

Received: 2023/12/27
Revised: 2024/01/15
Accepted: 2024/03/05
Published: 2024/03/31

***Corresponding Author:**

Chul Hyun

Dept. of Battlefield Analysis and Development,
LIG Nex1
333 Pangyo-ro, Bundang-gu, Seongnam-si,
Gyeonggi-do, 13488, Republic of Korea
Tel: +82-31-5178-4293
Fax: +82-31-5179-7086
E-mail: chul.hyun@gmail.com

Abstract

본 논문에서는 수중운동체의 초기 발사 안정화 단계의 기동 특성을 반영한 자세계산 방법을 검토하였다. 저가 관성센서인 가속도계와 자이로의 오차 모델링 포함 측정값을 기준으로 기동 상태를 판단하고, 가중함수를 이용한 통합 자세 추정치를 획득했다. 발사 후 20초간의 몬테카를로 시뮬레이션을 수행한 결과, 제시한 방법의 자세오차 RMS값이 전 구간에 대하여 1도 미만의 값으로 양호한 결과를 얻을 수 있었다.

In this paper, we proposed an attitude estimation method that reflects the maneuvering characteristics of the initial launch stabilization stage of an underwater vehicle. The maneuver state was determined based on the measurement values including the error modeling of the low-cost accelerometers and gyroscopes. The integrated attitude estimate was obtained using a weighting function. As a result of performing a Monte Carlo simulation for 20 seconds after launch, the RMS value of the attitude error of the proposed method was obtained as less than 1 degree for the entire range, which is a good result.

Keywords

자율수중운동체(Autonomous Underwater Vehicle), MEMS 관성센서(MEMS Inertial Sensor), 자세기준장치(Attitude Reference System), 자세 추정(Attitude Estimation)

저가 관성센서를 이용한 AUV의 수중 발사 초기 기동특성 기반 자세계산

Attitude Estimation of AUV Based on Initial Maneuvering Characteristics Using Low-cost Inertial Sensors

현철^{1*}, 김현승², 김창환¹, 이호진¹

¹LIG넥스원 전장분석개발팀 수석연구원

²LIG넥스원 전장분석개발팀 선임연구원

Chul Hyun^{1*}, Hyunseung Kim², Changhwan Kim¹, Hojin Lee¹

¹Principal researcher, Dept. of Battlefield Analysis and Development, LIG Nex1

²Senior researcher, Dept. of Battlefield Analysis and Development, LIG Nex1

1. 서론

자율수중운동체(AUV: autonomous underwater vehicle)는 해양 탐사부터 각종 산업 현장과 국방 분야까지 다양한 활용 범위를 갖는다. 해양 탐사 활동이나 호밍 어뢰 등의 대표적인 AUV는 목적에 따라 운용 시간이나 요구 성능이 각각 다르지만, 모두 정밀한 조종 제어 알고리즘이 요구되는 시스템이라 할 수 있다[1]. 이에 비해, 적의 호밍 어뢰로부터 아함을 보호하기 위하여 적 호밍 어뢰를 기만하여 아함이 회피 기동할 수 있는 시간을 확보하거나, 적 어뢰가 추진 연료를 소모하여 자침하도록 사용하는 수중운동체는 상대적으로 높은 정밀도를 요구하지 않는다[2]. 이러한 AUV에 대해서는 소형 저가의 MEMS 관성 센서를 이용하여 간단하고 저렴한 형태의 조종 제어 시스템을 구성할 수 있다[1,2].

수중운동체의 자동주행시스템을 구현하기 위해서는 동체의 자세 측정이 선행되어야 한다. 대부분의 자세 측정 장치(ARS: attitude reference system)는 가속도계(accelerometer)와 자이로스코프(gyroscope, 이하 ‘자이로’)를 이용하여 외부 장비 없이 독립적으로 자세를 계산한다[3]. 보통 자이로에서 측정하는 각속도를 적분하여 동체의 자세를 계산하는데, 짧은 시간 동안에는 비교적 정확한 자세를 계산할 수 있지만, 저가형 MEMS 센서를 사용할 경우 자이로 출력에 존재하는 오차가 적분을 통해 누적되어 자세 오차가 발산할 수 있다[3,4].

자이로에 의한 자세 오차의 발산을 막기 위하여, 저가형 센서를 사용하는 ARS는 일반적으로 중력가속도를 측정하는 가속도계 출력을 이용하여 보정하는 방법을 사용한다[3-5]. 가속도계를 이용하는 방법은 등속도 기동 상황에서만 정확한 자세 계산이 가능하고, 중력 외의 비력(specific force)이 존재할 경우에는 자세 오차가 발생하게 된다. 외력이 존재하는 상황에 대한 자세 추정에 관해서는 여러 연구들이 수행된 바 있다[4-6].

본 연구의 대상인 수중운동체에는 발사 초기의 가속과 수중 환경에 의한 감속, 프로펠러 회전에 의한 강한 회전 등 여러 외력이 복합적으로 작용한다. 본 논문에서는 이러한 수중운동체의 초기 발사 안정화 단계의 기동 특성을 반영한 자세계산 방법을 검토하였다.

2. 수중운동체

대상 AUV의 형상과 좌표계 구성은 Fig. 1과 같다. 좌표계는 지구고정좌표계와 선체고정좌표계로 구성되며, 선수 진행방향을 +x, 우현방향을 +y, 수심방향을 +z로 설정하였다. 자세각은 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw) 각이 각각 ϕ, θ, ψ 로 표현되며 지구고정좌표계에 대해서 표현된다. AUV의 무게중심 부근에 위치하는 관성센서는 x, y, z 방향으로 작용하는 가속도 값과 몸체 중심의 각속도 값인 p, q, r 값을 측정하게 된다.

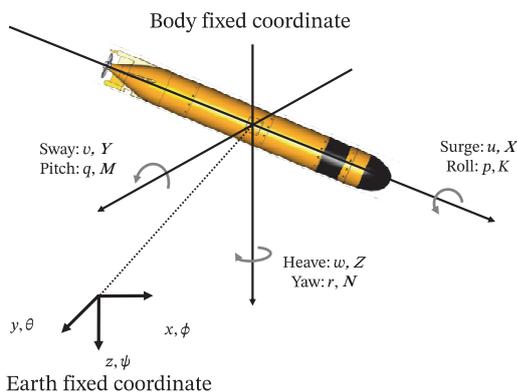


Fig. 1. The coordinate system of AUV

AUV의 비선형 운동방정식을 MATLAB/Simulink로 구현하고 수중 발사 초기 시뮬레이션을 수행한 결과를 Fig. 2에 나타냈다. Fig. 2의 위에서부터 각각 롤,

피치, 요 자세각이 도시되어 있고, 자세 측정 오차가 없는 이상적인 자세계산 조건 하의 제어 시뮬레이션 결과이다[7].

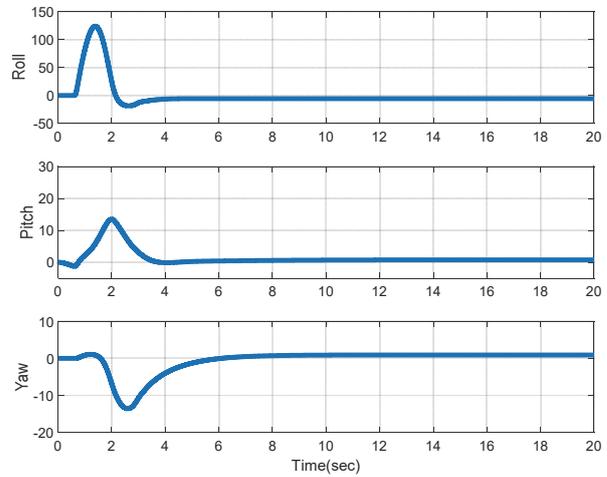


Fig. 2. Simulated euler angles of AUV

발사 초기 프로펠러 구동에 의해 강력한 롤 모멘트가 발생하면서 100도 이상으로 증가했던 롤의 자세각 값이 다시 0도 부근으로 제어되는 것을 확인할 수 있다. 롤 방향의 급격한 변동에 따른 영향으로 피치와 요 방향으로도 과도구간에서 약간의 출렁거림 후 대략 4~5초 이후로 안정화되고 있다.

3. 관성 센서 오차모델링

가속도계와 자이로의 출력에는 측정하고자 하는 물리량인 가속도와 각속도 외에 여러 오차 성분이 섞이게 된다. 관성센서의 여러 오차 성분 중에서 가장 대표적인 바이어스, 스케일 팩터 오차, 비정렬각, 측정잡음을 고려하였다.

가속도계 데이터는 식 (1)과 같이 표현할 수 있다.

$$f_b = C_n^b a_n - g + Coriolis + \delta f \tag{1}$$

동체좌표계(b)에서 표현되는 외력(f_b)은 항법좌표계(n)에서 표현되는 동체 가속도(a_n)가 좌표변환(C_n^b)된 항과, 중력가속도 벡터(g), 코리올리항(Coriolis)에 가속도계 오차(δf)로 표현됨을 의미한다. 이때 항체의 속도가 빠르지 않고, 센서 자체의 성능이 낮으므로 코리올리항은 무시할 수 있다. 여기에서 가속도계

오차에 대한 일반적인 모델링은 식 (2)와 같다.

$$\delta f = B_a + SF_a f + M_a f + W_a \quad (2)$$

가속도계 센서에 적용되는 실제 외력값(f)에 대하여 바이어스(B_a), 스케일 팩터 오차(SF_a), 비정렬각(M_a), 측정잡음(W_a)이 고려된 표현이다.

비슷한 방법으로 자이로의 측정 오차는 식 (3)과 같이 표현할 수 있다.

$$\delta \omega = B_g + SF_g \omega + M_g \omega + W_g \quad (3)$$

자이로 센서에 적용되는 실제 각속도값(ω)에 대하여 바이어스(B_g), 스케일 팩터 오차(SF_g), 비정렬각(M_g), 측정잡음(W_g)이 고려된다.

대상 AUV에 적용된 관성센서의 제작사에서 제공하는 데이터시트를 참고하여, 본 논문에서 적용된 오차와 관련된 값들을 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Specifications of inertial sensors

Specification	Accelerometer	Gyroscope
Bias	0.1 mg	80 deg/h
Scale Factor	300 ppm	5,000 ppm
Misalignment	10 mrad	1 deg
Random noise	1 mg	0.25 deg/s

Table 1의 오차값을 이용해 관성센서의 오차를 모델링하고, Fig. 1의 통합 제어 시뮬레이션에 적용해 보았다. Fig. 3에서 굵은 파란색 점선은 이상적인 상황에서의 가속도계 측정치이고, 나머지 선들은 식 (2)로 표현되는 랜덤한 센서오차가 적용된 오차 포함 가속도값을 중첩하여 그린 결과이다. Fig. 4도 마찬가지로 자이로에서 측정되는 오차 포함 AUV의 각속도값을 참값인 굵은 점선과 랜덤한 오차를 포함한 여러 개의 실선으로 표시하였다.

AUV는 순간적인 힘으로 발사관 밖으로 사출되어 수중환경을 만나게 된다. 대상 시스템은 발사 이전에 전원이 인가되지 않기 때문에, 발사 순간의 가속도는 측정되지 않는다. Fig. 3의 x 축 출력값에서 볼 수 있듯

이 수중환경의 저항에 의한 감속성분부터 기록된다. x 축 가속도계의 신호는 감속에 의하여 (-)값으로 시작하지만, 프로펠러의 고속 회전으로 인해 진행 방향으로의 가속이 2초 이후까지 발생한다. 1초 부근에서 출력이 꺾인 구간은 후부 덮개 분리에 의한 순간적인 감속 부분이다.

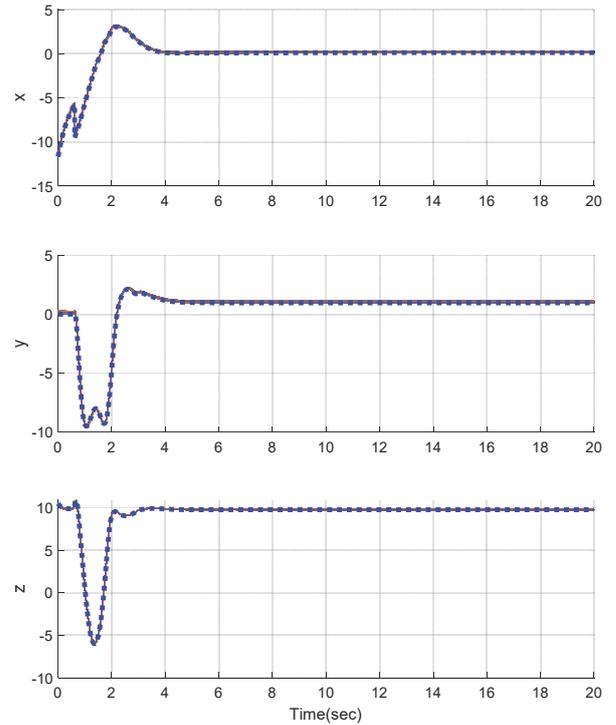


Fig. 3. Error modeled accelerometer data

Fig. 2에 도시되어 있듯이, 발사 초기 롤 모멘트에 의해서 롤 방향의 자세각이 100도 이상으로 발생했다가 줄어든다. 이러한 롤각의 변화로 인해서 Fig. 3의 y 축과 z 축으로 중력가속도 성분이 일시적으로 나타났다가 안정화되고 있다.

Fig. 3에서 0이었던 y 축의 가속도 성분은 롤의 회전에 의해서 잠시 (-)중력가속도만큼을 보였다가 롤 자세가 안정화되면서 다시 0으로 수렴되고, 중력가속도 방향으로 정렬되어 있던 z 축의 가속도계는 발사 초기에 중력가속도가 측정된 후, 1~2초 구간에서 잠시 과도 과정을 거치고 다시 안정적으로 중력가속도가 측정된다.

Fig. 4는 수중 발사 초기 구간에서 자이로가 측정하는 각속도 값이다. 초반 4초까지는 과도구간을 거치고 안정화됨을 확인할 수 있다.

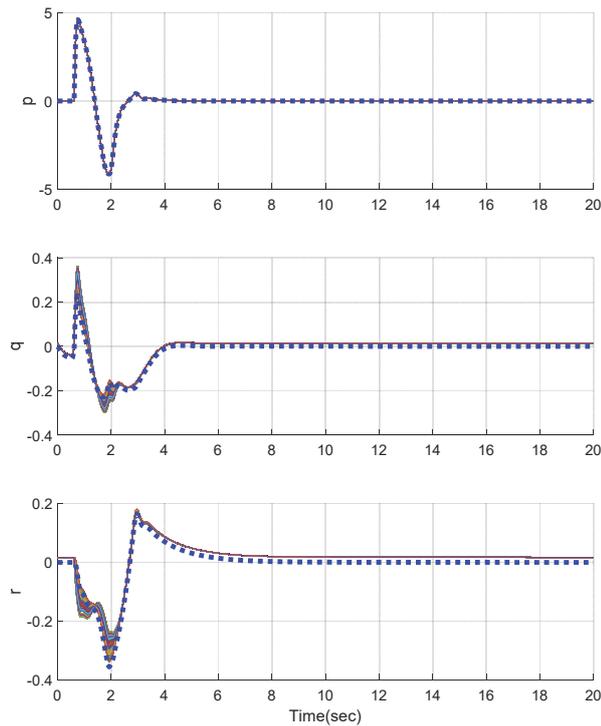


Fig. 4. Error modeled gyroscope data

Fig. 3와 Fig. 4는 각각 식 (2)와 식 (3), Table 1에서 정의된 오차값이 적용되어 그려진 결과이다. Fig. 4의 q, r 각속도처럼 상대적으로 작은 입력값에 대해서만 오차 성분이 두드러져 보이는 반면, Fig. 3의 x, y, z 축 가속도와 Fig. 4의 p 성분과 같이 오차의 크기 대비 큰 입력이 들어오는 부분에서는 오차가 드러나 보이지 않는다.

4. 자세 계산

항체의 자세값은 롤, 피치, 요 세 방향의 각으로 대표되는데, 본 논문에서는 heading과 관련이 있는 요각을 제외하고 롤과 피치각만을 고려한다.

자세값은 가속도계 측정치를 이용하여 다음과 같은 과정을 통해 얻어낼 수 있다. 식 (4)는 항체가 등속 운동을 할 때, 자세에 의해 측정되는 중력성분을 표현한 식이다.

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g \sin \theta \\ -g \sin \phi \cos \theta \\ -g \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

식 (4)로부터 롤과 피치의 자세각을 계산하면 식 (5)

와 같다.

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{-g \sin \phi \cos \theta}{-g \cos \phi \cos \theta} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{f_y}{f_z} \right) \quad (5a)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{g \sin \theta}{g \cos \theta} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{f_x}{\sqrt{f_y^2 + f_z^2}} \right) \quad (5b)$$

Fig. 3에 도시된 오차 모델링된 가속도계 측정치와 식 (5)를 이용한 자세계산 결과는 Fig. 5와 같이 산출된다. 참값은 굵은 점선으로, 측정치를 이용한 자세계산 결과는 얇은 실선들로 나타났다. y 축과 z 축 가속도계의 측정치를 이용하는 롤각 계산 결과는 참값에 근접하지만, x 축 측정치를 주로 사용하는 피치각 계산 결과는 4초까지 매우 큰 오차를 보인다. 반면 안정화된 4초 이후의 자세값은 0에 가깝게 수렴하고 있다.

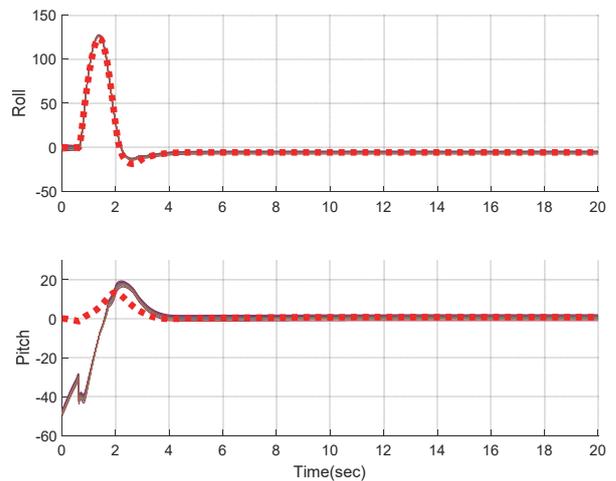


Fig. 5. Attitude estimation by accelerometer measurements

이러한 결과는 발사 초기 구간에 항체의 진행 방향 (x 축)으로 가감속 입력이 추가적으로 발생하여 중력 가속도 외의 비력이 측정되기 때문이다.

선체고정좌표계에서 자이로 센서를 통해 측정되는 각속도 (p, q, r)로부터 자세각은 식 (6)을 이용하여 계산할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (6)$$

식 (6)은 측정 각속도와 자세 변화율 간의 관계를 나타낸다. 측정된 자이로 값을 이용하여 자세 변화율

을 얻고, 이를 적분하면 자세를 계산할 수 있다. 이러한 적분 과정 때문에 센서 오차가 큰 저가형 자이로를 이용할 때 시간에 비례하여 자세계산 오차가 매우 커지는 특성이 생긴다.

Fig. 4 상의 오차 모델링된 자이로 측정치를 식 (6)에 대입하여 얻은 자세계산 결과를 Fig. 6에 나타냈다. 자이로를 이용한 자세계산 결과는 가속도계를 이용한 결과와 비교했을 때, 발사 초기 구간에서 정확함을 볼 수 있다. 과도 구간인 4초 이전의 자세계산 결과의 오차가 상대적으로 작고, 4초 이후에는 적분오차로 인한 자세 오차의 발산을 볼 수 있다. 20초 경과 후에는 대략 5도 이상의 자세 오차를 보인다.

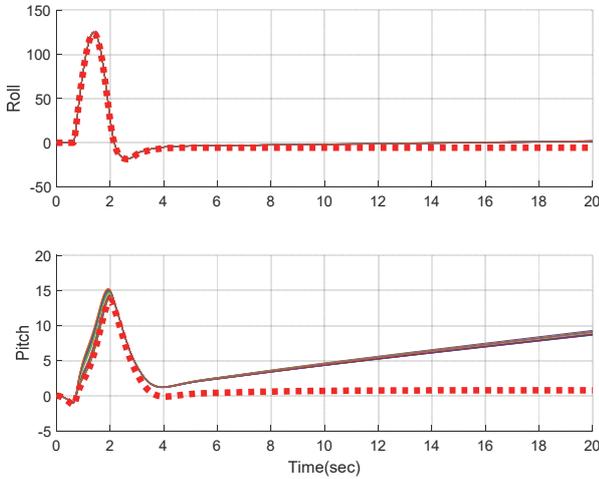


Fig. 6. Attitude estimation by gyroscope measurements

5. 상보 필터

이상과 같은 특성을 갖는 가속도계와 자이로 센서를 병합하여 사용하는 방법 중에 상대적으로 설계가 간단한 자세각 추정 필터 기법으로 각각의 센서에 고역/저역 통과필터를 적용한 후 조합하는 상보필터 (complementary filter)가 있다[8-10]. 저주파 영역에서 좋은 특성을 갖는 가속도계와 상대적으로 고기동 영역에서 좋은 결과를 나타내는 자이로 센서 병합을, 기존에 알려져 있는 최소자승법을 이용한 설계법을 적용해서 구현해 보았다[8,9].

$$\theta = \frac{s^2}{s^2 + K_p s + K_i} \left(\frac{1}{s} \dot{\theta}_{gyro} \right) + \frac{K_p s + K_i}{s^2 + K_p s + K_i} \theta_{accelerometer} \quad (7)$$

식 (7)과 같이 표현되는 상보필터의 필터계수(K_p , K_i)를 최소자승법을 이용해 구할 수 있다[9]. 본 연구 대상인 AUV의 초기 20초간 기동에 대해서 상보필터를 적용하여 자세계산을 수행한 결과를 Fig. 7에 나타냈다. 점선으로 표시된 참값과 실선으로 표시된 자세 계산값이 함께 도시되어 있다. 롤 자세각에 대해서는 참값과 유사한 결과를 보이지만, 초기 가감속에 의한 오차 때문에 피치 자세각은 수렴하지 않고 있음을 확인할 수 있다.

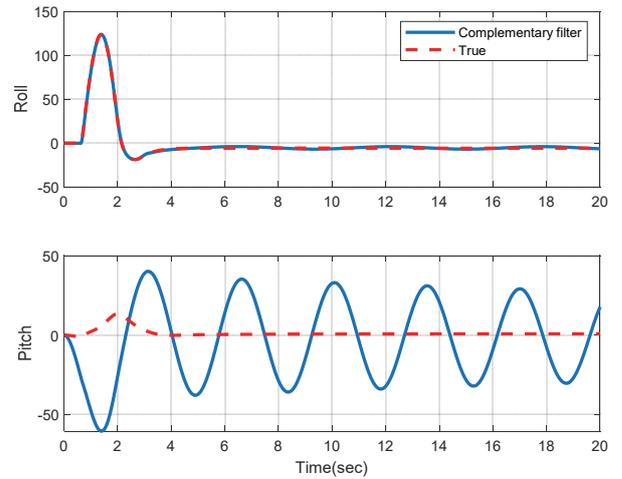


Fig. 7. Attitude estimation by complementary filter

6. 발사 초기 기동 특성 반영 자세 추정

발사 초기 AUV의 기동 특성을 반영하여 가속도계와 자이로의 출력을 가중함수를 이용해 결합하였다. 고기동 상황에서는 자이로 출력의 신뢰성이 높은 반면, 외력이 인가되면 가속도계로 계산되는 자세의 오차가 증가한다. 자세 안정화 이후에는 자이로 출력의 적분효과로 자세 오차가 시간에 비례해 증가하는데 반해, 가속도계를 이용해 계산되는 자세는 매우 안정된 값을 보인다.

대상 AUV는 발사 초기 회전과 외력이 함께 발생하고, 4~5초 이후에는 안정화되므로, 자이로 측정값과 가속도계 측정값의 L_2 Norm 값을 기준으로 고기동, 저기동 상태를 판단하고 식 (8)의 형태로 구성된 가중함수 값을 변화시켜 자세 추정치를 획득했다.

$$\theta = W_{gyro} \left(\frac{1}{s} \dot{\theta}_{gyro} \right) + W_{accel} \theta_{accelerometer} \quad (8)$$

가속도계의 3축 방향으로 측정되는 총 가속도의 L_2 Norm 값과 중력 가속도값의 차이가 0.3 % 이내일 때를 안정화 구간으로 간주하고, 이 값을 기준으로 가중 함수에 시그모이드 함수를 적용하였다. 자이로는 3축 총 각속도 값의 L_2 Norm 값이 0.1 rad/sec 값보다 클 때와 작을 때를 구분해 선형 가중 함수를 적용하였다.

시간에 대한 가중 함수의 변화를 Fig. 8에 도시하였다. 발사 후 4초까지의 과도 구간에서는 자이로에 의한 자세계산 결과를 사용하고, 4~6초 구간에는 자이로와 가속도계의 가중치가 변동이 있고, 대략 6초 이후에는 자세가 안정화되고 등속 운동을 하는 구간이므로, 가속도계를 이용한 자세계산 값을 사용하는 결과이다. Fig. 8의 가중 함수를 적용하여 랜덤 오차를 갖는 독립적인 시뮬레이션을 30여회 수행한 결과를 Fig. 9에 나타냈다. 약간의 오차는 보이지만, 전체적으로 참값과 유사한 결과를 확인할 수 있다.

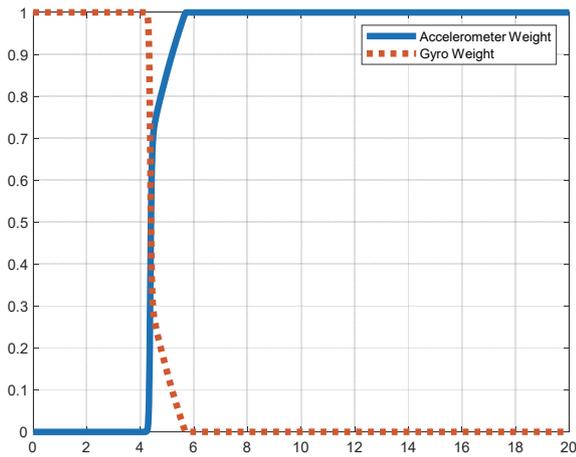


Fig. 8. Proposed weight function of attitude estimation

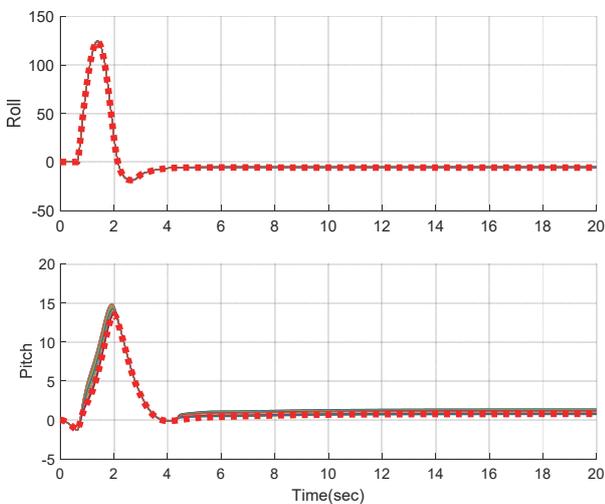


Fig. 9. Attitude estimation by proposed weighting function

가속도계와 자이로의 오차 모델에 대하여 총 500회의 몬테카를로(Monte Carlo) 시뮬레이션을 수행하고, 결과값 500개의 평균치를 Fig. 10에 나타냈다. 자이로를 이용한 자세계산 결과는 4~20초에서 오차가 증가하고, 가속도계를 이용한 자세계산 값은 4초까지 매우 큰 오차를 보이는 반면, 이를 가중 함수를 이용하여 융합시킨 결과는 참 자세값에서 크게 벗어나지 않음을 확연하게 볼 수 있다.

발사시점부터 20초까지의 자세 오차 값들에 대한 RMS(root mean square) 값을 Table 2에 정리하였다. 상대적으로 롤 방향의 오차가 작고, 피치 쪽의 오차 값이 큰데, 각각 자이로가 안정화된 이후 발산 오차와 가속도계의 초기 오차가 반영된 결과이다. 제안된 가중 함수를 이용한 자세계산의 전체 오차는 각각 0.44도와 0.74도 가량으로 모두 1도 이내의 양호한 오차 값을 보여준다.

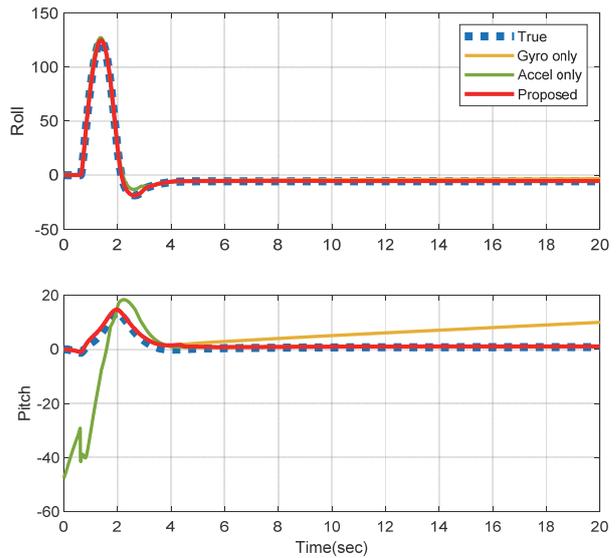


Fig. 10. Attitude estimation Monte Carlo simulation results

Table 2. Analysis result

Attitude error (deg)	Gyroscope	Accelerometer	Proposed scheme
Roll	1.8132	1.5272	0.4411
Pitch	5.9502	9.4456	0.7421

7. 결론

본 연구는 높은 정밀도가 요구되지 않는 용도에 활

용되는 수중운동체의 초기 발사 안정화 단계의 기동 특성을 반영한 자세계산 방법을 검토하였다.

소형 및 저가형인 MEMS 관성 센서의 대표적인 오차요소를 고려하여 오차 모델링을 수행하였다. 가속도계와 자이로 각각을 이용한 자세계산 알고리즘을 제시하고, AUV의 발사 초기 기동 상황에서의 계산 결과를 확인하였다.

고기동 상황과 자세 안정화 이후에 대하여 가속도계와 자이로의 자세계산 특성이 다르게 나타났고, 발사 초기 AUV의 기동 특성을 반영하여 가속도계와 자이로의 출력을 가중함수를 이용하여 결합하였다. 자이로 측정값과 가속도계 측정값의 $L_2 Norm$ 값을 기준으로 고기동, 저기동 상태를 판단하고, 가중함수 값을 변화시켜 통합 자세 추정치를 획득했다.

AUV의 비선형 운동방정식을 이용하여 발사 후 20초간의 몬테카를로 시뮬레이션을 수행한 결과, 제시한 방법의 자세오차 RMS값이 전 구간에 대하여 1도 미만의 값으로 양호한 결과를 얻었다. 이는 수중운동체가 발사된 후 초기 안정화 제어에 필요한 수준의 자세 계산 정확도라 할 수 있다.

참고문헌

- [1] C. Hyun, "Decoupled Controller Design of an Autonomous Underwater Vehicle and Performance Test Results," Journal of Institute of Control, Robotics and Systems, Vol. 19, No. 9, pp. 768-773, 2013.
- [2] A. Hwang, S. Yoon, C. Choi, and H. Cho, "Verification of the Underwater Vehicle Control Algorithm with MEMS Inertial Sensor based on Hardware in the Loop Simulation," Proceeding of the KIMST 2009 Conference, pp. 1988-1991, 2009.
- [3] C. W. Kang, Y. M. Yoo, and C. G. Park, "Performance Improvement of Attitude Estimation Using Modified Euler Angle Based Kalman Filter," Journal of Institute of Control, Robotics and Systems, Vol. 14, No. 9, pp. 881-885, 2008.
- [4] Y. Park and C. G. Park, "EKF Based Attitude Estimation Algorithm with Considering Innovation Covariance for ARS," Proceeding of the KSAS 2015 Spring Conference, pp. 406-409, 2015.
- [5] C. W. Kang, Y. M. Yoo, H. W. Kim and C. G. Park, "EKF Attitude Estimation Algorithm with Considering Gyro Output for ARS," Proceeding of the KSAS 2008 Fall Conference, pp. 582-585, 2008.
- [6] M. S. Lee, J. Park, and C. G. Park, "Center-of-Rotation Based Attitude Estimation Using Inertial Sensor," Proceeding of the KSAS 2023 Spring Conference, pp. 1158-1159, 2023.
- [7] C. Hyun, "Design and Verification of Early Unstable Stage Control Scheme for High-speed Underwater Launched AUV," International Journal of Control, Automation and Systems, Vol. 21, No. 11, pp. 3574-3583, 2023.
- [8] H. G. Min, J. H. Yoon, J. H. Kim, S. Kwon, and E. T. Jeung, "Design of Complementary Filter using Least Square Method," Journal of Institute of control, Robotics and Systems, Vol. 17, No. 2, pp.125-130, 2011.
- [9] H. G. Min, J. H. Kim, J. H. Yoon, E. T. Jeung, and S. Kwon, "A Control of Balancing Robot," Journal of Institute of Control, Robotics and Systems, Vol. 16, No. 12, pp. 1201-1207, 2010.
- [10] S. J. Park, J. Park, and J. W. Song, "Attitude Estimation Algorithm Using Adaptive Complementary Filter Based on Deep Reinforcement Learning," Proceeding of ICROS 2021, pp.139-140.