

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.4.342

광류를 이용한 영상기반 무인항공기의 자세 추정

조선영*, 김종훈*, 김정호*, 조겸래**, 이대우**

Attitudes Estimation for the Vision-based UAV
using Optical Flow

Seon-Yeong Jo*, Jong-Hun Kim*, Jung-Ho Kim*, Kyeum-Rae Cho** and Dae-Woo Lee**

ABSTRACT

UAV (Unmanned Aerial Vehicle) have an INS(Inertial Navigation System) equipment and also have an electro-optical Equipment for mission. This paper proposes the vision based attitude estimation algorithm using Kalman Filter and Optical flow for UAV. Optical flow is acquired from the movie of camera which is equipped on UAV and UAV's attitude is measured from optical flow. In this paper, Kalman Filter has been used for the settlement of the low reliability and estimation of UAV's attitude. Algorithm verification was performed through experiments. The experiment has been used rate table and real flight video. Then, this paper shows the verification result of UAV's attitude estimation algorithm. When the rate table was tested, the error was in 2 degree and the tendency was similar with AHRS measurement states. However, on the experiment of real flight movie, maximum yaw error was 21 degree and Maximum pitch error was 7.8 degree.

초 록

UAV는 임무 수행을 위한 INS 장비와 광학 장비를 갖추고 있다. 이 논문에서는 UAV를 위한 알고리즘으로 칼만 필터와 광류를 이용하는 영상기반 자세추정 알고리즘을 제안한다. 광류는 UAV에 장착된 카메라의 영상으로부터 획득하며 UAV의 자세는 광류를 통해 측정된다. 이 논문에서 UAV 자세의 추정과 낮은 신뢰성을 보완하기위해 칼만 필터를 사용한다. 그리고 실험을 통해 알고리즘을 검증하였다. Rate table과 실제 비행영상을 이용하여 실험 하였으며, 본 논문에서 UAV의 자세 추정 알고리즘 검증 결과를 보였다. Rate table 실험에서 오차는 2도 이내였으며, AHRS를 통해 측정한 결과와 비슷한 경향을 보인다. 그러나 실제 비행 영상 실험에서 최대 Yaw 오차는 21도였으며, 최대 Pitch 오차는 7.8도로 나타났다.

Key Words : Optical Flow(광류), Kalman Filter(칼만 필터), Mono vision based attitude estimation(단안 영상 기반 자세 추정),

I. 서 론

† 2009년 12월 30일 접수 ~ 2010년 3월 17일 심사완료

* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : baenggi@pusan.ac.kr
부산광역시 금정구 장전동 산 30번지

1991년 걸프전부터 2003년 이라크전에 이르기
까지 정보·전자화된 전장에서 먼저 보고, 결심하
고, 타격할 수 있는 무기체계와 기술을 확보한

편에서 전쟁의 주도권을 행사하였다. 또한 전장에서 정보 우위를 선점하기 위해 전장 상황을 실시간 또는 근실시간으로 가시화 하는 감시 정찰 (ISR: Intelligence, Surveillance and Reconnaissance) 능력이 우선적으로 요구되어 왔다. 전자광학 센서와 탑재장비는 표적정보를 영상으로 획득하여 필요한 데이터 및 가시 정보를 실시간으로 제공 한다는 점에서 요구 능력을 충족하는 동시에 높은 신뢰도를 가진다.

일반적으로 레이더를 비롯한 능동형 센서는 스스로 빛이나 전자파를 내보내고 반사되어 돌아오는 신호를 이용한다. 그러나 광학 센서, 적외선 센서 등의 수동형 센서는 표적 환경 고유의 정보 (빛, 전자파, 적외선 등)를 수집한다. 이러한 특성에 따라 능동형 센서는 적에게 노출될 위험을 가지고 있으며, 능동형 센서에 비해 노출 위험이 적은 수동형 광학 센서의 활용이 점차 중요시 되고 있다[1][2].

대부분의 무인항공기는 임무 수행을 위해 광학 센서를 포함하는 시스템과 관성항법 장치를 탑재하고 있다. 대형 무인항공기의 경우 광학 센서보다 주로 전자광학/적외선 센서나 레이더 영상을 활용한다. 그러나 소형 무인항공기의 경우 크기가 작고 영상임무를 수행할 수 있는 광학센서를 활용한다. 광학센서는 새벽부터 황혼까지 촬영이 가능하고, 적외선 일부 영역까지 감지하기 때문에 활용범위가 높다. 그러나 야간, 악천후에 정찰 가능한 레이더 영상에 비해 날씨에 제약이 크고 영상의 밝기에 영향을 크게 받기 때문에 황혼이후로는 적용할 수 없다는 단점을 가진다. 이러한 단점을 제외할 때, 영상 임무를 수행하는 광학 시스템과 자세 및 항법을 위한 센서가 통합된다면 무인항공기 탑재장비의 중량을 줄이고 무인항공기의 생산 비용을 절감 할 수 있다.

Queensland University의 위성 시스템 연구센터에서는 강결합된 GNSS 센서와 광학 센서를 이용하여 오일러 각을 결정하고 고도를 추정한다 [3][4]. 이를 위해 광류를 이용한 항공기 정보 획득과 GNSS 센서를 통한 측정이 이루어진다. 또한 NASA의 Ames 연구 센터에서는 광학 센서를 이용한 야간 착륙에 대한 연구를 제시한다[5]. 야간의 활주로 영상에 비치는 활주로 표시등의 영상 내 위치에 따라 항공기의 자세를 측정하고 칼만 필터를 통해 자세를 결정한다. 본 연구는 광학 센서를 GNSS 센서를 위한 보조센서로 활용하는 Queensland University의 연구와 달리 단일 영상을 이용한 자세 측정 연구를 목적으로 한다. 또한 야간 환경에 특화된 NASA의 연구가

활주로 표시등의 일정한 배열 형태 및 위치를 이용하여 자세를 추정하는 방법을 제시한 반면 본 연구는 영상 내에서 특정 배열 형태를 갖지 못하는 환경에서도 광류를 통하여 자세를 추정할 수 있다는 장점을 가진다.

따라서 본 연구에서는 전자 광학 센서를 통해 획득한 영상으로부터 무인항공기의 자세를 추정하고, 관성항법장치를 대체할 수 있는 광학 센서 알고리즘 구현을 목적으로 한다.

II장에서는 영상을 획득하고, 이 알고리즘을 적용하기 위한 무인항공기의 구성에 대해 설명한다. 또한 광류와 칼만필터를 이용한 알고리즘을 제시한다.

III장에서는 제안하는 알고리즘을 위한 실험을 수행하고 그 결과를 보인다. 실험은 각각 임의의 변환에 대한 자세 측정, Rate Table을 이용한 자세 측정, 실제 비행영상에 적용된 자세 측정으로 이루어지며 이를 바탕으로 IV장에서 결론을 내리도록 한다.

II. 광류와 칼만 필터를 이용한 알고리즘 제안

2.1 영상 기반 무인항공기의 구성

무인항공기는 정찰 감시 또는 그 외의 특정 임무를 수행하도록 설계된다. 일반적으로 무인항공기에는 그림 1과 같이 특정 임무 수행 여부에 따라 중앙 처리 장치, GPS/INS, 데이터 송수신 모듈, 광학 센서, 영상 송수신 모듈 등의 장비가 탑재된다.

특히 광학 센서와 영상 송수신 모듈은 정찰감시 및 다중임무 수행을 위한 필수 장비로서, 지상에서 시각정보를 제공받아 명령을 전송할 수 있는 매개 장치가 되기에 반드시 무인항공기 시스템에 포함된다.

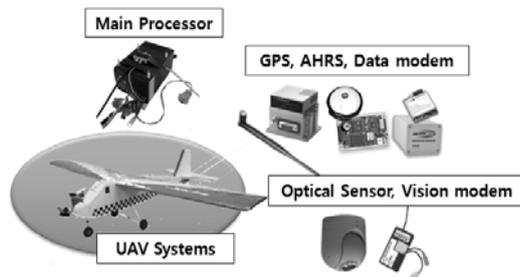


그림 1. 무인항공기(UAV)의 시스템 구성



그림 2. 무인항공기와 지상관제시스템의 운용

또한 그림 2와 같이 지상관제 시스템과 영상 지상관제 시스템이 무인항공기의 지상 시스템을 구성하게 된다.[6] 이러한 시스템에 의해 획득한 무인항공기의 영상을 통해 자세를 추정하는 알고리즘을 수행하도록 한다.

2.2 알고리즘 적용

무인항공기의 자세 추정을 위해 광류 측정과 칼만 필터가 적용되며, 도식화한 개략적 과정은 그림 3과 같다.

우선 입력된 영상 정보를 바탕으로 전처리 과정을 수행한다. 전처리를 위해 가우스 스무딩 필터를 적용하며, 영상에서 광류의 오차를 발생시킬 수 있는 잡음을 제거하도록 한다. 전처리 완료 영상에서 광류를 측정하고 영상 기반 항공기 자세를 측정하도록 한다. 영상 기반 이동 로봇의 연구가 활발해지면서 영상을 이용한 로봇의 자세 및 위치 추정에 관한 연구도 많이 이루어지고 있다. 그 중 영상 압축 기술을 이용한 모션벡터와 광류를 이용한 연구가 특히 많이 활용되고 있다. 무인항공기의 경우 지면으로부터 거리가 멀고 추적물체가 영상 내 적은 수의 픽셀로 나타나기 때문에 이와 같은 환경을 고려했을 때 압축되지 않은 원영상이 보존될 필요가 있다. 이러한 경우 원영상내 특징점의 픽셀을 통해 움직임을 측정할 수 있는 광류가 모션벡터에 비해 효과적이다.

광류를 이용한 자세는 많은 오차를 포함하고 있기 때문에 칼만 필터를 적용하여 측정값을 갱신하고 다음 프레임의 자세를 예측하도록 한다. 이와 같은 과정의 반복에 의해 무인항공기의 자세를 측정하며, 결과 비교를 위해 AHRS를 통해 측정된 데이터를 참조한다.



그림 3. 무인항공기의 자세 연산 과정

2.2.1 광류 알고리즘

본 논문에서는 광학 센서의 이동 속도는 일정하게 유지된다고 가정한다. 일정한 속도로 이동하는 무인항공기의 광류는 일정한 크기와 경향을 가진다.

광류 연산을 위해 이 논문에서는 광류를 연산하는 대표적 방법인 Lucas and Kanade 방법을 사용한다. 반복계산으로 연산 시간이 길어지는 Horn and Schunck 방법과 달리 잡음에 비교적 강하고 광류 연산이 간단하다는 장점을 가진다. 또한 광류의 신뢰성을 보완하기 위해 피라미드 영상을 이용한 Lucas and Kanade 방법을 사용하였다[7][8][9].

영상에서 발생하는 방향 흐름은 각 방향 자세 변화를 의미한다. 광류는 X, Y, Z축의 움직임을 포함하는 광류로 나타나는데, 각축의 움직임을 분리하여 나타내면 그림 4와 같다.

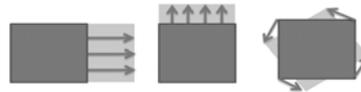


그림 4. Yaw, Pitch Roll 움직임에 따른 광류

항공기의 자세 연산을 위해 우선, 연속한 프레임을 이용하여 광류를 연산한다. 이 광류를 이용하여 Y축 중심, 즉 FOE(Focus of expansion)를 구하고 이를 중심으로 Roll각 변화량을 측정한다.[10] 광류의 FOE 점을 중심으로 Roll 회전이 일어나는 특성을 이용하여 FOE 점을 연산하도록 하였다. FOE가 되는 임의의 점에서 광류의 시작점과 끝점이 되는 픽셀 길이가 동일하며, 이등변 삼각형을 이룬다고 가정한다. 각각의 광류로부터 구한 연립 방정식을 통해 수렴하는 FOE점을 구할 수 있다. 이렇게 FOE점을 연산한 후 광류와 FOE의 이등변 삼각형의 양 꼭지각 부분의 각도를 측정하여 Roll각의 변화량을 측정할 수 있다. Roll각 변화량만큼 영상을 회전 보상하고 나면 순수한 Yaw각, Pitch각을 포함하는 광류 성분만 남게 되며, 이를 x, y축 방향의 성분으로 분리하여 광류의 길이에 비례하는 Yaw, Pitch 방향의 각도 변화량을 측정하게 된다. 그림 5는 광류를 이용한 영상기반 자세측정 방법을 나타낸다.

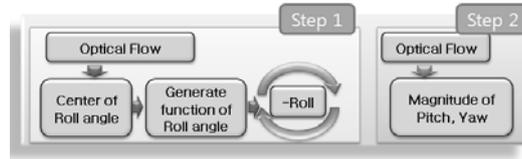


그림 5. 영상 기반 자세 측정 방법

2.2.2 칼만 필터 알고리즘

영상 기반의 무인항공기의 자세 추정을 위해 앞서 광류를 연산하고 연산된 광류를 통해 단위 시간당 각도 변화량을 측정할 수 있었다. 이 측정량은 무인항공기의 자세를 측정하는 AHRS 센서를 대신하며, 광류를 통해 연산된 자세 변화량에 칼만 필터를 적용하여 항공기의 현재 자세를 추정하도록 한다. 필터의 경우 초기값 선정이 중요한 요소이다. 이때 초기 값은 영상을 통해 추정하거나 AHRS의 초기값을 사용할 수 있다.

본 논문에서 칼만 필터에 적용하는 상태벡터는 무인항공기의 자세와 각속도로 식(1)과 같이 표현된다. 자세는 오일러 각도인 Yaw(ψ), Pitch(θ), Roll(ϕ)로 구성된다. $\dot{\psi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\phi}$ 는 Yaw, Pitch, Roll 각각의 각속도를 의미한다 [11][12][13].

$$X(t) = \begin{pmatrix} \psi(t) \\ \theta(t) \\ \phi(t) \\ \dot{\psi}(t) \\ \dot{\theta}(t) \\ \dot{\phi}(t) \end{pmatrix} \quad (1)$$

시스템 모델은 식 (2)과 같이 나타난다.

$$X_{k+1} = FX_k + w_k \quad (2)$$

$$X_k = \begin{pmatrix} \psi(t_k) \\ \theta(t_k) \\ \phi(t_k) \\ \dot{\psi}(t_k) \\ \dot{\theta}(t_k) \\ \dot{\phi}(t_k) \end{pmatrix}, F = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & \delta t & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \delta t & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \delta t \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, w_k = N(0, Q_k)$$

여기서 F 는 상태 천이 행렬, w_k 는 프로세스 잡음, δt 는 프레임간의 시간차이를 의미한다. 일반적인 영상은 초당 프레임 수가 약 30(fps)정도 인데, 이 경우 프레임간의 시간 차이 δt 는 0.033(sec)이다.

상태 방정식을 통해 예측이 이루어진 후, 측정값과 예측값을 바탕으로 칼만 이득을 통해 상태값을 갱신하는 과정을 수행한다. 그리고 자세와 각속도를 갱신하여 오차를 보정한다.

본 논문에서는 광류를 통해 연산된 각속도가 측정값 Z_k 으로 포함된다. 프레임간의 광류를 통해 단위 시간의 각도 변화량, 즉 각속도를 구하기 때문에 이를 측정값으로 포함하였다. 초기 자세와 광류를 통해 측정한 각속도가 정확하지 않고 각속도를 적분하여 각도를 나타내는 과정에서 누적 오차가 발생할 가능성이 있어 측정치는 각

속도만 적용하도록 한다. 측정값이 적용되는 관측 모델은 식(3)과 같이 나타난다. 여기서 H 는 측정벡터에 관계된 측정 모델, v_k 는 측정 잡음을 의미한다.

$$Z_k = HX_k + v_k \quad (3)$$

$$Z_k = \begin{pmatrix} \dot{\psi}(t) \\ \dot{\theta}(t) \\ \dot{\phi}(t) \end{pmatrix}, H = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, v_k = N(0, R_k)$$

식(2), 식(3)을 이용하여 예측, 측정, 갱신을 반복 순환하는 칼만 필터를 적용하도록 한다.

III. 추정 이론 적용 및 실험

3.1 광류를 이용한 자세변화 측정

무인항공기의 자세 측정을 위한 알고리즘을 실제 비행영상에 적용시키기 전에 알고리즘 검증을 위한 실험을 수행하였다. 광류로부터 측정되는 자세가 신뢰성을 가지고 사용 가능한지 측정하기 위해 임의의 영상을 변형하였다. 그리고 원영상과의 차이로부터 광류를 생성한 후 변형된 자세와 동일한 결과를 가지는지를 확인하였다.

우선 획득한 무인항공기의 비행 영상 중 한 프레임을 임의로 변환하여 자세 측정 알고리즘을 적용한다. 사용된 원본 영상은 그림 6(a)와 같으며 그림 6(b)는 Yaw, Pitch방향으로 변화량을 주고, Roll방향으로 일정량 회전시킨 영상이다. 이 두 영상을 이용하여 광류를 측정한 결과 그림 7과 같이 나타났다.

표 1과 같이 영상에 임의의 자세값을 적용하고, 자세 변화량을 측정하였다.



그림 6. (a)원본 영상과 (b)변환 영상



그림 7. 임의 변환된 영상의 광류

표 1. 영상에 적용한 3가지의 자세 변화량

	Roll	Yaw	Pitch
case 1	5°~15°	0.72°	0.72°
case 2	10°	0.43°~1.08°	0.72°
case 3	10°	0.72°	0.43°~1.08°

적용 값과 연산결과는 그림 8, 그림 9, 그림 10과 같으며 Yaw, Pitch방향 최대 0.09(deg), Roll 방향 최대 2(deg)의 변동 범위를 나타내었다. 적용시킨 변화량에 유사한 측정 결과 및 경향을 보였다. 그러나 이 결과는 각 방향에 대한 단일 변화만 포함하며, 나머지 방향은 일정한 값만 적용하였기 때문에 2축 이상의 변화량을 함께 포함될 경우 오차를 포함할 수 있다.

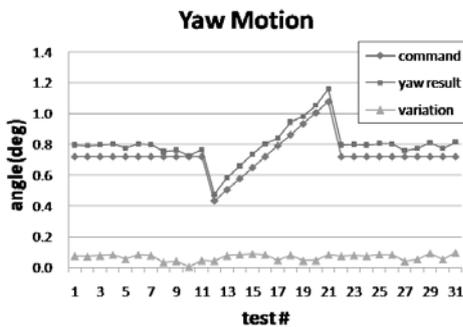


그림 8. Yaw Motion

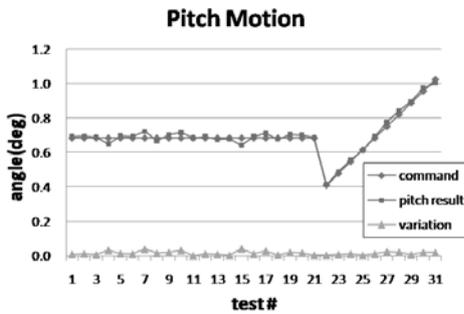


그림 9. Pitch Motion

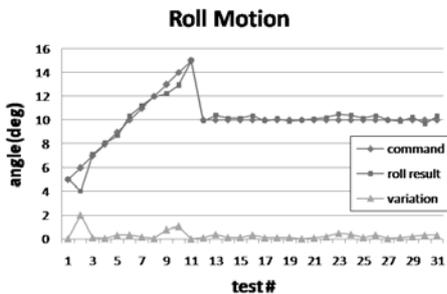


그림 10. Roll Motion

표 2. 측정값의 절대 평균 오차 및 표준편차

	Roll (deg)	Yaw (deg)	Pitch (deg)
absolute mean error	0.30	0.067	0.015
standard deviation	0.56	0.0049	0.0004

표 2는 측정 결과의 절대 평균 오차와 표준편차를 나타낸 것이다.

3.2 Rate Table을 이용한 자세 추정

칼만 필터를 적용하기 위해 앞서 광류를 통한 각속도를 측정한다. 측정된 각속도는 칼만 필터를 통해 필터링 되어 다음 프레임에서의 자세를 추정할 수 있는 기반이 된다. 또한 이를 통해 오차를 보정하고 상태를 갱신하도록 하였다. 따라서 연속된 프레임에 의해 측정된 광류와 함께 시간에 따라 순차적으로 자세를 측정, 예측하게 된다. 그림 11은 이러한 과정을 나타낸다.

본 논문에서는 광류에 칼만 필터를 적용한 측정 결과의 신뢰성 검증을 위해 그림 12와 같이 Rate Table을 설치하고 실험을 수행하였다. Rate Table control Program을 이용하여 베드에 명령을 준 후 Rate Table에 장착된 카메라를 구동시켜 카메라 정면의 영상을 획득하도록 하였다. 동시에 AHRS를 함께 장착하여 참조 활용하도록 하였다. 카메라를 통해 획득한 영상에서 광류를 연산한 후 이를 바탕으로 각속도를 측정하였다. 이 각속도는 칼만 필터에 적용한 후의 예측값을 다음 프레임의 측정값과 비교하여 오차를 보정하고 상태를 갱신하도록 하였다.

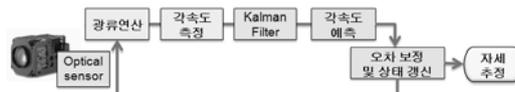


그림 11. 영상을 이용한 무인항공기의 자세 추정

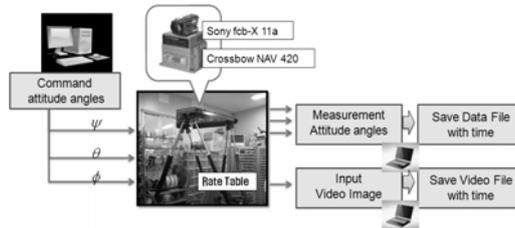


그림 12. Rate Table 실험을 위한 장비 구성



그림 13. Rate Table에 장착된 카메라의 영상과 연산된 광류

그림 13은 Rate Table에 장착된 카메라를 통해 획득한 영상이며 그 위에 특징점을 이용하여 연산한 광류를 화살표로 표시한 영상이다. 광류는 연속된 두 프레임간의 특징점 이동을 화살표로 나타내기 때문에 그림 13에서는 화살표가 점에 가까운 짧은 길이로 나타난다.

그림 14는 Rate Table에 장착된 AHRS를 통해 측정된 자세각 측정값이다. 측정값이 계단 형태로 나타나 있는데, Rate Table의 경우 DC모터로 구동되며 1(deg)이하의 작은 값을 명령으로 줄 경우 그 각을 맞추기 위해 상승과 하강을 반복한다. 이러한 구동 특성으로 인해 AHRS의 측정값에는 1(deg)정도의 진동이 발생하게 된다. AHRS의 데이터 값에서 변동이 발생하는 부분의 하단에 위치하는 데이터를 유효데이터로 두고 영상을 통해 측정된 결과와 비교하도록 한다. 측정된 영상은 약 300프레임이며 Yaw각, Pitch각 각각 10(deg)까지 증가시킨 후 다시 감소하도록 설정하였다.

광류만을 이용하여 연산한 자세각의 경우 그림 15의 그래프와 같이 정점 Pitch, Yaw 방향에 대해 각각 7~9(deg)정도의 오차를 포함하였다. 그림 14의 236프레임에서 정점을 찍은 것과 마찬가지로 광류를 통해 연산한 자세각 역시 약 236프레임에서 최대값을 나타내었다.

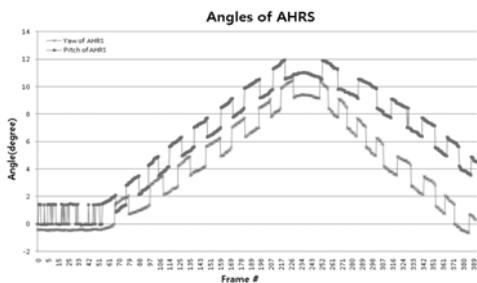


그림 14. AHRS로 획득한 Yaw, Pitch 자세

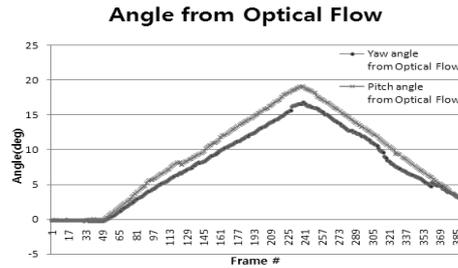


그림 15. 광류로 획득한 Yaw, Pitch 자세

AHRS로 측정된 값은 같은 명령을 주었음에도 약 1(deg) 더 큰 값을 최대값으로 하는 Pitch 방향의 특성을 가지고 있었다. 이와 같이 Pitch의 변화량이 Yaw 자세값 보다 더 큰 값을 나타내는 그래프의 경향을 광류를 이용하여 측정된 결과에서도 포함하고 있다.

Pitch와 Yaw 자세값은 그림 16과 같다. AHRS를 통해 측정된 값과 칼만 필터를 적용한 값이 1(deg)이내의 오차를 가진다. 칼만 필터를 적용할 경우 초기값 지정이 중요한데 실험에서 Roll, Yaw, Pitch 세 방향에 대해 각각 0(deg)에서 시작하였기 때문에 초기자세에 의한 오차는 고려하지 않았다.

Yaw, Pitch 방향의 광류 각속도 측정값과 필터를 통과하고 보정된 값의 오차를 측정된 결과는 그림 17, 그림 18과 같다. 각 방향별 각속도

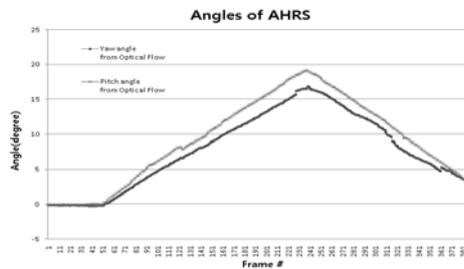


그림 16. 광류 측정 자세값에 칼만 필터를 적용한 결과(Yaw, Pitch)

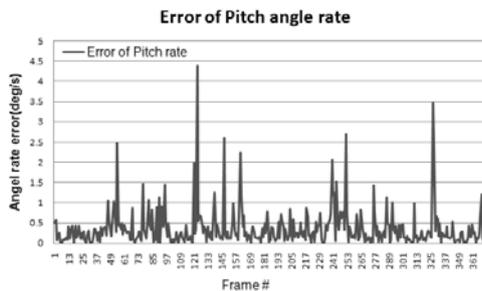


그림 17. 칼만 필터 적용 후의 Pitch 각속도 오차

오차는 약 5(deg/s) 내외였으며 2(deg/s)이상의 오차가 발생한 프레임은 전체의 0.04%정도이다. 칼만 필터를 적용한 결과의 오차는 측정 잡음과 프로세스 잡음에 따라 달라질 수 있다. 광학센서의 단일 측정으로는 측정치에 대한 신뢰도가 낮고, 항공기 기동에 의한 잡음에 따라 실제 방향과 다른 광류가 포함되는 프레임이 생길 수 있다. 이러한 점을 고려하여 측정 잡음이 크고 프로세스 잡음의 영향은 크지 않다는 잡음 특성을 필터에 적용하였다. 기준각을 움직이는 영상과 정지한 영상을 준비하고, 이때의 AHRS 자세 정보를 획득하였다. 정지한 영상에 대하여 추정값과 프로세스 상태값을 바탕으로 프로세스 공분산값을 결정하였으며, 기준각을 움직이는 영상을 이용하여 측정 공분산을 결정하였다. 칼만 필터를 통해 얻은 결과가 AHRS의 자세정보와 가장 가까운 추정값을 얻을 때의 공분산 값을 결정하기 위해 시행착오과정을 거치도록 하였다.

Pitch, Yaw 성분에 대해 적은 값의 광류에서 그 변화량이 크지 않다고 가정하였으며, 연산과정에서 경계값을 정하고 오차에 의해 크게 나타나는 광류의 성분은 제외하도록 하였다. 이러한 과정에서 광류의 오차를 줄이고 필터를 통해 보정된 추정값을 결과로 제시하였다.

Roll 성분의 경우 FOE 연산 후 그 변화량의 폭이 일정한 범위에서 나타나지 않았으며 경계값을 통해 제외되는 성분이 없이 모든 광류를 통해 연산되도록 하였다. 이러한 과정에서 큰 오차가

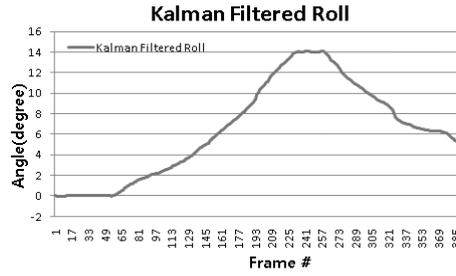


그림 20. 광류 측정값에 칼만 필터를 적용한 Roll 자세

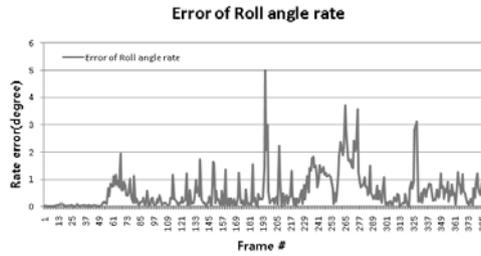


그림 21. 칼만 필터 적용 후의 Roll 각속도 오차

포함되었으며 진동하는 부분이 나타났다. 이를 Low pass filter를 이용하여 보정한 결과 불규칙적으로 오차를 포함하고 있었던 추정값을 어느 정도 보정할 수 있었다. 이러한 추정값을 Low pass filter에 적용시킨 결과 AHRS 측정값과 비교하여 최대 5(deg)의 오차가 발생하였다.

본 연구에서는 예측, 측정, 갱신의 과정을 반복하며 측정값을 보정하였다. 예측값을 가지는 칼만 필터를 통해서 low pass filter의 역할 또한 대신 할 수 있을 것이라 예상하였다. 그러나 Roll 자세 연산의 경우 low pass filter를 측정값에 적용시켰을 때 오차의 변동 폭이 칼만 필터

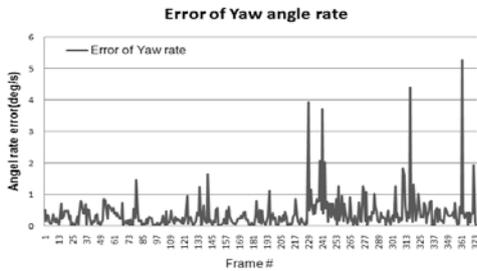


그림 18. 칼만 필터 적용 후의 Yaw 각속도 오차

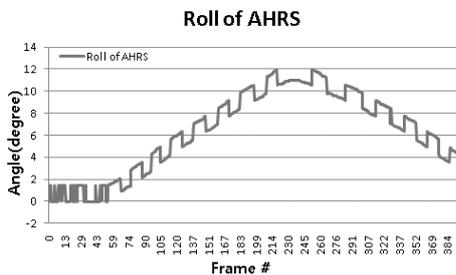


그림 19. AHRS를 통해 얻은 Roll 자세

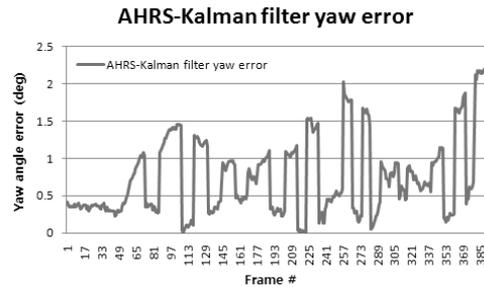


그림 22. AHRS와 칼만 필터를 통해 측정된 Yaw 오차

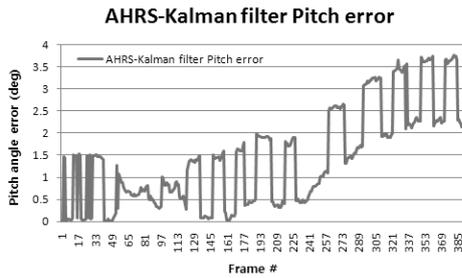


그림 23. AHRS와 칼만 필터를 통해 측정된 Pitch 오차

만 적용하였을 때보다 적고 일정하게 나타나는 결과를 내었다.

그림 22, 그림 23은 AHRS를 통해 얻은 Pitch, Yaw 자세 데이터와 광류, 칼만필터를 이용하여 추정된 데이터값의 오차를 나타낸 그래프이다.

3.3 비행영상을 이용한 자세 추정

Rate Table 실험을 토대로 하여 비행영상에 직접 적용하고 자세를 추정하는 실험을 하였다. 알고리즘은 실제 비행 시 실시간으로 자세를 측정하는데 목적을 두고 있다. 이 때문에 영상처리를 통해 자세를 측정하는 알고리즘을 탑재한 프로세서를 직접 무인항공기에 장착하고 실험하여야 한다. 그러나 실시간 제어가 수행되지 않는 단순 예측의 경우 프로세서를 탑재한 후 연산하는 결과가 지상에서 수신 받은 영상을 후처리 과정으로 연산한 결과와 같으므로, 본 논문에서는 후처리를 통해 알고리즘을 적용하도록 하였다. 후처리를 통해 약간의 시간지연이 생길 수 있으나 본 논문은 알고리즘을 수행하고 검증하기 위함으로 이 논문에서는 시간 지연이 발생하지 않는다고 가정하였다. 또한 앞서 칼만 필터에서 시스템 모델을 등각속도 모델로 가정하였는데 실제 소형 무인항공기의 비행 실험에서 시스템은 각속도가 일정한 기동을 하지 않는다. 이를 고려하여 본 실험에서는 실험영상 선별을 위해 속도가 일정한 저속 비행구간의 영상을 분리하는 편집과정을 거치도록 하였다. 그리고 초당 30fps의 영상을 사용함으로써 프레임간의 시간차이가 0.033(sec)의 매우 짧은 시간이며 그림 24에서와 같이 짧은 길이의 픽셀로 나타나도록 하였다. 이를 통해 등각속도의 시스템모델이 타당하도록 실험 조건을 갖추었으며 이에 따른 결과를 나타내도록 하였다.

그림 24는 앞서 적용한 방법과 동일한 방법으로 특징점을 설정하고, 이를 통해 광류를 연산한 결과이다. 초기값으로는 AHRS를 통해 획득한 초기 자세를 사용하도록 하였다.

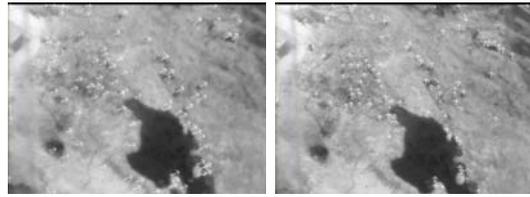


그림 24. 실제 비행영상에서 연산한 광류

광류와 칼만 필터를 이용한 알고리즘과 AHRS를 통해 자세를 측정된 결과는 그림 25, 그림 26과 같다.

두 결과는 비슷한 경향을 가지고 있으나, 오차가 약 20(deg)까지 발생하였다. 실제 AHRS를 통해 측정된 자세는 Pitch 자세는 20(deg)를 기준으로 오실레이션이 발생하며 각도의 변동 폭이 크다. 그러나 칼만 필터를 통해 추정된 결과는 오실레이션이 적고 일정한 각도를 유지하는 경향을 보였다. 연산 결과 Yaw에서 최대 21(deg)의 오차가, Pitch에서 최대 7.8(deg)의 오차가 발생하였다.

이는 카메라의 초기 자세에 의한 영향으로 고려된다. 실험에 사용된 무인항공기 탑재 카메라의 경우 화면상에 정지되어 나타나는 메인기어로 인해 광류 측정이 불가능하다. 따라서 메인기어가 나타나지 않도록 30도의 각도를 가지는 환경에서 실험이 수행되었다.

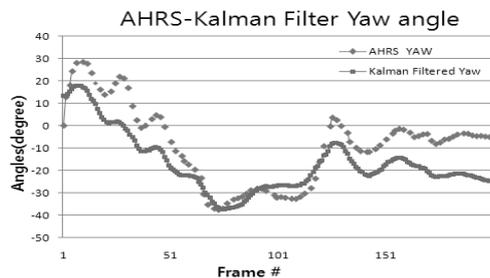


그림 25. AHRS와 칼만 필터를 통해 측정된 Yaw 자세

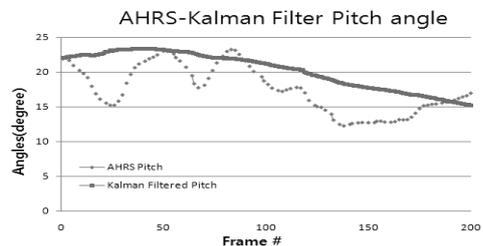


그림 26. AHRS와 칼만 필터를 통해 측정된 Pitch 자세

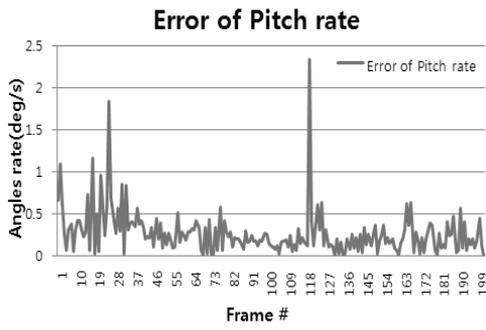


그림 27. 칼만 필터 적용 후의 Pitch 각속도 오차

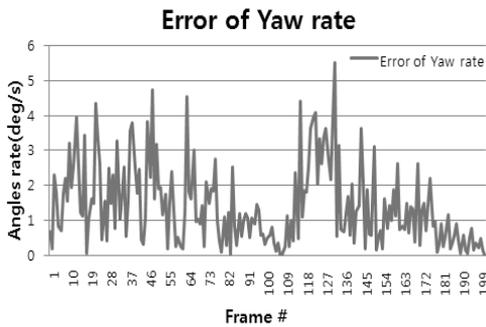


그림 28. 칼만 필터 적용 후의 Yaw 각속도 오차

그림 27, 그림 28에서는 칼만 필터 적용 전후의 각 방향에 대한 각속도 오차를 나타낸다. 칼만 필터 적용 이전의 각속도는 광류를 통해 측정된 각속도, 적용 이후의 각속도는 광류 측정 각속도를 칼만 필터에 적용 시킨 후 얻은 결과의 의미한다.

IV. 결 론

본 논문에서는 무인항공기에서 획득하는 영상에서 광류를 연산하고, 칼만 필터 이용하여 무인항공기의 자세를 추정, 예측하는 알고리즘을 구현하였다. 제안하는 알고리즘을 실험하기 위해 기체 고정형 자세추정 실험과 무인항공기를 이용하여 획득한 영상을 후처리하는 추정 실험을 수행하였다. 광류 연산 시 잡음에 강하고 연산속도가 빠른 Lucas and Kanade 이론을 적용하였으며, 광류의 낮은 신뢰성을 보완하고 다음 프레임에서의 자세를 예측하기 위하여 칼만 필터를 적용하였다. 이 때 측정값은 광류를 통해 측정된 각속도이다.

칼만 필터 적용 시 측정오차가 크고 프로세

스 잡음은 상대적으로 작다는 특성을 적용시켜 시뮬레이션을 수행하였다. 알고리즘 검증을 위한 광학센서 이동이 없는 자세 측정 실험에서 약 2도 이내의 오차를 가지는 결과를 얻을 수 있었다. 그러나 실제 비행 영상의 경우 소실점이 되는 FOE 연산에 있어 오차를 포함하였고, 항공기의 기동과 초기자세에 의한 영향을 크게 받아 광학 센서의 이동이 없는 경우와 비교하여 매우 큰 오차를 포함하였다.

이러한 오차를 줄이기 위해 항공기의 기동별 광류 패턴을 분석[13]한 후 알고리즘 적용이 이루어진다면 보다 정확한 연구 결과를 얻을 수 있을 것이라 예상된다. 또한 약 30(deg)의 기울어진 각을 가지고 영상을 획득하기 때문에 영상에서의 광류의 길이가 실제와 다르게 측정되었고, 이러한 영향에 의해 큰 오차각을 생성하게 되었다. 적분에 의해 자세를 추정하기 때문에 이러한 오차도 함께 누적되었을 것으로 예상된다. 전방을 향하는 정확한 초기 자세를 설정하고, 초기 자세 정보를 측정된 후 일정시간 이내의 자세 추정 과정의 갱신을 수행한다면 본 논문에서의 자세각 오차를 극복할 수 있을 것이다.

본 논문의 알고리즘에서는 100Hz의 수신이 가능한 AHRS에서 10Hz 정보를 저장하고, 2~3frame 간격으로 연산을 수행하도록 한다. 따라서 약 3~5fps의 처리율을 가진다. 30fps의 영상을 수신하여 처리하는 경우 저가의 INS 처리율보다 낮음에도 불구하고, 단일 영상을 이용한 자세 측정 연구이며 높은 활용도를 가질 수 있다는 장점을 가진다. 그러므로 지속적인 연구를 통해 연산 속도와 정확도를 향상시켜 나가야 할 것이다.

또한 이 논문에서는 비행 영상 실험에 있어 AHRS를 통해 측정된 초기값을 사용하였다. 그러나 패턴 매칭[15]이나 카메라 캘리브레이션 등의 방법을 통해 영상만을 이용한 초기 자세 측정 연구가 많이 진행되어 있기 때문에 이러한 방법을 적용할 수 있다. 정확한 초기자세가 포함될 경우에도 자세 추정 과정에서 오차가 누적되는 경우가 생길 수 있다. 본 논문에서는 GPS를 통해 영상기반 무인항공기의 위치 정보를 획득하도록 하였다. 따라서 GPS를 통해 기준위치를 알고, 기준위치의 패턴이나 특징점 배열 영상을 획득하여 광학센서의 정확한 초기 자세를 측정 할 수 있다. 이를 통해 주기적으로 무인항공기의 초기 자세값을 갱신한다면 무인항공기의 누적오차를 극복할 수 있을 것이다. 그리고 영상기반 초기자세 측정 과정이 포함될 경우 단일 영상만을 이용한 연구를 이룰 수 있다.

후 기

이 논문은 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임(KRF-2009-331-D00086).

참고문헌

1) Unmanned Aircraft Systems Roadmap for 2005-2030, Office of the Secretary of Defense, USA, 2005.

2) 홍석민, "감시정찰용 전자광학 탑재체 개발 동향 및 기술발전 추세", 국방과학기술 플러스, Volume.52, 2008.

3) Roberts, P. J., Walker, R.A., and O'Shea, P. J., "Tightly Coupled GNSS and Vision Navigation for Unmanned Air Vehicle Applications", *Australian International Aerospace Congress*, Melbourne, Australia, 2005.

4) Roberts, P. J., Walker, R. A., and O'Shea, P. J., "Fixed Wing UAV Navigation and Control through Integrated GNSS and Vision", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, San Francisco, CA, 2005.

5) Chatterji, G. B., Menon, P. K., Sridhar, B., "Vision-based position and attitude determination for aircraft night landing", *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, San Diego, CA, 1996.

6) 김종훈, 조선영, 김정호, 이대우, 조겸래, 신지환, "LabVIEW를 이용한 실험실 수준의 무인항공기용 광학 모듈 개발", 한국군사과학기술학회 종합학술대회, 2008.08, pp. 699~702.

7) 조선영, 김종훈, 김정호, 이대우, 조겸래,, "무인 항공기의 영상기반 목표물 추적과 광류를 이용한 상대깊이 추정", 한국항공우주학회지, 제 37권 제3호, 2009, pp. 267~274.

8) 조선영, 김종훈, 김정호, 이대우, 조겸래, "3D Depth Estimation for Target Region using Optical Flow and Mean-Shift Algorithm", *International Conference on Control, Automation and Systems*, 2008, pp. 34~39.

9) G.A. Thomas., J. Jin., T. Niblett., C. Urquhart., "A Versatile Camera Position Measurement System for Virtual Reality TV Production", *IEE International Broadcasting Convention*, 1997, pp. 284~289.

10) D, Sazbon., H. Rotstein., E. Rivlin., "Finding the focus for expansion and estimation range using optical flow images and a matched filter", *Machine Vision and Applications*, Volume. 15, Issue 4, 2004, pp. 229~236.

11) 김종훈, 이대우, 조겸래, 조선영, 김정호, 한동인, "무인 항공기의 목표물 추적을 위한 영상 기반 목표물 위치 추정", 제어로봇시스템학회지, Volume.14, Issue.12, 2008, pp. 1205~1211.

12) 김종훈, 이대우, 조겸래, 조선영, 김정호, 한동인, 조성진, "무인 항공기의 단안 영상을 이용한 3차원 위치 측정을 위한 LPV적용", 한국항공우주공학회 추계학술대회, 2008.11, pp. 982~985.

13) J.H.Kim, D.W.Lee, K.R.Cho, S.Y.Jo, J.H.Kim, and D.I.Han, "Vision Based Surveillance System using Low-Cost UAV", *Proceedings of the 3rd international Workshop on IVC & ITS*, 2009, Italy, pp. 143~148.

14) R. Mahony, P. Corke, and T. Hanmel, "Dynamic Image-Based Visual Servo Control Using Centroid and Optic Flow Features", *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Volume.130, Issue.1, 2008.01, pp.011005-1~011005-12.

15) Barron, J.L., Fleet, D.J., and Beauchemin, S., "Performance of optical flow techniques", *IJCV*, 1994, pp. 43~77.