.



(a) Cockpit (b) Cabin

그림 9. 시스템 장착 환경.
Fig. 9. Flight test environment.



그림 10. 비행시험 현황 및 외기영상 실시간 재현.
Fig. 10. Flight test environment.

1차 비행시험에서 나타난 GPS/INS 시스템의 취약성을 보완하고자 영상이 결합된 GPS/INS/Vision 시스템을 적용하였다. 최종비행시험은 2008년 2월, B-207기종에 탑재되어 대전 부근에서 20분간 실험하였다.

급격한 기동시의 자세변화에 따른 GPS 미수신 상태 발생 상황 재현을 위하여 그림 11과 같이 경유지를 급격히 지나오는 비행 시나리오를 계획하였다. 헬기 운항 속도는 평균 운항속도는 110nm/h이었으며 경유지 부근에서 롤각이 0°에서 -20°로, 요각이 +150°에서 -150°로 변화하는 순간, GPS 수신 단절현상이 발생되어 1분간 지속되었다.

GPS/INS 항법의 경우 GPS 단절 이후, 기준 경로에서부터 최대 320m의 오차 수준을 보였지만 GPS/INS/Vision 항법의 경우 오차 발산 정도가 30m 수준 이내의 오차를 보였다. 특히 전방 카메라로부터 획득되는 시선각 데이터 확보가 가능한 경우에는 시간에 따른 오차 누적이 없게 되어 보다 적은 수준의 오차 수준도 기대가 가능하다.

그림 12는 INS/Vision 항법, INS 단독항법, GPS 궤적을 비교한 것으로 INS/Vision 항법의 경우, 오차의 발산은 없지만 비교적 산만한 항법해를 제공하고 있음을 보여주고 있다(오차수준 100m 이내). 이는 영상 처리시 특징점 추정 오차와 고도데이터 오차, 헬기 진동이나 외부 바람에 의해 영상장치가 흔들린 현상이 반영된 결과로 추정된다.

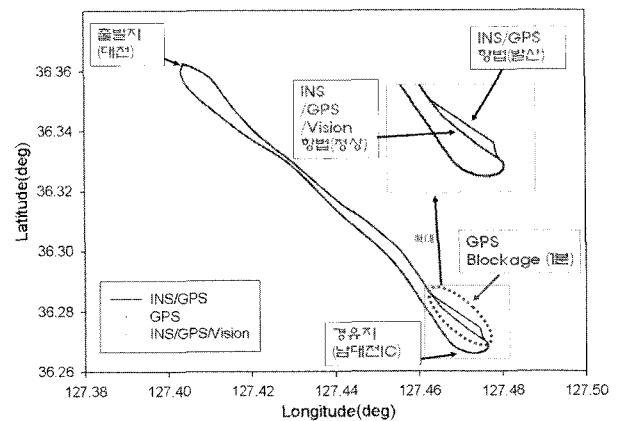


그림 11. 비행시험결과 비교 (2D).
Fig. 11. Flight test environment.

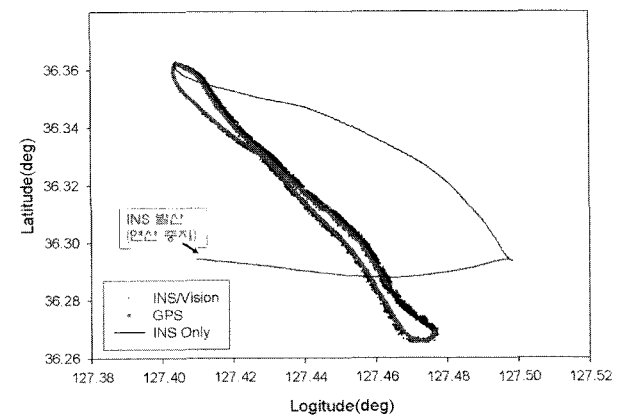


그림 12. INS/VISION, GPS, INS단독항법 비교.
Fig. 12. INS/VISION, GPS, INS navigation.

표 2. 비행시험 결과.

Table 2. Flight test result of GPS/INS/vision navigation system.

Flight Test (B-206)		Position Error (m)		
		N	E	D
INS/ GPS /VISION	AVR	1.0898	0.4857	-0.5593
	RMS	0.7415	1.4659	1.9192

항공기의 전원부하, 공간/무게 제한으로 항법성능을 평가하기 위한 기준계장비의 장착이 불가능하여, 후처리 방식의 보정위성항법(DGPS)을 사용하여 개발된 항법시스템의 성능을 평가하였다. 표 2는 본 시스템의 최종 항법 결과로, 항법해가 CAT-I급 요구사항을 충족함을 보여주고 있다. 그러나 정확도 면에서 GPS/INS와 GPS/INS/Vision 항법 성능 차이는 유사하였으나 본 시험과 같이(그림 11참조) GPS가 단절되는 경우에는 GPS/INS 항법보다 GPS/INS/Vision 항법의 경우가 보다 안정적으로 동작함을 보여주고 있다.

V. 결론

GPS/INS/Vision 항법시스템의 시스템에 대한 비행시험을 통해 실제적인 적용 가능성 검증과 성능 평가를 수행하였다.

본 항법시스템의 탑재 대상인 헬리콥터의 경우, 운항속도가 빠르고 급격한 자세 기동이 심하며 또한 헬기 전체에 영향을 주는 로터의 영향으로 전파 감쇄가 존재하는 열악한 상황으로 GPS 신호를 수신할 수 없는 경우가 발생되고 있다.

이에 INS 보정을 위해 사용되었던 GPS 대신에 영상센서 결합을 통해 GPS/INS/Vision을 구성하였고, 제안된 항법시스템은 기존의 GPS/INS 항법에 비해 GPS 수신에 불가한 지역에서도 발산하지 않고 안정적인 항법 수행이 가능함을 확인할 수 있었다.

특히, 기존의 인공위성 및 고도데이터 정보 등의 데이터베이스 기반 항법이 아닌 SLAM방식의 항법을 적용하여 미지의 환경에서도 적용 가능한 항법시스템을 구현하였다.

추후과제로서, 영상 처리 알고리즘 개선을 수행하여 보다 강인한 특징점을 추출하여 결과적으로는 영상 항법해를 개선하는 것이며, 또한 최종적으로는 다양한 환경에서의 GPS/INS/Vision 항법시스템에 대한 운용성 연구가 아울러 수행되어야 할 것이다.

참고문헌

[1] MPC8560 Reference Manual, Freescale Inc. 2003.
 [2] El-Sheimy, "The development of VISAT: a mobile survey system for GIS applications," *UCGE Report #20101*, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Canada, 1996.
 [3] J. D. Bossler, C. C. Goad, P. C. Johnson, and K. Novak, "GPS and GIS-map the nation's highways." *Geolnfo Systems*, pp. 27-37, March 1991.
 [4] J. Kim and S. Sukkarieh., "Complementary SLAM aided GPS/INS navigation in GNSS denied and unknown environments." *In International Symposium on GNSS/GPS*, Sydney, Australia, 2004.
 [5] C. Harris and M. Stephens, "A combined corner and edge detector," *Proceedings of the Fourth Alvey Vision Conference*,

pp. 147-151, 1988.

[6] 오승진, 김우현, 이장규, 이형근, 박찬국, "INS/영상센서 결합 항법시스템 설계," 제어 자동화 시스템공학 논문지 제 12 권, 제 10 호, 2006, 10.
 [7] J. A. Farrell and M. Barth, *The Global Positioning System & Inertial Navigation*, New York: McGraw-Hill, 1999.
 [8] K. W. Chiang, "INS/GPS integration using neural networks for land vehicular navigation applications," Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada, UCGE Report 20209, 2004.
 [9] Duchaineau, Mark, M. Wolinsky, D. E. Sigiety, M. C. Miller, C. Aldrich, and M. B. Mineev-Weinstein, "ROAMing terrain: Real-time optimally adapting meshes," *IEEE Visualization*, 1997.

부록. 비행시험결과

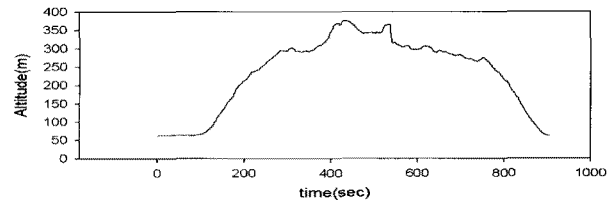


그림 13. 고도데이터.

Fig. 13. Altitude.

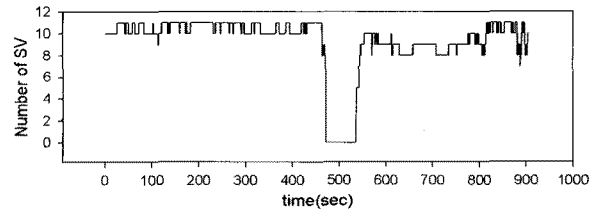


그림 14. GPS 가시위성수.

Fig. 14. Number of SV.

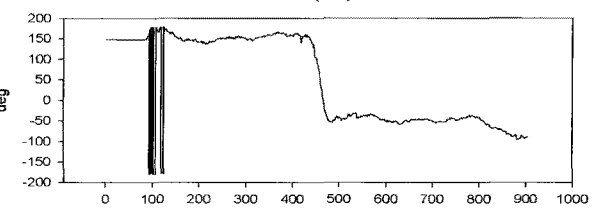
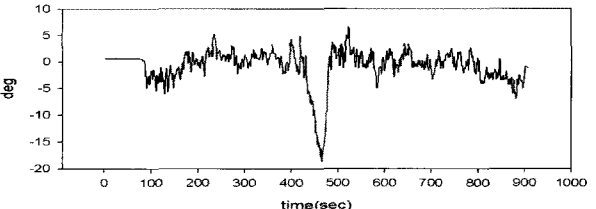
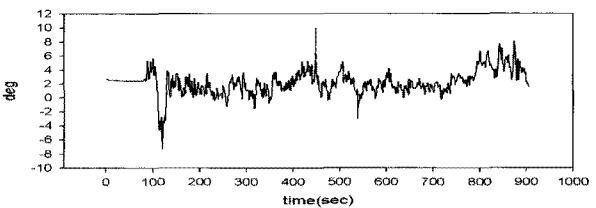
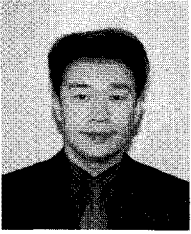


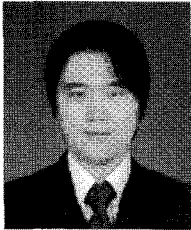
그림 15. 자세 결과(피치, 롤, 요).

Fig. 15. Attitude (Pitch, Roll, Yaw).



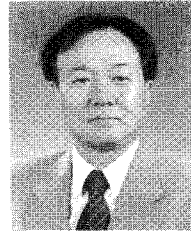
김 제 형

1995년 충남대학교 전자공학과(공학사).
1997년 충남대학교 전자공학과 통신 및
제어(공학석사) 1997년 3월~현재 (주)대한
항공 한국항공기술연구원 책임연구원.
관심분야는 항공전자, 항법시스템, 임베
디드시스템, 영상 및 신호처리 등임.



곽 휘 권

2005년 충남대학교 전자공학과 학사 졸
업 및 현재 동 대학원 석·박사통합과
정. 관심분야는 제어, 영상 및 신호처리,
항법시스템, 센서 및 산업공정 등임.



유 준

1978년 서울대학교 전자공학과(공학사).
1980년, 1984년 한국과학기술원 전기전
자 공학과(공학석사, 공학박사). 1984년
9월~현재 충남대학교 전기정보통신 공
학부 교수. 1989년 2월~1990년 2월 미쉬
건 주립대학교 객원교수. 1993년 12월
~1994년 2월 독일 후라운호퍼 생산공학 및 자동화(IPA) 연구
소 방문연구원. 1997년 2월~1998년 2월 캘리포니아 주립대학
교(데이비스) 객원교수. 관심분야는 산업공정제어, 센서신호
처리, IT 기반 로봇, 항법시스템 등임.