

# 항공측량을 위한 GPS/INS 결합에 의한 표정요소의 직접결정

## Direct Georeferencing with Integrated GPS/INS for Aerial Surveys

이재원\*

(Lee JaeWon\*)

### 요 지

최근 범국가적인 GIS구축사업을 위한 효율적인 지형공간정보취득기법에 대한 요구가 날로 증가하고 있다. 이는 HW, SW 및 데이터로 구성되는 GIS구축에서 지형자료가 차지하는 비중과 이의 취득에 필요한 노력이 매우 중요함을 반증하고 있다.

이에 부응하여 국내에서도 재래식측량기법의 자동화/현대화에서부터 GPS측량기술의 도입, Airborne-항공사진측량기법의 개발 및 고해상도 위성영상의 활용방안에 이르기까지 새로운 측량기술에 대한 다양한 연구와 기술축적을 서두르고 있는 실정이다. 그러나 위의 어떠한 측량기법도 단독으로는 정확도, 신속성, 경제성, 현재성 등 GIS 자료취득의 모든 요구조건을 만족하는 Total Solution이 되지 못하고 있다. 따라서 본 연구에서는 매핑과 GIS-자료취득에 활용되고 있는 여러 가지 항공측량기술의 현황과 장.단점을 살펴보았다. 또한 위성에 의한 위치결정시스템인 GPS와 관성항행장치인 INS를 결합하여 항공측량 분야에 필요한 센서의 위치와 회전각을 결정하므로써 시너지(Synergy)효과를 높이는 기법을 소개한다.

### 1. 서 론

최근 GPS-기술을 응용한 GPS-항공사진측량, 레이저 거리측량, 항공탐재에 의한 중력측량 등 다양한 종류의 항공측량기법과 새로운 개념의 원격탐측기술에 의한 고해상도 위성영상이 등장하고 있다. 하지만 현재 국내에서는 이러한 새로운 측량기법들이 여러 가지 이유에서 적극적으로 실용화되지 못하고 있는 실정이다. 특히 고해상도위성영상의 활용방안은 소수 선진국을 중심으로 90년대 초부터 계획되어오고 있으나 잇단 위성발사의 실패와 기상조건 등을 고려할 때 안정적인 데이터공급이 매우 불확실한 상태이다. 따라서 이러한 단점을 쉽게 극복할 수 있고 수시로 원하는 지형자료의 취득이 가능한 항공측량의 활용을 적극적으로 검토해야 할 시점이다.

이러한 항공측량이나 원격탐측에 의한 데이터 획득시 가장 큰 문제점중의 하나는 항상 그 탐재기의 순간위치 뿐만 아니라 회전각을 결정하는 georeferencing작업이 필요하다. 현재까지는 이러한 문제해결을 위하여 주로 지상에 다량의 기준점을 설치한 후 이를 근간으로 간접적으로 표정요소를 결정하여 오고 있다. 하지만 이러한 지상기준점설치와 후속작업에 필요한 노력과 경비가 매핑작업에 필요한 전체경비에서 큰 비중을 차지하고 있다.

\* 쌍용정보통신(주), Geomatics전문위원/기술연구소  
Tel: 02)2262-8017, Fax: 02)2262-8971,  
E-mail: jaeone@sicc.co.kr

따라서 이러한 표정요소를 데이터취득과 동시에 직접적으로 해결하기 위해 예로부터 수많은 보조장비를 이용하였으나 실제로 큰 성과를 얻지 못하였다. 이는 사용된 보조장비들이 비경제적이거나 또는 그 정확도가 너무 낮았기 때문이다. 그런데 여기에 일대의 전환점을 가져다준 기법이 바로 위성을 이용한 비행 시스템인 GPS이다. GPS는 모든 면에서 지금까지의 기타 보조장비에 비해서 월등한 기법으로 평가된다. 하지만 GPS 자체도 다소의 약점 - 회전각의 결여, 신호의 차단, 낮은 integrity 등 - 때문에 GPS 혼자만으로는 위의 목적을 달성하기는 어렵다. 본 발표에서는 이러한 GPS의 약점을 INS에 의해서 보완하는 방법과 이를 여러 가지 항공측량분야에 응용하고 있는 실례를 소개하기로 한다.

특히, GPS와 사진측량의 원리는 이미 많이 소개된바 있으므로 생략하고 관성측량에 관한 현재의 기술수준을 소개하였으며 본 연구의 목적이 관성측량기와 GPS-수신기를 최적으로 결합하는데 있으므로 이에 대한 과정은 다음 장에서 별도로 설명하였다.

## 2 관성측량(Inertial Surveying System)의 기본이론

관성측량은 원래 공중 및 해상에서의 비행을 목적으로 개발된 관성항법장치 (INS)로부터 출발하여 70년대 이후 다양한 측량분야에 활용되고 있다. 관성측량은 타측량방법과 달리 완전히 기후조건과 지역에 무관하게 신속한 측량이 가능하며 또한 아래의 그림1과 같이 위치, 속도, 방향 및 가속도를 동시에 결정할 수 있다는 장점을 지니고있다. 관성측량시스템은 현재 위치 결정에 관한 한 단독시스템으로서는 GPS에 반하여 그 중요성이 점차 적어지고 있는 실정이며 단지 산악이나 산림지역과 같이 GPS의 적용이 불가능한 곳에서만 그 활용도가 인정되고 있다. 그러나 관성측량시스템은 회전각의 결정에서는

기본센서로서 계속 주된 역할을 하고 있다. 이에 반해 GPS에 의한 회전각 결정은 아직도 그 정확도가 매우 낮은 상태이다.

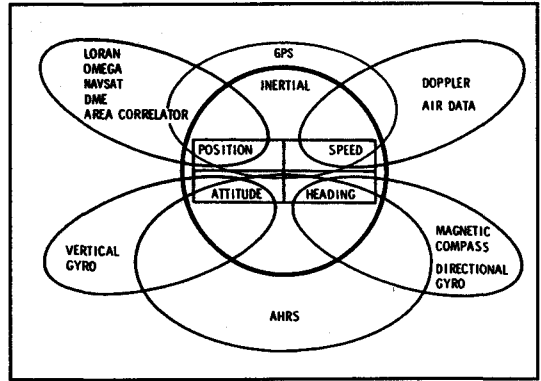


그림 1. 관성측량의 특성

하지만 관성측량시스템은 GPS와 같은 다른 센서와 결합하여 수많은 측정분야에 활용이 가능한 큰 잠재력을 지니고 있다. 따라서 GPS/INS 결합에 의한 측량장비는 곧 상용적인 측량장비가 될 것이다. 아래에서는 관성측량의 개발사를 간단히 살펴보고 현재 활용중인 측정시스템들을 소개하고 관성측량의 원리와 오차론을 설명하였다.

### 2.1 관성측량의 개발현황

관성측량에 대한 기본원리는 지난 세기말 독일에서 개발되었다. 잘 알려진 대로 Anschuetz의 회전나침반(gyro-compass)에 의한 북극탐험 이후 자이로와 가속도계를 장치한 실용적인 플랫폼 개발에 꾸준히 노력하였다. 이의 대표적인 인물과 그 발명들은 Boykow의 거리측정기, Reisch의 슬러범척 및 Gievers에 의한 콤파스 등이다. 2차 대전이후 이 분야에 대한 연구개발은 미국에서 우선 군사적 목적으로 광범위하게 계속되었다. 이 결과 1953년 처음으로 완전한 관성항행시스템을 탑재한 메사추세스에서 캘리포니아까지의 시험비행이 성공을 거두었다. 따라서 60년대 이후 관성항행시스템은 군용기뿐만

아니라 민간항공기에의 비행장치로 보편화 되었다.

그후 1972년 포병술을 위해 개발된 위치 및 방위각결정시스템인 PADS(Position and Azimuth Determination System)의 개발이 관성항행시스템을 측지위치결정에 이용하는 직접적인 계기가 되었다. 이로부터 1975년 Litton사는 측량에 활용가능한 자동차 탑재용 관성측량시스템 LASS(Litton Autosurveyor)를, 마찬가지로 Ferranti사도 1977년 이와 유사한 FILS(Ferranti Inertial Land Surveyor)를 생산하였다(표2 참조). 당시의 관성측량은 탑재기를 자동차나 헬기에 장착하여 광범위한 지역을 빠른 속도로 측정 가능하였으나 정확도(1-2m)는 아직도 낮았다. 그후 시스템의 성능개량과 1979년 Honeywell사가 군용의 폭격을 목적으로 개발한 장비를 측지목적으로 개조한 GEOSPIN의 등장으로 그 정확도는 10-20 cm로 향상되었으나 제한된 장비의 숫자와 활용기법의 복잡성으로 말미암아 단지 특정한 지역에서만 활용되었다. 관성측량을 가장 광범위하게 이용한 나라는 캐나다로서 70~80년대 약 8000점의 2등 측지망을 결정하였다.

계속적인 gyro기술의 발전에 따라 현재 경제적인 스트랩다운식(strapdown) 관성측량기가 등장하고 있는데 그 가격은 GPS수신기의 수준정도이다. 스트랩다운식은 재래의 기계식에 비해 가격뿐만 아니라 높은 신뢰도, 용이한 결합도 및 빠른 계산속도 등의 장점이 있다. 지금까지의 개발속도에 비취볼 때 스트랩다운식의 정확도도 곧 측지문제해결에 필요한 수준에 이를 것으로 전망된다.

## 2.2 장비의 정확도 요구도와 현존의 측정시스템

관성항행장치는 대개 한 시간당 비행정확도(1 nautical mile=1.853 km)에 따라 구분한다. 시간

당 오차가 0.1nm인 아주 정밀한 비행시스템에서 부터 코오스나 회전각의 유도에 이용되는 AHRS(Attitude Heading Reference System)등도 있다. 관성항행장치나 AHRS의 센서에 대한 정확도 요구도를 아래의 표1에 수록하였다.

표 1. INS와 AHRS의 센서의 정확도 요구도

파라메타	INS(0.1nm/h) platformsystem strapdownsystem		AHRS strapdown*)
자이로			
회전각측정범위	0.02 °/h	100°~400°/h	100 ~ 400°/h
drift	0.001°/h	0.001°/h	0.1 ~ 1°/h
scale factor	300 ppm	5 ppm	100 ~ 1000 ppm
random walk	0.005°/√h	0.005°/√h	0.1°/√h
g-dependent	-----	-----	0.1 ~ 10° /h/g
설치오차	60"	1"	20 ~ 60"
가속도계			
bias	100 μg	10 μg	100 ~ 1000 μg
측척오차	1000 ppm	50 ppm	100 ~ 1000ppm
설치오차	60"	1"	20 ~ 60"

\*) For the ARINC(Aeronautical Radio Inc.)  
-705 specification

위의 표에서 보듯이 AHRS의 용도는 INS에 비해 매우 제한되고 있음을 알 수 있으며 따라서 AHRS 기타의 센서와 결합하여 오로지 항공기의 유도나 항해의 목적에만 이용 가능하다. 그 값싼 가격의 장점 때문에 현재 측정의 목적에 활용되기도 한다.

관성측정시스템을 일종의 측량장비로 간주하여 구분을 하면, 먼저 탑재기의 설치형태에 따라 크게 Platform시스템과 Strapdown시스템으로 나눌 수 있다(표2 참조). 플랫폼 시스템에서는 탑재기는 수평유지기(gimbal) 설치에 의해서 관측용 차체나 항공기의 움직임과는 무관하게 일정한 수평상태를 유지한다. 이때 gyro는

표 2. 현존하는 측지측량용 자이로스코프에 대한 기술적 제원

시스템	Platformsystem		Strapdown system		
장치방식(표정)	지구중심	공간고정	탑재기 고정		
자이로 형식	기계식 Mechanical	전자식 Electro Static (ESG)	건조 동기식 Dry Tuned Gyro(DTG)	원형 레이저 Ring Laser Gyro(RLG)	광섬유 레이저 Fiber Optic Laser(FOG)
장비/회사명	LASS/Litton FILS/Ferranti	GEOSPIN II Honeywell	LCR-88 LITEF	LASERNAV II LTN-90-100	LCR-93 <sup>2)</sup> LITEF
Bias stability Drift	0.005 °/h 0.003 °/√h	<0.001 °/h 6X10 <sup>-6</sup> °/√h	0.3 °/h 0.001 °/√h	0.008 °/h 0.002 °/√h	1 °/h 0.1 °/√h
Scalefactor	5 ppm	5 ppm	1000 ppm	5 ppm	1000 ppm
const.	5"	2"	5"	200"	1000"
가격(DM) <sup>1)</sup>	~3/4 mio.	3/4 ~ 1 mio.	90,000	250,000	100,1000

수평유지장치의 역할을 하며 gyro의 설치방법에 따라 지구를 중심으로 하는 local level식과 공간을 중심으로 하는 공간표정식(space stable)으로 나누어진다.

Local level식은 gyro의 세 축이 항상 일정한 방향을 유지하도록 기계적 장치가되어져 있는데, 지심 방향, 지구의 회전축 방향 및 동쪽방향 등이다. LASS와 AILS가 바로 이런 형태의 관성측량기이다. Space stable식은 이와 달리 관성좌표계를 실현하도록 설계가 되어져, 관측 시작 전 입력된 회전각을 끝까지 유지하게된다. 따라서 탑재기가 조정되지 않는다. 관성좌표계에 대한 회전각의 변화는 단지 이동이나 drift오차에 의해서만 발생한다. 초기화 단계에서 비행좌표계를 입력할 수 도 있으며 지역측지좌표계로의 변환은 완전히 해석적 방법으로 실행된다. 이러한 원리에 의한 관성측량기로는 Honeywell사의 Geospin을 들 수 있다.

스트랩다운(탑재기에 고정이라는 뜻)시스템에서는 센서가 운반차에 직접 부착되어 자동차의 이동이나 회전운동을 동시에 한다. 이런 원리 때문에 플레트폼의 방향변화를 gyro에 의해서 연속적으로 측정해야만 한다. Body좌표계를 물리적으로 현실화 한 것이 플레트폼시스템과 비교해서 하나의 가장 큰 특징이다. 측지좌표계의 변환은 순수한 계산적 기법으로 이루어진다. 스트랩다운시스템은 최근 그 가격의 장점으로 차츰 활용성이 증가하고 있는데 이는 바로 광학식 자이로스코프 사용에 의한 제작비의 절감에 기인하고 있다. 여러종류의 관성측량기에 대한 기술적 특성을 아래의 표2에 수록하였다.

그러나 위에 주어진 수치들은 모두가 항공기의 운항에 필요한 관성장치의 충분한 정확도를 조사하는 과정에서 밝혀진 비행목적에 의한 결과들로서 측량의 목적을 위한 정확도의 산정방법과는 많이 다르다. 하지만 오차의 발생원인은

측지용의 관성장비도 비행용의 그것과 동일하다. 아래의 표3은 측량의 관점에서 관성장치에 대한 정확도의 분류를 두 단계(navigation 과 AHRS)로 구분하여 보다 더 일목요연하게 설명하고 있다. GPS와의 결합에서는 장기정확도는 덜 중요하므로 단기정확도에 특히 관심을 두고 살펴보아야 할 것이다. 결합시에 필요한 요구들로서는 정확도뿐만 아니라 integrity, 경계성 등도 하나의 중요한 요소로 고려하여야 한다. 결합-GPS/INS 장치는 일반적으로 위의 요구들을 다 만족시키지만 항공사진측량을 위한 요구도는 특히 높은 점을 감안하여야 한다.

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

여기서 힘 f를 측정하여 두 번 적분을 하면 경과 거리를 얻을 수 있다.

$$r_2 - r_1 = \int_{t_1}^{t_2} \int_{t_1}^{t_2} r dt ds$$

관성측량의 이론적인 기본원리는 이렇게 간단한 반면 이의 기계적으로 구현하기는 매우 복잡하다. 위의 적분식은 가속도가 관성계에서 관측되어졌음을 그 가정조건으로 하는데 이는 실제적으로 두 가지의 난제와 귀착된다. 첫째, 관성계와 지상좌표계간의 좌표변환이 이루어져야 하며 둘째, 관측지점의 중력가속도를 정확히 알아야만 한다.

### 2.3 측정원리 및 비행방정식

관성측량의 기본개념은 1687년 발표된 Newton 운동 제2법칙인 힘(f) = 질량(m) x 가속도(a)에 근거를 두고 있다.

$$f = m \cdot a$$

질량이 기지의 값이고 가속도를 거리의 시간에 대한 2차 도함수로 바꾸면 다음과 같이된다.

측정된 관성데이터의 좌표변환은 원칙적으로 임의의 좌표계에서 실행 가능하나 측량의 목적과 과업에 따라 좌표변환의 의미도 달라지게 된다. 공사측량과 같은 지상측량분야를 위해서는 물론 지역적 지상좌표계가 적합하다. 하지만

표 3. 관성측량기의 정확도 분류

오차의 구분	경과시간	정확도	
		Navigation system	AHRS
위치	1 hr	500 ~ 1000m	200 ~ 300km
	1 min	0.3 ~ 0.10m	30 ~ 50m
	1 sec	0.02 ~ 0.05m	0.3 ~ 0.5m
속도	1 hr	0.5 ~ 1.0m/s	200 ~ 300m/s
	1 min	0.03 ~ 0.10m/s	1 ~ 2m/s
	1 sec	0.001 ~ 0.003m/s	0.002 ~ 0.005m/s
회전각	1 hr	roll & pitch    azimuth 10" ~ 30"    60 ~ 180"	roll & pitch    azimuth 1800" ~ 3600"    3600 ~ 10800"
	1 min	5" ~ 10"    15 ~ 20"	360" ~ 1080"    720" ~ 1800"
	1 sec	3" ~ 5"    3 ~ 20"	26" ~ 72"    72" ~ 180"

GPS/INS 결합에 의한 항공사진측량의 경우에는 꼭 그렇지 않다. 이때는 GPS 관측값을 INS의 예측값을 직접 비교하여 cycle slips을 검출하고 소거할 수 있는 지심좌표계가 특히 유리하다. 관성측량기는 일반적으로 비행좌표계를 채택하고 있는데 그 실행과정을 도시하면 아래의 그림 2와 같다.

그림 4를 참고로하여 비행방정식의 구현을 설명하면, 지역좌표계에 대한 항공기의 회전각은 body계에서 측정된 벡터를 비행좌표계로의 변환에 의해서 계산되어진다.

$$f^n = C_b^n \cdot f^b$$

여기서 회전행렬은 아래와 같다.

$$C_b^n = R_z(\Psi) \cdot R_y(\theta) \cdot R_x(\phi)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \Psi \cdot \cos \theta & \cos \Psi \cdot \sin \theta \cdot \sin \phi - \sin \Psi \cdot \cos \phi & \cos \Psi \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi + \sin \Psi \cdot \sin \phi \\ \cos \Psi \cdot \sin \theta & \sin \Psi \cdot \sin \theta \cdot \sin \phi + \cos \Psi \cdot \cos \phi & \sin \Psi \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi - \cos \Psi \cdot \sin \phi \\ -\sin \phi & \cos \theta \cdot \sin \phi & \cos \theta \cdot \cos \phi \end{bmatrix}$$

비행기의 초기화에서 구한 회전행렬과 body계에서 측정된 회전각의 변화로부터 아래의 미분방정식을 적분하면 새로운 회전행렬이 연속적으로 구해진다.

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \cdot \{\omega_{ib}^b\} - \{\omega_{in}^n\} \cdot C_b^n$$

여기서 사선대칭행렬은 아래와 같다.

$$\{\omega_{ib}^b\} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & \omega_y \\ \omega_x & 0 & -\omega_z \\ -\omega_y & \omega_z & 0 \end{bmatrix}$$

$$\omega_{in}^n = \omega_{ie}^n + \rho_n$$

여기서 지구회전을 벡터는 아래와 같이 위도  $\phi$ 에 의존한다.

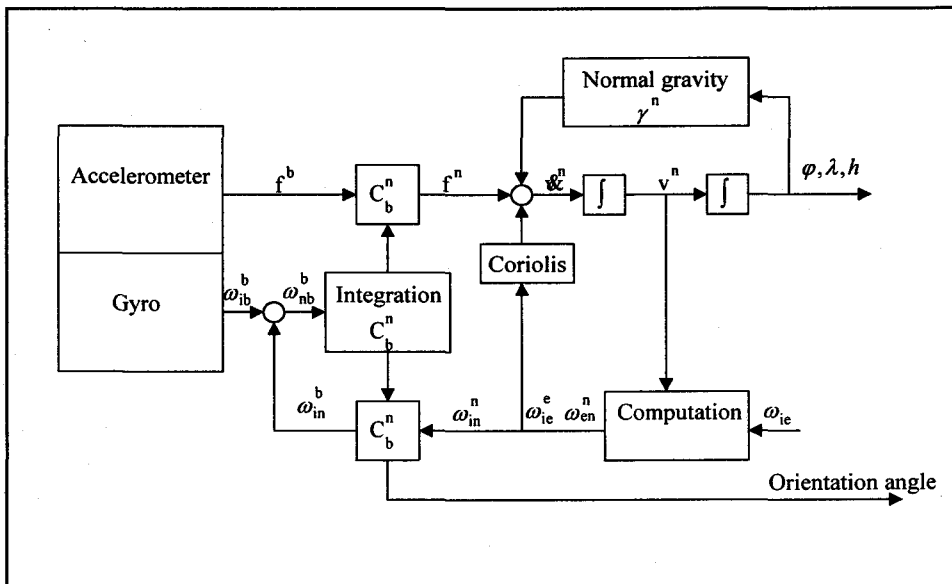


그림 2. 관성측량의 자료처리 과정

$$\omega_{ie}^n = \begin{bmatrix} \Omega \cdot \cos \varphi \\ 0 \\ -\Omega \cdot \sin \varphi \end{bmatrix}$$

또한, 비행체의 이동속벡터는 아래와 같다.

$$\rho^n = \begin{bmatrix} V_E/(R_E+h) \\ -V_N/(R_N+h) \\ -(V_E \cdot \tan \varphi)/(R_E+h) \end{bmatrix}$$

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

최종적으로 원하는 경위도좌표는 아래의 미분방정식을 적분하면 구하여 진다.

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

## 2.4 관성측량의 오차

관성측량의 오차원인은 사용된 관성센서에 따라서 매우 다양하나 자이로스코프에 의해서 가장 크게 좌우된다. 여기에서는 상세한 오차론에 대한 전개는 피하고 일반적인 사항만 언급하기로 한다. 따라서 단지 측정의 결과치에 큰 영향을 미치는 중요한 센서파라미터들만 고려한다. 관성측량의 오차거동은 기타의 측량장비들과는 판이하게 다르다. 하지만 일반적인 측량장비에서와 같이 잘 알려진 수학적 모델에 의해서 소거할 수가 있다. 관성측량의 동적 오차모델링과 해결방법에 대해서는 3장에 설명하였다.

기계에 의한 오차의 원인으로는 자이로의 drift, 가속도계의 noise와 축척계수오차 등을 들 수 있다. 이 외에도 alignment시 초기화 오차도 매우 중요하다. 결국 자이로와 가속도계의 오차는 각각 아래와 같다.

$$\text{자이로의 오차모델: } \delta \omega_{ib}^b = \omega_{drift} + \omega_{scal} + \omega_{noise}$$

$$\text{가속도계의 오차모델: } \delta \underline{f}^b = B_{bias} + B_{scal} + B_{noise}$$

관성측량에 의해서 얻을 수 있는 정확도는 주로 자이로스코프의 drift와 중력모델링의 정밀도에 의존하므로 아래에서는 이 두 가지에 대해서 고찰하기로 한다. 자이로스코프의 회전하는 질량에 외부의 힘이 작용하지 않으면 회전력의 방향벡터는 공간상에서 항상 일정하다. 그러나 기계적 장치에 의한 마찰력과 같은 외부의 힘을 전적으로 피할 수 없기 때문에 자이로의 축이 새차의 움직임을 일으키게 마련인데 이를 바로 자이로의 drift라 한다. 이 drift현상의 발생은 어쩔수 없는 물리적 현상이므로 데이터의 처리 과정에서 이를 보정하여야만 한다. 이 drift가 시간에 따라 변하는 선형오차이면 아무런 어려움 없이 소거가 가능하다. 자이로 drift는 하지만 실제로 측정의 환경에 따라 변한다. Drift오차중 정오차의 성분은 거의가 소거되지만 나머지 부정오차의 성분은 모델링이 거의 불가능하여 보정되지않고 남아서 정확도를 크게 저하시키는 요인이 된다.

이 외에도 지구중력의 모델오차에 크게 유의하여야 한다. 지구내부의 질량불균질로 인한 중력벡터의 크기는 매우 상이하여 일률적인 중력모델의 설정이 매우 어렵다. 중력가속도와 관성가속도를 분리하는 가장 정확하며 최선의 방법은 관성측량과 동시에 gradiometer를 탑재하여 중력을 측정하는 것이다. 비행고도와 -속도를 고려하여 통계적 해석으로 중력을 모델링하는 것도 마찬가지로 매우 합리적인 방법이다. 여기서 근사적인 방법으로 정규중력을 이용하는 방법도 있다. 항공사진측량에 이용시에는 고도에 반비례하는 중력의 크기, 즉 자유공기이상중력(free-air anomaly)을 감안하여야 한다. 모델링되지않은 중력의 잔여오차는 가속도계의 관측차와 중첩되어 분리가 불가능하다.

보다 높은 정확도를 얻기 위해서는 기타 오차의 원인들을 적당히 모델링하여야 한다. 오차의 특성은 관성측정장비에 따라 매우 다양하므로 사용된 특별한 센서를 바탕으로 깊이 연구되어야 한다. 모든 오차의 영향으로 발생하는 크기는 다소간 이론적으로만 밝혀져 있을 뿐 실제적으로 이의 정확한 결정은 단지 광범위한 실험에 의해서만 가능하다.

### 3. GPS/INS의 결합원리

본 장에서는 관성항행장치를 이용하여 GPS의 취약점을 보완하는 기법을 소개한다. 관성시스템을 다른 센서와 연결하여 이용하기 위한 출발점은 먼저 개개 시스템에 대한 관측자료의 사전처리를 통하여 미리 원하는 형태의 결과치로 준비되어 있어야 한다는 것이다. 여기에 GPS/INS 통합을 위한 모델의 설정과 기법이 고려된다. 이러한 과업을 수행하기 위해서는 GPS-데이터와 INS-데이터가 매 측정순간(epoch)을 고려한 하나의 동적모델(dynamic model)에서 공통으로 처리되어야 함을 그 전제조건으로 한다. 이를 위해서는 두 관측데이터를 최적으로 연결시켜주는 필터기법을 이용하는 특별한 추정방법(estimation method)이 요구된다.

이러한 특별한 요구조건으로 인하여 현재 측지학분야에서 활용되고 있는 조정방법이나 일반적인 추정이론은 본 연구의 목적을 위해서는 활용될 수 없으며 Kalman filter 기법을 이용해야 한다. Kalman Filter의 기본개념은 관측값에 포함된 오차와 교란의 영향이 시스템이 미치는 조건을 고려한 시스템상태추정을 위한 최적화 이론이다. 이 기법의 기본원리는 사전정보(a-priori)의 도움에 의한 두 단계의 순서를 거친다. 첫 단계인 예측(prediction)단계에서는 현재의 시스템상태를 토대로 다음 관측시점에 대한 시스템의 상태벡타와 그 오차분산값을 미리

계산한다. 두 번째 단계인 갱신(update)과정에서는 예측단계의 계산값을 실측한 값과 비교하여 수정한다.

#### 3.1 관성측량시스템의 동적(dynamic)오차 모델화

관성시스템오차의 동적과정(process)은 다음과 같은 원인에 의해서 유발된다:

- 관성시스템센서의 자체오차,
- 센서탑재기의 움직임에 의한 오차,
- 관성시스템의 초기화(Initilisation)에 의한 오차.

이러한 동적 프로세서는 선형 동적방정식에 의해서 구해진다. 따라서, 균질시스템(homogeneous system)에 대한 상태미분방정식은 아래와 같이 표기된다.

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F} \mathbf{X}$$

여기서,  $\mathbf{X}$  는 상태벡타(state vector)이고  $\mathbf{F}$  는 동적행렬(dynamic matrix)이다.

이때, 어떤 파라메타가 상태벡타에 도입되어야 하며, 또 어떤 파라메타는 통계값으로 프로세스잡음(noise)에 속해서 모형화 되어야 하는지를 고려해야만 한다. 스트랩다운 시스템을 위해서는 대체로 아래와 같은 15개의 상태벡타를 선택한다.

$$\mathbf{X} = [\delta\phi \ \delta\lambda \ \delta h \ \delta V_N \ \delta V_E \ \delta V_D \ \epsilon_N \ \epsilon_E \ \epsilon_D \ \delta\omega_x \ \delta\omega_y \ \delta\omega_z \ \delta a_x \ \delta a_y \ \delta a_z]$$

일반적으로 상기의 미분방정식에 대한 명확한 해석하는 존재하지 않으나 다음과 같은 수치적분으로 그 해를 푼다.

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

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



시 전파시간과 갱신간격은 큰 역할을 한다. 실제적인 이유로 인하여 시간간격  $\Delta t$ 은 가능한 정수의 단위(예, 1초 간격)를 택한다. 이렇게 하면 float 연산량을 대폭 줄일 수 있다.

관성시스템의 오차는 계속적인 적분의 과정에 기초하여 증가한다. 그럼에도 불구하고 미분방정식의 특성에 의해서 연속적으로 증가하는 것이 아니라 일정한 주기로 오차가 전파하여 간다(슬러주기: 84.4 min.). 이러한 주기의 진폭은 사용하는 자이로와 가속도계의 오차특성에 의존한다. 아래의 그림3은 이러한 관성측량기의 전형적인 오차증가현상을 나타낸 것이다.

### 3.2 GPS/INS 시스템 결합기법

앞절에서는 GPS/INS 시스템결합에 대한 기본원리를 이론적으로 설명한 후, 또한 실제적인 경우의 예를 보여주었다. 아래에서는 결합방법에 대해서 고찰해 보기로 하는데 다음과 같은

측면에 주안점을 두었다: 연결과정의 작업속도, 정확도와 robust, 기타 센서들간의 연결의 유용성 및 경제성.

각 항목들의 중요도는 물론 시스템의 연결목적에 따라 다르다. 예로써, 실시간 비행목적에서는 전체 연결과정의 속도가 최고로 중요하다. 하지만 사후처리가 이루어지는 항공사진측량의 목적을 위해서는 속도는 별 의미가 없다. 그 대신 정확도와 비예민도가 다른 항목들에 비해 훨씬 중요한 데, 이는 기본적으로 활용되는 관성측량기의 특성에 의존한다. 따라서 관성측량기의 선택에 특별한 주의를 기울여야 한다.

장비의 측면에서 볼 때 두 가지 연결가능성을 생각해 볼 수 있는데, 하나는 측량중 하드웨어적으로 직접 연결하는 것이고 다른 하나는 측량후 데이터를 연결하는 것이다. 직접적인 하드웨어 연결은 실시간 이용시 특히 큰 장점이 있는데, 이유는 현장에서 직접 시스템상태의 상호통제가 쉽고 오차를 내포한 데이터의 검출이 용

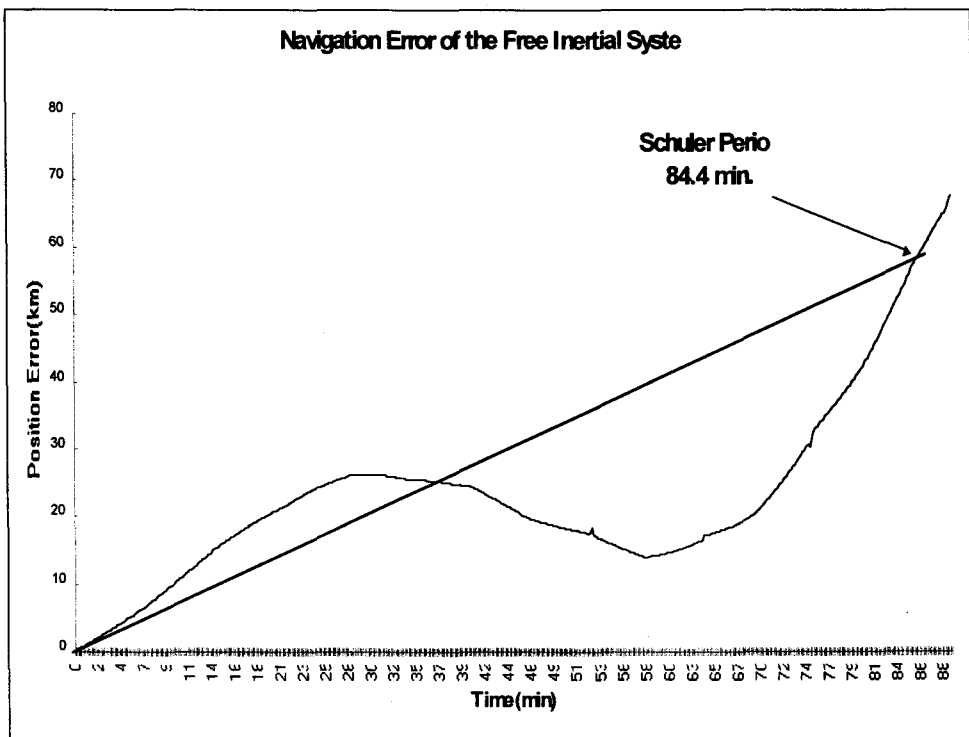


그림 3. stand-alone 관성측량기에 의한 비행오차의 증가 (gyro drift: 0.3 °/h)

이하기 때문이다. 최근 소형의 레이저 자이로와 GPS-Core 모듈이 한 장치속에 포함된 통합시스템 개발이 시도되고 있다. 통합시스템은 특히 가격의 절감이 가능하고 GPS와 관성측량기간에 존재하는 시간과 공간오차를 크게 줄일 수 있다. 그러나 이러한 시스템은 아직 상용화되지 않고 있으므로 본 실험에서는 사후처리에 의한 데이터 연결만 고려하기로 한다.

관성시스템의 오차통제를 위한 GPS관측값과 관성측량자료의 결합하는 기법을 필터링 측면에서 고찰해 보면 그림4 에 도시된 바와 같이 크게 다음의 두 가지방법으로 나눌 수 있다.

- 1) 두 단계의 독립적 Kalman Filter에 cascade-integration
- 2) 동시 Kalman Filter에 의한 full integration

#### 4. GPS/INS 결합의 응용분야

관성측량기는 그의 보편성으로 인하여 매우 다양한 측량문제의 해결에 이용되고 있다. 측지학 분야에서의 중요한 응용분야와 그 실례에 대해서는 다음과 같다: 기본측량 및 기준점 측량,

세부측량 및 지적측량, 공사측량 및 특수측량 그리고 해상측량 등이다. 이 외에도 원격탐측비행을 위시하여 모든 측정용 비행업무에까지 확대 이용되고 있다. 관성장비는 일반적으로 모든 GPS의 활용분야에 적용이 가능한데 이는 바로 관성장비가 GPS의 결점을 보완하기 위한 센서로 활용되기 때문이다. 현재 항공측정분야에의 이용실태는 다음과 같다:

- 항공사진측량
- 디지털 레이저 거리측량 및 스캐닝
- 항공 중력측정
- 원격탐측

#### 4.1 항공사진측량

항공사진측량에서 관성측량기는 동적으로 결정된 GPS-위치를 보간하고 관측의 결손을 보충하는데 이용된다. GPS-위치는 관측률이 낮을 뿐만 아니라 데이터의 손실을 많이 포함하고 있기 때문이다. 이 분야의 또다른 활용가능성은 다중의 GPS-안테나만으로 결정된 회전각을 향상하는데 이용될 수도 있다. GPS-관측에 의해

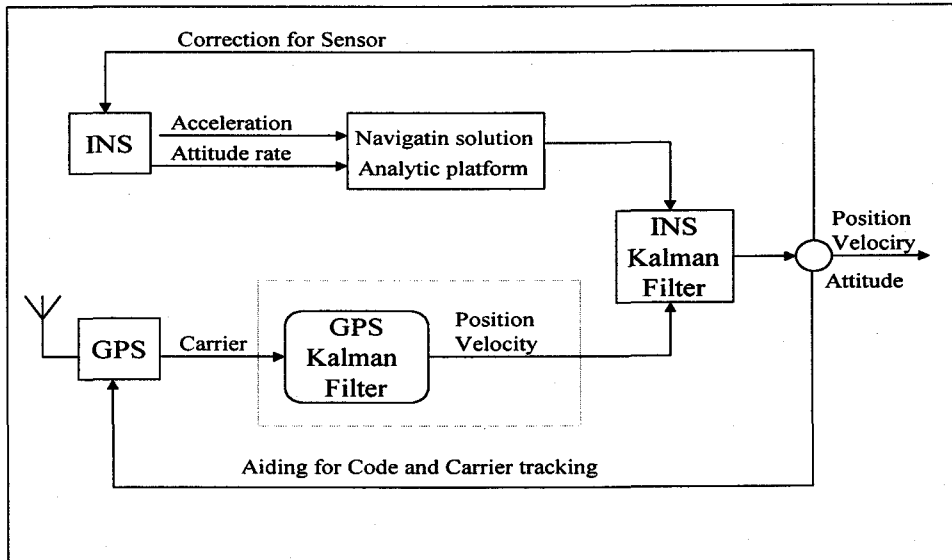


그림 4. Kalman-Filter에 의한 GPS/INS의 결합기법

서만 유도된 회전각의 정확도는 비행기 동체에 설치된 안테나의 기선길이에 의해서 제한된다. 그 뿐만 아니라 여러 가지 오차의 원인들이 정확도를 저하시키므로 항공사진측량에 필요한 정확도의 요구에는 다다를 수 가 없다. 이에 대한 연구는 현재 점점 더 많아지고 있는 실정이다.

관성측량의 항측분야에의 첫 활용사례는 70년대 말, 기준점측량이 불가능한 수로측량에서 찾을 수 있다. 기준점의 결여로 인하여 비행경로와 회전각을 되도록 잘 조정하여야만 했다. 그 당시 비행보조장치의 도움이 없이도 위치정확도 2m, 회전각의 정확도 0.05도를 얻었다. 이러한 정확도는 단지 매우 정확한 플레트폼시스템의 사용으로만 가능하였다. 최근의 보고에 따르면 스트랩다운 시스템에 의해서도 20 - 40의 정확도를 얻을 수 있음을 증명하였다. 이러한 이유 때문에 관성측량은 그 낮은 정확도로 인하여 측지측량에 활용하기가 적당치 않다는 이론은 더 이상 설득력이 없다.

## 4.2 레이저 거리측량

레이저 거리측량은 재래식 방법으로는 매우 힘들거나 불가능한 산림지대와 같은 곳의 지형측량을 위한 매우 효과적이며 경제적인 기법이다. 레이저 측량은 산림지역에서의 높은 관측률과 투과율 및 완전한 디지털방식의 데이터 취득 기법으로 특징지워 진다. 지금까지 레이저광의 발사위치와 방향을 결정하는 일이 가장 큰 난제로 취급되어 오고 있다. 이의 해결에 관성측량은 GPS와 결합하여 큰 역할을 하고 있다. 레이저프로필측량의 실제적인 활용도는 이미 여러 번 증명된 바 있다. 현존의 수치지형모델 혹은 기준점과 비교한 결과 그 절대정확도는 10cm 미만이므로 밝혀졌다.

그러나 점 단위로 취득한 프로필을 자세히 살펴보면 현저한 지형성을 띤 지역(산의 배후, 고랑, 골짜기 등)은 불충분한 데이터 취득, 혹은

전혀 측정이 불가능하여 프로필과 프로필사이에는 커다란 오차가 발생하고 있다. 따라서 면적 단위로 지형정보를 취득하는 레이저스캐닝방법은 이런 점을 보완하는 대체기법이다. 그 뿐만 아니라 profile기법에 비해 훨씬 신속한 작업속도를 제공한다.

## 4.3 항공중력측량(airborne gravimetry)

항공중력측정은 특히 광범위한 지역의 중력값의 신속한 결정이 가능한 측지학과 지구물리학을 위한 최선의 효과적인 측량방법이다. 측정작업중 탑재기의 이동속도로 인하여 유효신호(use signal)뿐만 아니라 이 보다 훨씬 더 큰 교란가속도(disturbed acceleration)가 발생한다. 비행기의 불규칙한 요동으로 일어나는 수직방향의 교란가속도가 정확도에 가장 큰 영향을 미친다. 원 데이터(raw data)에 포함된 이러한 종류의 오차를 보정하기 위해서는 매우 정확한 비행궤도의 결정이 필요하다. 이 문제는 GPS에 의해서 충분한 정확도의 위치결정을 하므로써 해결되었다. 이를 위해서는 유효한 필터를 적용하여 결정된 GPS-위치를 두 번 적분을 시행하면 된다. 비행기의 제작과 관련된 불안정한 상태가, 특히 비행방향 축(axis)에, 발생하면 이의 보완에 관성측량기는 매우 유익하다 (Eoetvoes-correction). 1 mgal의 중력 정확도나 1" 의 연직선 편차의 정확도를 위해서는 초정밀 관성측량기를 동원해야만 한다.

## 4.4 원격탐측

현재 고해상력의 다중 스캐너영상 확보에서 촬영당시의 기하적 안정도가 매우 문제시 되고 있다. 대류의 불안정이나 불리한 기상조건등으로 발생하는 비행기의 거동은 영상의 라인마다 왜곡을 일으키게 한다. 따라서 보정은 단지 각 라인별로 수행되고 다음의 라인은 보정된 라인과는 시간과 공간상으로 독립적이다. 심한 궤도

오차나 회전오차가 발생하게 되면 종종 한 라인 내에서도 그 외부표정요소가 심하게 변하기 마련이다. 이에 따라서 원하는 결과치를 얻기 위해서는 영상좌표의 지상좌표계로의 회전시 극도로 많은 기준점이 필요하다. 이러한 문제는 현재 라인의 형태로 지상을 촬영하는 스캐닝시스템인 MEOSS와 MOMS의 입체영상으로 부터 디지털 수치지형모델의 추출시 발생한다. 이러한 문제는 앞으로 현재 개발중인 GPS/INS를 바탕으로 하는 geo-reference system으로 해결 가능하다.

## 5. 결론

현재 GPS는 지형정보자료획득을 위해 매우 다양한 분야에 활용되고 있으나 GPS 혼자만으로는 자료취득시 georeferencing문제를 해결할 수 없다. 따라서 GPS/INS통합에 의한 표정요소의 결정으로 GIS자료취득을 위한 항공측량분야를 국내에서도 적극적으로 활용하는 방안을 마련해야한다. 더욱이 현재 국립지리원, 행자부등에서 추진중인 GPS상시관측소망이 구축되면 GPS측량의 이용이 활성화 될 전망이며 또한 새로운 gyro의 개발과 가격이 급속히 하락하고 있으므로 GPS/INS통합에 의한 측량기술은 또 하나의 새로운 측량장비로 등장할 것이다.