

항공기에서 투하되는 수중운동체의 초기정렬기법 연구

A Study of An Initial Alignment Method of Underwater Vehicle Dropped from Aircraft

류 동 기* 김 삼 수*
Ryu, Dong Gi Kim, Sam Soo

ABSTRACT

The StrapDown Inertial Measurement Unit(SDIMU) is recently used for the sensor package of the modern underwater vehicles such as torpedoes and unmanned underwater-vehicles. For using SDIMU, an initial alignment must be carried out before the fire or navigation stage. The general initial alignment methods require that a mother vehicle is a stationary condition or the Inertial Navigation System(INS) of vehicle is received the specific of data navigation from the mother vehicle. But an underwater vehicle dropped from aircraft is hard to satisfy above both necessary conditions of the general initial alignment. So, we suggest a new strapdown initial alignment method of an underwater vehicle dropped from aircraft without using any aided sensors. The highlight point of this method is that a period of initial alignment is not before the fire but during running stage to fix alignment error. And we verify it by analyzing various data of S/W simulations, Hardware In the Loop Simulation(HILS) tests and sea trials.

주요기술용어 : SDIMU(스트랩다운 관성측정장치), INS(관성항법장치), Initial Alignment(초기정렬), Body frame(동체좌표계), Navigation frame(항법좌표계), FOG(Fiber Optic Gyro), HILS(Hardware In the Loop Simulations)

1. 서 론

현대의 수중운동체는 자세, 속도, 위치 등을 측정하는 항법장치로서, 각속도와 가속도를 측정하는 관성측정장치(Inertial Measurement Unit : IMU)를 운동체

에 고정시킨 스트랩다운 관성항법장치(Strapdown Inertial Navigation System : SDINS)를 많이 사용하고 있다^[1]. SDINS의 장점은, 김벌 관성항법장치(GINS : Gimbale INS)에 비해 소형, 저 전력, 넓은 대역폭과 모듈러(modular) 구조에 의한 중첩 설계가 가능하다는 점이다. 그러나 SDINS는 항법모드 전에 운동체에 부착된 관성센서를 항법좌표계에 일치시키

* 국방과학연구소 선임연구원

기 위해서 동체좌표계와 항법좌표계 사이의 자세를 계산하는 초기정렬과정이 필요하다^[2~4]. 일반적인 초기정렬기법으로, SDIMU만을 이용한 자기정렬(Self Alignment)기법과 모함에서 항법정보를 입력받는 전달정렬(Transfer Alignment)기법이 있다. 자기정렬기법은 모함이 정지상태에서 위치 정보와 영속도 정보를 이용하여 초기정렬을 수행하는 방식이고, 전달정렬기법은 모함으로부터 실시간으로 특정한 항법 정보를 전달받아 초기정렬을 수행하는 방식이다^[3~4].

초기정렬 단계 동안, 자기정렬기법에서는 모함의 안정된 운동상태 또는 정지상태 유지조건을 만족한 상태에서 SDIMU만의 정보를 이용하여 계산하고, 전달정렬기법은 운동체의 SDINS가 실시간으로 모함의 정밀한 항법정보를 이용하여 계산한다.

항공기에서 투하되는 수중운동체는 항공기와 오프라인 연동방식으로 운용되므로 실시간으로 항법 정보를 전달받을 수 없으며, 항공기의 고속 주행상태 및 항공기와 수중운동체의 연결체인 장착부(bomb-rack)의 심한 진동 때문에, 앞에서 언급한 일반적인 정렬기법을 적용하기가 어렵다. 이러한 초기정렬 단계에서의 나쁜 환경으로 말미암아, 실제 시험 환경에서 초기정렬 기능의 실패를 야기할 수 있다. 따라서 본 논문에서는 항공기에서 투하되는 수중운동체의 초기정렬 대체방안으로서, 주행 중 짧은 시간 안에 초기정렬을 수행하는 새로운 초기정렬기법을 제안한다. 이 방법은 발사 전 단계에서의 초기정렬부분을 없애므로, 항공기에서 운용되는 수중운동체 운용자에게 운용상 여유를 줌은 물론 제어목적에 적합한 안정된 항법성능을 보장한다.

제안된 초기정렬기법은 항공기로부터 개략적인 방위각을 전달받고, 초기 롤, 피치를 0°라고 가정하여 투하한 후, 주행 중에 수중운동체의 자세와 속도가 안정

되면 개략정렬 알고리즘을 이용하여 초기 롤, 피치 오차를 보정하는 방법이다. 주행 중, 즉 몇몇의 초기 자세 제어 단계 중에 수중운동체는 필요한 안정화 운동상태가 이루어지고, 그러면 수정된 개략정렬 알고리즘이 수중운동체의 초기 롤, 피치오차를 보정하기 위해 수행된다. 여기서 수중운동체의 안정화 조건이 제안된 초기정렬 과정에서 매우 중요한 요소로 작용되는데, 이러한 조건은 많은 시뮬레이션 결과와 해상시험 결과를 바탕으로 결정된다.

2. 제안된 초기정렬기법

항공기와 수중운동체의 연결체인 장착부(bomb-rack)의 심한 진동과 항공기와의 오프라인 연동방식으로 인해, 제안된 초기정렬기법은 항공기 투하 전에 초기정렬단계를 없앤 후, 이때 발생한 초기자세 오차를 주행 중 개략정렬 알고리즘을 통하여 제한된 시간(약1초) 안에 보정하는 방법이다. 주행 중에 수행되는 개략정렬 알고리즘은 SDIMU의 가속도 정보뿐 아니라 수중운동체의 속도 정보를 이용하여 롤, 피치를 계산하므로, 그에 따른 수정된 개략정렬 알고리즘이 요구된다.

이 알고리즘은 짧은 시간 안에 결과를 얻을 수 있다는 장점이 있지만 수중운동체의 자세나 속도가 변화되면 큰 오차를 유발하기 때문에, 선행조건으로서 반드시 자세 및 속도의 변화가 없는 안정화 조건이 요구된다. 이러한 안정화 조건은 많은 시뮬레이션 결과와 해상시험 결과를 바탕으로 결정된다.

본 장에서는 좌표계에 대한 정의와 제안된 초기정렬기법에 사용된 계산식, 그리고 안정화 조건들에 대해서 기술하였으며, 센서들의 오차 특성에 대한 영향

을 분석하기 위해서 각 센서들의 오차 모델에 대해 기술하였다.

2.1 좌표계 정의

2.1.1 항법좌표계(Navigation Frame) : n-frame

운동체에 고정된 좌표계로서, 원점은 운동체의 질량 중심에 있으며, X축은 진북방향, Y축은 진북방향에서 우측으로 90도 방향, Z축은 지구중심 방향으로 한다. 항법좌표계의 X, Y, Z축을 각각 X_n, Y_n, Z_n 로 표시한다.

2.1.2 동체좌표계(Body Frame) : b-frame

운동체에 고정된 좌표계로서, 원점은 운동체의 질량 중심에 있으며, X축은 동체 중심선 진행방향(롤 축), Y축은 운동체의 후면에서 진행방향으로 볼 때 우측방향(피치 축), Z축은 하부방향(요오 축)으로 한다. 동체 좌표계의 X, Y, Z축을 각각 X_b, Y_b, Z_b 로 표시한다. 또한 X_b, Y_b, Z_b 축이 X_n, Y_n, Z_n 축을 중심으로 회전하여 발생하는 각도를 각각 롤, 피치, 요오라 하며, 각각을 ϕ, θ, ψ 로 표시한다. 운동체의 회전운동은 X_b, Y_b, Z_b 축 방향으로 시계방향으로 회전할 때 (+)방향으로 정의한다. 이러한 동체좌표계는 전형적으로 스트랩다운 방식의 항법장치에 사용된다.

2.2 초기정렬 알고리즘

2.2.1 속도정보를 이용한 개략정렬 계산식

개략정렬 계산식은 가속도계 센서의 출력을 이용하여 자세를 계산하는 "Gravity & Earth Rate Sensing" 방식을 사용하여, 롤과 피치를 구한다^[5].

가속도계의 출력인 f^b 에 대한 계산식은 속도 v^b 와 각속도 ω^{b_n} 에 대한 식으로 식 (1)과 같다. 여기서

운동체와 가속도계의 무게중심 불일치 발생하는 지렛 대효과는 불일치 거리가 계측되기 때문에 무시되었다.

$$f^b = \dot{v}^b + \omega^{b_n} \times v^b + C^{b_n} g^n \quad (1)$$

여기서,

$f^b = [f_x, f_y, f_z]^T$: b-frame에서의 가속도

$v^b = [v_x, v_y, v_z]^T$: b-frame에서의 속도

$\omega^{b_n} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$: b-frame에서의 각속도

$g^n = [0, 0, -g]^T$: 지구의 중력가속도

C^{b_n} : n-frame에서 b-frame로의 좌표변환행렬

식 (1)에서 C^{b_n} 을 롤(ϕ), 피치(θ), 요오(ψ)각을 이용하여 표현하면,

$$C^{b_n} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi & \cos \theta \sin \phi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \sin \phi \cos \theta \\ -\cos \phi \sin \psi & +\cos \phi \cos \psi & \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \theta \\ +\sin \phi \sin \psi & -\sin \phi \cos \psi & \end{bmatrix} \quad (2)$$

이다. 식 (2)을 식 (1)에 대입하여 가속도 성분별로 표현하면,

$$f_x = \dot{v}_x - \omega_z v_y + \omega_y v_z + g \sin \theta \quad (3-a)$$

$$f_y = \dot{v}_y + \omega_z v_x - \omega_x v_z - g \sin \phi \cos \theta \quad (3-b)$$

$$f_z = \dot{v}_z - \omega_y v_x + \omega_x v_y - g \cos \phi \cos \theta \quad (3-c)$$

이다. 여기서 직진하는 수중운동체의 자세와 속도의

변화가 없는 경우에는 속도의 미분 값과 속도를

$$\dot{v}^b = \begin{bmatrix} \dot{v}_x \\ \dot{v}_y \\ \dot{v}_z \end{bmatrix} = 0, \quad v^b = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} v_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

와 같이 가정할 수 있으므로 식 (3)으로부터 롤과 피치를 식 (5)과 같이 구한다.

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

$$\theta = \sin^{-1} \left(\frac{f_x}{g} \right) \quad (5-b)$$

단 $-\frac{\pi}{2} \leq \phi \leq \frac{\pi}{2}$ 와 $-\frac{\pi}{2} \leq \theta \leq \frac{\pi}{2}$ 이다.

여기서 가속도 f_x, f_y 와 각속도 ω_z 는 IMU로부터 측정되고, 속도 v_x 는 수중운동체의 추진력을 발생시키는 전동기의 회전수로부터 계산된다.

2.2.2 초기정렬 수행을 위한 안정화 조건

수중에서 주행 중에 수행되는 초기정렬 단계에서, 보다 정확한 자세를 얻기 위해서는 수중운동체가 안정된 자세를 유지하고, 정속 직진상태가 유지될 때 이뤄진다. 그러한 안정화 조건은 다음 네 가지 조건을 동시에 만족할 경우이다.

- ① $|\phi| \leq 15^\circ$ 이내로 3초 동안 유지
- ② $|\theta| \leq 5^\circ$ 이내로 1초 동안 유지
- ③ (|설정심도 - 측정심도| $\leq 10m$ & $|\omega_y| \leq 3^\circ/s$) 1초 동안 유지
- ④ $|f_x| \leq 1.0m/s^2$ 1초 동안 유지

위의 네 가지 조건들은 시뮬레이션 및 해상시험 결과를 바탕으로 분석한 결과이다.

2.3 오차 모델

식 (5)으로부터 초기정렬 과정에서 구해지는 롤, 피치의 오차는 각 센서들의 오차에 직접적인 영향을 받는다. 따라서 각 센서들의 오차 특성을 살펴볼 필요가 있다.

2.3.1 관성센서의 오차 모델

본 논문에서 사용되는 자이로는 광학식 자이로인 FOG(Fiber Optic Gyro)형이다. 광학식 자이로의 일반적인 해석 모델은 1-자유도 기계식 자이로의 해석 모델과 유사하다. 다만 기계식 자이로의 질량 특성으로 발생하는 오차만 제거된 식 (6)과 같은 형태를 가진다.

$$\omega_{out} = \omega_B + (1 + \epsilon_g)[\omega_\epsilon + \gamma_{gz}\omega_y - \gamma_{gy}\omega_z] + \eta_{gx} \quad (6)$$

여기서, ω_{out} = 자이로 출력

ω_B = 자이로 바이어스 오차

ϵ_g = 자이로 척도계수 오차

ω_ϵ = 자이로 입력 각속도

γ_{gy}, γ_{gz} = 자이로의 비정렬 오차

η_{gx} = 자이로의 잡음 오차

일반적인 가속도계의 해석 모델은 자이로의 해석 모델과 유사한 식 (7)과 같은 형태를 가진다.

$$f_{out} = f_B + (1 + \epsilon_a)[f_\epsilon + \gamma_{az}f_y - \gamma_{ay}f_z] + \eta_{ax} \quad (7)$$

여기서, f_{out} = 가속도계 출력

f_B = 가속도계 바이어스 오차

ϵ_a = 가속도계 척도계수 오차

f_{∞} = 가속도계 입력 가속도

γ_{ay}, γ_{az} = 가속도계의 비정렬 오차

η_{ax} = 가속도계의 잡음 오차

바이어스, 척도계수 및 비정렬 오차는 관성센서의 성능을 나타내는 대표적인 변수들이다. 이러한 변수들은 온도나 자기장 등과 같은 외부요인들에 영향을 받기 때문에 좀더 세부적으로 모델링을 해야 하지만, 본 논문의 목적을 벗어나기 때문에 그러한 식들은 생략한다.

2.3.2 속도계의 오차 모델

수중운동체의 전진방향 속도는 추진전동기의 회전수(rpm) 신호로부터 식 (8)과 같이 계산된다.

$$\widehat{v}_x = (K v + \epsilon_v) R_v + \eta_v \quad (8)$$

여기서, \widehat{v}_x = 추정된 전진방향 속도

K_v = 속도계의 척도계수

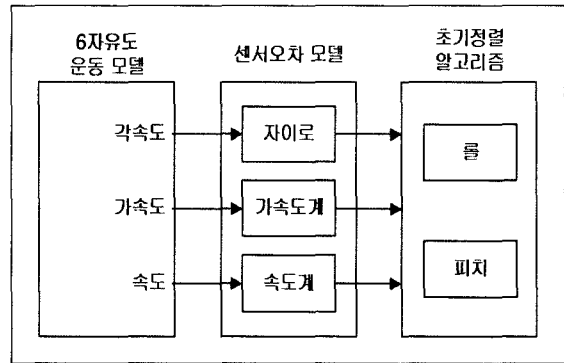
ϵ_v = 속도계의 척도계수 오차

R_v = 추진전동기의 회전수(rmp)

η_v = 속도계의 잡음 오차

3. 시뮬레이션

설계된 초기정렬 알고리즘의 성능을 검증하기 위해서 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션은



[그림 1] 시뮬레이션 모델 블럭선도

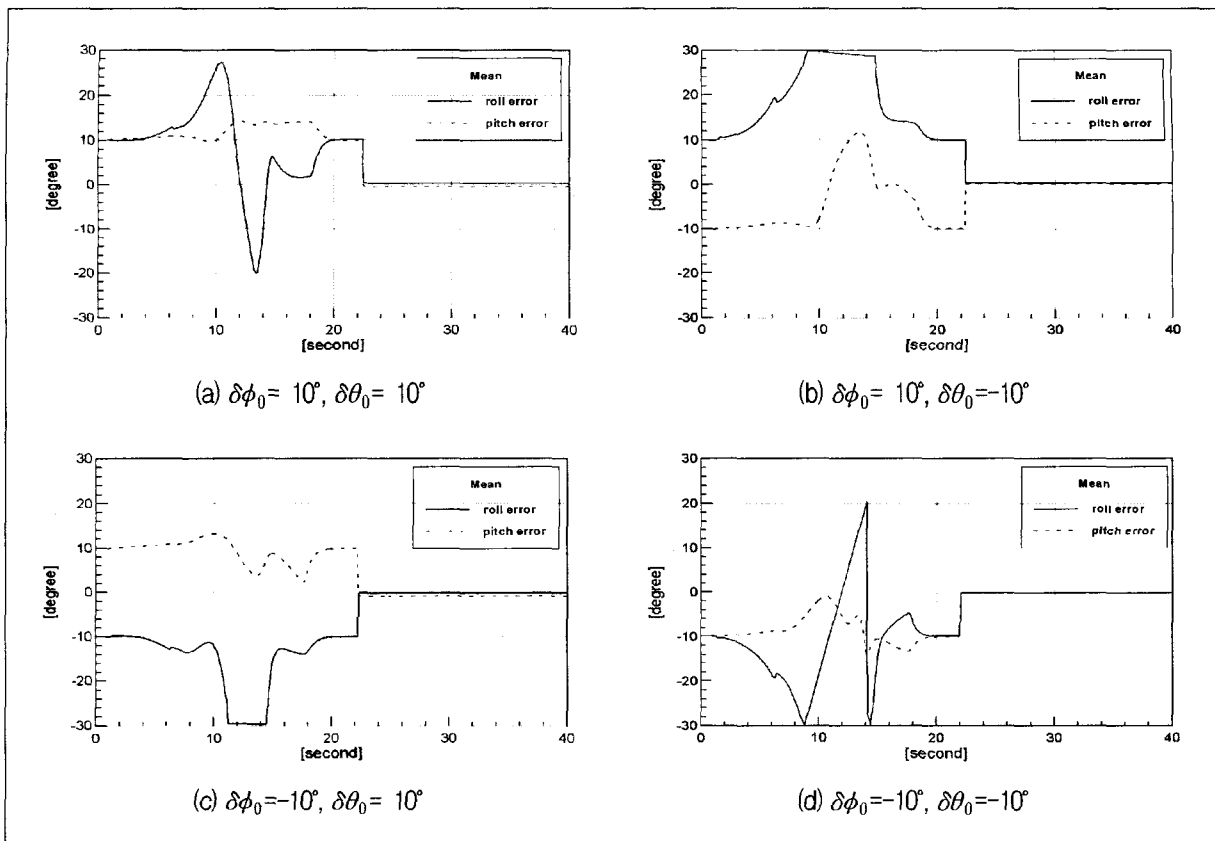
[표 1] 센서들의 오차 사양

센서 종류	오차 항목	사 양
자 이 로	바이어스(1σ)	xx deg/h
	척도계수(1σ)	xx ppm
	비정렬(1σ)	xx arcmin
	잡음(rms)	xx deg/s
가속도계	바이어스(1σ)	xx mg
	척도계수(1σ)	xx ppm
	비정렬(1σ)	xx arcmin
	잡음(rms)	xx mg
속 도 계	척도계수(1σ)	xx %
	잡음(rms)	xx m/s

그림 1의 모델을 이용하여 C언어로 작성된 프로그램 환경에서 수행하였다.

시뮬레이션에 사용된 센서들의 오차 사양은 표 1과 같다.

시뮬레이션의 시나리오는 고도 000ft, 속도 000kts 로 주행 중인 항공기에서 수중운동체를 투하하는 환경을 가정하였다. 이때 초기 롤, 피치오차($\delta\phi_0, \delta\theta_0$) 를 각각 항공기에서 투하될 때 초기 롤, 피치오차를 각각 $\pm 10^\circ$ 인 네 가지 경우로 가정하였다. 시뮬레이션 방식은 센서들의 오차특성에 대한 알고리즘의 성능



[그림 2] 시뮬레이션 결과

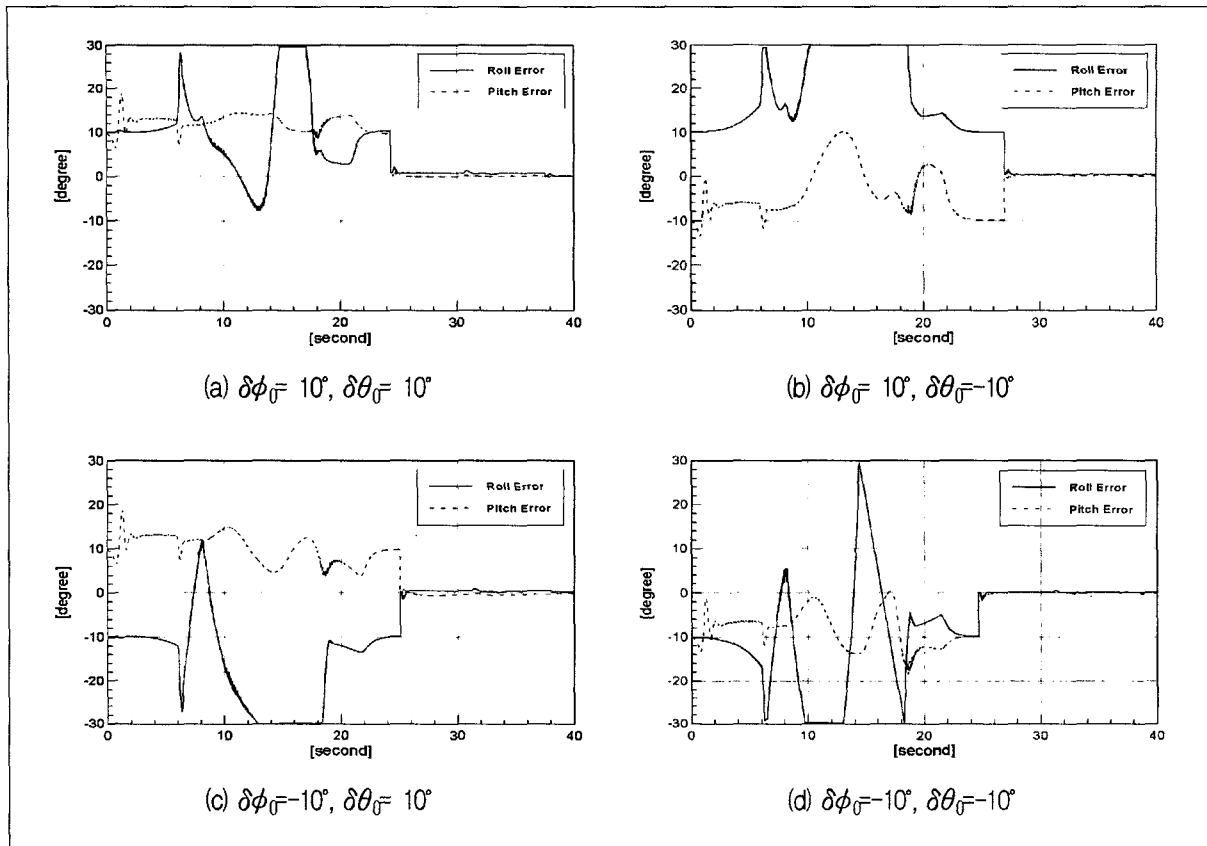
분석 및 검증을 하기 위해 Monte-Carlo 방식으로 100회 실시하였다.

네 가지 초기오차 조건에 따른 시뮬레이션 결과는 표 2 및 그림 2와 같다.

표 2와 그림 2의 결과들로부터 초기정렬 알고리즘이 약 21초경에 1초간 수행되어 약 22초경에 초기자세 오차가 보정됨을 확인하였다. 또한 네 가지 초기오차 조건 모두에 대해 초기자세 오차가 1°내로 보정됨을 알 수 있다. 이상의 결과로부터 초기오차 조건 및 센서들의 오차특성에 따른 제안된 초기정렬 알고리즘의 성능을 확인할 수 있었고, 수중 주행 중에서도 짧은 시간 안에 초기정렬을 수행할 수 있음을 확인하였다.

[표 2] 시뮬레이션 결과

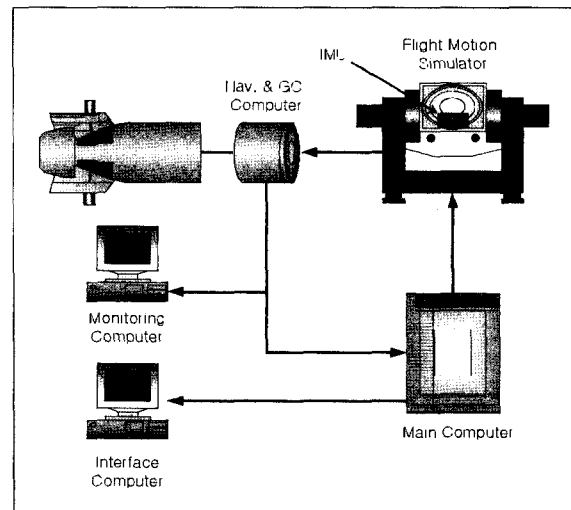
초기오차 조건	롤오차, $\delta\phi$ (deg)		피치오차, $\delta\theta$ (deg)	
	평균	표준 편차	평균	표준 편차
$\delta\phi_0 = 10^\circ,$ $\delta\theta_0 = 10^\circ$	0.290	0.190	-0.437	0.170
$\delta\phi_0 = 10^\circ,$ $\delta\theta_0 = -10^\circ$	0.324	0.178	0.151	0.181
$\delta\phi_0 = -10^\circ,$ $\delta\theta_0 = 10^\circ$	-0.269	0.188	-0.853	0.141
$\delta\phi_0 = -10^\circ,$ $\delta\theta_0 = -10^\circ$	-0.253	0.189	-0.256	0.175



[그림 3] HILS 실험 결과

4. HILS 및 해상시험 결과

설계된 초기정렬 알고리즘의 실시간 성능과 구현 기능의 검증에 위해 실제 해상시험과 유사한 상황을 구성하여 육상검증 실험인 HILS를 수행한다. HILS의 구성은 그림 4와 같이, 주 컴퓨터에서 시나리오에 따라 운동방정식을 계산하여 운동재현기(Flight Motion Simulator : FMS)를 작동하고, FMS에 장착된 IMU에서 각속도와 가속도를 측정하여 항법유도 제어 컴퓨터로 전송하며, 항법유도제어 컴퓨터에서 초기정렬 알고리즘과 유도제어 알고리즘을 수행하여 주 컴퓨터로 관련 정보를 전송하는 폐루프를 형성한다.



[그림 4] HILS 구성도

[표 3] HILS 실험 결과

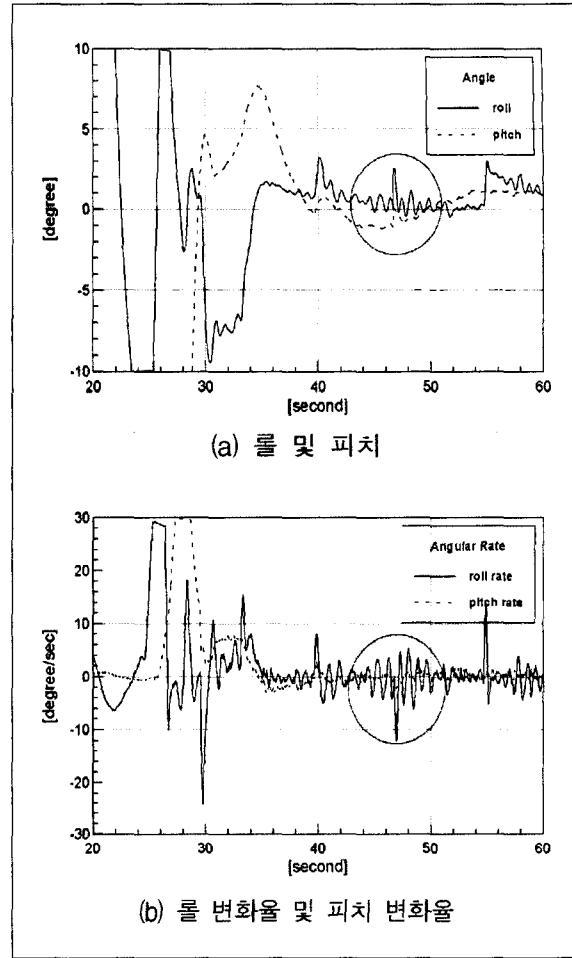
초기오차 조건	롤오차, $\delta\phi$ (deg)	피치오차, $\delta\theta$ (deg)	정렬시점 (sec)
$\delta\phi_0 = 10^\circ$, $\delta\theta_0 = 10^\circ$	0.704	0.061	24.34
$\delta\phi_0 = 10^\circ$, $\delta\theta_0 = -10^\circ$	0.382	0.093	26.95
$\delta\phi_0 = -10^\circ$, $\delta\theta_0 = 10^\circ$	0.329	-0.257	25.07
$\delta\phi_0 = -10^\circ$, $\delta\theta_0 = -10^\circ$	0.121	-0.097	24.69

초기정렬 알고리즘의 성능 검증을 위해서 FMS의 롤, 피치를 일정한 각도로 움직인 후 항법 컴퓨터에 초기자세를 0°로 입력하고, 시나리오에 따라 발사한다. 발사 후 초기정렬의 안정화 조건에 따라 일정 시간이 지나면 초기정렬이 수행되고, 초기자세 오차가 보상되는 현상을 모니터링할 수 있다. 초기자세 오차 조건은 시뮬레이션과 같이 네 가지 경우에 대해 실험하였다.

HILS 실험 결과는 표 3 및 그림 3과 같다.

시뮬레이션 결과와 마찬가지로 롤 및 피치의 오차가 1°이내로 보정되었다. 오차가 보정되는 시점이 조금씩 다른 것은 초기자세 오차에 따라 안정화 조건을 만족하는 시점이 달라지기 때문이다. 이상의 결과로부터 시스템에 탑재된 초기정렬 알고리즘의 실시간 처리 기능과 성능을 확인할 수 있었으며, 이를 바탕으로 제안된 초기정렬 알고리즘을 실제 해상시험에 적용할 수 있었다.

그림 5는 항공기에서 투하된 실제 해상시험 결과이다. 시험결과의 기준이 되는 항법장치가 없기 때문에 초기자세 오차를 정확하게 알 수는 없지만, 시험결과



[그림 5] 해상시험 결과

에서 47초경에 초기자세 오차가 보상되는 현상을 확인할 수 있다.

그림 5로부터 초기자세 오차가 보정된 시점은 47.4초이고, 롤은 0°에서 2.5°로 보정되었으며, 피치는 -1.0°에서 0.0°로 보정되었다. 시뮬레이션 결과와 HILS 결과 및 투하하는 시점에서의 자세정보를 종합해보면, 롤의 초기 자세오차는 약 2°, 피치의 초기 자세오차는 약 1°로 추정된다.

이 해상 시험 결과는 제안된 초기정렬 알고리즘과 초기자세 오차 보정이 정상적으로 수행됨을 보여준다.

5. 결 론

본 논문에서는 항공기에서 투하되는 수중운동체에 대해 새로운 초기정렬 방안을 제시한다. 새로운 초기정렬기법은 항공기 장착부의 불안정한 운동 때문에, 투하 전에 실시하는 초기정렬 단계를 없애고, 수중에서 주행 중에 속도정보를 이용한 개략정렬 알고리즘을 이용하여 초기자세 오차를 보정하는 방법이다. 컴퓨터 시뮬레이션과 HILLS시험 및 실제 해상시험 결과로부터, 초기 롤과 피치각 오차가 1°이하로 보정됨을 확인하였다.

발사 전의 초기정렬 단계를 없앴으므로, 항공기의 수중운동체 운용자가 운용상의 여유를 가질 수 있게 했음은 물론 제어목적에 적합하고, 안정된 정확도의 항법 정보를 제공할 수 있다. 종합적으로, 제안된 스트랩다운 초기정렬기법은 매우 훌륭히 동작하며 또한 간단하며, 수중운동체의 유도항법제어목적에 적합한 정확도를 제공함을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

- [1] G. M. Siouris, Aerospace Avionics Systems- A Modern Synthesis, Academic Press, 1993.
- [2] K. R. Britting, Inertial Navigation Systems Analysis, Wiley & Sons, 1971.
- [3] K. R. Britting and R. Palsson, "Self-alignment techniques for strapdown inertial navigation systems with aircraft application, " J. Aircraft, Vol.7, No.4, July-Aug. 1970.
- [4] I. Y. Bar-Itzhack, "Minimal order time sharing filter for INS in-flight alignment," Journal of Guidance and Control, Vol.5, July-Aug. 1982, pp.396~402.
- [5] 이장규의 "스트랩다운 비행자세측정장치의 가속도 계 보조 혼합 알고리즘 개발," 국방과학연구소 연구보고서, GUCD-417-89079, Feb. 1989.