

# GPS/INS에 의한 외부표정요소 결정에 관한 경험적 연구

## An Experimental Study on the Determination of Exterior Orientation Parameters with GPS/INS

한상득<sup>1)</sup> · 조규전<sup>2)</sup> · 이재원<sup>3)</sup>

Han, Sang Duek · Cho, Kyu Jon · Lee, Jae One

### Abstract

This paper deals with a new approach to acquire the exterior orientation parameters based on GPS(Global Positioning System) in combination with IMU(Inertial Measuring Unit), which enables us to achieve the same accuracy with minimal ground control points comparing to the conventional photogrammetric method. To prove the possibility of practical use of GPS/INS photogrammetry, a survey flight was conducted loading with all necessary photographing systems. The observed data set by GPS/IMU were analyzed and verified the accuracy performance of kinematic GPS, and also compared to those of conventional photogrammetry in various points of view.

Keywords : GPS, IMU, GPS/INS Photogrammetry, Determination of exterior orientation parameters

### 요 지

본 논문은 GPS(Global Positioning System)와 IMU(Inertial Measuring Unit)를 연계하여 최소의 지상기준점만으로도 재래식 항공사진측량 방법과 비교하여 정확도의 손실 없이 외부표정요소를 결정할 수 있는 새로운 기법에 대하여 연구하였다. 이러한 GPS/INS 항공사진측량의 실무적용 가능성을 입증하기 위하여 직접 비행실험을 하고 촬영된 대상지역에 대하여 동적 GPS 위치결정의 정확도의 검증 및 재래식 방법과 GPS/IMU에 의한 사진기준점측량을 실시하여 다양한 방법으로 비교한 결과를 소개하였다.

핵심어 : GPS, IMU, GPS/INS 항측, 외부표정요소 결정

## 1. 서 론

항공사진측량은 공간상의 모든 물체의 형태, 크기 및 위치를 정확하고 경제적으로 결정하는 지형자료 취득수단으로 인식되고 있다. 오늘날 가장 중요한 활용분야는 지표면을 측량하고 이를 도화하여 지형도를 제작하는데 있다(Konecny, 1994). 그러나, 항공사진을 활용하기 위해서는 촬영당시의 기하상태를 완전히 재현할 수 있을 때에만 가능하다. 기하상태의 재현을 위해서는 항공사진의 내부 및 외부표정요소를 알아야만 한다. 이 중 외부표정요소결정 작업은 항공사진측량의 과정중 시간과 경비가 많이 소요

되는 공정의 하나로서, 1970년대 후반까지는 지상기준점만을 이용하여 결정하여 왔기 때문에 수많은 지상기준점을 설치하여야만 하였다(김용일 등, 1996 ; 김충평 2000 ; 박운용 등 1995).

그러나 소수의 지상기준점만이 필요하더라도 이에 소요되는 경비는 전체 지도제작경비의 약 30~40% 정도로 매우 큰 비중을 차지한다(Jacobsen, 1991). 따라서 촬영시 수평 카메라, 기압계, 고도차계 및 APR(Airborne Profile Recorder) 등 다양한 보조장치를 항공기에 탑재하여 외부표정요소를 구하였으나 큰 효과를 얻지 못하였다(Ackermann, 1986). 그런데 1980년대 후반 GPS의 등장으로 이러한 시도는 새

1) 정회원 · 국토지리정보원 지리정보과장(E-mail:sdhan@mocet.go.kr)

2) 정회원 · 경기대학교 토목공학과 교수(E-mail:gjjo@kyonggi.ac.kr)

3) 연결저자 · 정회원 · 대한측량협회 측량정보기술연구원(E-mail:jolee@kasm.or.kr)

로운 변화를 맞게 되었다. 즉 사진촬영시 카메라의 매 노출 순간마다 수신된 GPS관측값을 이용하여 투영중심을 결정함으로써 사진기준점측량에 필요한 기준점의 수를 대폭 감소시킬 수 있게 되었다. 그러나 GPS단독으로는 외부표정요소중 세 회전각을 결정할 수 없으며, 스트립 변경시 신호단절 등의 문제가 발생한다.

이를 해결하기 위해 외국에서는 항공사진촬영시 항공기에 다양한 센서를 부착하여 촬영과 동시에 카메라의 외부표정요소를 직접 결정하는 "Direct Georeferencing" 기술을 실용화 하여 항공기 기술의 효율성을 극대화 하고 있다. 반면 국내에서는 아직도 기존의 항공사진측량방법만을 이용하고 있어 비경제적이고 비효율적인 작업 과정이 이루어지고 있다. 이에 본 논문은 항공사진촬영시 새로운 개념에 의한 측량장비인 GPS와 IMU를 항공기에 탑재하여, 사진의 외부표정요소를 직접 결정하는 방안을 연구하였다.

## 2. GPS/INS 항측의 기본이론

### 2.1 GPS/INS 항측의 개념

GPS/INS 항공사진측량이란 항공기에 다양한 측정 센서를 탑재하여 항공사진의 외부표정요소를 직접 결정하는 방법을 말한다. 현재 측정 센서는 주로 그림 1과 같이 GPS/INS를 통합하여 이용하고 있다(염재홍, 2001). GPS/INS 통합의 기본 원리는 두 시스템의 단점을 최소화 하고 장점만을 활용하여 시너지 효과(synergy effect)를 이용하는 데 있다.

### 2.2 동적 GPS 측량

GPS를 항공사진측량의 외부표정요소 직접 결정에 활용하기 위해서는 탑재기의 빠른 이동속도와 동적인 거동으로 인하여 특별한 관측조건과 자료처리 및 오차보정 등이

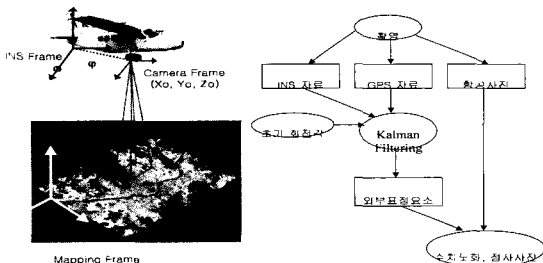


그림 1. GPS/INS 통합의 개요도

표 1. 항측에 필요한 GPS의 요구 정확도

사진 축척	AT 요구 정확도(m)		등고선 간격(m)	GPS 위치 정확도(m)	
	$\mu x, y$	$\mu z$		$\sigma x, y$	$\sigma z^{(3)}$
1:100,000	5.0	4.0	20	30	16
1: 70,000	2.5	2.0	10	15	8
1: 50,000	1.2	1.2	5	5	4
1: 30,000	0.5	0.4	2	1.5	0.7
1: 15,000	0.25	0.2	1	0.8	0.35
1: 8,000	0.05	0.1	0.5	0.4 <sup>(1)</sup>	0.15
1: 4,000	0.02	0.06		0.15 <sup>(2)</sup>	0.15

\* ) 가정조건 :  $\sigma_0=15\mu m^{(1)}$ ,  $\sigma_0=6\mu m^{(2)}$ ,  $\sigma_0=3\mu m^{(3)}$ ,  $\sigma_{0z}=15\mu m$

필요하다. 또한 GPS 관측값을 처리하여 IMU자료와 연계하여 측량목적으로 활용하기 위해서는 반송파 관측값의 이용, 상대측위에 의한 위치결정, 동적 GPS 측량시 발생하는 오차처리 및 GPS성과 산출을 위한 좌표변환 등과 같은 전제조건들이 필요하다(Seeber, 1993). GPS의 동적 관측 시에는 일반적인 GPS오차에 더하여, 이동 물체의 동적거동에 의한 오차를 추가로 고려해야 한다. 예로써, 표 1은 항공사진측량을 위한 동적 GPS 위치결정의 요구 정확도이다(Ackermann, 1986). GPS에 의해서 결정된 노출위치는 소측적인 경우에는 별 문제 없이 그 정확도를 만족시킬 수 있으나, 위치결정을 위한 대측척의 경우에는 매우 어렵다. 따라서 높은 정확도를 얻기 위해서는 블럭조정시 GPS 관측의 오차요인을 세밀하게 분석하여야만 하는데, 특히 불명확 정수의 처리 및 신호단절의 검출과 소거에 유의해야 한다.

### 2.3 관성측량의 원리

관성측량은 원래 비행목적으로 개발된 관성항법장치의 원리를 응용하여 1970년대 이후 측량에 활용하고 있다. 관성측량의 특징은 기후조건과 지역이 무관하게 신속 측정이 가능하며 또한 위치, 속도, 방향 및 가속도를 동시에 결정할 수 있다는 점이다. 관성측량의 기본개념은 1687년 발표된 Newton 운동 제 2법칙인 힘( $f$ )은 질량( $m$ )에 가속도( $a$ )를 곱한 것과 같다는 원리에 기초하고 있다.

$$f = m \cdot a \quad (1)$$

관성기의 질량  $m$ 은 기지의 값이므로, 가속도  $a$ 를 거리의 시간에 대한 2차 도함수로 바꾸면 식 (2)와 같이 된다.

$$f = \frac{d^2 r}{dt^2} \quad (2)$$

식 (2)에서 힘 f를 측정하여 두 번 적분을 하면, 식 (3)과 같이 경과한 거리를 얻을 수 있다.

$$r_2 - r_1 = \int_{t_1}^{t_2} \int_{t_1}^{t_2} \ddot{r} dt ds \quad (3)$$

식 (3)을 중력가속도( $g^n$ )와 코리올리스 가속도( $a^n_{cor}$ )를 보정하여 미분방정식 형태로 표시하면 (4)와 같다.

$$\dot{V} = C_b^n \cdot a_{ib}^b - a_{cor}^n + g^n \quad (4)$$

여기서,  $C_b^n$ 은 동체좌표계(b)에서 비행좌표계(n)로의 회전 행렬식이다. 최종적으로 원하는 경우도 좌표는 아래의 미분방정식 (5)를 적분하면 구하여 진다(Baumker, 1991).

$$\dot{r} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{V_N}{R_N + h} \\ \frac{V_E}{(R_E + h) \cdot \cos \varphi} \\ -V_D \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서,  $V_E, V_N, V_D$  : 각각 동쪽, 북쪽 및 수직방향의 속도  
 $R_E, R_N$  : 회전타원체의 장반경 및 단반경  
 $h$  : 회전타원체고

관성측량의 기본개념은 위와 같이 간단한 반면, 물리적 시스템의 구현은 매우 복잡하다. 관성측량시스템은 세 가속도계를 서로 수직으로 설치하여 여기에 각각 자이로를 부착한 후 플랫폼에 장착한다. 식 (5)를 적분하기 위해서는 관성계와 지상좌표계간의 좌표변환과 측량지역의 중력장을 정확히 알아야만 한다. 관성측량에서 오차는 다양한 원인에 의해서 발생하게 되나 주로 자이로와 가속도계의 성능에 가장 크게 좌우된다. 관성측량의 오차거동은 일반적인 측량 장비들과는 매우 다른 점이 있지만, 일반적으로 잘 알려진 수학적 모델에 의해서 대부분 소거할 수가 있다. 일반적인 측량의 경우와 상이한 점은 동적 오차모델링 기법을 적용해야만 한다는 것이다. 관성측량의 오차의 원인은 주로 기계에 의한 오차가 대부분으로 자이로의 편류, 가속도계의 잡음, 축척계수오차 등을 들 수 있다. 이 외에도 센서의 정렬시 초기화 오차도 매우 큰 비중을 차지한다.

### 3. GPS/INS 통합이론

관성시스템을 다른 센서와 연계하여 이용하기 위해서는 우선 GPS와 IMU 관측자료의 사전처리를 통하여 미리 원하는 형태의 결과를 만든 후 GPS/INS 통합을 위한 모델의 설정과 기법을 고려해야 한다. 이를 위해서는 GPS 데이터와 IMU 데이터가 매 측정순간을 고려한 하나의 동적모델에서 공통으로 처리되어야 함을 그 전제조건으로 한다. GPS/INS 통합을 위해서는 두 관측데이터를 최적으로 연결시켜주는 필터기법을 이용하는 특별한 추정방법이 요구된다. 이러한 특별한 요구조건으로 인하여 현재 측지학분야에서 활용되고 있는 조정방법이나 일반적인 추정이론은 본 연구의 목적을 위해서는 활용 될 수 없으며, 칼만필터기법을 적용해야만 한다.

#### 3.1 Kalman Filtering에 의한 최적추정

Kalman Filter의 기본원리는 사전정보의 도움에 의한 두 단계의 과정으로 이루어진다. 첫 단계인 예측에서는 현재의 시스템상태를 토대로 다음 관측시점에 대한 시스템의 상태벡터와 그 오차 분산값을 미리 계산한다. 두 번째 단계인 갱신과정에서는 예측단계의 계산값을 실측한 값과 비교하여 수정한다. 선형의 이산 동적 시스템은 식 (6)과 같은 미분방정식으로 표시할 수 있다(Baumker, 1991).

$$\dot{x}(k+1) = A(k)x(k) + B(k)u(k) + \underline{w}(k) \quad (6)$$

앞에서와 같이 프로세스 잡음을 무시하면 식 (6)은 식 (7)과 같이 된다.

$$\hat{x}^*(k+1) = A(k)x(k) + B(k)u(k) \quad (7)$$

추정오차의 공분산행렬은 식 (8)과 같다.

$$P^*(k+1) = A(k)P(k)A^T(k) + Q(k) \quad (8)$$

시스템의 상태는 미리 예측의 과정을 통해  $\hat{x}^*(k+1)$ 가 기지이므로 관측의 결과는 식 (9)와 같이 된다.

$$y^*(k+1) = C(k+1)\hat{x}^*(k+1) \quad (9)$$

예측값과 실측값을 서로 비교하여 수정된 추정값을 얻기 위해 경중를 부여한 선형조합( $K_1, K_2$ )를 고려하면 식 (10)이 된다.

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1) = \mathbf{K}_2(k+1)\mathbf{y}^*(k+1) + \mathbf{K}_1(k+1)\mathbf{y}(k+1) \quad (10)$$

관측방정식을 식 (11)에 대입하면 식 (12)가 된다.

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1) = \mathbf{K}_2\mathbf{C}\hat{\mathbf{x}}^* + \mathbf{K}_1\mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{K}_1\mathbf{y} \quad (12)$$

식 (12)로 부터 추정오차는 식 (13)과 같다.

$$\tilde{\mathbf{x}}(k+1) = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_1\mathbf{C} - \mathbf{K}_2\mathbf{C})\hat{\mathbf{x}}^* + (\mathbf{I} - \mathbf{K}_1\mathbf{C})\tilde{\mathbf{x}}^* + \mathbf{K}_1\mathbf{y} \quad (13)$$

기대값  $E(\mathbf{y})=0$ ,  $E(\mathbf{x}^*)=0$ 이므로 결국  $\mathbf{K}_2\mathbf{C}=\mathbf{I}-\mathbf{K}$ 가 되어야 한다. 이를 식 (13)에 대입하면 식 (14)가 된다.

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(k+1) = & \hat{\mathbf{x}}^* + \mathbf{K}_1(k+1)\{\mathbf{y}(k+1) \\ & - \mathbf{C}(k+1)\hat{\mathbf{x}}^*(k+1)\} \end{aligned} \quad (14)$$

그리고 공분산 행렬은 식 (15)와 같이 된다.

$$\mathbf{P}_1 = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_1\mathbf{C})\mathbf{P}^*(\mathbf{I} - \mathbf{K}_1\mathbf{C})^T + \mathbf{K}_1\mathbf{R}\mathbf{K}_1^T \quad (15)$$

식 (15)에 매트릭스 연산법칙을 적용하면 식 (16)이 된다.

$$-2(\mathbf{I} - \mathbf{K}_1\mathbf{C})\mathbf{P}^*\mathbf{C}^T + 2\mathbf{K}\mathbf{R} = 0 \quad (16)$$

식 (16)을  $\mathbf{K}$ 에 대해서 풀면 그 해는 식 (17)과 같다.

$$\begin{aligned} \mathbf{K}(k+1) = & \mathbf{P}^*(k+1)\mathbf{C}^T(k+1)\{\mathbf{C}(k+1) \\ & \mathbf{P}^*(k+1)\mathbf{C}^T(k+1) + \mathbf{R}(k+1)\}^{-1} \end{aligned} \quad (17)$$

식 (17)을 식 (15)에 대입하면 예측값을 갱신하는 데 필요한 새로운 공분산행렬을 식 (18)에 의해서 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \mathbf{P}(k+1) = & \mathbf{P}^*(k+1)\mathbf{C}^T(k+1)\{\mathbf{C}(k+1) \\ & \mathbf{P}^*(k+1)\mathbf{C}^T(k+1) + \mathbf{R}(k+1)\}^{-1} \end{aligned} \quad (18)$$

### 3.2 INS의 동적오차 모델링

관성시스템오차의 동적과정은 관성시스템의 자체오차, 센서탑재기의 움직임에 의한 오차 및 관성시스템의 초기화에 의한 오차 등에 의해서 유발된다. 이러한 동적 프로세서는 식 (6)과 같은 선형 동적 방정식에 의해서 구해진다. 따라서, 식 (6)을 균질시스템에 대한 상태미분방정식으로 고쳐 쓰면 식 (20)과 같이 된다.

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\mathbf{X} \quad (20)$$

여기서,  $\mathbf{X}$ 는 상태 벡터이고  $\mathbf{F}$ 는 동적 행렬이다. 이때, 스트랩다운 시스템의 경우 위치오차, 속도오차, 자세오차 그리고 자이로의 세 축에 대한 drift, 가속도계의 세 축에 대한 bias 오차 등 15개의 상태 벡터를 선택한다. 그리고 센서의 scale factor 오차 및 정렬오차(misalignment) 등은 프로세스 잡음으로 처리한다(Wong, 1989 ; Skaloud, 1995). 이는 상태벡터의 수가 커질수록 계산량이 이에 비례하여 기하급수적으로 늘어나기 때문이다. 일반적으로 미분방정식 (20)에 대한 명확한 해석하는 존재하지 않으나, 다음 식 (21)과 같이 수치적분으로 그 해를 구한다.

$$\mathbf{X}_k = \Phi(\Delta t)\mathbf{X}_{k-1} \quad (21)$$

천이행렬  $\Phi(\Delta t)$ 는 동적행렬  $\mathbf{F}$ 와 시간간격  $\Delta t$ 로 테일러 급수전개에 의해서 구할 수 있다.

$$\Phi(\Delta t) = e^{\mathbf{F}\Delta t} = \mathbf{I} + \mathbf{F} \cdot \Delta t + \frac{1}{2} \cdot \mathbf{F}^2 \cdot \Delta t^2 \quad (22)$$

칼만필터의 구현시 시간간격  $\Phi(\Delta t)$ 는 계산량을 줄이기 위해 가능하면 1초 간격의 정수 단위를 택한다.

### 3.3 GPS/INS의 통합방법

GPS/INS의 통합방법은 장비의 측면에서 볼 때 두 가지 연계 방법이 있다. 하나는 측량중 하드웨어적으로 직접 연결하는 것이고, 다른 하나는 측량후 데이터를 연결하는 것이다. 직접적인 하드웨어 연결은 실시간 이용시 큰 장점이 있으며, 현장에서 직접 시스템 상태의 상호 통제가 쉽고 오차를 내포한 데이터의 검출이 용이하기 때문이다. 최근 소형의 레이저 자이로와 GPS 핵심모듈이 한 장치속에 포함된 통합시스템이 개발되고 있다. 통합시스템은 가격의 절감이 가능하고 GPS와 INS간에 존재하는 시간과 공간오차를 크게 줄일 수 있다. 관성시스템의 오차통제를 위한 GPS 관측값과 INS 측정자료의 결합기법을 필터링 측면에서 고찰해보면 크게 두 단계의 분리형 칼만필터인 약결합 방법과 동시 칼만필터에 의한 강결합 방법의 두 가지로 나눌 수 있다.

약결합 방법에서는 먼저 반송파로부터 GPS의 위치좌표나 속도를 독자적인 GPS 칼만필터에서 계산한 후, 이를 INS 데이터의 보정을 위해 주필터인 INS 칼만필터에 입력한다. 이 방법의 가장 큰 장점은 다양한 GPS수신기와 임의의 관성측량기를 결합할 수 있다는 점이다. 뿐만 아니라 최소의 계산절차와 잉여도가 크다는 점이다. 반면, 이 방법의 단점은 항시 네 개 이상의 위성을 수신해야 하며, 그렇

지 않은 경우에는 위치결정이 전적으로 불가능하다. 또 다른 단점은 필터된 GPS 위치와 속도가 시간적으로 상관되어 있다는 점이다. 이 문제는 측정값은 서로간에 비상관이어야 한다는 칼만필터의 가정과 정면으로 상충된다. 상관관계를 무시하면 이는 최적의 필터가 아닌 차선의 필터가 됨과 동시에 필터의 안정성 문제를 야기시킨다. 강결합 방법에서는 GPS 관측값을 관성데이터와 동시에 처리하기 위해 하나의 칼만필터 과정에 도입함과 동시에 사용된 모든 센서와 측정값에 대한 오차모델을 함께 구성한다. 즉 칼만필터의 상태벡터는 시각동기오차, 시계오차 등을 포함한 GPS 상태를 확장한 필터가 된다. 본 연구에서는 항공사진 측량에서는 GPS와 IMU 자료를 후처리하여 데이터 연결을 위주로 하므로 약결합 방법을 이용하였다. 두 방식은 공개 개방식(open-loop) 혹은 폐합식(closed-loop)을 선택할 수 있다. 본 연구에서는 폐합식 방식을 선택하였으며, 이는 일명 뒷먹임(feedback) 방식이라고도 하며 상태벡터의 추정값을 관성시스템으로 되돌려 이를 보정자료로 활용한다. 이 방법은 물론 보정 데이터가 즉시 feedback 되어 관성시스템의 결과치에 영향을 주기 때문에 오차를 내포한 GPS 데이터를 인식하고 이를 제거하는 부가의 처리가 필요하다. 오차를 포함하고 있는 측정값으로 갱신하는 경우에는 보정이 불가능하기 때문에 칼만 필터가 손상되기 때문이다. 하지만 개방식 방법에서는 보정 데이터가 feedback 되지 않기 때문에 이러한 문제가 발생되지 않는다.

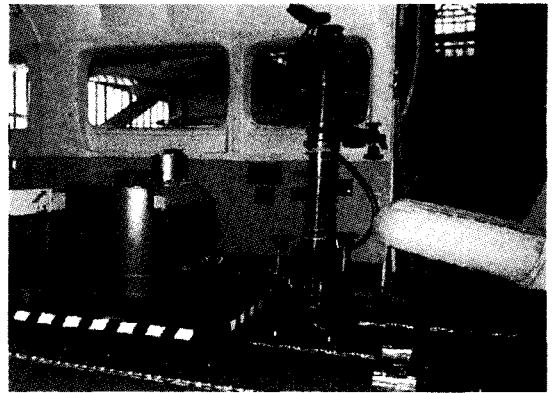


그림 2. GPS/INS 항측장비

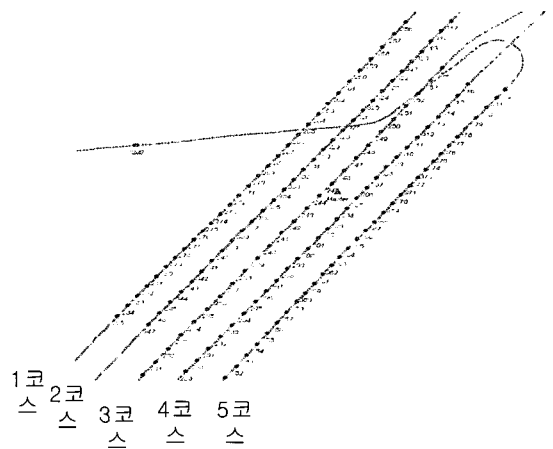


그림 3. 과천시 지역 촬영코스 및 궤적

#### 4. GPS/INS 항측실험 및 자료처리

##### 4.1 항공사진촬영

실험대상지역은 과천시 일원으로 산악지와 도심지가 포함된 약 20km<sup>2</sup>이다. 촬영일자는 2002년 2월이며, 비행고도는 900m, 사진축척은 1:5,000, 중복도(p=75%, q=45%)이다. 촬영용 항공기는 Cessna 208, 항측 카메라는 Wild사의 RC30 (f=152.486mm)이며, GPS/IMU 장비는 한진정보통신(주)에서 보유중인 POS/AV-510(Applanix사)으로 그림 2와 같다.

그림 3은 촬영궤적을 나타낸 것이며 스트립의 평균거리는 약 8km이고, 5 스트립에 총 97매의 사진을 촬영하였다. 그리고 DGPS 처리를 위해 촬영동안 대상지역내의 중앙에 GPS 기준국을 설치하였다. 기준국의 GPS 수신간격은 카메라의 노출순간의 위치결정이 가능하도록 항측기에 부착된 GPS 수신기의 수신간격과 동일한 1초로 하였다. 촬영하는 동안 기준국 및 이동국에서는 모두 6개의 위성수신이

가능하였으며, PDOP는 5이하로 매우 양호하였다.

##### 4.2 지상측량

지상측량은 대공표지점 설치와 측량, 지상기준점측량, 검사점측량 등으로 구분하여 촬영전에 공개 GPS측량으로 수행하였다. 대공표지점은 모두 6점으로 주로 삼각점에 설치하였으며, 삼각점이 없는 시가지에는 임시표식을 설치하였다. 대공표지의 GPS 측량시 기준국은 약 3시간, 이동국으로 사용된 점들은 약 1시간 30분씩 GPS 데이터를 수신하였다. 지상기준점 측량은 국토지리정보원의 "항공사진측량 작업내규"에 준하여 GPS 측량으로 실시하였다. 특히, 사진기준점측량(AT) 방식으로 선점시 평면점이 2모델당 1점씩 선점하여야 하나, 다양한 비교분석을 위하여 1모델당 1점씩 선점하였다. 지상기준점의 수는 평면 42개, 표

고 87점이며, 평면점의 선점시 표고점으로도 이용할 수 있도록 하였다. 한편, 검사점은 촬영지역에 등분포 되도록 하여 20점을 선점하였으나, 실제관측은 현장여건으로 말미암아 17점만 GPS측량을 수행하였다. 모든 지상측량의 관측자료는 GPS 전용 S/W(Trimble Geomatics Office : TGO Ver 1.5)로 처리하여 그 성과를 산출하였다. 산출된 성과의 정확도는 평면 약 2cm, 표고 3cm 정도이다.

### 4.3 자료처리

#### 4.3.1 IMU장비 및 소프트웨어

본 연구에 사용된 관성장치는 캐나다 Applanix사의 POS/AV 510시스템으로 그림 4와 같이 핵심모듈인 LN 200 IMU와 인터페이스 및 비행관리를 위한 컴퓨터 등으로 구성되어 있다. 핵심모듈인 IMU는 Litton사에서 제작한 3축 광섬유 자이로와 3축 실리콘 가속도계로 구성되어 있다. 부피와 중량(3kg)이 가벼워 탑재성능이 우수하며, 자료의 취득율은 초당 200회이다. 본 장비의 성능은 후처리시 비행고도에 따라 위치결정의 정확도는 5~30cm, 회전각 결정의 정확도는 pitch와 roll 축에 대하여는 0.005°, heading 축은 0.008°이다. 시스템의 초기정렬(Initial Alignment)은 실제 작업에 앞서 비행장에서 촬영대상지역으로의 이동시 여러 번의 회전과 공중에서의 선회를 반복하여 비행중 GPS와 IMU를 동기화하였다. 그리고 GPS/IMU 자료처리를 위한 소프트웨어는 Applanix사에서 개발한 POSpac으로 모두 4개의 모듈로 구성되어 있다. 관성자료의 자동기록과 처리, GPS와 연계를 위한 특수한 칼만필터링 기능, INS의 동적오차 모델링 및 중력 모델링 기능 등, 최적의 GPS/INS 연계에 의한 위치자료와 자세자료를 제공한다.

한편 사진좌표의 관측에는 해석도화기 P33(Carl Zeiss사)을 사용하였으며, 블럭조정 소프트웨어는 BINGO-F를 이용하였다. BINGO-F는 번들조정의 원리를 기반으로 대규모 항공사진의 블럭조정, 지상사진측량 및 측지망 조정이 가능한 복합적인 측량용 프로그램이다.

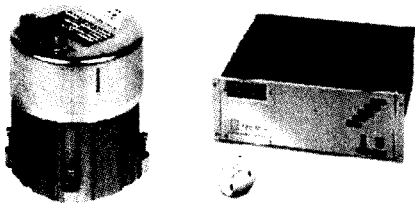


그림 4. IMU의 구성

#### 4.3.2 동적 GPS의 결과

항공기에 탑재된 GPS안테나에서 관측된 자료는 PDOP 등을 고려하여 불명확정수를 결정하고 블럭내에 설치한 DGPS기준국과 연계하여 처리하였다. 그림 5는 항측기에서 수신한 GPS관측값으로, 그림 중앙에 있는 두 개의 굵은 막대 사이가 실제로 촬영이 수행된 시간이다. 그림에서 총 5개의 스트립을 확인할 수 있으며, 이를 자세히 살펴보면 시간의 경과에 따른 스트립마다 오차의 거동이 약간씩 달라지고 있다. 하지만 한 스트립내의 오차의 경향을 살펴보면 일정한 증감현상을 알 수 있다. 이는 항측기가 블럭의 중앙에 설치된 DGPS 기준국에서 가까워지면 오차가 줄어들고, 멀어지면 증가하는 기준국과의 기선거리의 변화에 따른 GPS의 오차특성이다. 또한 스트립의 변경시에는 위성의 기하적 배치가 불량하여 한 스트립중 오차가 가장 커진다.

일정한 경향을 가진 이러한 정오차를 소개하고 카메라의 노출시간과 시각동기화 및 안테나의 이심벡터를 고려하여 스트립별로 투영중심의 위치를 구하여, 촬영된 모든 사진에 대한 동적 GPS의 위치결정 정확도를 3차원 좌표성분별로 나타내면 그림 6과 같다. 평균제곱근 오차가 평면 13cm, 표고 7cm의 정확도로 카메라의 노출순간에

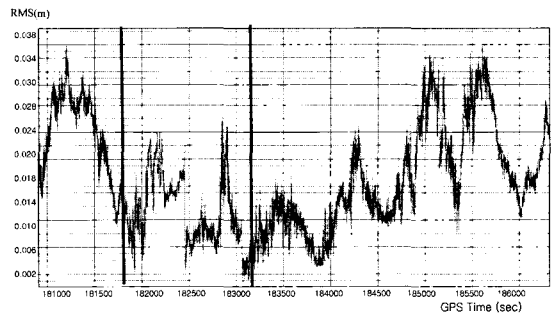


그림 5. 기선거리에 따른 GPS 관측오차



그림 6. 전체블럭의 동적 GPS위치결정 정확도

표 2. GPS/IMU 관측자료의 전처리 결과

구분		수량	단위	결과 정확도		
				Sx	Sy	Sz
접합점	tie point	133	μm	6	6	
	pass point	70	μm	6	6	
지상기준점	평면	47	cm	5	5	
	표고	87	cm			10
GPS/IMU	GPS		cm	15	15	15
	IMU		deg	0.008	0.008	0.008

대한 3차원 좌표를 구할 수 있었다. 평균적으로 높이의 오차가 7cm이고, 평면의 오차는 13cm로 평면에 비해 높이의 위치결정 정확도가 두 배 정도 높다. 이 결과의 정확도는 제 2장의 표 2에서 제시한 GPS 항측을 위한 충분한 정확도를 만족시키고 있으며, 나아가 본 연구의 목적인 INS의 오차 갱신을 위해서도 충분한 정확도를 유지하고 있다.

이상의 과정을 거쳐, 사진좌표의 관측, GPS 지상기준점 관측의 결과 및 동적 GPS 결과의 관측을 요약 정리하면 표 2와 같다. 이 결과치를 사전정보로 이용하여 다음에서는 실제로 GPS/INS 사진기준점 측량을 수행하여 재래식 결과와 비교를 한다.

## 5. 결과 및 고찰

### 5.1 재래식 항공사진측량의 결과

블럭조정을 위해 먼저 Zeiss사의 해석도화기 P33을 이용하여, 사진상에 촬영된 지상기준점, 검사점 및 종·횡접합점의 사진좌표를 정밀하게 관측하여 비교판단의 기준이 되는 기준조정(reference adjustment)을 수행하였다. 기준조정이란 모든 기준점을 사용하여 기존의 항측방식대로 조정을 한 후, 이의 결과를 오차가 없는 것으로 간주하여 향후 지상기준점의 수와 배치형태에 따라 블럭의 정확도 변화뿐만 아니라 GPS/INS 항측의 결과와 비교를 가능케 하는 작업이다. 기준 조정값을 구하는 방법에는 지상의 검사점을 이용하는 방법과 블럭조정 후의 각 사진에 대한 6개의 표정요소에 대한 정확도를 비교하는 방법이 있다.

#### 5.1.1 검사점에 대한 기준조정의 정확도

기준조정을 위해서는 먼저 모든 기준점을 사용하여 기존의 사진기준점 측량 방식대로 블럭조정을 수행하여 조정전과 조정후의 검사점에 대한 좌표값의 차이를 정확히 산출한

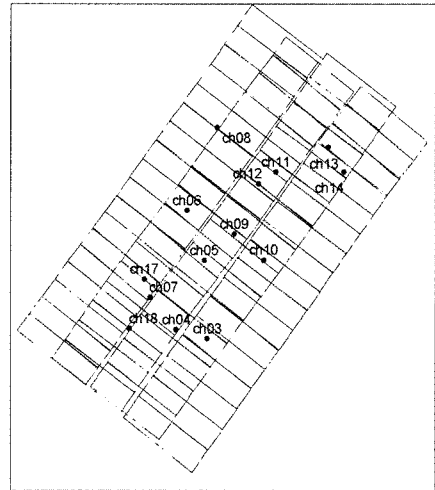


그림 7. 검사점 분포도

표 3. 블럭조정결과 검사점에서의 잔차

검사점 번호	DX(cm)	DY(cm)	DZ(cm)
03	-5.1	2.7	5.3
04	10.6	5.5	9.8
05	-2.3	-0.7	-5.0
06	-3.1	1.7	4.8
07	0.7	4.4	8.7
08	-11.9	0.6	-7.2
09	-3.2	-4.4	7.3
10	-2.2	-8.0	-3.9
11	-8.4	7.4	-4.4
12	-10.2	1.2	-5.4
13	1.7	6.4	-15.7
14	9.5	7.3	-6.9
16	2.0	-1.6	-2.5
17	-1.1	-7.8	1.8
18	-7.8	-8.9	9.8
RMSE	5.7	5.6	7.6

다. 그림 7은 검사점의 분포도이며, 합리적인 결과의 평가를 위해 15개의 검사점을 되도록 블럭내에 균등 배치하였다. 그리고 이 검사점에 대한 블럭조정의 결과는 표 3과 같다.

검사점의 분포도와 표 3을 참고로 분석해 보면, 검사점에 대한 전체 블럭의 표준편차는 평면은 6cm, 표고는 8cm 정도로 매우 우수한 결과임을 알 수 있다. 전체적으로 볼 때 블럭의 중앙부분은 정확도가 좋으나 바깥으로 갈수록

오차가 증가하는 항공사진측량의 일반적인 경향을 보여주고 있다. 하지만 검사점 13번의 경우 표고오차가 다른 점들에 비해서 약 5cm 정도 더 크다. 결국 이러한 검사점의 정확도 결과는 다음 과정에서 GPS/INS 항측에 의한 결과와 직접 비교 대상이 되는 기준이 된다.

### 5.1.2 외부표정요소 결정의 정확도

모든 기준점을 사용하여 조정한 각 사진에 대한 외부표정요소 결정의 정확도인 표준편차를 각 스트립별로 표 4에 수록하였다.

투영중심의 위치와 회전각의 경우로 분리하여 그 결과를 설명하기 위하여 전체 블럭에 대한 사진의 투영중심의 정확도를 아래의 그림 8에 도시하였다. 전체 블럭의 사진 중 각 스트립의 첫번째와 마지막으로 촬영된 사진의 정확도가 모두 낮은데, 이는 촬영시 비행특성과 카메라의 거동에 따른 영향인 것으로 판단된다. 따라서 정밀촬영을 위해서는 비행기가 실제로 블럭에 진입하기 전에 한 두장의 공사진을 촬영해야 됨을 알 수 있다.

그리고 모든 스트립에 대하여 공히 투영중심 중 평면위치의 정확도( $X_0, Y_0$ )가 높이( $Z_0$ )에 비해 상대적으로 낮은 경향을 보여주고 있다. 한편, 스트립의 중간에서는 전체적으로 정확도가 증가하며 오차의 크기는 비슷하나 일부 사진은 평균보다 약간 커지고 있다. 각 사진에 대한 결과를

표 4. 스트립별 외부표정요소결정의 정확도

Strip no.	$S_{X_0}(m)$	$S_{Y_0}(m)$	$S_{Z_0}(m)$	$S_{\omega} (")$	$S_{\phi} (")$	$S_{\kappa} (")$
1	0.09	0.09	0.04	20.2	21.8	8.0
2	0.10	0.09	0.04	20.5	19.0	6.7
3	0.08	0.08	0.04	17.8	16.0	6.0
4	0.09	0.09	0.04	19.0	19.3	7.1
평균	0.09	0.09	0.04	19.5	19.2	7.0

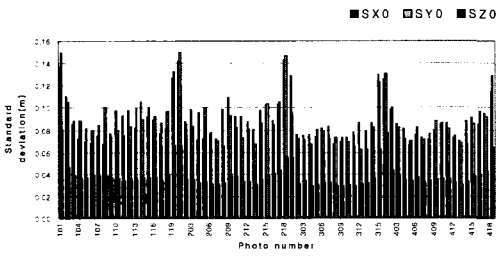


그림 8. 스트립별 투영중심 표준편차

계산하여 전체 블럭에 대한 표준편차를 계산한 투영중심의 표준편차는  $S_{X_0}, S_{Y_0} = \pm 9cm, S_{Z_0} = \pm 4cm$ 이다.

한편 외부표정요소 중 나머지 세 회전각( $\omega, \phi, \kappa$ )에 대한 결과를 표에서 살펴보면, 모든 사진에 대하여 공히  $\kappa$  성분이  $\omega$ 나  $\phi$ 에 비해 그 정확도가 3배 정도 높다. 투영중심의 위치정확도는 표고의 경우가 평면에 비해 단지 두배 정도 좋으나, 회전각의 경우에는  $\kappa$  성분이  $\omega$ 나  $\phi$ 에 비해 훨씬 높은 정확도로 결정 가능함을 알 수 있다. 이는 촬영시 비행 경로를 일정하게 유지할 수 있음을 입증하는 반면, 비행측 방향이나 이의 직교방향으로는 비교적 심한 요동이 있음을 증명하는 결과이다. 전체 사진에 대한 회전각 결정의 표준편차는 표 7에서 보여주듯이  $S_{\omega}, S_{\phi} = \pm 19''$ ,  $S_{\kappa} = \pm 7''$ 이다. 결국 이러한 정확도는 제 2장의 표 1에서 제시한 모든 영상센서의 외부표정요소의 회전각 결정에 필요한 요구 정확도를 충족하고 있으므로 대단히 만족할 만한 결과이다.

### 5.1.3 기준점수에 따른 정확도

기준점의 수에 따른 재래식 블록조정 결과의 산출하기 위하여, 그림 9와 같이 비교대상의 기준이 되는 전체 기준점인 88개의 기준점을 이용하여 재래식 항측방법에 의하여 조정을 수행하고, 다음으로는 전체 기준점에서 점차 그 수를 점진적으로 줄여 최종적으로는 최소의 기준점인 4기준만을 이용하여 블록조정을 수행하였다.

이상과 같이 다양한 기준점의 수에 따른 재래식 사진기준점측량의 결과를 종합하여 정리하면 표 5와 같다. 이 때 결과의 표준편차는 기준조정에서 설명한 바와 같이 검사점에 대한 잔차를 이용하였다.

기준점을 20점만을 사용한 경우에는 전체 기준점을 사용한 결과와 비교하여 평면에서는 큰 차이가 발생하지 않으나 높이에서는 약 10cm의 정확도 감소현상이 일어났음을 알 수 있다. 특이할 만한 현상으로는 모든 기준점을 사용한 경우에는 큰 크기의 오차가 평면은 10cm 미만, 표고는 15cm이었으나, 20점만의 기준점을 사용한 경우에는 평

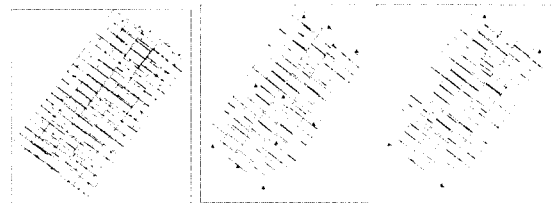


그림 9. 기준점의 수와 분포도



표 5. 기준점 수에 따른 오차비교

기준점수	표준편차(m)		
	Sx	Sy	Sz
88	0.07	0.06	0.15
20	0.07	0.06	0.18
10	0.09	0.08	1.91
8	0.10	0.08	2.30
6	0.08	0.10	2.38
4	0.12	0.13	4.04

면이 20cm, 표고는 검사점 7에서 30cm 이상의 큰 오차가 발생하여 기준점의 감소로 인한 블록 전체의 정확도는 물론이고 큰 크기의 오차가 발생하므로 안정적인 결과치의 확보에 매우 유의해야 함을 알 수 있다.

기준점이 10점 미만의 경우에는 모든 기준점의 사용하였을 때와 비교하여 20점의 경우와 마찬가지로 평면의 위치는 변동이 크게 없으나 높이오차에서는 오차가 크게 발생함을 알 수 있어 기준점의 감소에 따라 높이오차는 크게 변화함을 알 수 있었다. 기준점을 4점만을 이용한 경우에는 사진기준점측량이 불가능하여 발산하는 경우가 생긴다. 특히 높이오차가 4m 이상을 초과하여 기준점의 감소에 따른 평면의 정확도보다 높이의 정확도가 민감하게 반응하는 항공사진측량의 일반적인 현상을 재확인 할 수 있었다. 따라서 최소 기준점인 4 기준점만으로는 사진기준점측량의 허용오차를 크게 초과하여 재래식 방법에 의한 항공사진측량의 적용이 불가능하다. 재래식 AT의 경우에 기준점이 감소함에 따라 그 정확도가 전반적으로 비례하여 감소하며, 평면위치는 기준점의 수에 덜 민감하게 반응하나 높이오차는 기준점의 수에 따라 큰 차이가 있음을 알 수 있다. 기준점이 10점 이하가 되면 높이오차는 이미 2m의 오차가 발생한다. 또한 그 이하의 기준점수의 경우에는 이러한 경향이 더욱 심하게 되며, 최소 기준점인 4점의 경우에는 조정이 이루어지지 않으며 발산하는 결과를 초래함을 알 수 있다.

5.2 GPS/INS 항공사진측량의 결과

이제 마지막 단계로 GPS/INS AT의 결과를 검증하기 위해 사전 처리된 GPS와 INS 데이터를 연계하여 칼만 필터링으로 처리한 결과를 블록조정하였다. 객관적이고 상대적인 비교를 위해 GPS/INS AT의 경우에도 재래식 경우와 마찬가지로 동일한 기준점의 수와 배치형태를 취하였다. GPS/INS AT의 경우에는 앞에서 설명한 바와 같이 검사점에 대한 결과와 외부표정요소의 결정정확도에 대하여 비교하였다.

표 6. 기준점 수와 배치에 따른 블록조정의 정확도

기준점수	표준편차(m) GPS+INS AT/재래식		
	Sx	Sy	Sz
88	0.07/0.07	0.07/0.06	0.14/0.15
20	0.07/0.07	0.06/0.06	0.14/0.18
10	0.06/0.09	0.08/0.08	0.12/1.91
8	0.08/0.10	0.09/0.08	0.14/2.30
6	0.10/0.08	0.07/0.10	0.25/2.38
4	0.08/0.12	0.11/0.13	0.15/4.04

5.2.1 기준점수에 따른 정확도 결과

블록내에 균등 배치된 15점의 검사점에 대한 재래식 AT와 GPS/INS AT의 결과를 기준점의 수에 따라 표 6에 수록하였다. 또한 두 가지의 경우를 보다 알기 쉽게 비교가 가능토록 재래식의 경우에는 분모에, GPS/INS의 경우에는 분자에 표시하였다. 재래식 AT의 경우에는 기준점의 수가 줄어들어 따라 특히 높이에서 급격한 오차 증가현상이 발생하나 GPS/INS AT의 경우에는 이러한 현상이 전혀 일어나지 않는다. 또한 모든 기준점이나 소수의 기준점인 경우에도 정확도의 전체적인 변화가 거의 없음을 알 수 있다. 표에서 보듯이 가장 특이한 점은 최소기준점인 4점의 경우에도 번들조정이 가능하다는 것이다. 이는 지상기준점이 줄어들어 따라 GPS/INS가 이를 대신하여 지상기준점의 역할을 훌륭하게 수행하고 있음을 알 수 있다. 하지만 기준점 10점 이하인 경우에는 높이오차가 다소 커지는 경향이 있으므로 최소 10점 이상, 안전을 고려하면 20점 정도를 블록내에 균등 배치하는 것이 좋다.

5.2.2 외부표정요소 결정의 정확도

먼저 외부표정요소의 정확도를 서로 비교하기 위해 재래식 AT, 즉 모든 기준점을 사용하여 조정한 결과를 아래의 표 7에 수록하였다.

위의 표 8에서 보듯이 재래식 AT의 경우 기준점이 4개인 경우를 제외하고는 6개의 외부표정요소 중 투영중심의 좌표에 해당하는 3 위치는 기준점의 감소에 거의 영향을 받지 않는다. 하지만 회전각의 경우  $S_{\phi}$ ,  $S_{\omega}$ 의 오차는 기준점의 감소에 따라 비례하여 증가하나,  $S_x$ 는 거의 변동이 없음을 알 수 있다. 또한 기준점이 10점 이하가 되면 표정요소 중 회전각의 오차가 30" 정도로 매우 커져 기준점의 보강 없이는 조정결과의 적용이 어려운 경우가 발생한다. 따라서 아래에는 GPS/INS AT가 이러한 문제를 해결할 수 있는가를 검증하기 위해 GPS/INS AT의 경우에도

표 7. 재래식 AT의 외부표정요소 정확도

기준점수	위치(m)			회전각(°)		
	Sxo	Syo	Szo	Sφ	Sω	Sκ
88	0.09	0.09	0.04	19	19	7
20	0.09	0.09	0.08	18	18	11
10	0.12	0.11	0.07	29	26	8
8	0.15	0.13	0.10	36	31	9
6	0.16	0.14	0.14	38	33	8
4	0.37	0.44	1.27	96	115	11

표 8. GPS/INS AT의 외부표정요소 정확도

기준점수	위치(m)			회전각(°)		
	Sxo	Syo	Szo	Sφ	Sω	Sκ
88	0.09	0.09	0.04	19	19	7
20	0.06	0.06	0.06	13	13	11
10	0.07	0.07	0.08	14	13	10
8	0.08	0.07	0.09	15	14	10
6	0.09	0.07	0.10	17	15	11
4	0.10	0.09	0.14	18	16	11

재래식 AT의 경우와 같이 기준점의 감소에 따른 외부표정의 정확도를 산출하여 그 결과를 표 8에 수록하였다.

표 8에서 알 수 있듯이 GPS/INS AT의 경우 기준점의 감소에 상관없이 외부표정의 정확도가 매우 균질하다. 특이할 만한 사실은 최소 4개의 기준점인 경우에도 모든 기준점을 사용한 경우와 거의 대등한 결과를 얻었다. 따라서 검사점의 경우와 마찬가지로 지상기준점이 줄어들에 따라 GPS/INS가 이를 대신하여 지상기준점의 역할을 훌륭하게 수행하고 있음을 재확인 할 수 있다.

## 6. 결 론

본 논문은 항공사진측량시 GPS와 INS를 동시에 탑재하여 사진의 외부표정요소를 결정하는 새로운 기법의 적용 가능성을 실제 비행실험을 토대로 연구한 결과로써 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. GPS/INS 항공사진측량에 의한 번들조정기법은 재래식 사진기준점 측량에 비해 지상기준점의 수를 획기적으로 줄일 수 있었다. 본 연구의 경우 과천 20km<sup>2</sup>의 촬영면적에 대하여 재래식 방법의 경우 80점 이상의 기준점이

필요하였으나, 새로운 방법인 GPS/INS 항측의 경우 20점만 있으면 재래식 방법과 동일한 정확도를 얻을 수 있었다.

2. 재래식 항측의 경우 최소의 지상 기준점인 네 점만으로는 표고의 정확도가 4m 이상을 초과하여 사진기준점 측량이 전혀 불가능한 반면, GPS/INS 항측의 경우는 15cm 정도로 원하는 정확도를 얻을 수 있었다.

3. 항공사진의 촬영시 각 스트립의 최초 사진과 최종사진은 스트립의 중앙 사진에 비해 정확도가 매우 낮아 지므로 정밀항측을 위하여는 촬영지역의 가장자리에 대하여 한두 장의 공사진을 촬영하는 것이 바람직 함을 알 수 있었다.

본 연구를 통하여 GPS/INS 항측은 재래식에 비해 소수의 기준점만으로도 사진기준점 측량의 수행이 가능함을 알 수 있었고, 앞으로 지형도 제작을 위한 항공사진측량뿐만 아니라 레이저거리측량, 항공탐재에 의한 중력측량, 정사사진제작 등에도 폭넓게 적용될 수 있을 것으로 기대되므로 보다 지속적인 연구가 필요하다.

## 참고문헌

- 김용일, 배태석 (1996), GPS 데이터 적용을 위한 항공사진측량 최소 기준점 수 결정에 관한 연구, 한국측지학회지, 제 14권, 제 1호, pp. 89-96.
- 김충평 (2000), GPS를 이용한 투영중심 위치결정 및 사진기준점 측량에 관한 연구, 명지대학교 대학원 박사학위 논문.
- 박운용, 강준목, 이재원 (1995), GPS-인공위성 보조에 의한 소규모 지역의 항공삼각측량, 대한토목학회 논문집, 제 15권, 제 6호, pp. 1731-1742.
- 염재홍 (2001), GPS/INS 국내실험 및 활용방안, From data to GIS, 한진정보통신(주) 발표집.
- Ackermann, F. (1986), Utilization of Navigation Data for Aerial Triangulation, *IAP*, Vol. XXV, Part A3.
- Baumker, M. (1991), *GPS/Inertial - eine harmonische Mixture*, In Festschrift Prof. Torge zum 60.Geburtstag., WA UH Nr. 172. 1991.
- Jacobsen, K (1991), Trends in GPS Photogrammetry, *Technical Papers of ACSM-ASPRS*, Vol. 5, pp. 208-217.
- Konecny, G. (1994), Lehmann, G., Photogrammetry, Walter de Gruyter.
- Seeber, G (1993), *Satellite Geodesy*, Walter de Gruyter, Berlin.
- Skaloud, Jan (1995), Strapdown INS Accuracy with GPS Aiding, Master Thesis, Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, Canada.
- Wong, R.V.C. (1989), *Development of a RLG Strapdown Inertial Survey System*, University of Calgary Surveying Engineering Reports No.20027.

(접수일 2003. 12. 19, 심사일 2004. 1. 19, 심사완료일 2004. 2. 27)