

카메라형 태양센서와 GNSS를 이용한 관성항법시스템 성능 개선

I. 서론

전자 산업의 발전과 함께 저가 센서류는 상당 수준 발달하였다. 그에 따라 이러한 저가 센서를 이용하여 AHRS, 관성항법시스템의 개발이 시도되어 왔다. 하지만 이러한 센서의 경우 바이어스 등의 오차가 존재하여 장시간 사용이 어렵다. 이러한 단점을 보완하기 위하여 복합항법시스템이 개발되어 왔다. 복합항법시스템에 사용되는 보조센서는 외부의 영향을 잘 받지 않아야 하며, 비발산 특성이 요구된다. 여러 보조 센서들이 시도되었으나, 여전히 보조센서에 특성에 의해 존재하는 단점으로 인해 실제 실용이 어려운 것이 실정이다. 이러한 배경으로 본 논문에서 보조센서로 원활한 사용을 위한 카메라형 태양 센서를 개발하였으며, GNSS와 결합하여 관성항법시스템의 성능을 개선하였다.

1. MEMS 센서와 무인기 개발

항공기에 운동 상태를 측정하기 위한 대표적인 장치로는 각속도, 가속도를 측정하는 관성측정장치(Inertial Measurement Unit : IMU)와 각속도, 가속도를 측정하고 자세와 방위각을 계산하는 AHRS(Attitude Heading Reference System), 마지막으로 각속도, 가속도를 측정하고 자세, 속도, 위치까지 계산하는 관성항법시스템(Inertial Navigation System : INS)이 있다. 이 모든 장치는 각속도 측정을 위한 자이로(gyro), 가속도 측정을 위한 가속도계(accelerometer) 등의 관성센서 조합으로 이루어진다.

전자산업의 비약적인 발전에 힘입어 항공기에 사용되는 각종 센서(Sensor)류도 비용대비 성능이 빠른 속도로 개선되고 있으며, 같은 기능의 경우 소형, 경량, 가격 인하의 방향으로 발전하고 있다. 이러한 센서에는 MEMS(Micro Electro Mechanical Systems) 기술이 적용되고 있다.

각종 부품의 가격대비 성능향상의 영향으로 이를 이용한 다양한 새로운 개발 과제가 시도되고 있는데 소형 무인기(Unmanned Aerial Vehicle : UAV)의 개발이 가장 대표적인 것 중의 하나이다. 종래의 무인기는 복합적인 기능을 수행하며 높은 정밀도 및 신뢰성을 가지는 고가의 부품들을 장착하는 것이 일반적이었다. 따라서 무인기 시스템의 개발은 대기업이나 연구소 등에서만 제한적으로 이루어졌다. 하지만 최근 10년 사이의 저가의 소형센서의 혁신적인 발전에 힘입어 이를 이용한 탑재 시스템의 개발이 대학 또는 심지어는 개인적인 수준에서도 가능해짐에 따라 전 세계적으로 빠르게 팽창하고 있다. 이러한 소형 무인기는 적어도 제어나 초보적인 항법의 관점에서는 기존의 고가의 무인기에 근접해 가는 추세를 보이고 있다. 하지만 저가의 소형센서를 사용하여 구현하는 항법장비의 경우에는 적어도 현재까지는 구현할 수 있는 최대정확도가 무인기에 장시간 장착하

여 안정적으로 유도 및 항법 기능을 수행하기에는 무리가 있다. 따라서 항공 선진국에서 여러 대학들이 개발하는 무인기의 경우에는 고가의 AHRS나 INS를 장착하는 것이 일반적이다. INS에 요구되는 사용 수준에 따른 특성은 표 1과 같다.

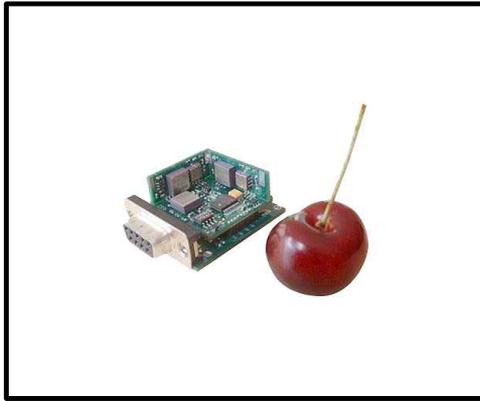


그림 1 Cloud Cap Technology사의 Crista IMU

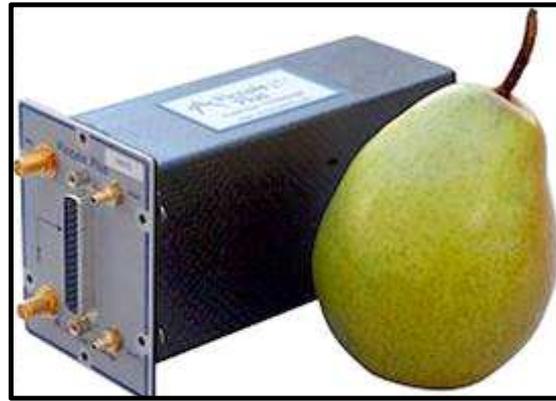


그림 2 Cloud Cap Tchnology사의 Picolo 자동비행장치

표 1 INS 성능 [9]

사용 수준		Navigation	Tactical	Automotive	Consumer
위치 오차(km/hr)		1.9	19-38	≈120	≈180
자이로	편차(deg/hr)	0.005-0.01	1-10	180	360
	비례상수(ppm)	5-50	200-50		
	노이즈 ($deg/hr/\sqrt{Hz}$)	0.002-0.005	0.2-0.5		
가속도계	편차(μg)	5-10	200-500	1200	2400
	비례상수(ppm)	10-20	400-1000		
	노이즈($\mu g/hr/\sqrt{Hz}$)	5-10	200-400		

2. 복합항법시스템의 관성항법시스템 성능 개선

그림 3에서는 일반적인 스트랩다운(Strapdown) 방식의 INS의 작동 방식을 나타내고 있다. 기본적인 작동원리는 자이로에서 측정되는 각속도를 적분하여 탑재체의 자세각을 계산하고, 이 자세각으로 부터 좌표변환 행렬을 구한 다음 가속도계에서 측정되는 국소좌표계에서의 가속도 성분을 좌표변환행렬을 이용하여 관성좌표계의 성분으로 변환하고 이를 적분하여 속도와 위치를 계산하는 방식이다.

그림 3에서, 예를 들어 자이로에서 측정하는 각속도에 오프셋(바이어스) 오차가 존재한다고 하면, 각속도는 시간에 대한 적분과정을 거치면서 자세각의 오프셋오차가 점차 커질 것이라는 것을 알 수 있다. 자세각 또는 방향 코사인 행렬의 오차는 속도와 위치계산에 대한 오차로 전파되므로 전체적인 결과의 신뢰성이 떨어진다. 따라서 자이로와 가속도계의

부품 단위에서의 철저한 보정이 필수적이라는 것을 알 수 있다. 하지만 문제는 저가의 센서를 사용하여 구성된 시스템의 정확도가 향상되는 데는 물리적인 한계가 존재한다는 것이다. 내부 질량(proof mass)의 크기가 제한적이어서 증폭비가 클 수밖에 없고 따라서 노이즈에 좀 더 민감하다. 아울러 저가에 공급하는 것을 목표로 대량생산하여 공급하는 체제로 나아가기 때문에 센서레벨에서의 정확도 보정도 어렵고 그 특성의 변화가 외부환경에 대해 민감하다. 센서단위에서의 보정이 만족스럽게 되었다고 하더라도 장거리 항법 등의 경우처럼 장시간 지속적으로 사용하는 경우에는 필연적으로 자세와 위치 및 속도 오차가 누적될 수밖에 없다. 즉 IMU 만을 사용하는 INS의 경우에는 오차가 발산하는 경향을 가진다는 것을 알 수 있다. 이를 극복하기 위한 방법으로 제시되고 또 활발히 개발되는 것이 상호 보완 작용을 할 수 있는 보조센서를 사용하는 것이다.

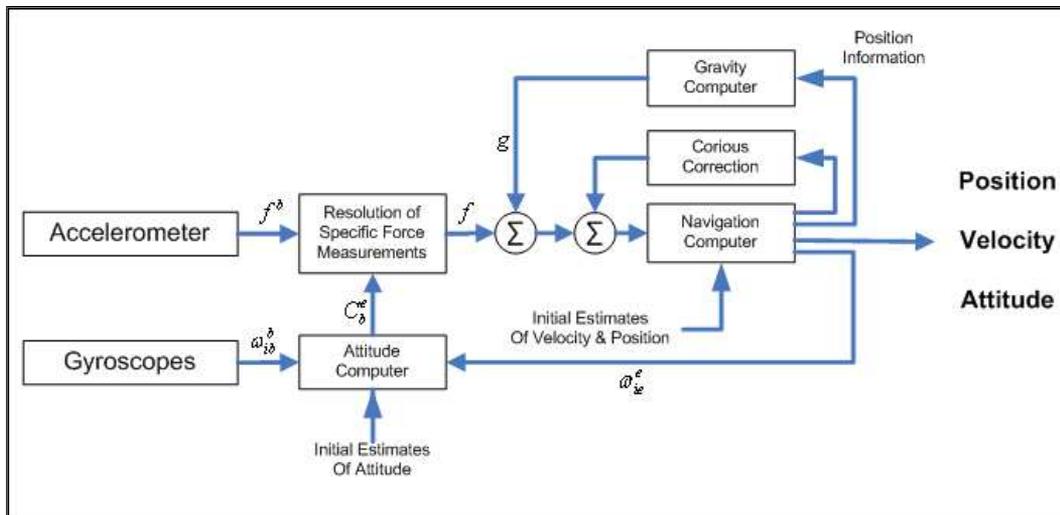


그림 3 Strapdown INS 작동 개념도

보조센서로는 GNSS(Global Navigation Satellite System)나 자장계(Magnetometer) 등이 있으며, IMU에서 생성되는 신호와 GNSS 등 비발산 특성을 가지는 센서에서 측정되는 신호를 이용하여 효율을 최대한 올리는 방향으로 연구되고 있다.[1][2] 이러한 기술을 복합 항법이라 하며, 이 중에서 가장 유망하면서 동시에 가장 활발히 진행되는 것이 INS와 GNSS를 결합하는 것이다. 그림 4에 이러한 시스템의 기본 흐름도를 보여주고 있다.

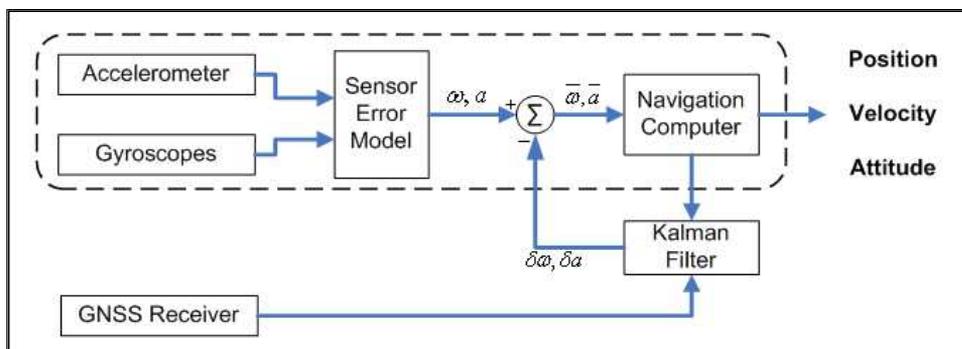


그림 4 INS와 GNSS를 이용한 복합항법시스템

GNSS는 관성좌표계에서의 병진속도와 위치를 파악하는데 사용되는 센서의 하나이다.

GNSS 센서는 보통 십 수 미터의 오차범위에서 현재의 위치를 세계 어디서나 파악할 수 있게 하는 센서인데 INS와는 달리 오차가 발산하지 않는다. 자이로와 가속도계에서 나온 신호를 사용하여 추정된 위치는 시간이 지나면서 오차가 커지게 되는데, 이를 GNSS에서 나온 위치 신호를 이용하여 보정하고 보정에서 사용된 오차특성을 자이로와 가속도계로 다시 되먹임으로써 오차보정을 실시간으로 수행하는 것이다. GNSS는 일반적으로 INS에 비해 작동속도가 느려서 일반적으로 무인기에 사용되는 것 중에서 고사양에 해당하는 것이 10 Hz 정도로 작동하고, 범용 수신기의 경우에는 1 Hz의 동작율이 일반적이다. 따라서 최대 약 100Hz로 작동하는 INS의 경우에는 100번은 자이로와 가속도계의 신호로 자세와 위치를 계산하고 1초가 경과한 후 GNSS에서 위치 데이터가 출력되면 이를 통해서 보정한 다음 오차특성을 변화시키고 하는 과정을 지속적으로 반복함으로써 INS의 장점을 최대한 활용하고 동시에 발산 오차의 영향을 줄일 수가 있다. 현재 GNSS 수신기가 점차 경량화 되고 가격도 저렴해지고 있으므로 소형 무인기에 사용되는 저가의 INS도 이러한 방식을 취하는 것이 보편화되고 있다.

이러한 방식은 GNSS 뿐 아니라 다른 보조센서를 INS와 결합하는 시스템으로 확대되고 있다. 예를 들어 자장계 및 대기 센서를 INS와 결합하는 방식도 시도되고 있다. 자장계는 검출되는 자장벡터가 자세에 따라 변한다는 사실에서 이 변화량을 이용하여 자세를 추정하는 방식이다. 대기센서의 경우에는 대기속도나 고도계에서 나오는 속도 및 고도 정보를 이용하여 INS를 보정하는 방식이다. 앞에서 언급한 것처럼 이러한 보조센서들의 오차특성은 모두 비발산 오차라는 것이다. 현재는 INS와 결합되는 보조센서의 숫자가 점차 늘고 있어서 중급 이상의 무인기의 경우에는 INS, GNSS, 자장계, 대기센서를 모두 연동해서 사용하는 경우도 있다.

하지만 이러한 복합 센서를 사용하여 오차특성을 개선하는 방법이 저가 INS의 정밀도 및 정확도의 결함을 궁극적으로 보상하는 방법이 아니라는 사실은 엄연히 존재한다. 이것은 시스템의 신뢰성에 영향을 미치는데 보조센서의 종류에 따라 나타나는 특성들이 차이가 있다. 예를 들어 가장 활발하게 사용되는 GNSS/INS 결합의 경우에는 GNSS 신호가 단절이 되는 경우에는 치명적이 될 수 있다는 것이다. 점차 개선되고 있기는 하지만 GNSS 신호의 수신 상태가 항상 양호하지 않은 것은 잘 알려져 있다. 이러한 수신 상태의 불량을 가져오는 원인으로는 전파방해(jamming) 등 의도적 또는 비의도적 전파교란, 가시위성 배열 불량 등이다. 따라서 저가의 INS의 발산 오차를 GNSS로 보정하는 경우, GNSS 신호가 수신되지 않는 경우에는 INS의 오차가 그대로 나타나게 되고, 이에 의존하는 시스템의 제어, 유도, 항법은 치명적인 결과를 초래할 수도 있다. 그 뿐만 아니라 GNSS/INS는 수평비행상태나 정적상태에서 자세에 관한 가관측성이 제한됨에 따라 자세를 보정해 주지 못한다.[3] 이러한 GNSS/INS의 자세 보정에 대한 단점을 보완하기 위해서 자장계를 많이 사용한다.

하지만 자장계도 외부요인에 대한 취약성이 존재한다. 즉 고압선이나 자성체등 자장에 강한 영향을 주는 물체 근처에서는 자장계의 오차가 커지게 되고 일반적으로 데이터를 신뢰할 수 없게 된다. 즉 고압선이나 자성체등 자장에 강한 영향을 주는 물체 근처에서는 자장계의 오차가 커지게 되고 일반적으로 데이터를 신뢰할 수 없게 된다. 대기센서의 경우에도 바람, 온도, 밀도 등 다양한 조건에서 정확한 데이터를 얻는 것이 일반적으로 용이하지

않다. 즉 이러한 센서들이 외부 환경 요인에 취약하다는 결함을 가지고 있다는 것이다. 따라서 이를 극복하는 방안으로 활용되고 있는 것이 다양한 센서들을 복합적으로 사용하는 것이다.

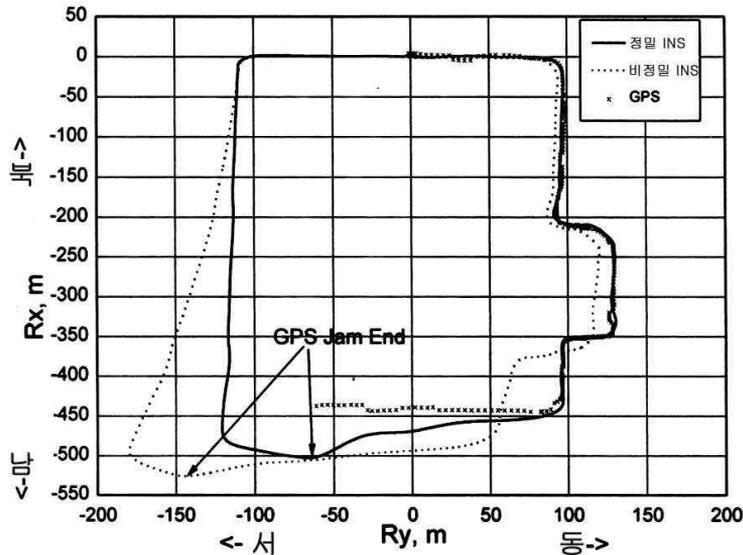


그림 5 정밀, 비정밀 INS 복합항법시스템 비교[4]

그림 5는 일반적인 복합항법시스템의 성향을 나타낸 것인데, 실선으로 나타낸 것은 정밀 INS를 사용하는 경우이고 점선은 저가의 비정밀 INS를 사용하는 경우이다. 'x'로 표시된 것은 GNSS에서 측정된 위치 신호이다. 두 INS 모두 GNSS에서 보정신호를 받아서 사용하는 데, 여기에서 제시하지는 않았지만 GNSS가 정상적으로 작동하는 경우에는 INS의 오차상수가 약간 잘못 보정되었더라도 위치오차는 시간에 대해 발산하지 않았다. 여기에서 제시된 결과는 앞의 경우에서 GNSS 신호를 일부 구간에서 단절하고 그 영향을 평가한 것이다. 그림 5에서 제시된 결과에서 보면 정밀 INS의 경우에는 (직선) 궤적을 비교적 잘 유지하지만 비정밀 INS를 사용하는 경우에는 GNSS의 보정신호가 사라지는 경우에는 오차가 빠르게 누적됨을 볼 수 있다.

3. 태양시선벡터를 이용한 보정

저가의 비정밀 센서를 사용하여 구성하는 INS의 경우에는 보조센서를 이용하여 보정하는 것이 필수적인 요소인데, 이 때 보조센서에서 요구되는 특성은 오차가 발산하지 않아야 한다는 것과 외부환경에 민감하지 않아야 한다는 것이다. 따라서 이러한 조건을 만족하기 위해 안출된 것으로서, 본 논문의 목표는 카메라형 태양센서로 측정된 태양시선벡터를 사용하여 센서를 보정하여 성능을 개선하는 것이다.

일반적인 태양센서는 높은 분해능의 slit형 태양센서로 우주의 위성에서 널리 사용된다. 그러나 이러한 센서는 너무 비싸며, 무인기에 응용하기에는 부피가 크다. 그 뿐만 아니라 우주가 아닌 지상에서는 외부 환경의 영향을 받아 잘못된 측정을 할 수가 있다.

이러한 단점을 보완하기 위하여 본 논문에서는 시각영상을 이용한 카메라형 태양센서를

개발하였다. 시각영상을 이용한 태양의 측정은 영상을 통해 태양에 대한 정보를 외부환경과 함께 측정이 가능하며, 잘못된 측정에 대해서 판단할 수 있을 뿐만 아니라 이미지 처리를 통해 외부 환경에 의한 영향을 제외하고 태양을 인식 할 수 있다.

시각센서를 이용하여 자세를 제어하고 항법에 사용하려는 연구는 다양하게 시도되고 있다. 시각센서의 경우에는 기상상태가 양호한 조건이라면 외부의 영향을 거의 받지 않고 안정적으로 작동하기 때문에, 제한적인 운용범위를 고려한다면, 가장 신뢰성이 높은 센서 중의 하나가 될 것이다. 하지만 현재 시도되고 있는 시각센서를 이용한 자세계는 일반적인 영상의 경우에 처리속도가 항공기의 제어에 사용될 만큼 충분히 빠르지 못하다는 문제를 가지고 있다. 이 문제는 프로세서의 빠른 개발로 궁극적으로 해결될 것이 확실하지만 저가의 센서에 기반을 둔 소형 무인기에 적용이 되기까지는 적지 않은 시간이 소요될 것으로 예상된다. 시각 센서에서 나오는 영상을 그대로 사용하는 경우의 또 다른 문제점 중의 하나는 지상에 있는 물체를 이용할 경우에, 만일 자동차 등 움직이는 물체가 포함되면 물체의 움직임과 항공기의 움직임에 의한 효과를 구별하기가 힘들다는 것이다. 이를 극복하는 방안으로 제시되는 것이 지평선 등을 사용하는 것인데, 이것 역시 환경에 민감하다는 측면이 있다.

본 논문에서 사용하는 방법은 복잡한 시각영상을 사용하는 것이 아니고 태양시선벡터를 사용한다. 태양시선벡터는 아날로그 또는 디지털 태양센서를 사용해서 측정할 수도 있고 디지털 카메라의 영상을 간단히 처리하여 얻을 수도 있다. 이러한 시선벡터는 보정시의 기준 데이터를 만들어내는 신호로 사용되는데, 일반 영상을 이용하는 시도와의 차별성은 태양시선벡터는 획득이 아주 간단하다는 것이다.

이러한 태양시선벡터를 사용할 때 생기는 가장 큰 장점은 기상조건을 제외한 외부환경에 민감한 부분이 없다는 것이다. 지구 기준 좌표계에서의 태양시선벡터 성분 η 를 찾아내기 위해서는 위치와 시간이 필요한데, 가장 손쉬운 것을 이 시스템을 GNSS와 연동하는 것이다. 이 경우 시간과 위치를 정확하게 알 수 있으므로 가장 이상적이다.

이러한 시스템의 유일한 운용상의 제약조건은 태양시선벡터를 관측에 의해 찾을 수 있어야 한다는 것이다. 이를 위해서는 구름이 태양을 가리는 경우나 시선벡터 사이에 장애물이 없어야 한다. 하지만 이러한 제약조건은 실제 운용상에서는 큰 문제가 되지 않을 수도 있다. 현실적으로 저가의 무인항공기 뿐 아니라 중급 무인항공기까지도 대부분은 기상상태가 아주 양호한 상태에서만 비행한다. 또한 무인기의 운용고도가 일반적으로 건물 등에 의해 가려지는 고도보다는 훨씬 높으므로 장애물에 가리는 경우도 실제로는 잘 발생하지 않는다. 따라서 앞에서 언급했던 제약조건이 현실적인 운용실태를 고려할 때 그다지 큰 제약조건은 아닐 수 있다.

II. 본론

1. 알고리즘 개발

가. 복합항법시스템의 태양시선벡터 개요

본 논문의 목표는 전술한 바와 같이 저가의 IMU를 지닌 INS와 GNSS, 태양시선벡터를 이용하여 센서를 보정하여 성능을 개선하는 것이다.

방향을 태양으로 향하고 있고 크기가 1인 벡터를 태양시선벡터라고 부른다. 태양시선벡터는 하나이나, 축이 어긋나 있는 서로 다른 좌표계를 사용하면 각 축의 성분 길이가 다르게 표현된다. 항공기에 고정되어 있는 동체좌표계 태양시선벡터의 각 축 방향 성분은 센서가 장착된 항공기의 자세에 따라 달라지고, 항공기의 지구상에서의 위치(경, 위도)와 시간에 따라 달라진다. 그림 6(가)와 같이 만일 항공기의 위치와 시간이 주어지면 지표면에 수평하고 북쪽, 동쪽, 아랫방향으로 세 축을 가지는 좌표계(North-East-Down 좌표계 : NED 좌표계)의 태양시선벡터 성분이 태양 기하학적으로 계산된다. 그림 6(나)와 같이 카메라형 태양센서에서 측정된 동체좌표계의 태양시선벡터의 경우 항공기의 자세에 따라 좌표계가 회전하므로 이에 따라 태양시선벡터 또한 변하게 된다. 이 서로 다른 두 좌표계의 태양시선벡터의 비교를 통해서 자세에 대한 정보를 추출할 수 있으며, 이를 보정에 사용하는 것이다.

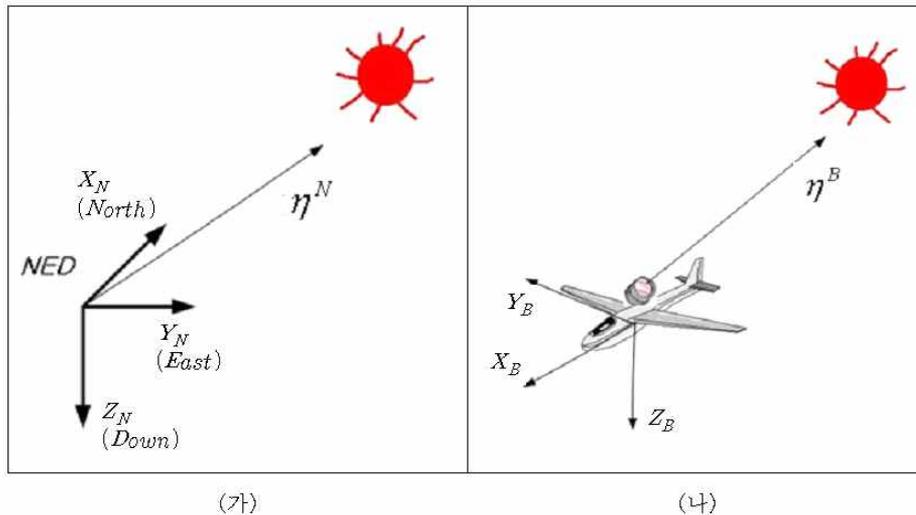


그림 6 태양시선벡터를 이용한 보정 개요

칼만 필터는 자세신호와 GNSS에서 얻은 시간 위치 신호를 이용하여 최적치를 추정한다. 이러한 추정치는 INS로 전달되어 반영된다.

나. 태양 기하학에 의한 항법좌표계의 태양시선벡터 산출

태양 기하학적 관계를 통해 현재 위치와 시간을 알고 있으면 태양의 고도각과 방위각을 알 수 있다. 항법좌표계에서의 방위각(γ_n)과 고도각(α_n)은 그림 7과 같이 나타낼 수 있다. 그림 7과 같이 고도각은 지표면을 기준으로 한 상승각이며, 방위각은 북쪽을 0도로 보고 동쪽으로 방향으로 회전된 각으로 정의된다.

항법 좌표계에서의 태양시선벡터는 주어진 고도각과 방위각을 사용하여 식 (1)과 같이 나타내어진다.

$$\eta^N = \begin{bmatrix} \cos\alpha_n \cos\gamma_n \\ \cos\alpha_n \sin\gamma_n \\ -\sin\alpha_n \end{bmatrix} \quad (1)$$

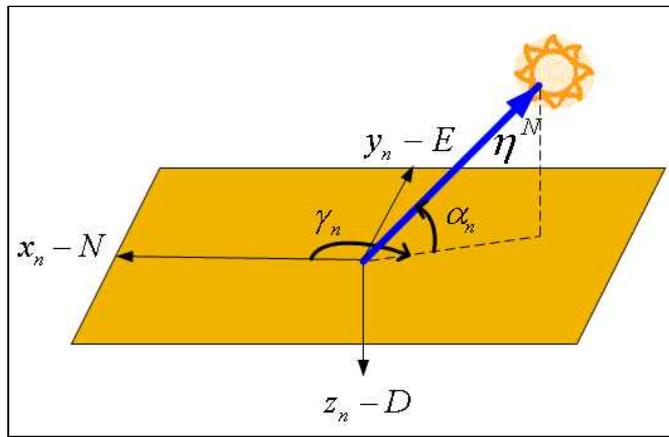


그림 7 항법 좌표계에서의 태양시선벡터 표현

태양 기하학을 통해 태양의 적위, 관측자의 위도, 시간각에 따라 태양의 고도각(α)과 방위각(γ)은 식 (2), (3)과 같다.

$$\sin\alpha = \sin\delta \sin L - \cos\delta \cos L \cos H \quad (2)$$

$$\cos\gamma = -\sin L \sin\alpha + \frac{\sin\delta}{\cos L \cos\alpha} \quad (3)$$

여기서, δ : 태양의 적위(Declination)

L : 관측자 위도(Latitude)

H : 시간각(Hour Angle)

태양적위와 시간각은 참고문헌에서 제시하는 수치식을 사용하였다.[5][6]

다. 카메라형 센서를 이용한 동체 좌표계의 태양시선벡터 측정

1) 영상처리 알고리즘

카메라형 태양센서의 카메라에서 얻은 영상은 그림 8과 같다. 디지털 센서를 사용하는 카메라의 경우 측정 범위 이상의 밝은 빛이 들어오면 검정색으로 표현된다. 그러므로 태양과 같은 밝은 태양의 밝은 빛을 고려하여, 필터를 장착하여야 한다. 그림 9는 필터를 장착하고 획득한 영상이다. 영상획득처리 프로세서에서는 태양의 중심 위치를 찾기 위하여 화면 내의 가장 밝은 부분의 중앙 위치를 찾아낸다. 그림 9의 밝은 부분이 태양이며, 십자표시는 이 알고리즘으로 찾아낸 태양의 중심 위치이다. 개발한 태양센서는 약 0.15도의 분해능을 가진다.

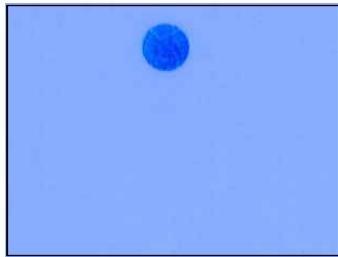


그림 8 필터를 사용 하지 않은 영상

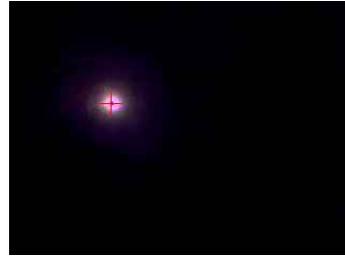


그림 9 필터를 사용한 영상

무게 중심이라고도 부를 수도 있는 이 방법은 식 (4), (5)와 같다. 여기서 x_i , y_i 는 라벨링된 임의의 영역에 대한 구성 픽셀의 세로와 가로 영상의 좌표이다.[7]

$$x = \sum_{i=0}^{N-1} x_i \quad (4)$$

$$y = \sum_{i=0}^{N-1} y_i \quad (5)$$

2) 영상과 태양시선벡터의 관계식

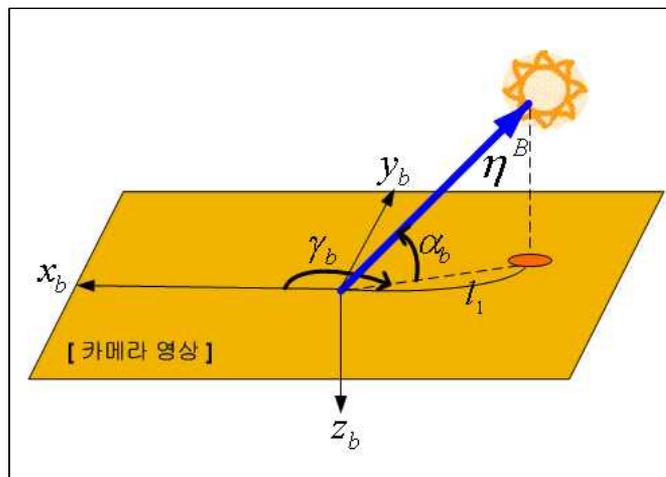


그림 10 동체 좌표계에서의 태양시선벡터 표현

그림 10과 같이 태양은 2차원 영상화면에 투영된다. 태양의 고도각(α_b)과 카메라 화각, 및 픽셀 수의 관계는 삼각 함수를 이용하여 식 (6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\tan(90 - \alpha_b) = K l_1 \quad (6)$$

태양 중심으로부터의 선길이(l_1)는 픽셀 수로 계산된다. 예를 들어 영상의 중심위치로부터 가로방향 20픽셀, 세로방향 80픽셀 떨어진 점의 선 길이는 $\sqrt{20^2 + 80^2} = 82.46$ 이다.

비례상수 K 는 식 (7)과 같으며, 실험을 통해 구한 카메라의 가로방향최대 화각에 의해 결정된다.

$$K = \frac{\tan(\text{가로방향최대 화각}/2)}{\text{세로방향최대 픽셀수}/2} \quad (7)$$

태양의 방위각(γ_b)은 그림 10의 x_b 축에서 y_b 축 방향으로 영상 중심위치로부터 태양 중심으로의 선의 회전된 각도로 계산해 낼 수 있다.

그림 10과 같이 카메라의 좌표계가 항공기 좌표계와 일치하면, 동체 좌표계에서의 태양 시선벡터는 영상으로부터 획득한 고도각과 방위각을 사용하여 다음 같이 나타내어진다.

$$\eta^B = \begin{bmatrix} \cos\alpha_b \cos\gamma_b \\ \cos\alpha_b \sin\gamma_b \\ -\sin\alpha_b \end{bmatrix} \quad (8)$$

만약 동체좌표축과 카메라의 좌표축이 일치 하지 않는다면, 카메라 좌표계와 항공기 좌표계 간의 자세(ϕ_c, θ_c, ψ_c)와 이러한 자세에서 측정된 태양영상의 방위각(λ_c), 고도각(α_c)을 이용하여 항공기 좌표축으로 좌표변환하면 식 (9)와 같다.

$$\eta^B = T_1(\psi_c) T_2(\theta_c) T_3(\phi_c) \begin{bmatrix} \cos\alpha_c \cos\gamma_c \\ \cos\alpha_c \sin\gamma_c \\ -\sin\alpha_c \end{bmatrix} \quad (9)$$

라. 태양시선벡터를 이용한 보정 알고리즘 개발

1) 칼만필터를 이용한 통합 항법 문제 구현

INS와 태양시선벡터 센서와의 통합을 위한 방법으로 칼만 필터를 사용하였다. 칼만 필터는 정규분포를 가진 백색잡음에 의해 구동되는 선형 시스템에 최적인 필터로, 실제값 평균치와 추정값 평균치 사이의 편차가 없다는 가정 하에 평균제곱의 최소값을 추정한다. 이러한 칼만 필터는 동적 특성을 갖는 시스템의 정보 통합에 유리하여 정밀 항법을 위한 INS와 다중보조센서의 통합으로 널리 사용되고 있다.

칼만 필터는 크게 직접, 간접 방법으로 나뉜다. 직접 방법은 상태변수를 물리값 그대로 사용하는 것이다. 반면 간접 방법은 물리값이 아닌 기준 상태에서의 차이값(오차)을 사용하는 방법으로 비선형 시스템을 선형화한 것이다.

또한 간접방식은 선형화 과정에 따라 간접 뒤먹임, 간접 앞먹임 방식으로 된다.

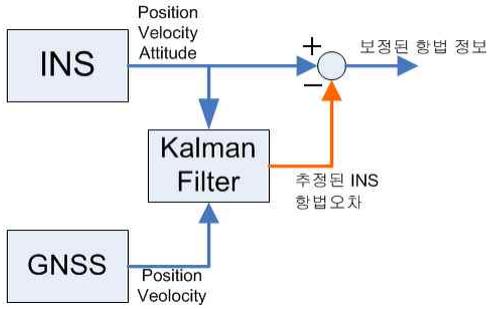


그림 11 간접 앞먹임 칼만 필터

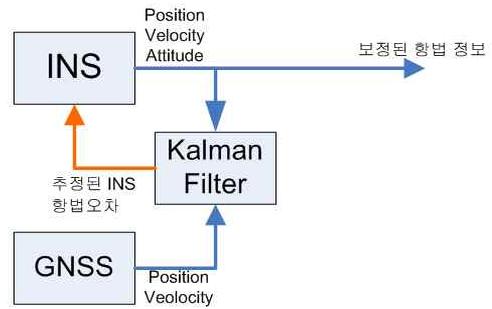


그림 12 간접 뒤먹임 칼만 필터

그림 11에서 보는 바와 같이 간접 앞먹임 방식은 칼만 필터의 오차 추정치를 INS 출력값에 더해서 보정된 값이 계산되는 것이다. 반면 간접 뒤먹임 방식은 그림 12와 같이 칼만 필터의 오차 추정치를 INS에 직접 반영하여 INS 출력값 자체가 보정된 값으로 나오는 방식이다. 간접 앞먹임의 경우 구성이 간단하며 구현이 쉽지만, 시간이 지남에 따라 INS의 오차가 증가하고, 그에 따라 필터의 오차 추정치도 증가함으로 선형시스템 특성을 유지 시키지 못하여 전체 오차가 증가하게 된다. 반면 간접 뒤먹임 방식의 경우 시스템 오차 증가가 선형적으로 유지되고, 이에 따라 오차를 잘 추정하므로 장시간 운용 시에 적합하다. 하지만 하드웨어적으로 독립적인 장치인 INS에 추정 오차치를 직접적 반영 할 수 없으며, 단 한 번의 큰 잘못된 입력의 영향을 직접적으로 바로 받는다는 단점이 있다.

본 논문에서는 오차 추정치를 반영할 수 있는 INS를 사용하므로 장시간 운용에 적합한 간접 뒤먹임 칼만 필터로 구현하였다.

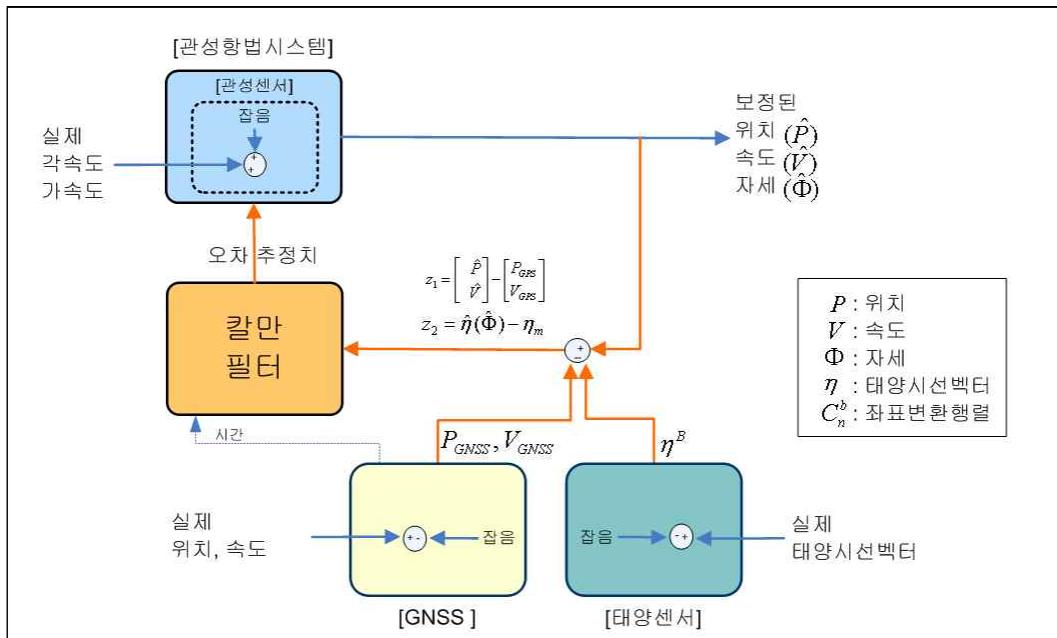


그림 13 GNSS/INS/태양센서 칼만 필터 개념도

그림 13은 구현한 태양센서와 GNSS를 보조센서로 하는 간접 뒤먹임 칼만 필터의 개념도이다. 그림에서 보는 바와 같이 INS는 각속도와 가속도 센서를 이용하므로 잡음이 섞인 각

속도, 가속도를 측정한다. 또한 GNSS, 태양센서 모두 잡음이 섞인 신호가 측정된다. 이러한 잡음 섞인 신호에서 실제값과 추정치의 차이 자승을 최소화하는 추정치를 찾아내는 것이 칼만 필터이다. 칼만 필터의 입력으로는 INS의 위치, 속도, 자세와 GNSS의 위치와 속도 측정치 그리고 태양센서에서의 태양시선벡터 측정치를 사용한다. 칼만 필터에서 계산된 오차 추정치는 INS에 직접적으로 반영되어 INS 출력값 자체가 보정된 값이 된다. 이러한 과정에서 센서 자체의 편향 오차를 추정하게 되어 관성센서의 보정도 이루어진다.

2) 항법 시스템 방정식

칼만 필터에서 사용할 시스템의 방정식은 비선형 시스템인 항공기의 운동에 섭동 방법을 적용하여 오차에 대한 선형식으로 유도하였다. 항법 오차 모델, 속도 오차 모델, 자세 오차 모델, 센서 오차 모델로 구성되며, 이에 따라 상태변수는 항공기 위치인 위도 오차, 경도 오차, 고도오차와 항법 좌표계에서의 3축의 속도 오차, 3축의 자세오차, 가속도의 편차 3개와 마지막으로 각속도의 편차 3개로 총 15개로 구성된다.

$$x_{\in S} = [x_f^T \quad x_a^T]^T \quad (10)$$

여기서,

$$x_f = [\delta L \quad \delta l \quad \delta h \quad \delta v_n \quad \delta v_e \quad \delta v_d \quad \psi_n \quad \psi_e \quad \psi_d]$$

$$x_a = [\nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z \quad \epsilon_x \quad \epsilon_y \quad \epsilon_z]$$

$$\delta L = L_{\in S} - L_{true} \quad : \text{위도 오차}$$

$$\delta l = l_{\in S} - l_{true} \quad : \text{경도 오차}$$

$$\delta h = h_{\in S} - h_{true} \quad : \text{고도 오차}$$

$$[\delta v_n \quad \delta v_e \quad \delta v_d] \quad : \text{속도 오차}$$

$$[\psi_n \quad \psi_e \quad \psi_d] \quad : \text{계산 좌표계와 항법 좌표계 사이의 미소 psi각(비틀림각)}$$

$$[\nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z] \quad : \text{가속도계 랜덤 상수 오차, } \dot{\nabla} = 0, \quad N \sim (0, P_a)$$

$$[\epsilon_x \quad \epsilon_y \quad \epsilon_z] \quad : \text{자이로 랜덤 상수 오차, } \dot{\epsilon} = 0, \quad N \sim (0, P_g)$$

$$[w_{a_n} \quad w_{a_e} \quad w_{a_d}] \quad : \text{가속도계 백색 잡음, } N \sim (0, Q_a)$$

$$[w_{g_n} \quad w_{g_e} \quad w_{g_d}] \quad : \text{자이로 백색 잡음, } N \sim (0, Q_g)$$

$$C_b^m \quad : \text{동체좌표계에서 항법 좌표계로의 좌표변환 행렬}$$

식 (11)은 시스템 방정식의 선형식이며, 식 (12)는 시스템 행렬을 나타낸다.

$$\dot{x}_{\in S}(t) = F_{\in S}(t)x_{\in S}(t) + G(t)w_{LC}(t) \quad w_{LC} \sim N(0, Q_{LC}) \quad (11)$$

$$F_{\in S}(t) = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ F_{21} & F_{22} & F_{23} & F_{24} & O_{3 \times 3} \\ F_{31} & F_{32} & F_{33} & O_{3 \times 3} & F_{35} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (12)$$

시스템 잡음 w_{LC} 와, 상태변수와 잡음과의 관계를 나타내는 $G(t)$ 는 식 (13), (14)와 같다.

$$w_{LC} = [0 \ 0 \ 0 \ w_{a_n} \ w_{a_e} \ w_{a_d} \ w_{g_n} \ w_{g_e} \ w_{g_d} \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T \quad (13)$$

$$G(t) = \begin{bmatrix} O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & C_b^n & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & -C_b^n & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (14)$$

가) 항법 오차 모델

항공기의 위치는 식(15)~(19)과 같은 관계를 가진다.

$$\text{위도 변화율 } \dot{L} = \frac{v_n}{R_m + h} \quad (15)$$

경도 변화율

$$\dot{l} = \frac{v_e}{(R_t + h)\cos L} \quad (16)$$

$$\text{고도 변화율 } \dot{h} = -v_d \quad (17)$$

$$\text{Median radius of curvature } R_m = \frac{R_0(1-e^2)}{(1-e^2 \sin^2 L)^{\frac{3}{2}}} \quad (18)$$

$$\text{Transverse radius of curvature } R_t = \frac{R_0}{(1-e^2 \sin^2 L)^{\frac{1}{2}}} \quad (19)$$

이러한 항공기 위치 방정식을 섭동 방법으로 섭동 모델로 나타내면 식 (20)~(22)와 같다.

$$\delta \dot{L} = \frac{\partial \dot{L}}{\partial L} \delta L + \frac{\partial \dot{L}}{\partial h} \delta h + \frac{\partial \dot{L}}{\partial v_n} \delta v_n \quad (20)$$

$$\delta \dot{l} = \frac{\partial \dot{l}}{\partial L} \delta L + \frac{\partial \dot{l}}{\partial h} \delta h + \frac{\partial \dot{l}}{\partial v_e} \delta v_e \quad (21)$$

$$\delta \dot{h} = -\delta v_d \quad (22)$$

정리하면, $F_{\in S}(t)$ 의 F_{11}, F_{12} 는 다음과 같다.

$$F_{11} = \begin{bmatrix} \frac{R_{mm}\rho_e}{R_m+h} & 0 & \frac{\rho_e}{R_m+h} \\ \frac{\rho_n}{\cos L}(\tan L - \frac{R_{tt}}{R_t+h}) & 0 & \frac{-\rho_n}{\cos L(R_t+h)} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$F_{12} = \begin{bmatrix} \frac{1}{R_m+h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\cos L(R_t+h)} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (24)$$

여기서,

지구 고정 좌표계에 대한 항법좌표계의 회전 각속도를 항법 좌표계로 나타낸 식은 식 (25)와 같다.

$$w_{en}^n = [\rho_n \ \rho_e \ \rho_d] = [\dot{l}\cos L \quad -\dot{L} \quad -\dot{l}\sin L]^T \quad (25)$$

지구 회전 좌표계에 대한 지구 고정 좌표계의 회전 각속도를 항법 좌표계로 나타낸 식은 식(26)과 같다,

$$w_{ie}^n = [\Omega_n \ \Omega_e \ \Omega_d] = [\Omega\cos L \ 0 \ -\Omega\sin L]^T \quad (26)$$

그리고 Median radius of curvature 변화율과 transverse radius of curvature 변화율은 각각 식 (27), (28)과 같다.

$$R_{mm} \equiv \frac{3R_0(1-e^2)e^2 \sin L \cos L}{(1-e^2 \sin^2 L)^{\frac{5}{2}}} \quad (27)$$

$$R_{tt} \equiv \frac{R_0 e^2 \sin L \cos L}{(1-e^2 \sin^2 L)^{\frac{3}{2}}} \quad (28)$$

나) 속도 오차 모델

항공기의 속도에 관한 식은 식 (29)와 같다.

$$\dot{V}^n = C_b^n f^b - (2w_{ie}^n + w_{en}^n) \times V^n + g^n \quad (29)$$

식 (29)를 섭동 방법을 이용하여 간략화 하면, 식 (30)과 같은 오차에 관한 관계식이 나온다.

$$\delta \dot{V}^n = (C_b^n f^b) \times \Psi - (2w_{ie}^n + w_{en}^n) \times \delta V^n + C_b^n \delta f^b + V_n \times (2\delta w_{ie}^n + \delta w_{en}^n) \quad (30)$$

여기서,

δf^b 는 가속도계의 랜덤 상수 오차 $[\nabla_x \nabla_y \nabla_z]$

$$\delta w_{ie}^n = [-\Omega \sin L \delta L \quad 0 \quad -\Omega \cos L \delta L]^T$$

$$\delta w_{en}^n = \begin{bmatrix} -\frac{R_{tt}\rho_n}{R_t+h}\delta L - \frac{\rho_n}{R_t+h}\delta h + \frac{1}{R_t+h}\delta v_e \\ -\frac{R_{mm}\rho_e}{R_m+h}\delta L - \frac{\rho_e}{R_m+h}\delta h + \frac{1}{R_m+h}\delta v_n \\ (\rho_n \sec^2 L + \frac{R_{tt}\rho_n \tan L}{R_t+h})\delta L - \frac{\rho_d}{R_t+h}\delta h + \frac{\rho_d}{v_e}\delta v_e \end{bmatrix}$$

정리하면, $F_{\in S}(t)$ 의 $F_{21}, F_{22}, F_{23}, F_{24}$ 는 다음 식 (31)~(34)와 같다.

$$F_{21} = \begin{bmatrix} \frac{R_{mm}\rho_e}{R_m+h}v_d - (\rho_n \sec^2 L + 2\Omega_n)v_e - \rho_n \rho_d R_{tt} & 0 & \frac{\rho_e}{R_m+h}v_d - \rho_n \rho_d \\ (2\Omega_n + \rho_n \sec^2 L + \rho_d \frac{R_{tt}}{R_t+h})v_n - (\frac{\rho_n R_{tt}}{R_t+h} - 2\Omega_d)v_d & 0 & \frac{\rho_d}{R_t+h}v_n - \frac{\rho_n}{R_t+h}v_d \\ \rho_n^2 R_{tt} + \rho_e^2 R_{mm} - 2\Omega_d v_e & 0 & \rho_n^2 + \rho_e^2 \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$F_{22} = \begin{bmatrix} \frac{v_d}{R_m+h} & 2\rho_d + 2\Omega_d & -\rho_e \\ -2\Omega_d - \rho_d & \frac{v_n \tan L + v_d}{R_t+h} & 2\Omega_n + \rho_n \\ 2\rho_e & -2\Omega_n - 2\rho_n & 0 \end{bmatrix} \quad (32)$$

$$F_{23} = \begin{bmatrix} 0 & -f_d & f_e \\ f_d & 0 & -f_n \\ -f_e & f_n & 0 \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$F_{24} = C_b^n = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi & \sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi & \cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi \\ \cos\theta \sin\psi & \sin\phi \sin\theta \sin\psi + \cos\phi \cos\psi & \cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi \cos\theta & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \quad (34)$$

다) 자세각 오차 모델

계산 좌표계와 항법 좌표계 사이의 미소 psi각은 항공기 자세 방정식을 선형화하기 위하여 사용한다.

항공기의 자세각 섭동식은 다음 식 (35)와 같은 방정식을 가진다.

$$\dot{\Psi} = -w_{in}^n \times \Psi - C_b^n \delta w_{ib}^b + \delta w_{in}^n \quad (35)$$

여기서,

δw_{ib}^b : 자이로의 랜덤 상수 오차 $[\epsilon_x \epsilon_y \epsilon_z]$

$$w_{in}^n = w_{ie}^n + w_{en}^n$$

$$\delta w_{in}^n = \delta w_{ie}^n + \delta w_{en}^n$$

항공기 Euler 자세 오차와 미소 psi각과의 관계는 식 (36)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \delta\phi \\ \delta\theta \\ \delta\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\cos\psi}{\cos\theta} & -\frac{\sin\psi}{\cos\theta} & 0 \\ \sin\psi & -\cos\psi & 0 \\ -\tan\theta \cos\psi & -\tan\theta \sin\psi & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi_N \\ \psi_E \\ \psi_D \end{bmatrix} \quad (36)$$

정리하면, $F_{\in S}(t)$ 의 $F_{31}, F_{32}, F_{33}, F_{35}$ 는 다음 식 (37)~(40)과 같다.

$$F_{31} = \begin{bmatrix} \Omega_d - \frac{\rho_n R_{tt}}{R_t + h} & 0 & \frac{-\rho_n}{R_t + h} \\ \frac{-\rho_e R_{mm}}{R_m + h} & 0 & \frac{-\rho_e}{R_m + h} \\ -\Omega_n - \rho_n \sec^2 L - \frac{\rho_d R_{tt}}{R_t + h} & 0 & \frac{-\rho_d}{R_t + h} \end{bmatrix} \quad (37)$$

$$F_{32} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_t + h} & 0 \\ -\frac{1}{R_m + h} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{\tan L}{R_t + h} & 0 \end{bmatrix} \quad (38)$$

$$F_{33} = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_d + \rho_d & -\rho_e \\ -\Omega_d - \rho_d & 0 & \Omega_n + \rho_n \\ \rho_e & -\Omega_n - \rho_n & 0 \end{bmatrix} \quad (39)$$

$$F_{35} = -C_b^a \quad (40)$$

라) 센서 오차 모델

센서의 오차 모델은 편향 오차와 잡음 모델로 구성하였다. 그에 따라 센서 오차 모델은 식 (41), (42)와 같다.

$$\delta f^b = \nabla + w_a \quad (41)$$

$$\delta w_{ib}^b = \epsilon + w_g \quad (42)$$

여기서,

$[\nabla_x \nabla_y \nabla_z]$: 가속도계 랜덤 상수 오차, $\dot{\nabla} = 0$, $N \sim (0, P_a)$

$[\epsilon_x \epsilon_y \epsilon_z]$: 자이로 랜덤 상수 오차, $\dot{\epsilon} = 0$, $N \sim (0, P_g)$

$[w_{a_n} w_{a_e} w_{a_d}]$: 가속도계 백색 잡음, $N \sim (0, Q_a)$

$[w_{g_n} w_{g_e} w_{g_d}]$: 자이로 백색 잡음, $N \sim (0, Q_g)$

3) 측정 방정식

$$z = H_{LC} x_{\in S} + v_{LC} \quad v_{LC} \sim N(0, R_{LC}) \quad (43)$$

H_{LC} , v_{LC} 는 보조센서의 종류에 따라, 즉 측정하는 대상에 따라 달라진다.

가) GNSS/INS 측정 방정식

GNSS/INS 칼만필터의 측정 방정식은 INS가 예측한 속도와 위치, GNSS가 측정한 속도의 차이이다. 이것은 상태변수에서 속도와 위치의 오차에 잡음을 더한 것과 동일하다. 측정방정식은 식 (44)와 같다.

$$z = \begin{bmatrix} P_{\in S} \\ V_{\in S} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} P_{GPS} \\ V_{GPS} \end{bmatrix} = H_{LC} x_{\in S} + v_{LC} \quad v_{LC} \sim N(0, R_{LC}) \quad (44)$$

$$H_{LC} = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

$$v_{LC} = [v_{p_n} \ v_{p_e} \ v_{p_d} \ v_{v_n} \ v_{v_e} \ v_{v_d}]$$

여기서,

$P_{\in S}$: INS에서 계산한 위도, 경도, 고도

$V_{\in S}$: INS에서 계산한 항법 좌표계 속도

P_{GPS} : GNSS의 위도, 경도, 고도

V_{GPS} : GNSS의 항법 좌표계 속도

$[v_{p_n} \ v_{p_e} \ v_{p_d}]$: GNSS 위치의 랜덤 상수 오차

$[v_{v_n} \ v_{v_e} \ v_{v_d}]$: GNSS 속도의 랜덤 상수 오차

나) 태양센서/INS 측정 방정식

태양센서/INS 칼만 필터의 측정 방정식은 INS가 예측한 태양시선벡터와 태양센서가 측정한 태양시선벡터의 차이이다. 측정방정식은 식 (45)와 같다.

$$z = [\eta_{\in S}] - [\eta_m] = H_{LC} x_{\in S} + v_{LC} \quad v_{LC} \sim N(0, R_{LC}) \quad (45)$$

여기서,

$$H_{LC} = [O_{3 \times 3} \ O_{3 \times 3} \ H_{13} \ O_{3 \times 3} \ O_{3 \times 3}]$$

예측한 오일러 자세각을 $\hat{\phi}$, $\hat{\theta}$, $\hat{\psi}$ 라 할 때 계산한 항법좌표계의 태양시선벡터를 예측한 동체 좌표계에서의 태양시선벡터로 좌표 변환하는 관계는 식 (46)와 같이 비선형 관계를 가진다.

$$\eta_{\in S} = \hat{\eta}^B = T_1(\hat{\phi}) T_2(\hat{\theta}) T_3(\hat{\psi}) \eta^N \quad (46)$$

η^N 은 위치와 시간에 의해 지배되고 민감도가 크지 않다. 따라서 GNSS 등에서 나온 데이터를 사용할 경우 이들에 의한 오차는 무시할 수 있을 정도이다. 그러므로 고정되어 있다고 볼 수 있다. 이것으로 인해 선형 관측식은 식 (47)과 같이 쓸 수 있다.

$$H_{13} = \begin{bmatrix} \frac{\partial T_1(\hat{\phi})}{\partial \hat{\phi}} T_2(\hat{\theta}) T_3(\hat{\psi}) \eta^N \\ T_1(\hat{\phi}) \frac{\partial T_2(\hat{\theta})}{\partial \hat{\theta}} T_3(\hat{\psi}) \eta^N \\ T_1(\hat{\phi}) T_2(\hat{\theta}) \frac{\partial T_3(\hat{\psi})}{\partial \hat{\psi}} \eta^N \end{bmatrix} \quad (47)$$

여기서,

$$T_1(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}$$

$$T_2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}$$

$$T_3(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$v_{LC} = [v_{\eta_x} \quad v_{\eta_y} \quad v_{\eta_z}]$$

$\eta_{\in S}$: 현재 위치의 항법좌표계의 태양시선 벡터를 INS의 자세각으로 좌표 변환하여 동체 좌표계로 표현한 태양시선 벡터

η_m : 카메라로 측정한 동체 좌표계의 태양시선 벡터

$[v_{\eta_x} \quad v_{\eta_y} \quad v_{\eta_z}]$: 카메라로 측정한 태양시선벡터의 랜덤상수 오차

4) 칼만 필터 구현

연속형 선형 시스템 방정식과 이산시간 측정 방정식을 가지는 시스템에 대해서 칼만 필터의 공분산 행렬과 추정치의 성립식은 식 (48), (49)와 같다.

$$\text{연속형 선형 시스템 방정식 } \dot{x} = F(t)x(t) + w(t) \quad (48)$$

$$\text{이산 시간 측정 방정식 } z_k = H_k x(t_k) + v_k \quad (49)$$

$$E\{w(t)w^T(\tau)\} = Q(t)\delta(t-\tau)$$

$$E\{v_k v_i^T\} = R_k \Delta(k-i)$$

공정 잡음 $w(t)$ 와 측정 잡음 v_k 는 서로무관하며, 백색잡음

가) 시간 전파된 공분산 행렬

칼만 필터에서 이산형 상태 공간 모델에서의 최소 평균을 최소화하기 위하여 사전 추정 오차의 상호 분산은 식 (50)과 같다. 이때 이산형 모델은 연속형 확률 상태 공간 모델과의 근사 관계식을 이용하여 유도하며, 식(51), (52)와 같다.

$$P_k^- = \Phi_k P_{k-1}^+ \Phi_k^T + Q_d \quad (50)$$

$$\Phi_k = I + F(t_k)\Delta t + (F(t_k)\Delta t)^2/2 \quad (51)$$

$$Q_d = G(t_k)Q(t_k)G(t_k)^T\Delta t \quad (52)$$

나) 측정치 갱신

간접 되먹임 칼만 필터이므로 측정치와 추정치와의 관계는 식 (53), (54)와 같다.

$$\hat{x}_k = \overline{K}_k z_k \quad (53)$$

$$\overline{K}_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1} \quad (54)$$

그리고 사후 추정오차의 상호 분산은 식 (55)와 같다.

$$P_k^+ = (I - K_k H_k) P_k^- (I - K_k H_k)^T + \overline{K}_k R_k \overline{K}_k^T \quad (55)$$

본 논문의 칼만 필터는 GNSS와 태양시선벡터의 측정을 사용한다. 이러한 두 가지 데이터는 동일한 시간에 존재할 필요가 없으므로 분산형 필터가 사용된다.[8] 이러한 구조로 시스템이 센서가 준비 되었을 때 개별적으로 측정치를 사용할 수 있다. GNSS 데이터는 대부분 1-5Hz로 갱신되며, 태양시선벡터는 10-15Hz로 갱신된다. 이러한 조합에서 둘 중 하나는 사용할 수 없게 된다. 측정이 갱신되지 않았을 때의 경우 INS 부분만이 작동하게 된다.

2. 비실시간 시뮬레이션

가. 초기 정렬 시뮬레이션

GNSS/INS/태양센서 시스템은 먼저 초기 정렬에 대해 시험하였다. 저가의 INS는 자기 자신이 스스로 초기 정렬이 못한다는 것은 잘 알려져 있는 사실이다. 지구의 회전속도인 0.0042 deg/sec를 초기 정렬 과정에서 가장 많이 사용한다. 하지만 MEMS 자이로의 경우 0.1 deg/sec로 정확성이 제한된다. 이러한 문제를 극복하기 위하여 몇몇 보조센서를 이용한 복합항법 방법이 나오고 있다.

GNSS는 정적상태에서 가관측성이 부족하므로 적절히 안티-드리프트 방법으로는 자장계를 이용하는 것이다. 하지만 자장계는 외부 환경에 너무 보정이 어렵다. 또한 잘 보정하였더라도 적용하는 환경이 달라지면 다시 여러 문제가 존재한다.

그림 14~24는 GNSS/INS/태양센서의 초기 정렬 결과 오차는 영으로 수렴된다. 이때 최대 오차는 약 0.2도 이다. 반면 GNSS/INS 시스템의 경우 정적상태로 인해 자세를 잘 추정하지 못하고 발산한다.

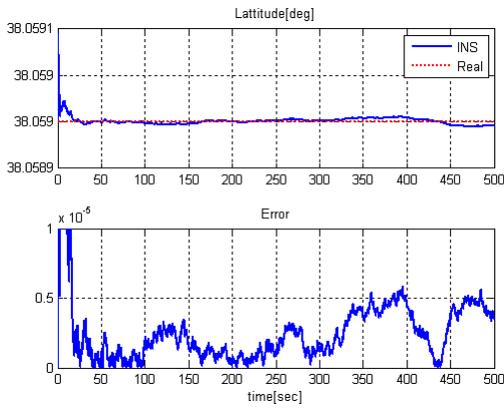


그림 15 GNSS/INS/태양센서 초기정렬 위도 시뮬레이션 결과

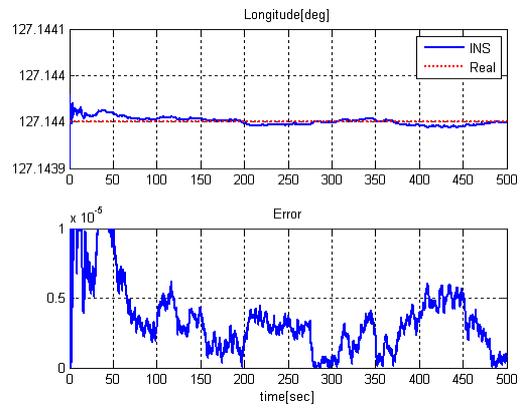


그림 16 GNSS/INS/태양센서 초기정렬 경도 시뮬레이션 결과

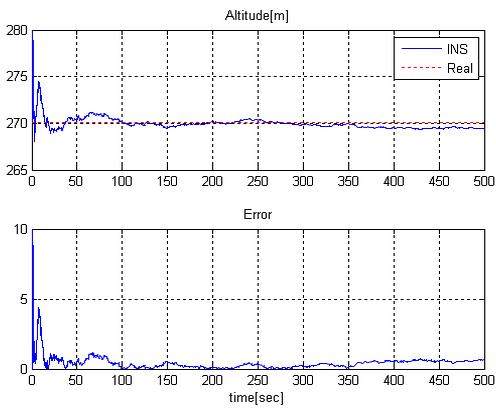


그림 17 GNSS/INS/태양센서 초기정렬 고도 시뮬레이션 결과

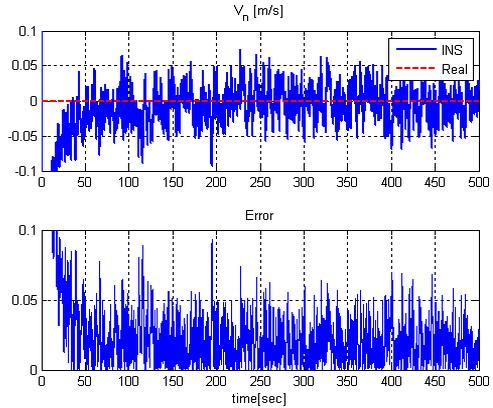


그림 18 GNSS/INS/태양센서 초기정렬 속도(북) 시뮬레이션 결과

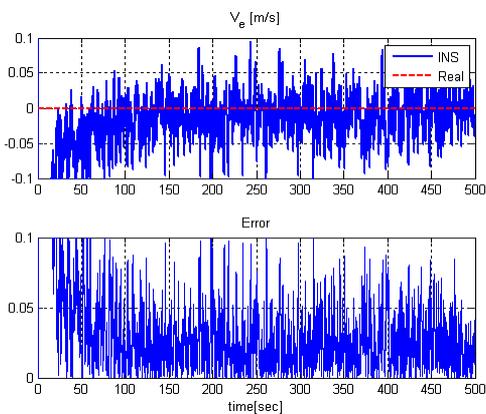


그림 19 GNSS/INS/태양센서 초기정렬 속도(동) 시뮬레이션 결과

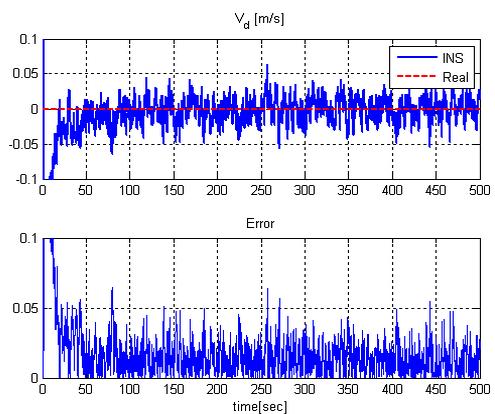


그림 20 GNSS/INS/태양센서 초기정렬 속도(아래) 시뮬레이션 결과

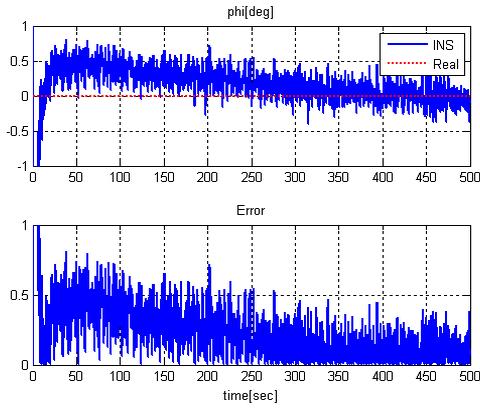


그림 21 GNSS/INS/태양센서 초기정렬 롤자세 시뮬레이션 결과

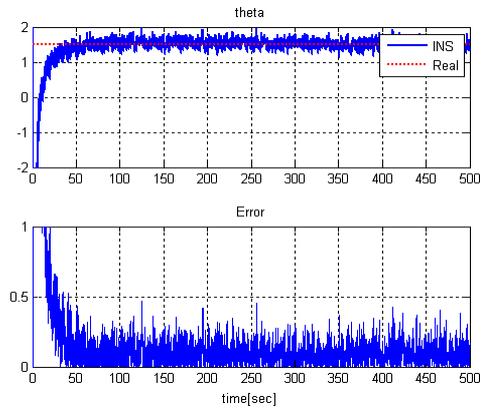


그림 22 GNSS/INS/태양센서 초기정렬 피치자세 시뮬레이션 결과

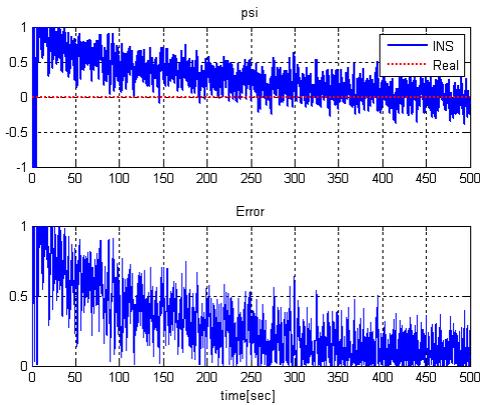


그림 23 GNSS/INS/태양센서 초기정렬 방위각 시뮬레이션 결과

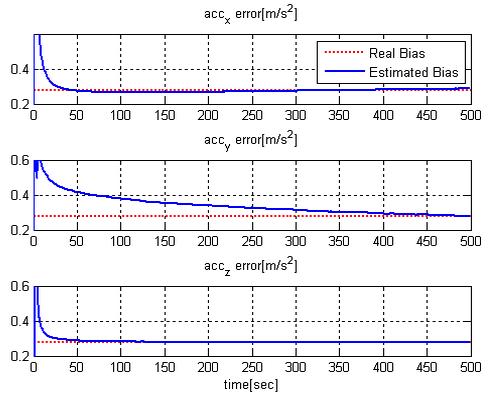


그림 24 GNSS/INS/태양센서 초기정렬 가속도 보정 시뮬레이션 결과

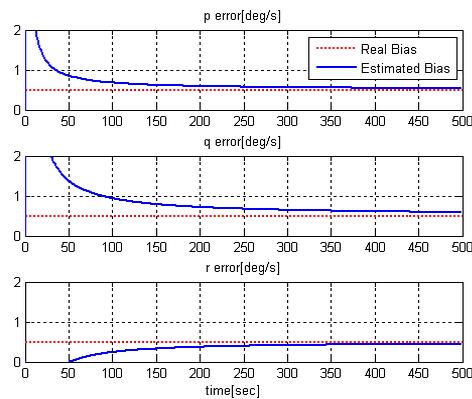


그림 25 GNSS/INS/태양센서 초기정렬 자이로 보정 시뮬레이션 결과

나. 등속 수평비행 시뮬레이션

그림 25~35는 수평 비행 상태에서의 태양시선벡터 결합의 효과를 보여준다. 잘 알려졌다시피 수평비행상태에서 GNSS/INS 시스템에서 가관측성은 제한된다. 그림 36~46에서 보는 바와 같이 태양시선벡터를 사용하는 GNSS/INS 시스템의 경우 모든 자세오차가 제한되었으며, 반면 태양시선벡터를 사용하지 않는 GNSS/INS 시스템은 큰 오차를 발생시킨다. 다른 축의 경우도 유사한 결과를 보였다.

이러한 특성은 센서 자체의 오차 추정의 결과에서도 잘 나타난다. 그림 35의 GNSS/INS 시스템의 경우 두 축의 오차 정보는 잘 추정하지만 하나의 축에 대한 오차는 추정하지 못하였다. 반면 그림 46의 GNSS/INS/태양센서 시스템의 경우 모든 축의 오차를 잘 추정하였다.

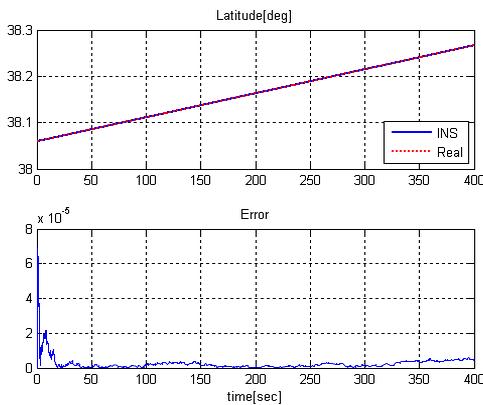


그림 26 GNSS/INS 등속비행 위도 시뮬레이션 결과

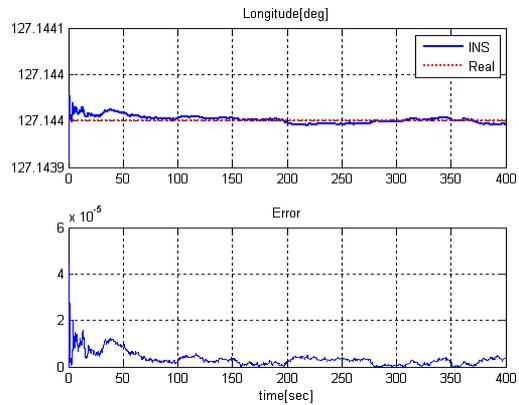


그림 27 GNSS/INS 등속비행 경도 시뮬레이션 결과

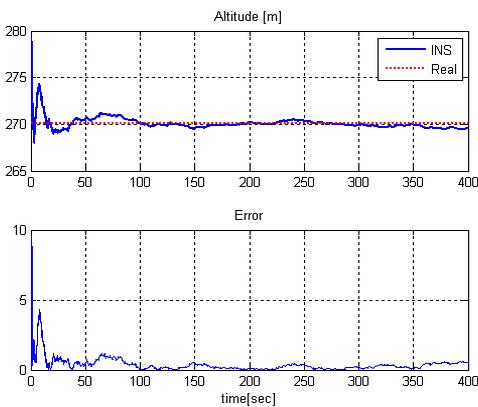


그림 28 GNSS/INS 등속비행 고도 시뮬레이션 결과

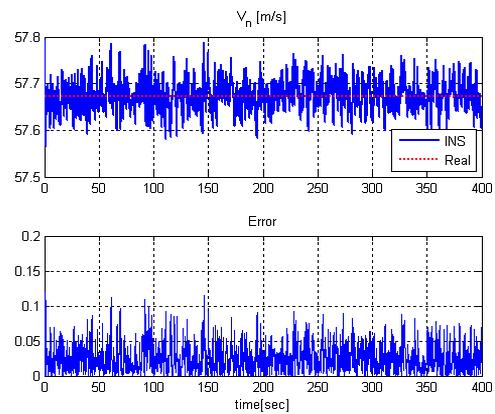


그림 29 GNSS/INS 등속비행 속도(북) 시뮬레이션 결과

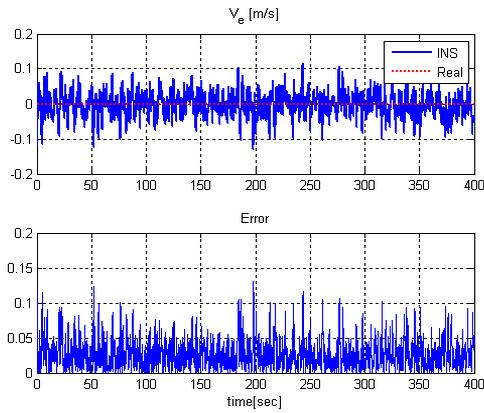


그림 30 GNSS/INS 등속비행 속도(동) 시뮬레이션 결과

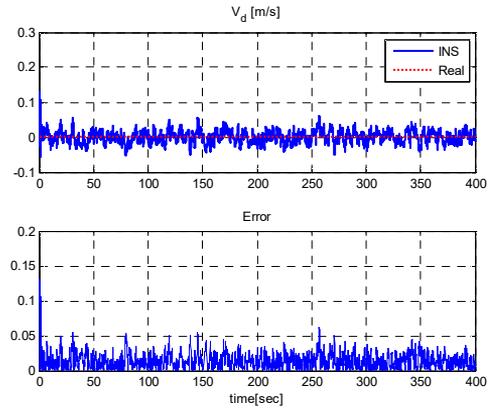


그림 31 GNSS/INS 등속비행 속도(아래) 시뮬레이션 결과

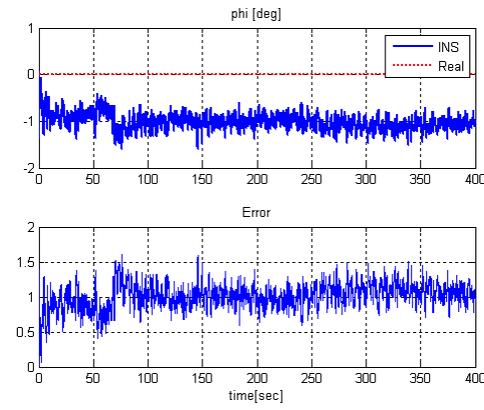


그림 32 GNSS/INS 등속비행 롤자세 시뮬레이션 결과

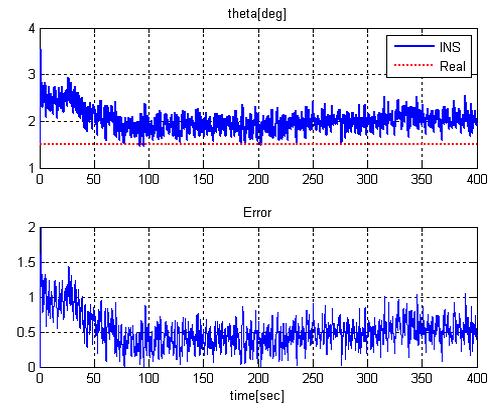


그림 33 GNSS/INS 등속비행 피치자세 시뮬레이션 결과

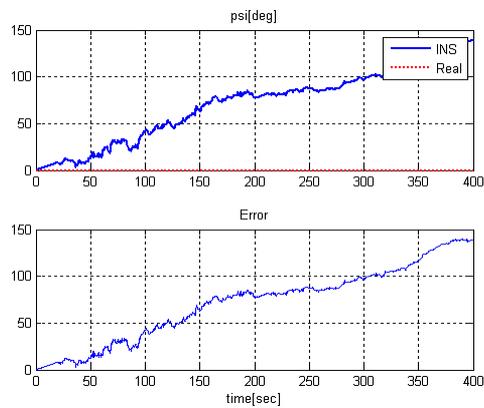


그림 34 GNSS/INS 등속비행 방위각 시뮬레이션 결과

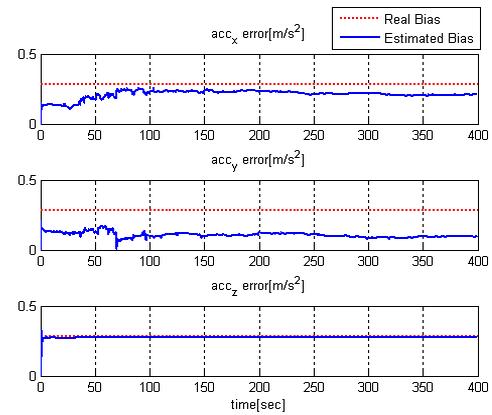


그림 35 GNSS/INS 등속비행 가속도 추정 시뮬레이션 결과

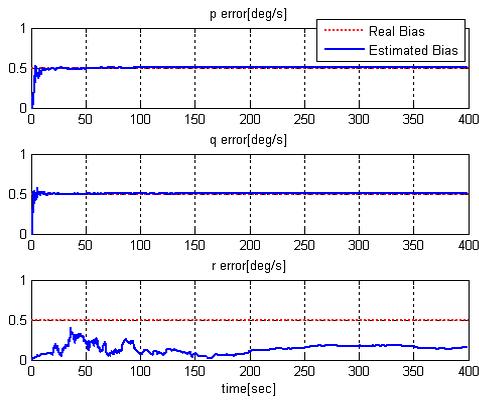


그림 36 GNSS/INS 등속비행 자이로 추정
시뮬레이션 결과

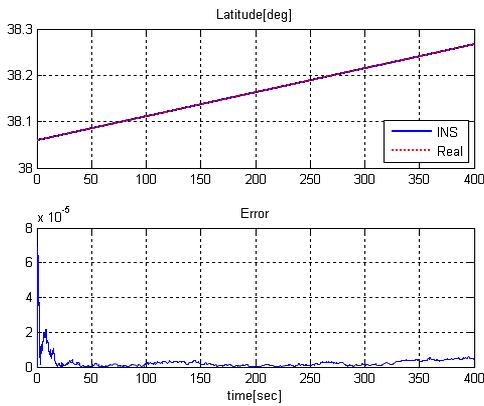


그림 37 GNSS/INS/태양센서 등속비행 위도
시뮬레이션 결과

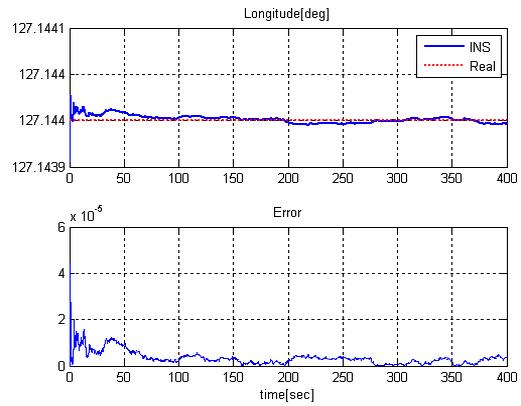


그림 38 GNSS/INS/태양센서 등속비행 경도
시뮬레이션 결과

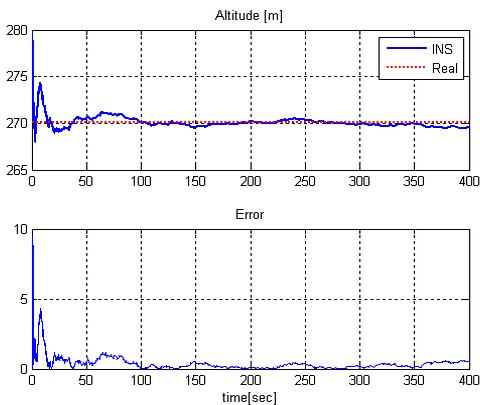


그림 39 GNSS/INS/태양센서 등속비행 고도
시뮬레이션 결과

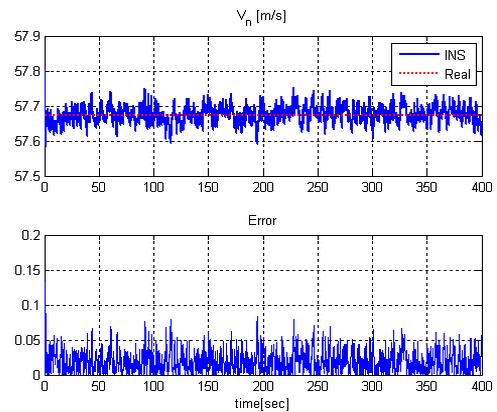


그림 40 GNSS/INS/태양센서 등속비행
속도(북) 시뮬레이션 결과

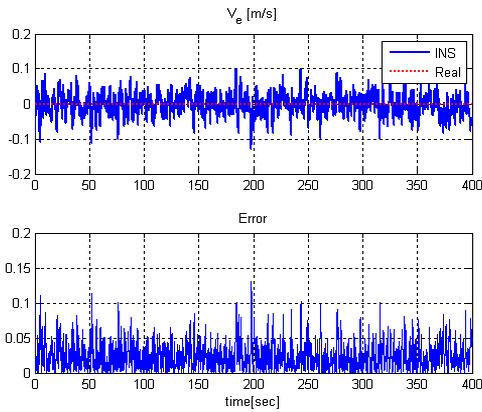


그림 41 GNSS/INS/태양센서 등속비행 속도(동) 시뮬레이션 결과

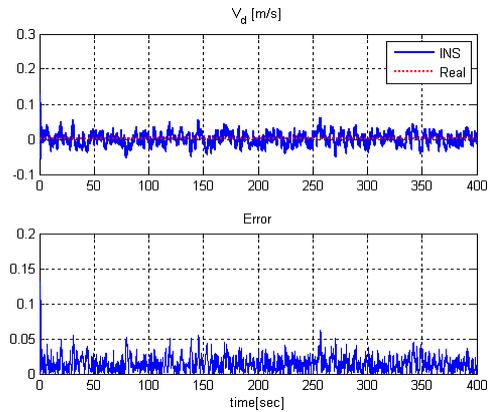


그림 42 GNSS/INS/태양센서 등속비행 속도(아래) 시뮬레이션 결과

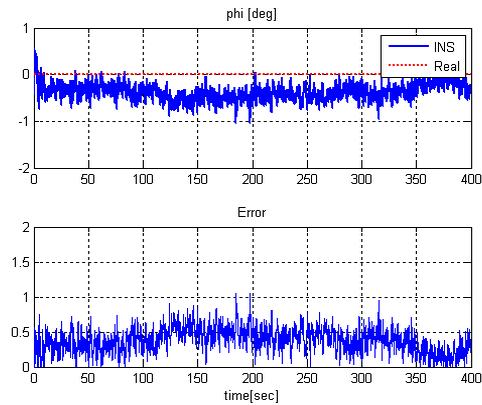


그림 43 GNSS/INS/태양센서 등속비행 롤자세 시뮬레이션 결과

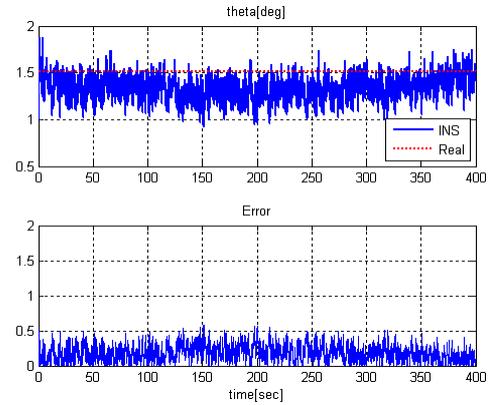


그림 44 GNSS/INS/태양센서 등속비행 피치자세 시뮬레이션 결과

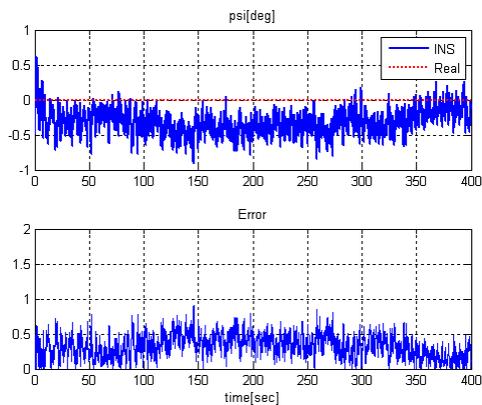


그림 45 GNSS/INS/태양센서 등속비행 방위각 시뮬레이션 결과

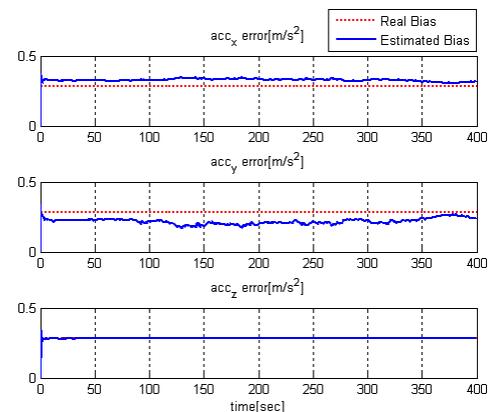


그림 46 GNSS/INS/태양센서 등속비행 가속도 추정 시뮬레이션 결과

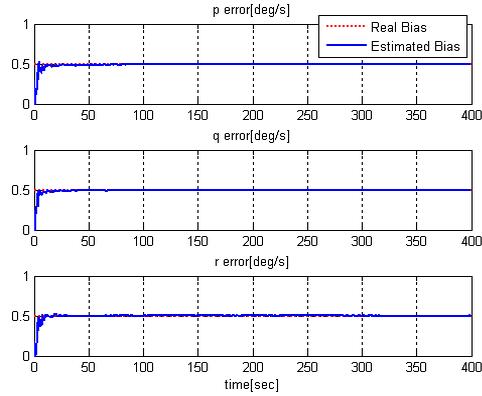
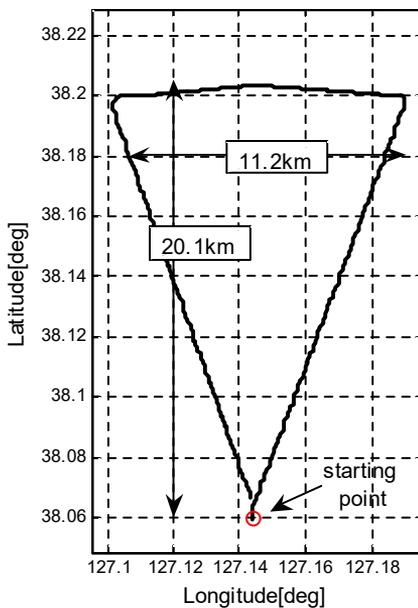


그림 47 GNSS/INS/태양센서 등속비행
자이로 추정 시뮬레이션 결과

다. 기동 비행 시뮬레이션

마지막으로 그림 47와 같이 실제와 유사한 UAV 미션에 대해서 시험하였다. GNSS/INS와 GNSS/INS/태양센서 시스템의 자세 추정 결과는 그림 48~69이다. 이 시뮬레이션 역시 태양 시선벡터의 사용의 효과를 잘 보여주고 있다.

초기 수평 비행 동안 그림 48~58의 GNSS/INS 시스템의 방위각은 발산한다. GNSS/INS의 정확도는 항공기가 뱅크 턴을 할 때 만 증대되었다. 반면 그림 59~69의 태양시선벡터를 이용하는 시스템은 오차를 작게 만들었다. 모든 비행 구간에서 오차는 제한된 상태로 유지되었다.



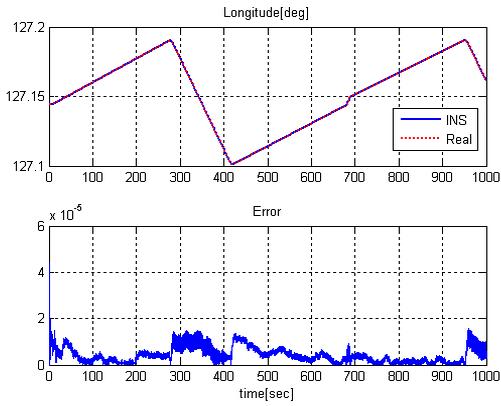


그림 50 GNSS/INS 기동비행 경도
시뮬레이션 결과

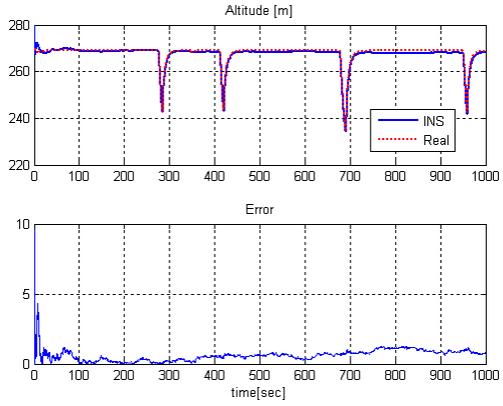


그림 51 GNSS/INS 기동비행 고도
시뮬레이션 결과

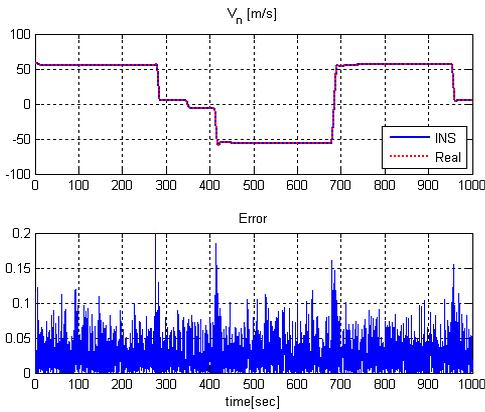


그림 52 GNSS/INS 기동비행 속도(북)
시뮬레이션 결과

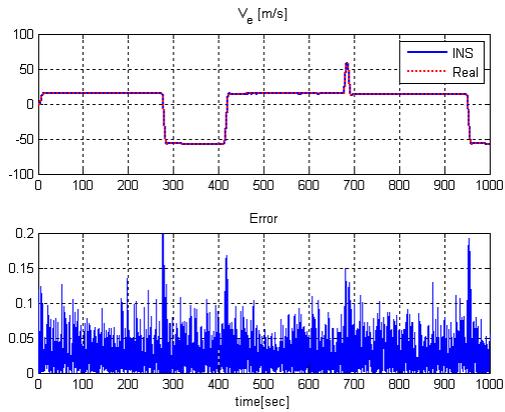


그림 53 GNSS/INS 기동비행 속도(동)
시뮬레이션 결과

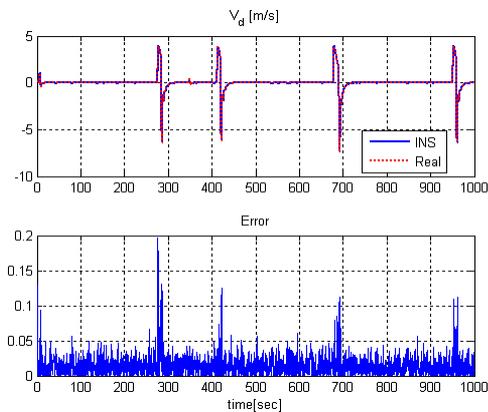


그림 54 GNSS/INS 기동비행 속도(아래)
시뮬레이션 결과

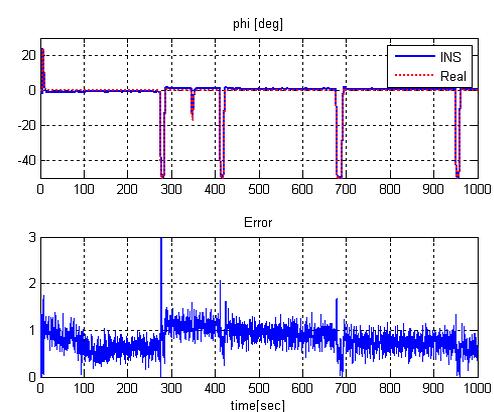


그림 55 GNSS/INS 기동비행 롤자세
시뮬레이션 결과

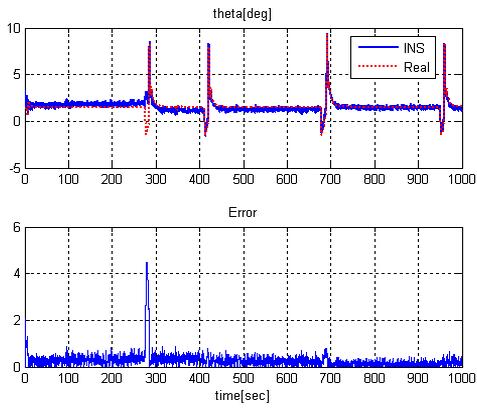


그림 56 GNSS/INS 기동비행 위도 시뮬레이션 결과

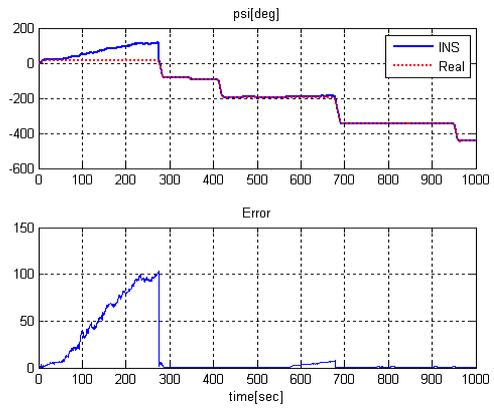


그림 57 GNSS/INS 기동비행 방위각 시뮬레이션 결과

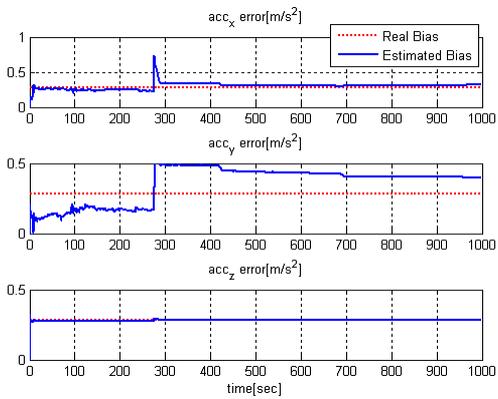


그림 58 GNSS/INS 기동비행 가속도 추정 시뮬레이션 결과

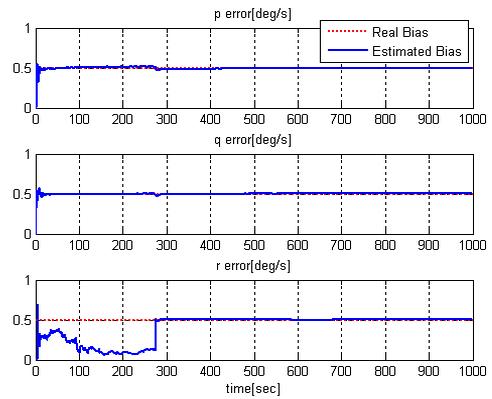


그림 59 GNSS/INS 기동비행 자이로 추정 시뮬레이션 결과

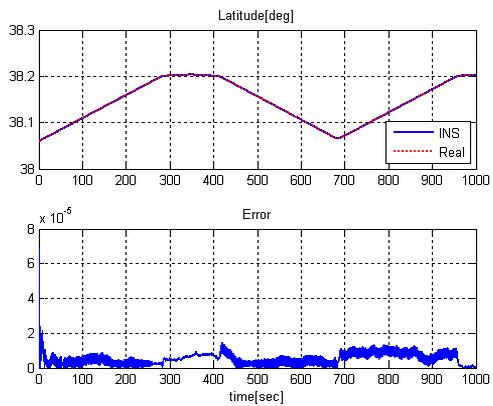


그림 60 GNSS/INS/태양센서 기동비행 위도 시뮬레이션 결과

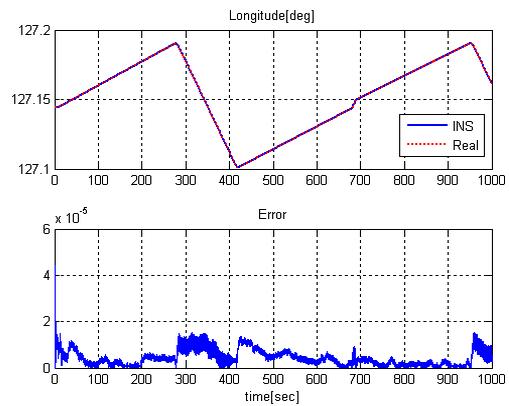


그림 61 GNSS/INS/태양센서 기동비행 경도 시뮬레이션 결과

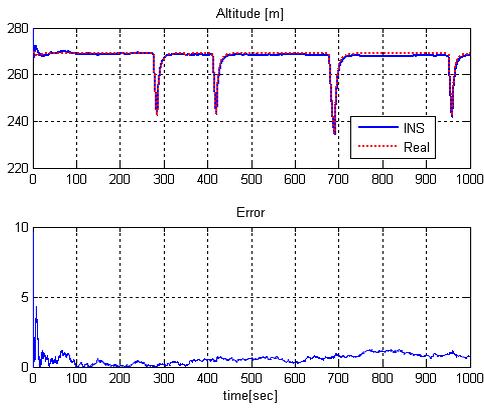


그림 62 GNSS/INS/태양센서 기동비행 고도 시뮬레이션 결과

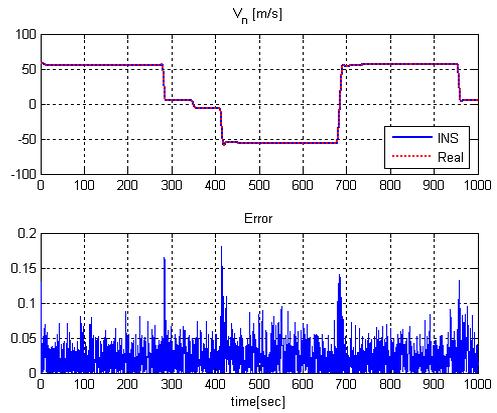


그림 63 GNSS/INS/태양센서 기동비행 속도(북) 시뮬레이션 결과

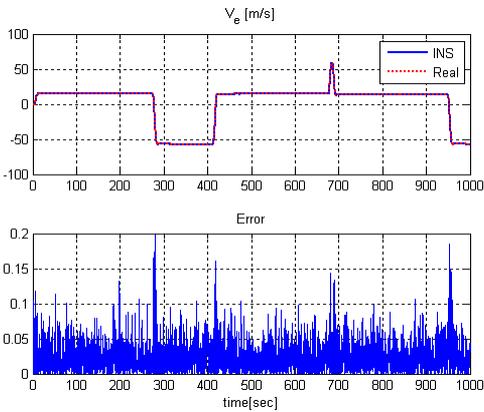


그림 64 GNSS/INS/태양센서 기동비행 속도(동) 시뮬레이션 결과

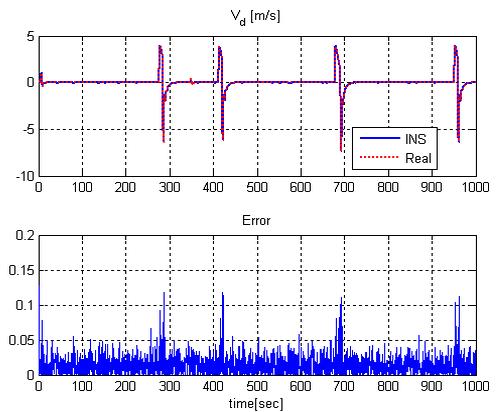


그림 65 GNSS/INS/태양센서 기동비행 속도(아래) 시뮬레이션 결과

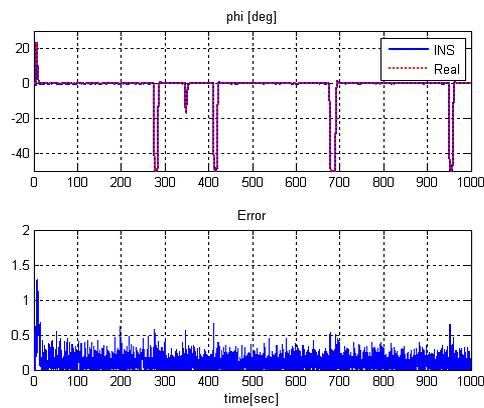


그림 66 GNSS/INS/태양센서 기동비행 롤각 시뮬레이션 결과

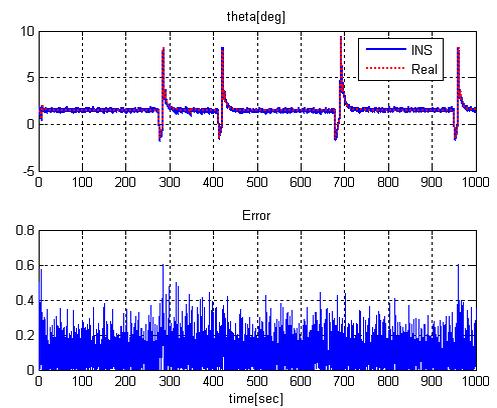


그림 67 GNSS/INS/태양센서 기동비행 피치각 시뮬레이션 결과

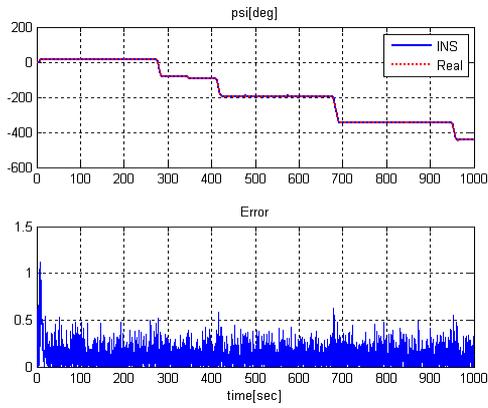


그림 68 GNSS/INS/태양센서 기동비행 방위각 시뮬레이션 결과

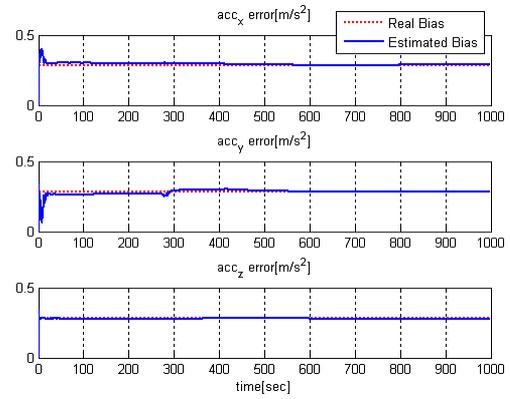


그림 69 GNSS/INS/태양센서 기동비행 가속도 추정 시뮬레이션 결과

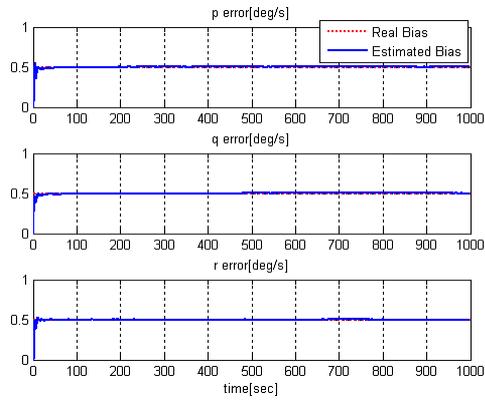


그림 70 GNSS/INS/태양센서 기동비행 자이로 추정 시뮬레이션 결과

3. 차량 시험을 통한 실증

가. 시제 시스템

GNSS와 INS, 태양센서가 결합된 이 시스템의 실증 시험을 위하여 그림 70과 같은 시제 시스템을 구성하였다. 태양 센서의 경우 노트북을 이용하여 영상 처리 및 태양의 시선백터를 계산을 담당하였다. 카메라형 태양센서는 웹캠을 사용하였다. ATR(Air Transport Rack)내의 BC(Bus Controller)는 외부의 IMU와 GPS로부터 데이터를 수집하고, 통신 방식을 바꿔주는 convertor로 정보를 전달한다. convertor는 INS 연산 컴퓨터로 모든 데이터를 전송한다.

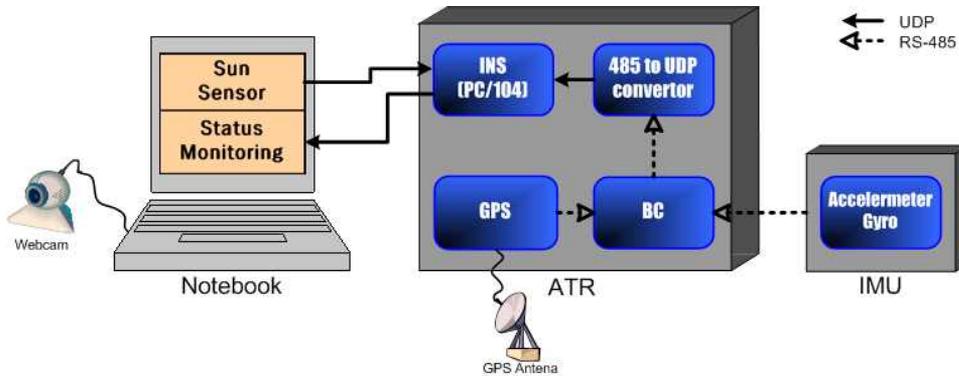


그림 71 시제 시스템 데이터 흐름도

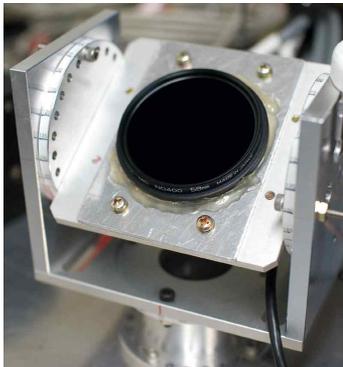


그림 72 카메라형 태양센서
시제 시스템



그림 73 연산컴퓨터

칼만 필터의 연산을 위하여 사용한 컴퓨터는 AMD LX800을 코어로 가지는 Kontron의 PC/104를 사용하였다. 칼만 필터 알고리즘을 MATLAB에서 시뮬레이션으로 검증하고, MATLAB Simulink xPC Target을 이용하여 자동 코드 생성을 하여 Stand Alone 방식으로 자동 부팅 되도록 구현 하였다.

xPC Target은 Host-Target 관계를 가지며 Host PC에서 구현되고 검증된 Simulink 모델 파일을 Real Time Workshop을 이용하여 Target에 적합한 코드를 생성하고, 실제 하드웨어에 입출력 드라이버와 실시간 커널을 함께 탑재 하게 된다.

나. 초기 정렬

참조값으로 사용할 수 있는 정밀 센서가 없어, 초기 정렬 자세는 수평계와 나침반으로 측정한 값과 비교하였다.

GNSS/INS 시스템은 정적 상태에서 시스템이 자세에 대한 가관측성이 부족하기 때문에 스스로 초기정렬이 하지 못하고 자세가 발산해 버린다. 그러나 태양시선벡터 시스템은 중력과 시선벡터를 가진다. 이러한 두 벡터는 어떠한 경우에 있어서도 동일 선상에 있을 수 없으므로 정적 상태에서도 시스템은 자세를 유일하게 예측할 수 있게 된다.

초기 정렬 결과 시뮬레이션과 마찬가지로 그림 73~77에서와 같이 안정적으로 자세 및 IMU 센서가 수렴하였다. 그 결과 GNSS/INS/태양센서를 사용할 경우 GNSS/INS 시스템에 필요한 초기정렬시의 부차적 노력이 필요하지 않으며, 짧은 초기 정렬시간으로 센서 수렴이 가능하며, 자세에 대한 관측성이 더 좋아 진다는 것을 확인 할 수 있다.

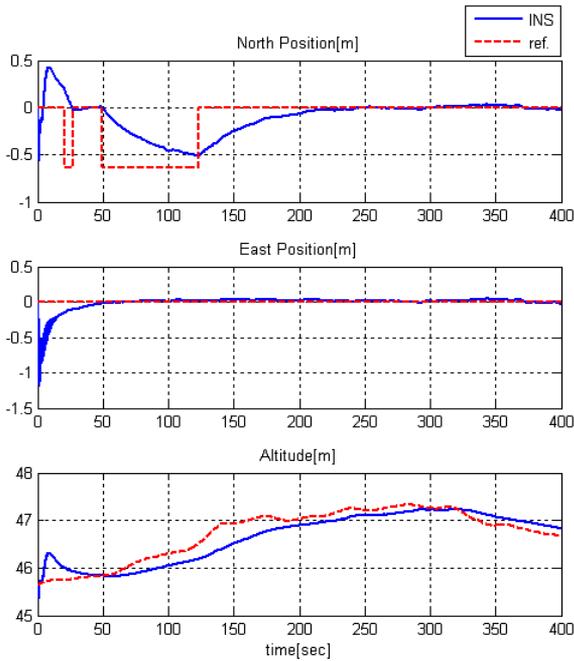


그림 74 GNSS/INS/태양센서 정지상태 위치 추정 실증시험결과

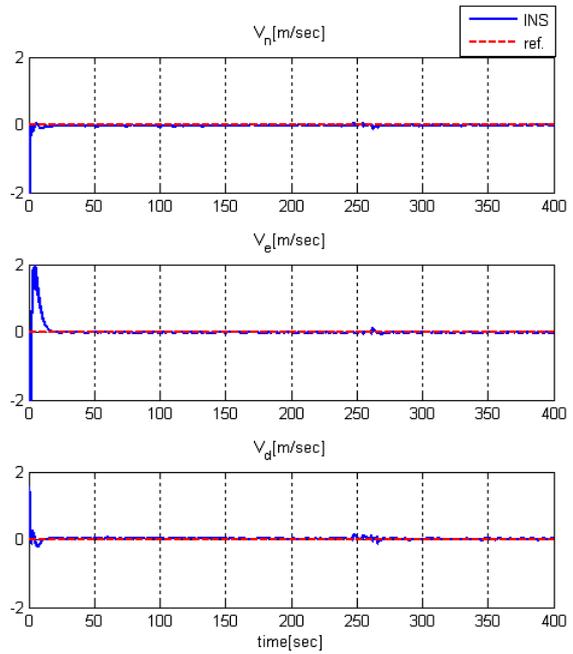


그림 75 GNSS/INS/태양센서 정지상태 속도 추정 실증시험결과

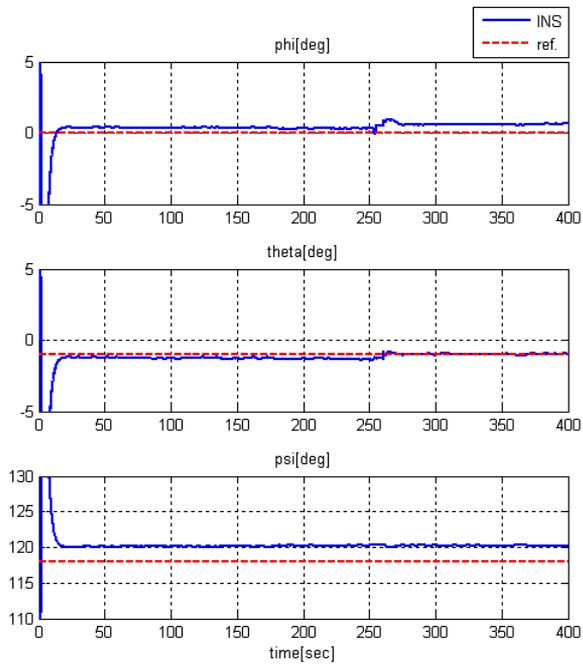


그림 76 GNSS/INS/태양센서 정지상태 자세 추정 실증시험결과

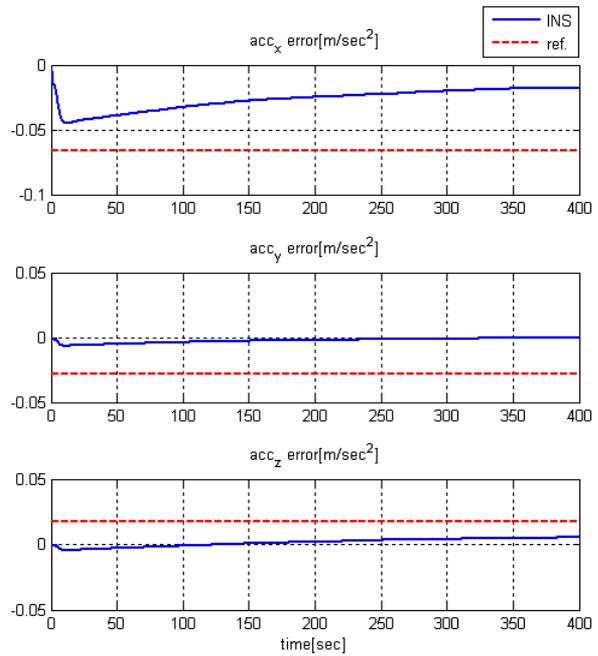


그림 77 GNSS/INS/태양센서 정지상태 가속도 오차 추정 실증시험결과

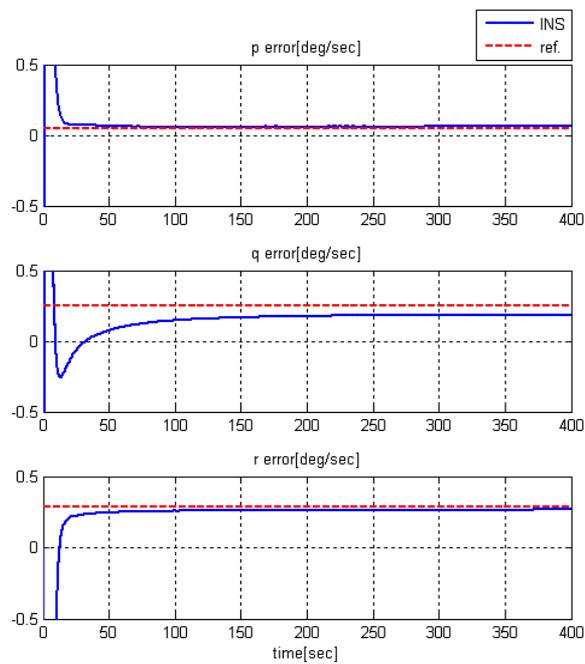


그림 78 GNSS/INS/태양센서 정지상태 자이로 오차 추정 실증시험결과

다. 차량 이동 시험

초기 정렬에 이어 차량 시험을 수행하였다. 상기와 동일하게 참조값으로 사용할 수 있는 정밀 센서가 없어 GNSS의 데이터와의 비교를 통해 IMU의 데이터의 수렴 여부를 판단하였다.

현재 시스템은 GNSS 시스템의 데이터 획득의 시간 지연으로 인하여 GNSS/INS의 구성만으로는 자세의 추정이 잘 되지 않는 시스템이다. 그러나 그림 78~82에서 보는 바와 같이 우리는 태양시선벡터를 이용한 보정 시스템이 동적 상태뿐만 아니라 정적 상태 특성 또한 개선한다는 결론을 내릴 수 있다.

그림 83은 태양센서가 태양을 포착한 시점이다. 카메라의 화각 문제로 운동 시에 태양센서의 경우 항상 업데이트 되지 않는다. 그러나 초반에 초기 정렬이 잘되었고, 센서의 바이어스도 잘 추정되므로 중간 중간에 태양을 측정하지 못하는 순간이 있더라도 오차가 크게 발산하지 않는다. 그러므로 실제 비행 상에서도 항상 측정된 것이 필요한 것이 아니라 가끔 측정되어도 안정적으로 작동할 수 있다.

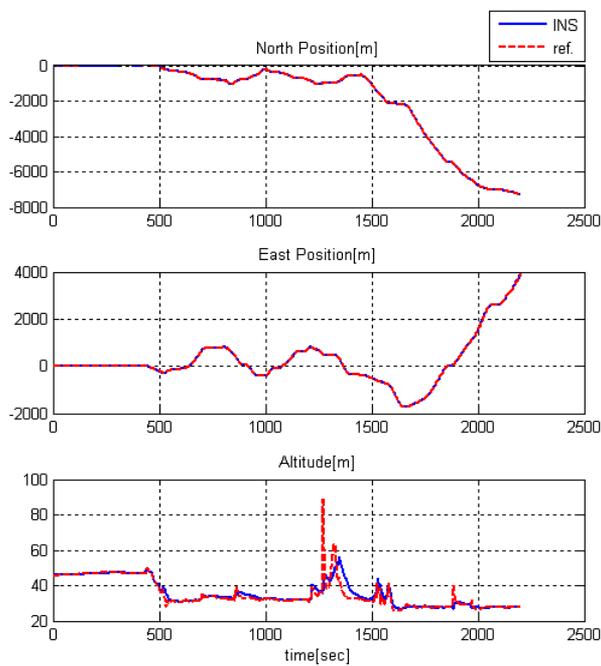


그림 79 GNSS/INS/태양센서 차량시험 위치 추정 실증시험결과

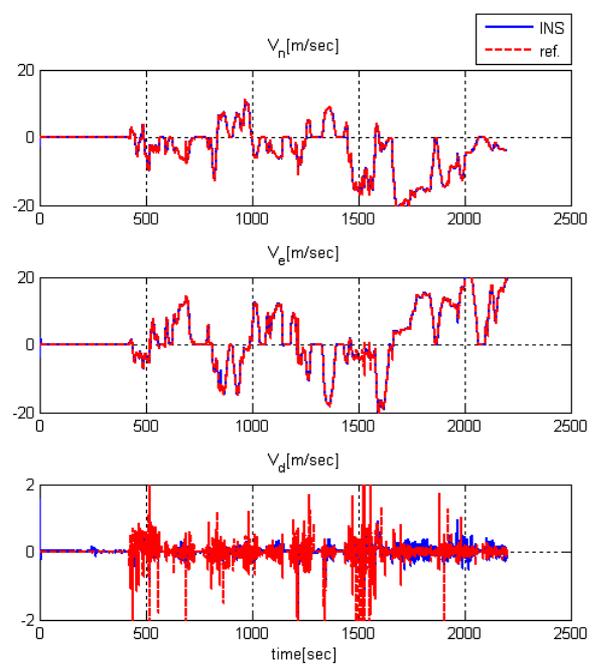


그림 80 GNSS/INS/태양센서 차량시험 속도 추정 실증시험결과

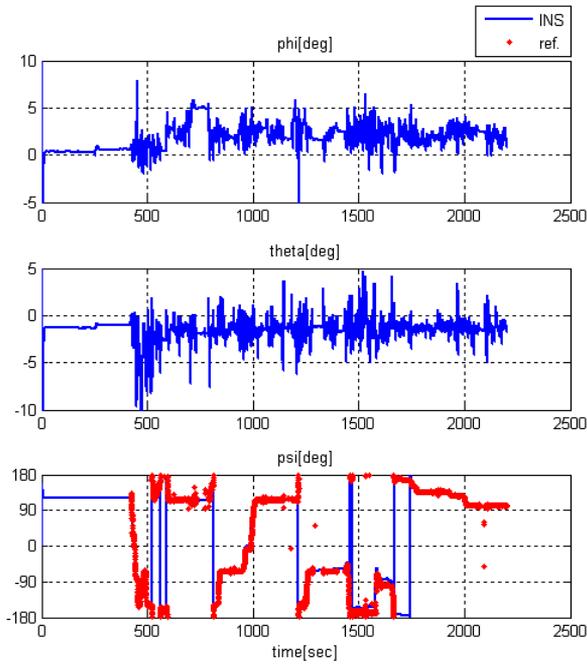


그림 81 GNSS/INS/태양센서 차량시험 자세 추정 실증시험결과

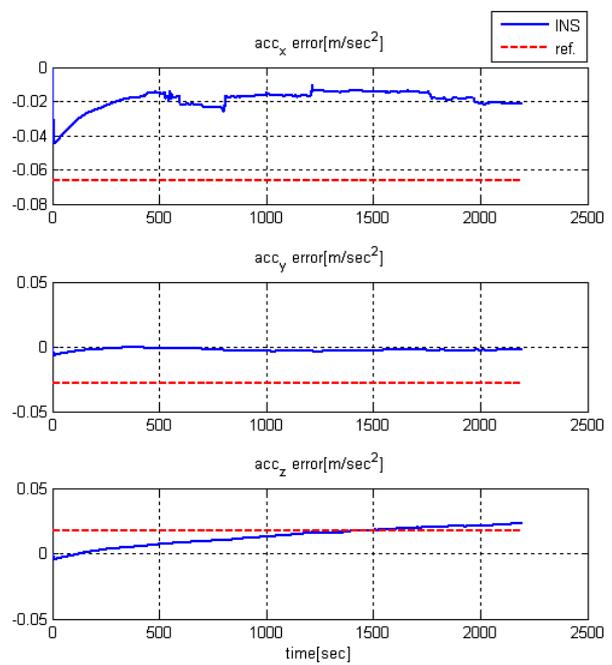


그림 82 GNSS/INS/태양센서 차량시험 가속도 바이어스 추정 실증시험결과

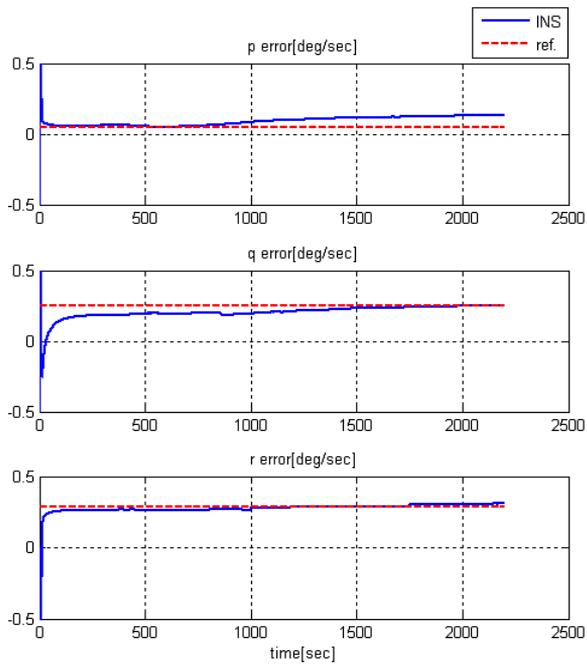


그림 83 GNSS/INS/태양센서 차량시험 자이로 바이어스 추정 실증시험결과

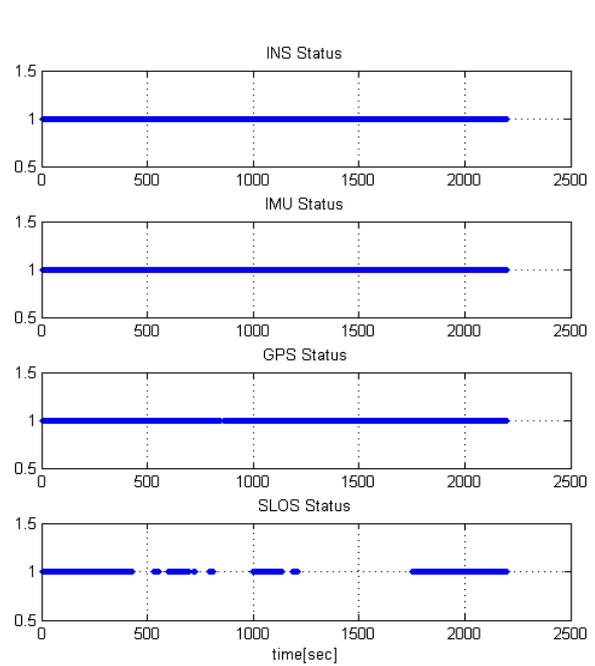


그림 84 GNSS/INS/태양센서 차량시험 센서 업데이트 여부(1:갱신됨)

III. 결 론

본 논문에서는 저가의 IMU와 GNSS, 태양시선벡터의 보조센서를 가지는 관성항법시스템 시스템을 제안한다. 태양센서는 안정적인 동작이 가능한 보조 센서이지만, 지상에서 사용하기에는 기상조건이나 장애물에 의해 구현되지 못하였다. 이를 보완하기 위하여 본 논문에서는 태양센서를 카메라형으로 개발하였다. 카메라형으로 개발된 태양센서는 시각영상을 처리하여 태양을 인식하므로 잘못된 영상에 대한 대처가 가능하다.

항법 좌표계에서 태양 시선벡터를 계산식을 정립하여 현 위치, 시각에서의 태양의 방위각과 고도각을 계산하여 태양시선벡터를 산출하였으며, 카메라를 이용한 태양시선벡터 측정 하였다. 또한 GNSS, 태양센서와 INS와의 칼만 필터를 이용한 통합을 통해 태양 시선벡터를 이용한 알고리즘 개발하였다. 개발된 알고리즘은 비실시간 엔지니어링 시뮬레이션에 의해 검증되었다. 또한 시제 시스템을 구성하여 실시간 차량 시험을 통해 본 연구를 검증 하였다.

비선형 시뮬레이션에서 GNSS/INS 시스템에서 제한된 가관측성으로 정지 상태, 수평비행 상태에서 자세에 대한 추정이 잘 이루어지지 못하는 데 반해 태양센서가 추가된 시스템에서는 모든 비행에 대해서 성공적으로 비행체의 자세를 예측하였다. 실증 시험에서도 태양센서가 추가된 시스템에서는 자세가 안정적으로 발산하지 않고 수렴되었다. 시제 시스템의 GNSS 데이터 획득 시간 지연현상을 개선하면 자세 오차 뿐 만아니라 센서 오차 대해서도 더 좋은 추정 성능을 보일 것으로 예상된다.

또한 GNSS/INS/태양센서 시스템은 초반에 초기 정렬이 잘되어, 센서의 바이어스가 잘 추정되면 중간 중간에 태양을 측정하지 못하는 순간이 있더라도 오차가 크게 발산하지 않게 되며 가끔 측정되어도 안정적으로 작동할 수 있다.

이러한 여러 검증 과정을 통해 본 논문에서는 GNSS/INS/태양센서 시스템의 유용성을 입증하였다.

IV. 참고 문헌

- [1] Wang Jin-ling, Lee H K, Rizos C, “GPS/INS Integration: A Performance Sensitivity Analysis”, Wuhan University Journal of Nature Sciences, 8(2B), 508-516
- [2] D.H. Titterton, J.L. Weston, “Strapdown inertial navigation technology”, Peter Peregrinus Ltd., 1997
- [3] Inseok RHEE, Jamoun F. Abdel-Hafez, Jason L. Speyer, “Observability of an Integrated GPS/INS During Maneuvers”, IEEE Trans. On Aerospace and Electronic Systems, Vol. 40, No. 2, April 2004
- [4] 한국항공우주연구원, “관성항법 및 위성항법시스템 기술연구 개발” 보고서, 2000
- [5] J, Meeus, “Astronomical Algorithms”, Willmann-Bell, Inc, Virginia, ch. 24, 1991
- [6] “IES Calculation Procedures Committee Recommended practice for the calculation of daylight availability”, Journal of the Illuminating Engineering Society of North America, 1984
- [7] 강동중, “Visual C++을 이용한 디지털 영상처리”, 사이텍미디어, 2003
- [8] Robert Grover Brown, Patrick Y.C. Hwang, “Introduction to Random Signals and applied Kalman Filtering”, JOHN WILEY & SONS, 1985
- [9] Eun-Hwan Shin, “Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Applications”, UCGE Reports, 2001
- [10] 박찬국, 조성윤, 진용, "칼만필터를 사용하는 INS/GPS 결합 시스템에서 측정치 지연에 의한 오차 분석 및 보상", 제어 자동화 시스템 공학 논문지, 6권, 11호, pp.1038~1044, 2000
- [11] Peter S. Maybeck, “Stochastic Models Estimation and Control”, New York : Academic Press, 1979
- [12] 김진원, “GPS 반송파 위상과 INS를 상호 보완적으로 이용한 자세 추정”, 공학박사학위논문, 1998
- [13] 박영범, “INS/GPS/속도계 결합 항법 시스템의 구성 및 성능 분석”, 공학석사학위논문, 2001
- [14] John H.Blakelock, “Automatic Control of aircraft and Missiles" Wiley Interscience, 1991
- [15] Brian L. Stevens, Frank L. Lewis, “Aircraft Control and Simulation”, JOHN WILEY & SONS, 2003