

論文

비행 센서의 동특성 측정과 위치 출력의 시간 지연 보상

박상혁*, 이상협**

Test Setup for Flight Sensor Dynamics and Compensation of Time-delayed Position Output

Sang-Hyuk Park*, Sang-Hyup Lee**

ABSTRACT

The dynamic characteristics of flight sensors is obtained by a simple method that deploys a pendulum with a rotary encoder. The encoder output is used with kinematic relations to derive reference signals for various flight sensors, including position, velocity, attitude, and angular rate sensors as well as accelerometer and magnetic sensors. A time delay of 0.4 seconds is found in the position output of the flight sensor under investigation. A logic to compensate for the time delay using a velocity information is proposed and validated in flight tests.

Key Words : Sensor Dynamics(센서 동특성), Time Delay(시간 지연), Kinematics(운동학), Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Pade Approximation(Pade 근사화)

I. 서 론

결프전(Gulf War)에서 무인 항공기의 유용성이 증명된 이후 지난 20년 동안 세계 각국은 무인 항공기의 연구 및 개발을 활발히 진행하여 왔다. 현재 무인 항공기들은 정찰, 및 감시를 주 임무로 널리 상용되고 있으며, 앞으로는 그 임무가 점차 확대되어, 자동이착륙, 공중급유, 전투 등의 고도화된 기능을 수행할 것으로 기대되고 있다.[1,2].

이러한 고도의 임무 수행을 위해서는 고효율의 제어 시스템이 필요하게 되며, 따라서 피드백 제어에 사용되는 센서의 동특성을 파악하는 것이 제어 시스템의 개발에 있어서 필수적인 과정이 된다. 예를 들어, 만약 센서 출력이 무시하지 못

할 시간지연이 존재하면 고효율의 제어시스템을 설계할 수 없게 된다[3].

본 논문은 비행 제어에 널리 쓰이는 GPS, 가속도계, 각속도계, 지자기 센서 등의 동특성을 파악하는 비교적 간단한 방법을 제시한다. 다음으로 소개되는 방법의 효용성을 실험을 통해 입증하고자 한다. 한편 실험 결과를 통해 발견된 시간 지연(Time Delay)을 갖는 출력에 대해 이를 보상하는 방법을 제시하며, 관련된 비행 실험 결과를 기술한다.

II. 본 론

2.1 동특성 측정 장치의 구성

그림 1은 본 연구에서 제안하는 비행 센서의 동특성을 파악하는 장치의 개념도에 해당한다. 그림에서 막대가 회전축을 중심으로 자유로이 회전할 수 있고, 회전각은 엔코더를 이용하여 측정한다. 비행에 사용될 센서는 막대의 끝에 장착한다. 실험 방법은 막대를 임의로 흔들면서, 센서의

2010년 10월 25일 접수 ~ 2010년 12월 03일 심사완료

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : park@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 연구원

출력과 엔코더의 출력을 동시에 기록한다.

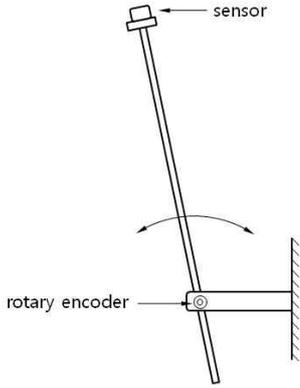


Fig. 1 Concept of Sensor Dynamic Test

이후 기록된 엔코더의 출력은 각종 비행 센서의 출력과 비교되기 위해 사용된다. 엔코더에서는 비록 각도만 직접적으로 측정되지만, 제시된 장치의 운동학(Kinematics)적 관계를 이용하여 기준(reference)으로 삼을 수 있는 위치, 속도, 가속도, 각속도, 자세 등의 값을 계산할 수 있다. 이는 엔코더의 출력이 다른 센서 - 예를 들면 전위차계 - 에 비하여 비교적 노이즈의 영향을 안받기 때문에 가능하다.

2.2 Kinematics를 이용한 기준 값들의 구성

Fig. 2는 비행 센서의 동특성을 측정하는 장치에 대한 Geometry를 나타낸다. 먼저 그림에서 3가지 좌표축이 있으며, 이들은 지표면에 고정된 NED (north-east-down) 좌표축, 비행 센서에 고정된 $x_B y_B z_B$ 좌표축, 그리고 막대의 회전축이 장착되는 방위와 관련된 $x' y' z'$ 좌표축이다. 이들 좌표계에 대한 관계는 회전 변환 행렬(Rotational Transformation Matrix)로 정의되며, 이들 행렬은 다음과 같다.

$$[C]_{x'y'z' \rightarrow NED} = \begin{bmatrix} \cos\eta - \sin\eta 0 \\ \sin\eta \cos\eta 0 \\ 0 0 1 \end{bmatrix}$$

$$[C]_{x_B y_B z_B \rightarrow x' y' z'} = \begin{bmatrix} \cos\xi 0 \sin\xi \\ 0 1 0 \\ -\sin\xi 0 \cos\xi \end{bmatrix}$$

막대의 회전축으로부터 센서의 위치까지의 길

이를 L 이라 할 때, Fig. 2의 원점에 대한 센서의 위치 벡터는 $x_B y_B z_B$ 좌표계를 사용하면 다음과 같이 간단히 표현된다.

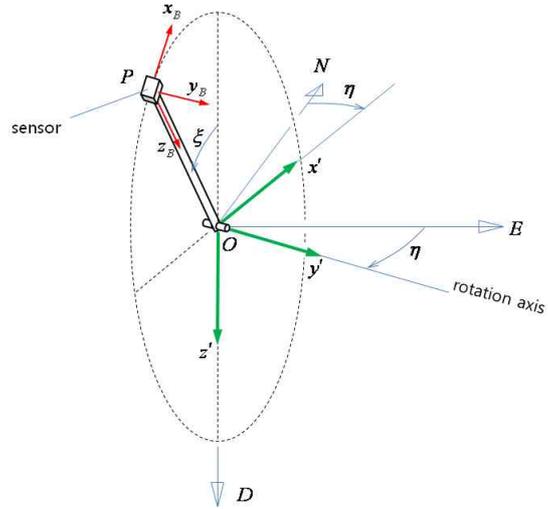


Fig. 2 Geometry of Test Equipment

$$\{\vec{r}\}_B = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ -L \end{Bmatrix} \quad (1)$$

먼저, 비행 센서들 중 GPS는 위치 벡터를 NED 좌표계에 대한 값들로 출력하게 된다. 따라서 이들 값을 엔코더를 기반으로 한 값들과 비교하기 위해서는 NED 좌표계에 대한 변위를 계산해야 하며, 이는 식 (1)을 좌표 변환하여 아래와 같이 구할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} p_N \\ p_E \\ p_D \end{Bmatrix} = [C]_{x'y'z' \rightarrow NED} [C]_{x_B y_B z_B \rightarrow x' y' z'} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ -L \end{Bmatrix}_B$$

한편, GPS는 NED 좌표계에 대한 속도 값들도 출력하게 할 수 있다. 이에 대한 비교를 위해서는 위의 식을 미분하여, 속도에 대한 기준 값들을 아래와 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \end{Bmatrix} &= \frac{d}{dt} \left([C]_{x'y'z' \rightarrow NED} [C]_{x_B y_B z_B \rightarrow x' y' z'} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ -L \end{Bmatrix}_B \right) \\ &= [C]_{x'y'z' \rightarrow NED} \frac{d}{dt} [C]_{x_B y_B z_B \rightarrow x' y' z'} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ -L \end{Bmatrix}_B \\ &= [C]_{x'y'z' \rightarrow NED} \begin{bmatrix} -\dot{\xi} \sin\xi 0 & \dot{\xi} \cos\xi \\ 0 & 0 & 0 \\ -\dot{\xi} \cos\xi 0 & -\dot{\xi} \sin\xi \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ -L \end{Bmatrix}_B \end{aligned}$$

3축 지자기 센서에 대한 비교 기준 값들은

NED 좌표계에서 표현된 지자기 방향에 대한 벡터를 좌표 변환함으로써 얻을 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} magX \\ magY \\ magZ \end{Bmatrix} = [C]_{x'y'z' \rightarrow x_B y_B z_B} [C]_{NED \rightarrow x'y'z'} \begin{Bmatrix} b_N \\ b_E \\ b_D \end{Bmatrix}$$

여기서 $[b_N, b_E, b_D]$ 는 지자기의 자기력선의 방향을 NED 좌표계에 대해 나타낸 것이며, 지구상에서의 위치에 따라 그 값이 다르고, 시간이 지남에 따라 서서히 변한다[4].

마지막으로, 가속도계에 대한 기준 값들은 아래와 같이 구한다. 3축 가속도계의 개별 가속도계는 실제 가속도에서 중력가속도를 벡터적으로 뺀 $a-g$ 에 대한 감지축(sensitivity axis) 방향의 성분을 측정하게 된다. 가속도에는 그림 2에서 보듯 접선방향과 법선방향의 성분이 존재하며 이들을 중력가속도 성분들과 함께 고려하면, 가속도계 출력의 비교를 위하여 다음의 식을 얻는다.

$$\begin{aligned} accX &= -L\ddot{\xi} + g \sin \xi \\ accY &= 0 \\ accZ &= L\dot{\xi}^2 - g \cos \xi \end{aligned} \quad (2)$$

2.3 센서의 동특성 측정 실험

Fig. 3은 실험을 위해 제작된 비행 센서의 동특성을 측정하는 장치를 나타낸다. 회전각을 측정하는 엔코더는 한 바퀴 당 2000회의 분해능을 가지며, 기구의 막대 길이는 $L=1.3$ m 이다.



Fig.3 Test equipment

막대의 끝부분에는 비행 센서가 장착된다. 실험에 사용된 센서는 Xsens Technologies 사의 MTi-G[5]이며, 이는 가속도계, 각속도계, GPS, 지자기 센서, 압력 센서를 포함하며, 내부 Extended Kalman Filter[6,7]를 이용하여, 다양한 값들을 출력하게 설정할 수 있다.

Fig. 4는 관련된 실험 결과들을 보여주고 있다. 각각의 그래프는 위치, 속도, 가속도, 각도, 그리고 지자기 센서 출력들과 엔코더로부터 도출한 이들에 대한 기준(reference) 값들의 시간 추이를 함께 나타내고 있다.

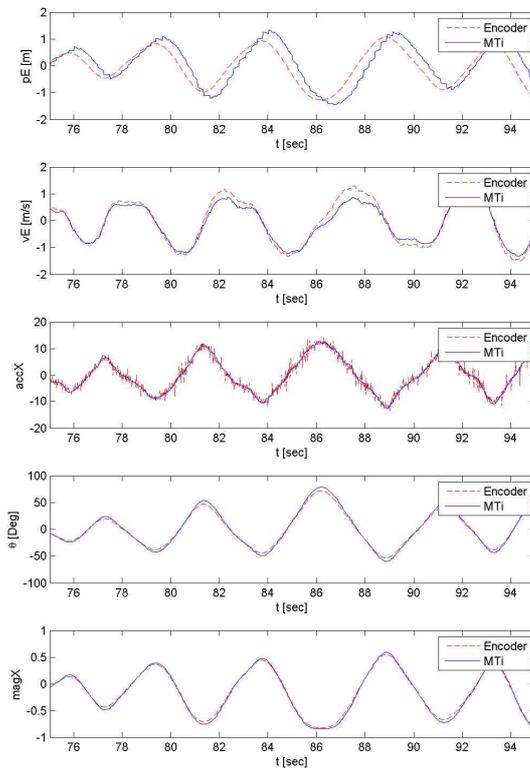


Fig. 4 Test Result

먼저 첫 번째 그래프의 결과로부터, 실험에 사용된 센서의 위치 출력에 약 0.4 초의 시간 지연이 있음을 발견할 수 있다. 이러한 시간 지연은 동서 그리고 Fig. 4에서는 포함되지 않았지만, 남북 방향으로의 위치 출력에서 발견되었다.

두 번째 그래프는 속도 출력에 대한 비교에 해당한다. 위치에서와 같은 시간 지연은 발견되지 않았다. 그림에서 전체 진폭의 약간의 차이는 제

작된 막대의 의도하지 않은 유연성(flexibility) 때문이다.

세 번째 그래프는 가속도계 출력에 대한 비교에 해당한다. 식 (2)에서 보듯 가속도계에 대한 기준 값들은 고주파 노이즈를 포함하고 있다. 이러한 고주파 노이즈는 수치 미분에 의한 결과이므로, 따라서 이를 감안 할 때 가속도에 대한 기준 값과 센서의 출력 값이 잘 일치함을 그림에서 알 수 있다.

네 번째와 마지막 그래프는 각각 자세 그리고 지자기 출력에 해당한다. 마찬가지로 심각한 시간 지연은 발견되지 않으며, 전체 진폭의 약간의 차이는 막대의 유연성에 의한 오차 때문이다.

2.4 속도를 이용한 시간 지연된 위치의 보상

앞의 실험에서 위치의 출력에 0.4 초의 시간 지연이 발견되었다. 이 절에서는 이러한 시간 지연을 속도 정보를 이용하여 보상하는 방법을 설명하고자 한다. Fig. 5의 블록선도에서 위치와 속도 출력이 표시되어 있다. 위치 출력에는 그림에서 보듯 시간 지연을 포함하고 있다.

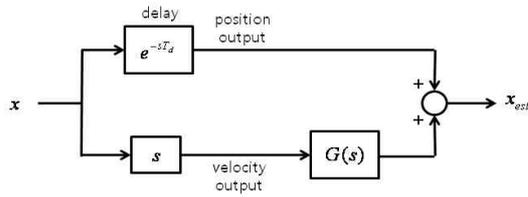


Fig. 5 Compensation of Position Delay

그림에서 전달함수 G(s)를 설계하여, 시간 지연이 보상된 위치 출력 x_{est} 를 얻고자 한다. 즉

$$\frac{x_{est}(s)}{x(s)} = 1$$

이어야하므로, 이를 만족하려면 위의 블록선도에서

$$sG(s) + e^{-sT_d} = 1 \rightarrow G(s) = \frac{1}{s}(1 - e^{-sT_d})$$

여기서 시간지연에 대한 1차 Pade 근사식[8]을 사용하면

$$G(s) \approx \frac{1}{s} \left(1 - \frac{-\frac{T_d}{2}s + 1}{\frac{T_d}{2}s + 1} \right) = \frac{T_d}{\frac{T_d}{2}s + 1} \quad (3)$$

의 저역통과 필터를 얻는다.

2.5 비행 실험

비행 실험에 사용된 소형 무인항공기가 그림 6의 사진에 도시되었다. 실험 기체는 전체 무게 2.3 kg, 날개 면적 0.485 m², 날개 길이 1.54 m의 전동 모터를 추력으로 하는 소형 기체이며, 총중량 약 0.3 kg의 Avionics를 포함하고, 본 논문에 언급된 MTi-G 센서를 장착하고 있다.



Fig. 6 Test Aircraft

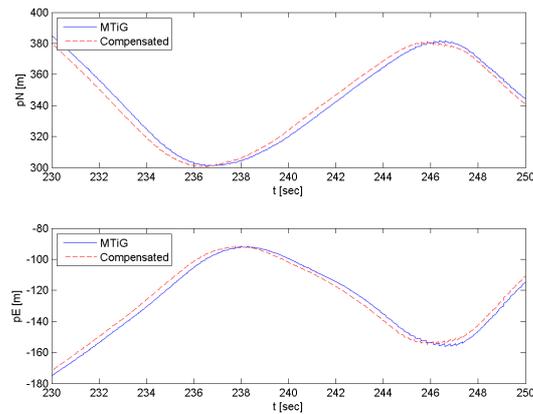


Fig. 7 Flight Test Result

앞 절의 Fig. 5와 식 (3)을 통해 제시된 시간지연 보상 방법이 실험 기체의 전자 장비에 실시간 구현되어, 비행 실험을 통해 그 성능을 확인하였다. Fig. 7은 비행 실험을 통해 얻어진 데이터를 나타낸다. 두 그래프는 남북 방향과 동서 방향 각각의 위치 정보를 나타내며, 실선은 MTi-G 센

서 값이며, 점선은 제시된 기법을 이용하여 실시간 추정된 값이다. 그림에서 보듯 위치 정보의 시간 지연이 보상되어진 결과를 알 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 GPS, 가속도계, 각속도계, 지자기 센서 등, 여러 비행 센서들의 동특성을 파악하는 비교적 간단한 방법을 제시하였다. 더 나아가 실험에 사용된 센서로부터 위치 출력에 시간 지연이 있음을 발견하였고, 이를 속도 정보를 이용하여 보상하는 방법과 관련된 비행 실험 결과를 제시하였다.

본 논문에서 제시하는 방법은 비교적 간단하고, 비행 센서의 동특성을 파악하여 고성능의 제어기 설계를 위한 기반을 제공한다. 한편, 소개된 방법은 센서 자체의 동특성을 확인하는데 쓰일 수 있을 뿐만 아니라 확장칼만필터(Extended Kalman) 등을 이용하여 항법 시스템을 개발하는 과정에도 사용될 수 있다.

참고문헌

- [1] Unmanned Aircraft Systems Roadmap, 2005~2030, Office of the Secretary of Defense, 2005
- [2] 이경태, "UCAV 개발 동향과 발전 전망", KSAS매거진, 제 3권, 제 2호, 2009.
- [3] Franklin, G., Powell, D, and Emami-Naein, A., Feedback Control of Dynamic Systems, 3rd Ed., Addison Wesley, 1994.
- [4] NOAA (National Geophysical Data Center) <http://ngdc.noaa.gov/ngdc.html>
- [5] MTi-G User Manual and Technical Documentation, Xsens Technologies B.V. (www.xsens.com), 2009
- [6] Chatfield, A., Fundamentals of High Accuracy Inertial Navigation, vol 174, Progress in Astronautics and Aeronautics, 1997.
- [7] Rogers, R., Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems, AIAA Education Series, 2000.
- [8] Baker, G. A., Jr.; and Graves-Morris, P. Padé Approximants. Cambridge U.P., 1996.