

소형무인항공기를 위한 GPS/INS 통합항법 시스템구현 및 유도제어 알고리즘에 관한 연구

A Study of GPS/INS Integrated Navigation, Guidance Control Algorithm for UAV

최승기*, 정찬섭, 송용규(한국항공대학교)

1. 서론

무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle: UAV)는 비교적 긴 역사를 갖고 있으면서 최근에 들어 활발히 연구가 수행되고 있다. 1995년부터 GPS 시스템이 가동됨에 따라 일반인도 저가의 항법 시스템을 구축할 수 있는 여건이 조성되었으며 그로인해 무인항공기의 발달은 가속화 되었다. 코소보 내전이나, 이라크전에서 무인항공기의 성능이 입증됨에 따라 다양한 형태의 무인항공기가 개발되고 있으며 민수용의 활용방안도 적극 검토되고 있는 실정이다. 이러한 배경속에 무인항공기의 기술은 진보되고 있으며 우리나라도 이러한 추세에 발맞추어 다양한 형태의 무인항공기를 개발중에 있고 소기의 성과를 거두고 있다. 본 논문에서는 소형무인항공기의 자동비행제어시스템의 기반위에 GPS/INS 통합항법시스템을 설계하고 이를 이용하여 공간에 주어진 경로점을 통과하는 유도알고리즘들의 성능을 비교 연구하였다. 시뮬레이션은 FDC Toolbox를 기본으로 하여 항법유도알고리즘을 구현하고 그 결과를 비교하였다.

2. 무인항공기 모델링

무인 항공기의 수학적 모델링은 6자유도 방정식(6DOF)이라 불리는 6개의 미분 방정식으로 표현될 수 있다. [1,2,3]

$$\begin{aligned} \sum F &= mV + m(\omega \times V) \\ \sum M &= I\dot{\omega} + \omega \times I\omega \end{aligned} \quad (1)$$

무인 항공기를 강체라고 가정하면 3개의 힘에 관한 방정식과 3개의 모멘트에 관한 방정식으로

표현될 수 있으며 공력, 추력, 중력, 풍력 등에 의해 가해지는 힘과 모멘트로 구성되어 진다. 이러한 동체좌표계에 대한 힘과 모멘트들은 수학적 모델링을 통해 무인 항공기의 운동을 나타낼 수 있으며 비선형 방정식으로 표현되어 진다. 공력에 의한 힘과 모멘트는 무인항공기의 특성을 나타낼 수 있는 공력 파라미터의 관계들로 표현되어지며 여러 비행모드에 대한 파라미터들로 구성되어 진다. 추력에 의한 힘과 모멘트는 엔진 압력의 관계와 공기 흡입량의 향으로 이루어지며 공력에 의한 힘과 모멘트의 구성과 비슷한 방법으로 표현되어 진다. 중력에 의한 힘은 무인항공기의 피치각과 롤각으로 표현된 항과 지구 중심에 대한 중력 모델의 조합으로 이루어진다. 바람에 의한 힘은 정상적이지 않는 대기의 성분으로 방정식이 이루어져 있다.

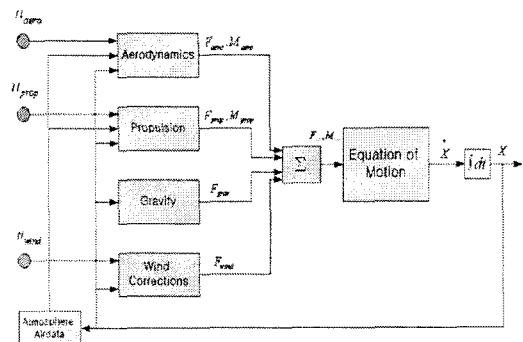


그림 1. 무인항공기 모델링 다이어그램

6자유도 방정식을 통해 속도, 받음각, 옆미끄러짐각, 피치 각속도, 롤 각속도, 요 각속도, 피치 각, 롤각, 요각, 지구고정 좌표계에 대한 x축 거

리, y축 거리, 고도의 미분방정식이 얻어진다. 12개의 비행상태 관계식들은 조종면, 엔진 공기 흡입량 및 분사량, 무인항공기에 대한 상대적 바람 성분이 기본 입력값이 되어 무인항공기의 여러 상태를 나타내어 주는 출력 성분이 된다. 이러한 12개의 비선형 방정식들은 시뮬레이션의 경우 수치해석 방법 중에 하나인 Runge-Kutta 4,5차 방법을 통해 수치적분을 수행한다. [4]

3. GPS/INS 통합 항법시스템

관성항법장치(INS)는 3축의 자이로와 3축의 가속도계로 이루어져 있으며 동체 좌표에 대한 가속도 값을 적분하여 속도성분을 얻어내고 두 번의 적분을 통하여 거리를 계산해 낸다.[5,6] 또한 각속도를 쥘 수 있는 자이로는 한번의 적분을 통하여 자세를 계산한다. 이러한 수학적 계산으로 인하여 초기에는 뛰어난 성능을 자랑하지만 시간이 지나면 오차가 발생한다는 단점을 가지고 있다.[7] 본 논문에서는 스트랩다운(Strapdown)방식의 관성항법 시스템을 사용하여 위치, 속도, 자세를 계산한다.[8,9] 계산 알고리즘은 자이로에서 측정되는 동체의 각속도를 이용하여 동체 좌표계(Body Frame)와 항법 좌표계(Navigation Frame)사이의 좌표 변환 행렬을 구하는 것이다. 스트랩다운 관성항법 시스템에서 사용 가능한 자세 계산 알고리즘은 오일러 각 방법, 방향 코사인 행렬 방법, 쿼터니언을 이용한 방법등이 있으며 본 논문에서는 수치적으로 안정하며 계산방법이 간단한 쿼터니언을 이용한 자세계산 알고리즘을 사용하였으며 회전벡터를 이용한 쿼터니언 갱신 방법을 사용하였다. 또한 쿼터니언의 크기가 항상 1이라는 조건을 만족해야 하므로 주기적으로 정규화(Normalization)를 수행하였다. 속도 및 위치계산 알고리즘은 가속도계를 통해 측정된 3축의 가속도를 항법 좌표계로 변환시켜 준 다음 항법 방정식을 계산하였다. 스트랩다운 관성항법 시스템(SDINS)에서 초기 정렬 오차는 항법을 수행하는 동안 항법 시스템의 주요 오차로 적용되므로 초기 정렬 과정에서 정확한 자세를 찾는 것이 매우 중요하다.[5,6,7] 일반적으로 초기 정렬 과정은 개루프 방식의 개략정렬, 페루프 방식의 정밀정렬이 있는데 본 논문에서는 개략정렬 알고리즘을 구현하였다.

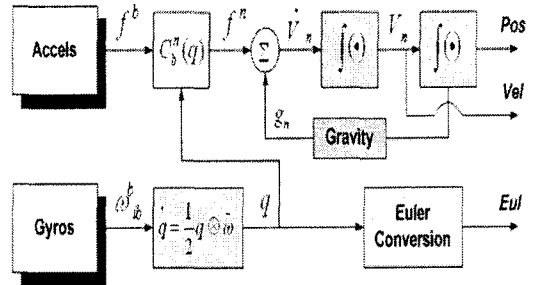


그림 2. 스트랩다운 관성항법장치 계산알고리즘

위성항법시스템인 GPS는 날씨나 시간, 지역에 관계없이 전세계 어디서나 뛰어난 항법 성능을 제공해 주고 있으므로 위성 전파 항법의 세계 표준으로 추진되고 있다. 그러나 위성이 관측되지 않는 경우에는 항법 결과를 제공해줄 수 없으며 갱신 속도가 1Hz밖에 되지 않는 점과 고의 왜곡신호(Jamming Signal)의 단점을 갖고 있다. [10,11]

GPS의 장점과 INS의 장점을 살린 GPS/INS 통합항법 시스템이 활발히 연구중에 있으며 많은 부분 수행되고 있다. GPS와 INS의 결합방법에는 강결합(Tightly Couple)방식과 약결합(Loosely Couple)방식이 있으며[12,13] 본 논문에서는 계산 속도가 느려도 발산되지 않으며 계산량이 많지 않고 저가형에 적합한 약결합 방식을 사용하였다.

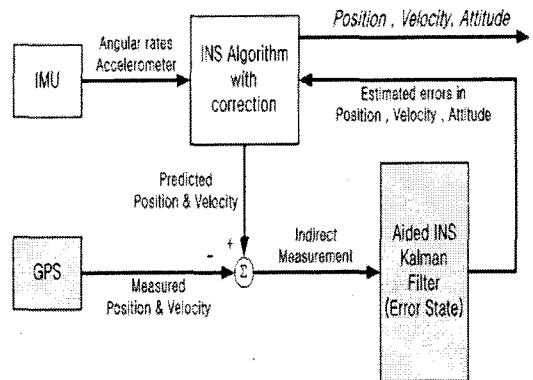


그림 3. 약결합 방식의 GPS/INS 통합시스템

GPS/INS를 결합시키기 위해서는 우선 스트랩다운 관성항법 시스템의 오차 모델을 유도하여야 한다. 스트랩다운 관성항법 시스템의 위치, 속도, 자세 방정식은 비선형 미분 방정식이며 선형화 과정이 수행되어야 하고 오차모델을 위해서 섭동방법(Perturbation Method)을 사용하여야 한다. 섭동방법을 통하여 미소 위치, 속도, 자세 관계식이 유도된다. 또한 자이로나 가속도계의 바이어스나 드리프트(Drift)성분에 대하여도 섭동방법을 거쳐 오차모델을 유도할 수 있다. 오차 모델이 유도되면 15차 칼만필터(Kalman Filter)를 사용하여 위성항법 시스템과 관성항법 시스템을 통합할 수 있다.

칼만필터는 선형화 필터의 일종으로서 필터 설계가 용이하며 이산계 시스템(Discrete System)에 적합한 필터이다[14]. 칼만필터가 최적의 해를 제공할 수 있지만 오차 공분산의 정확도를 유지하기 위해 긴단어 길이의 연산이 필요하며 실제 시스템의 구현에 있어서는 단어 길이의 제한 때문에 오차 공분산 행렬의 고유치가 음수가 되어 오차 공분산 행렬이 양한정(Positive Definite)이라는 칼만필터 가정에 위배되는 경우가 발생한다. 이러한 문제를 해결하기 위해 여러 가지 제공된 필터들이 개발되었는데[15] 본 논문에서는 제공된 필터의 한 종류인 UD 오차 공분산 분해필터 알고리즘을 사용하였다. UD 오차 공분산 분해필터 알고리즘은 수치적 안정성을 보장한다. UD 공분산 분해필터 알고리즘으로 오차 공분산 대신 이를 상위 삼각행렬과 대각행렬로 분해하여 각각에 대해 측정치 갱신(Measurement Update)과 시간전파(Time Propagation)를 수행하였다.

4. 유도알고리즘

무인항공기가 주어진 임무에 대해 수행하기 위해서는 기본적으로 자동조종이 가능해야 하지만 일정한 지점을 찾아갈 수 있는 유도알고리즘 역시 중요한 부분 중에 하나이다. 무인항공기의 경우 외부의 도움없이 자체 항법으로 유도알고리즘이 수행되며 본 논문에서는 GPS/INS 통합 항법 시스템을 통한 항법해를 바탕으로 3가지 유도 알고리즘을 살펴보았다. 유도제어는 현재의 무인항공기가 표적지점(Way Point)을 향해 움직일 때 요구명령(Command)값들이 생성되어야

하며 이러한 값들을 바탕으로 자동비행제어가 이루어진다. 지정된 표적지점을 비행하기 위해서는 일반적으로 가속도 명령값이나 속도 명령값 등은 유도 알고리즘을 통해 생성되어야 하지만 [16] 소형무인항공기의 경우 이러한 명령값을 생성하기 위해서는 추력제어가 가능해야 한다. 실현을 목적으로 하는 본 논문에서는 추력제어가 무인항공기의 추락 위험성과 추력제어가 가능하다는 조건하에서도 큰 차이의 추력이 발생되지 않음으로 가속도 명령값이나 속도 명령값을 위한 유도알고리즘은 고려하지 않았다. 무인항공기 조종면을 이용하여 자세를 변화시키는 방법을 고려하였으며 피치 명령값, 롤 명령값, 요 명령값을 생성하기 위한 알고리즘을 연구하였고 4개의 표적지점을 배치하여 유도알고리즘의 성능을 확인해보고자 했다.

시선유도(Line of Sight Guidance)는 두 개의 표적지점간의 방향각과 현재 무인항공기와 진행 방향 표적지점의 방향각 차이를 최소화 시키는 유도방법이다. GPS/INS 통합 항법 시스템을 통하여 무인항공기의 현재 위도와 경도가 계산되면 표적 지점간의 시선각과 무인항공기의 시선각의 차이를 계산하고 제어이득을 곱하여 요 명령값과 롤 명령값이 생성된다. 표적지점에 일정 오차범위에 들게 되면 롤 명령값과 피치 명령값이 새로이 갱신되며 다음 표적지점에 대하여 유도 알고리즘이 수행된다. 시선유도의 경우에는 빠른 시간 명령값이 생성되어야 하므로 정확한 항법해를 요구하고 바람의 영향에 대하여는 강인한 유도제어가 이루어질 수 있다.

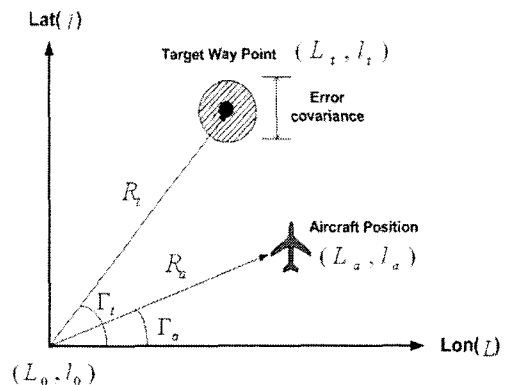


그림 4. 시선유도 알고리즘

$$\Gamma_a = \tan^{-1} \frac{(l_a - l_0) \times 0.8}{(L_a - L_0)}$$

$$\Gamma_t = \tan^{-1} \frac{(l_t - l_0) \times 0.8}{(L_t - L_0)}$$

(2)

거리유도(Distance Guidance)는 두 개의 표적지점의 기울기에 대하여 현재 무인항공기의 거리를 최소화 시키는 유도알고리즘이다. GPS/INS 통합 항법 시스템을 통하여 WGS-84 좌표계에 대한 X축 거리와 Y축 거리가 계산되며 기울기에 대한 무인항공기의 거리에 제어이득을 곱하여 요 명령값과 롤 명령값이 생성된다. 거리유도 역시 빠른 시간의 항법해를 필요로 하므로 GPS/INS 통합 항법 시스템에 적합한 유도제어가 될 수 있다.

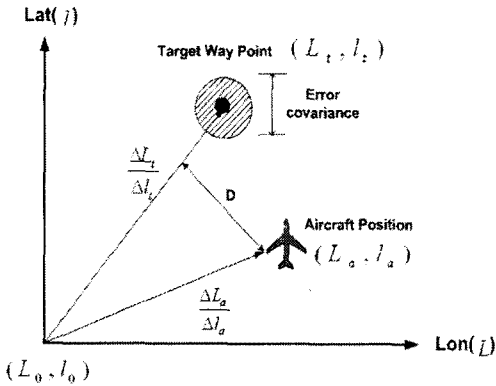


그림 5. 거리유도 알고리즘

$$\nabla_t = \frac{\Delta L_t}{\Delta l_t}, \quad \nabla_a = \frac{\Delta L_a}{\Delta l_a}$$

$$D = \frac{|\nabla_t(L_a - L_t) - (l_a - l_t)|}{\sqrt{\nabla_t^2 + 1}}$$

(3)

방위각 유도(Direct Azimuth Guidance)는 두 개의 표적지점의 방위각과 무인항공기의 방위각을 일치시키는 알고리즘이다. GPS/INS 통합 항법 시스템을 통하여 무인항공기의 방위각이 계산되며 두 표적지점의 방위각의 차에 제어이득

을 곱하여 요 명령값과 롤 명령값이 생성된다. 방위각 유도는 단순한 알고리즘으로 인해 계산량이 많지 않으며 정확한 방위각이 측정되면 빠른 응답 특성을 볼 수 있다. 하지만 바람의 영향이 강할 때는 무인항공기의 사이드 슬립(Side Slip)이 일어날 수 있으며 알고리즘 성능이 바람에 따라 변할 수 있다는 단점이 있다.

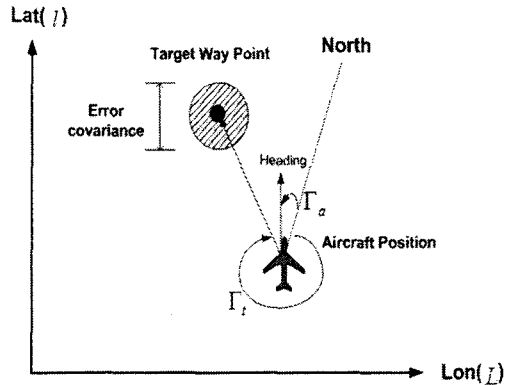


그림 6. 방위각유도 알고리즘

$$\Delta \Gamma = \Gamma_a - \Gamma_t \tag{4}$$

4. 시뮬레이션 결과

무인항공기를 위한 GPS/INS 통합 항법 시스템 구축, 유도제어 알고리즘의 성능을 확인하기 위하여 FDC Toolbox를 사용하였다[17]. 일반적인 경우에는 항공기의 정적, 동적 파라미터와 여러 비행상태에 따른 공력 파라미터를 풍동, 파라미터 기법, 비행시험 등을 통해 추출해야 하지만 이번 논문에서의 무인항공기는 RC기체 키트를 사용하므로 공력 파라미터를 추출하기가 힘들기 때문에 RC키트와 비슷한 모양을 가지면서 비슷한 비행특성을 갖는 FDC Toolbox를 대체하기로 하였다. 항공기 모델링은 FDC Toolbox에 있는 Beaver 항공기를 기본으로 하였고 자동비행알고리즘은 중운동 모드와 횡운동 모드에 대하여 비례 미분 적분 제어인 PID를 바탕으로 설계하였으며 항법과 유도제어 알고리즘은 본 논문에서 연구했던 방법으로 수행하였다. 또한 GPS/INS 통합 항법 시스템의 성능 분석을 위한 시뮬레이션은 몬테카를로 시뮬레이션을 20회 정도 수행

하였다[18]. SDINS를 통해 측정되어 지는 위치는 50m의 분산 형태로 오차가 생성되며 속도의 경우 초당 0.1m의 오차가 발생되게끔 수행하였으며 자세오차의 경우 각 1°정도의 오차가 생기게끔 시뮬레이션을 설계하였다.

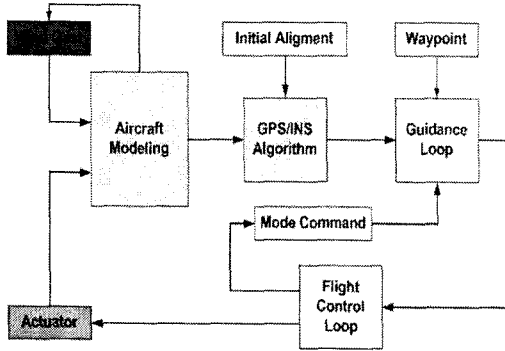


그림 7. 시뮬레이션 블록다이어그램

또한 SDINS의 구성요소중 IMU에서의 가속도계와 자이로는 랜덤 바이어스와 화이트 노이즈를 포함하였으며 자이로의 경우에는 시간당 3°정도의 랜덤 바이어스와 시간당 2°정도의 화이트 노이즈로 설정하였으며 가속도의 경우에는 랜덤 바이어스를 500마이크로G 정도로 화이트 노이즈를 200마이크로G 정도로 설정하였다. IMU의 가속도계와 자이로는 100Hz로 측정되며 위치값은 100Hz로 계산되고 속도와 자세정보는 10Hz로 측정될 수 있도록 하였다. 또한 GPS의 경우에는 수평축을 15m로 하였고 수직축을 30m로 하여 오차 범위내에서 랜덤하게 위치를 발생하도록 하였다. 실제 비행환경과 비슷한 여건을 마련해 주기 위해 표준대기 모델과 돌풍모델(Wind Shear Model)을 정의하였다. 표준대기 모델의 경우에는 ICAO에서 정의한 ISA(International Standard Atmosphere)를 사용하였고 돌풍모델의 경우에는 고도 1m에서 305m 정도에서 모델링할 수 있는 MIL-F-8785C에 근거하여 구현하였다. 시뮬레이션은 1000초동안 이루어 졌으며 맵틀 M파일로 구성하였다. FDC Toolbox를 이용하여 정확한 항법해를 도출하고 일정궤적(Trajectory)을 생성하여 GPS/INS 항법 시스템의 정확도를 판단하였다. 또한 단일 INS만을 이용한 항법 정보도 이용하여 오차의 정도를 그래프로 도시하였다.

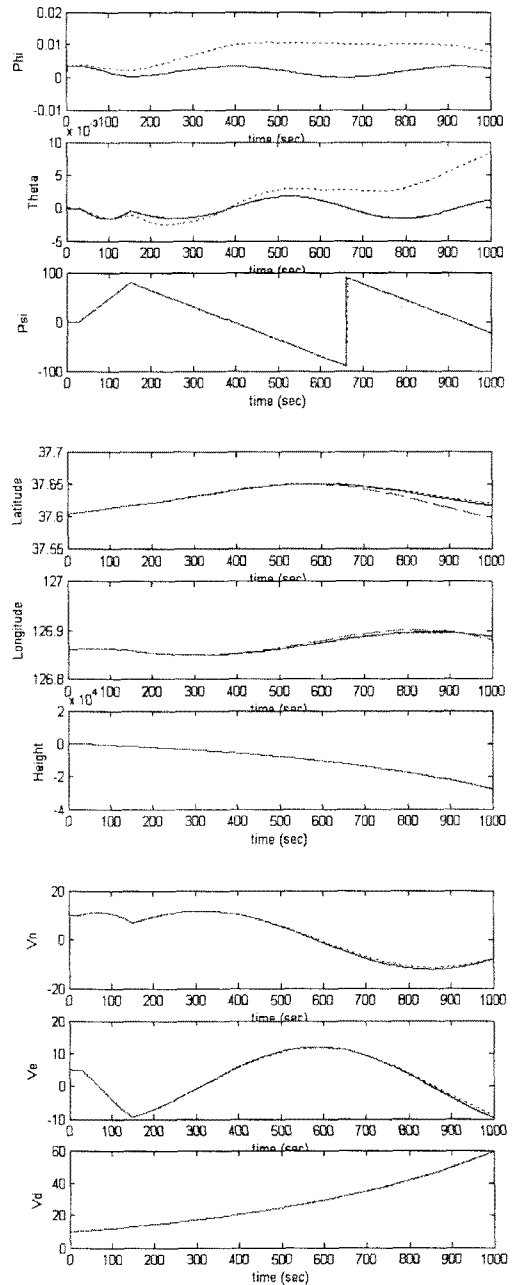


그림 8. GPS/INS 위치결과 그래프

그림 9. GPS/INS 속도결과 그래프

그림 10. GPS/INS 자세결과 그래프

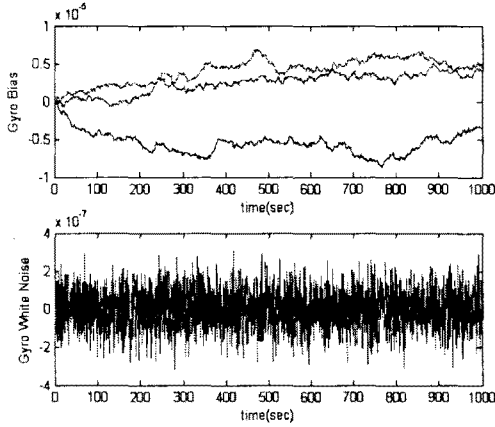


그림 11. 자이로 바이어스 및 화이트 노이즈

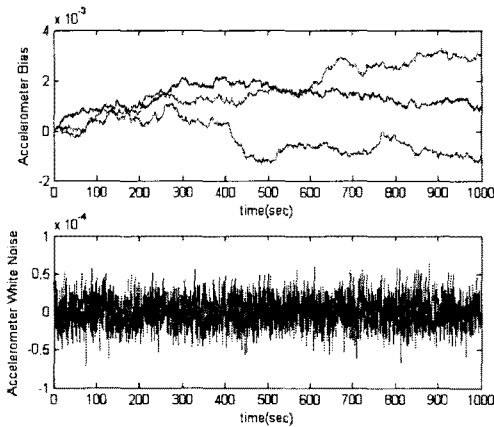


그림 12. 가속도계 바이어스 및 화이트 노이즈

시뮬레이션 결과 GPS/INS의 통합 항법 시스템의 위치오차는 8.17m정도를 가지며 속도오차는 0.08m/sec 정도를 나타내고 자세 오차의 경우에는 0.01°정도를 볼 수 있었다. 그러나 위치 정보의 수직축에 대하여 GPS의 오차가 많이 나오기 때문에 수직축에 대한 고도, 수직속도측, 요 각 오차가 많이 나타나는 것으로 확인되었다. 유도 알고리즘의 경우 FDC Toolbox의 Beaver 항공기가 측풍에 대하여 안정하지 않는 경향을 보이기 때문에 강한 돌풍에 대하여서는 옆으로 밀리는 현상이 심하였다. 측풍에 대한 영향을 조금 약화시켜 보았을 때 3가지 알고리즘에 대하여 살펴 보았다. 돌풍이 없을 때에는 3가지의 알고리즘

모두 좋은 성능을 나타내고 있었으며

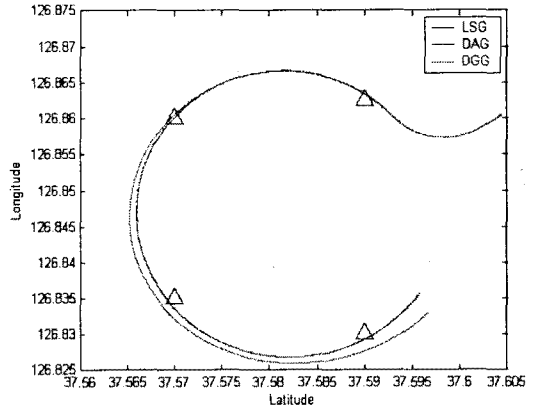


그림 13. 3가지 유도알고리즘 비교결과 그래프

시선 유도(LSG)의 경우에는 아크탄젠트의 계산으로 인해 목표지점에 도달하면 시선각이 발산할 수 있는 위험성을 갖고 있으며 다음 목표지점의 빠른 갱신이 요구되었다. 거리유도(DGG)는 거리측정시에 절대값을 사용하기 때문에 안정된 값을 도출할 수 있고 목표지점을 공간범위를 줄일 수 있는 장점을 갖고 있다. 방위각 유도(DAG)의 경우에는 목표지점의 범위가 줄어들어도 원하는 성능이 나옴을 확인할 수 있었으며 방위각의 정확성이 유도알고리즘의 성능을 좌우하였다. 돌풍 모델을 사용하여 실제 비행환경과 비슷한 여건을 만들어 주었을 때는 방위각 유도의 경우 목표 지점에 대하여 다소 밀리는 현상이 나왔으며 거리유도의 경우 외란에 대하여 강한 특성을 보였으며 시선 유도의 경우에는 다음 목표지점의 빠른 갱신으로 인해 정확한 목표지점을 찾지는 못했다. 3가지의 유도알고리즘 시뮬레이션을 통해 거리유도가 가장 성능이 좋으며 빠르게 위치 정보가 갱신된다면 우수한 성능을 낼 수 있다는 것을 확인하였다.

참고문헌

[1] B. L. Stenvens, F. L. Lewins, "Aircraft Control and Simulation", John Wiley & Sons, Inc., 1995.
 [2] J.Roskam, "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls:Part I", DARcorporation, 1995.
 [3] R. C. Nelson, "Flight Stability and

- Automatic Control", McGraw-Hill., 1998.
- [4] S. C. Chapra, R. P. Canale, "Numerical Methods for Engineers", McGraw-Hill., 1992.
- [5] G. M. Siouris, "Aerospace Avionics Systems", Academic Press, Inc., 1993.
- [6] D. H. Titterton, J. L. Weston, "Strapdown Inertial Navigation Technology", IEE., 1997.
- [7] A. B. Chatfield, "Fundamentals of High Accuracy Inertial Navigation", Progress in Astronautics and Aeronautics Volume 174., 1997.
- [8] P. G. Savage, "Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 1:Attitude Algorithms", Journal of Guidance, Control, and Dynamics Vol21, No1., 1998
- [9] P. G. Savage, "Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 2:Velocity and Position Algorithms", Journal of Guidance, Control, and Dynamics Vol21, No2., 1998.
- [10] E. D. Kaplan, "Understanding GPS", Artech House Mobile Communications Series, 1996.
- [11] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, J. Collins, "GPS Theory and Practice", Spring Wien NewYork, 1997
- [12] M. S. Grewal, L. R. Weill, A. P. Andrews, "Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration", John Wiley & Sons, Inc., 2001.
- [13] J. B. Moore, "Direct Kalman Filtering Approach for GPS/INS Integration", IEEE Transactions on Aerospace and Electornic Systems Vol38, No2, 2002.
- [14] R. G. Brown, P. Y. C. Hwaing, "Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering", John Wiley & Sons, Inc., 1997.
- [15] M. S. Grewal, A. P. Andrews, "Kalman Filtering : Theory and Practice Using MATLAB", John Wiley & Sons, Inc., 2001.
- [16] Ching-Fang Lin, "Modern Navigation, Guidance, and Control Processing", Prentice Hall, 1991.
- [17] M. O. Rauw, " FDC1.2 A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis", 1988.
- [18] A. Doucet, N. Freitas, N. Gordon, "Seqeuntial Monte Carlo Methods in Practice", Springer, 2001.