



다중 아지무스 추진기를 갖는 무인수상정의 OEM 기반 시스템 식별 및 MILS-HILS-실험 연계 검증

하지웅¹·방현태¹·홍승재¹·윤영준¹·김응태²·김재우³·배경원⁴·김성준³·정재훈⁴·빌랄³·최성엽³·차승원³·윤원근^{1,†}
충남대학교 자율운항시스템공학과¹
충남대학교 미래모빌리티시스템연구소²
삼성중공업(주) 자율운항연구센터³
삼성중공업(주) 조선해양연구소⁴

OEM-Based System Identification and MILS-HILS-Experiment Integrated Verification of an Unmanned Surface Vehicle with Multiple Azimuth Thrusters

Jiwoong Ha¹·Hyuntae Bang¹·Seungjae Hong¹·Youngjun Yun¹·Eungtae Kim²·Jaewoo Kim³·Kyungwon Bae⁴·
Sungjoon Kim³·Jaehun Jeong⁴·Bilal Ozcan³·Seongyeop Choi³·Seungwon Cha³·Wonkeun Youn^{1,†}
Department of Autonomous Vehicle System Engineering, Chungnam National University¹
Research Institute of Future Mobility System, Chungnam National University²
Autonomous Ship Research Center, Samsung Heavy Industries Co., Ltd³
Ship & Offshore Research Institute, Samsung Heavy Industries Co., Ltd⁴

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

This paper presents an experiment-driven system identification and an integrated MILS-HILS-experiment verification procedure for a small unmanned surface vehicle equipped with multiple azimuth thrusters. A 3-DOF horizontal-plane dynamic model is formulated based on Fossen's Otter model, and six hydrodynamic parameters are estimated from experimental data using the Output Error Method. To handle the over-actuated propulsion system, a quadratic programming (QP)-based control allocation is employed to distribute the commanded force/moment vector to individual thruster force components under azimuth-angle constraints. The allocated forces are converted into executable actuator commands by computing the thruster rotational speed n and azimuth angle α , and the feasibility of the allocation is examined through the closed-loop response and constraint satisfaction. Mission scenarios consisting of unberthing, waypoint following, dynamic positioning, docking approach, and berthing are implemented, and the overall performance is evaluated via MILS, HILS, and field experiments. Experimental results show satisfactory mission execution with consistent transition behavior across phases, while maintaining the imposed actuation constraints, indicating the practicality of the proposed identification-and-verification workflow for real USV operations.

Keywords : Unmanned Surface Vehicle(USV, 무인수상정), System Identification(시스템 식별), Output Error Method(OEM, 출력오차법), Control Allocation(제어할당), Model-in-the-Loop Simulation(MILS), Hardware-in-the-Loop Simulation(HILS)

1. 서론

최근 해양 물류의 효율화와 스마트 항만 구축이 가속화되면서, 협소·제한 수역에서 정밀 기동이 가능한 무인수상정(Unmanned Surface Vehicle, USV)의 운용 필요성이 증가하고 있다. 특히

이·접안, 동적 위치 제어(Dynamic Positioning, DP)와 같이 위치·자세를 동시에 정밀하게 제어해야 하는 임무에서는, 다중 추진기를 활용한 과구동(over-actuated) 추진 시스템의 적용이 확대되고 있다. 전방위 추진기를 탑재한 선박의 동적위치제어시스템을 활용한 실선 횡이동시험(Park and Lee, 2020)이나, 무인수상정

을 대상으로 한 이·접안 제어 알고리즘의 실효성 검증(Ahn et al., 2023)은 이러한 추세를 잘 보여주는 사례이다. 과구동 추진 시스템에서는 추진기 제약(입력 포화 및 각도 제한)을 고려하여 요구되는 힘·모멘트를 생성해야 하므로, 제어할당(control allocation)을 통해 추진기 입력을 산출하는 방식이 널리 적용된다(Johansen and Fossen, 2013; Sjørdalen, 1997).

제어기 설계 및 검증을 위해서는 신뢰할 수 있는 동역학 모델이 필요하며, 모델 기반 제어의 성능은 모델 정확도에 크게 의존한다. 선박 동역학 모델은 물리 기반 운동 방정식 구조를 토대로 구성되며(Fossen, 2011), 유체력 계수는 선체 형상, 추진기 배치, 운용 속도 영역, 외란 환경 등에 따라 크게 달라질 수 있다. 따라서 대상 플랫폼에 적합한 파라미터를 실험 데이터로부터 도출하는 시스템 식별 절차가 필요하며, 시간 영역 기반 파라미터 추정과 모델 검증은 실제 운용을 고려한 모델 기반 제어 연구에서 널리 활용되어 왔다(Nad et al., 2015; Patel et al., 2014). 자유항주모형시험에 회귀분석을 적용한 선체 동역학 모델 개발(Kim et al., 2022)이나, 무인수상정 실선 시운전을 통한 식별용 데이터 확보(Jeon et al., 2021)도 같은 맥락에서 수행된 연구들이다.

최근에는 비선형 거동을 반영하기 위해 딥러닝 또는 비모수적(non-parametric) 모델을 활용하는 연구도 보고되고 있으나(Woo et al., 2018; Xue et al., 2020), 이러한 접근은 모델 내부 파라미터의 물리적 해석이 어렵고, 추력 포화나 입력 제약과 같은 실제 제어 시스템의 물리적 제약조건을 명시적으로 반영하기 어렵다는 한계가 있다. 아울러 학습 데이터의 운용 범위를 벗어나는 조건에서는 모델의 일반화 성능이 저하될 가능성이 있어, 물리 기반 제어기 및 제어할당 구조와 직접 연계하는 과정에서 제약이 발생할 수 있다. 특히 실제 시스템 적용을 고려하면, 물리적 구조를 유지하면서 실험 데이터에 기반해 파라미터를 정밀하게 추정하는 식별 절차의 중요성은 여전히 크다.

대표적인 파라미터 추정 기법인 최소자승법(Least Squares, LS)은 계산 효율이 높다는 장점이 있으나, 선박 운동 방정식의 특성상 상태 변수의 미분 값, 즉 가속도 정보가 필요하다. 그러나 실제 선박의 실험 데이터에는 센서 잡음이 포함될 수 있으며, 가속도를 얻기 위해 이를 수치 미분하는 과정에서 고주파 성분이 크게 나타날 수 있다. 이로 인해 최종 파라미터 추정치에 편향이 발생할 가능성이 있다(Söderström, 2012). 반면, 출력오차법(Output Error Method, OEM)은 모델을 적분하여 얻은 추정 응답과 실제 센서에서 계측된 응답 사이의 오차를 직접 최소화하는 방식이다. 따라서 LS와 달리 가속도 계산을 위한 수치 미분 과정이 필요하지 않으며, 수치 미분 과정에서 확대되는 잡음 성분의 영향과 파라미터 왜곡 문제를 효과적으로 줄일 수 있다(Jategaonkar, 2015). 나아가 센서 잡음이 가우시안 백색잡음(Gaussian white noise)이라고 가정하면, OEM의 오차 최소화 문제는 통계적 관점에서 최대우도추정법(Maximum Likelihood Estimation, MLE)과 수학적으로 동등한 형태가 된다. 이는 파라미터 추정의 최적성(optimality) 및 일치성(consistency)을 뒷받침하는 근거가 된다(Ljung, 1999). 이와 같은 기법적 차이와 통계적

타당성을 고려하여, 본 연구에서는 실제 수조 및 해상 실험에서 획득한 실험 데이터로부터 유체력 파라미터를 보다 강건하고 신뢰성 있게 추정하기 위해 OEM 기반 시스템 식별 기법을 적용하였다.

본 연구의 대상 플랫폼은 다중 아지무스(azimuth) 추진기를 탑재한 과구동 USV로, 동일한 요구 힘·모멘트를 만족하는 추진기 입력 해가 다수 존재한다. 아지무스 추진기는 추력의 크기와 방향을 독립적으로 제어할 수 있어 우수한 조종 성능을 제공하지만, 실제 시스템에서는 추진기 추력 한계와 아지무스 각 제한 등 물리적 제약을 고려해야 한다. 따라서 이러한 제약조건을 만족하면서 요구 힘·모멘트를 충족하는 추진기 입력을 산출하기 위해, 본 연구에서는 이차계획법(Quadratic Programming, QP) 기반 제어할당 기법을 도입하였다(Johansen and Fossen, 2013; Sjørdalen, 1997). 특히 QP 기반 제어할당은 요구 힘·모멘트 조건을 등식 제약으로, 추진기 제약조건(입력 포화 및 각도 제한)을 부등식 제약으로 명시적으로 정식화(formulation)할 수 있으며, 목적함수를 통해 추진기 사용량 또는 입력 변화량을 함께 최적화할 수 있다는 장점이 있다. 또한, 본 연구와 같이 이차 목적함수와 선형 제약식으로 문제를 구성하는 경우, 해당 문제는 볼록(convex) QP 형태로 정식화되므로 실시간 제어 주기 내에서 안정적으로 해를 계산하는 데 적합하다.

마지막으로, 기존의 다수 연구에서는 제어기 및 제어할당 알고리즘의 성능 검증이 수치 시뮬레이션 수준에 머무르거나, 실제 제어 하드웨어의 통신 환경 및 연산 제약이 충분히 반영되지 않아 실제 해상 환경 적용 시 예기치 않은 성능 저하가 발생할 가능성이 있었다. 무인수상정의 경로추종, 이·접안, 군집 제어 등 다양한 임무에 대한 알고리즘 검증 연구가 보고되고 있으나(Kim et al., 2021; Kim et al., 2024; Baek et al., 2024), 데이터 기반 시스템 식별부터 하드웨어 탑재 검증, 실제 환경에서의 임무 수행 평가에 이르기까지 전체 과정을 단일한 통합 프레임워크로 연계하여 실효성을 검증한 연구는 상대적으로 제한적이다. 이에 본 연구에서는 식별 결과와 통합 제어 구조의 유효성을 MILS(Model-in-the-Loop Simulation), HILS(Hardware-in-the-Loop Simulation), 그리고 실제 수조 실험으로 이어지는 단계적 통합 검증 프레임워크를 통해 확인하고자 한다. MILS 단계에서는 임무 시나리오를 기반으로 통합 알고리즘의 성능을 시뮬레이션 환경에서 검증하고, HILS 단계에서는 동일한 제어기 및 제어할당 알고리즘을 실제 운용 제어기인 Pixhawk에 탑재하여 실시간 연산, 통신 지연, 입출력 조건에서의 동작 신뢰성을 확인한다. 최종적으로 실험 단계에서는 수조 환경에서 대상 플랫폼을 직접 구동함으로써 실제 임무 수행 성능을 종합적으로 평가한다.

2. 시험 대상 플랫폼

2.1 플랫폼 개요 및 제원

본 연구의 실증 시험을 위해 구축한 USV 플랫폼은 연안 및 항

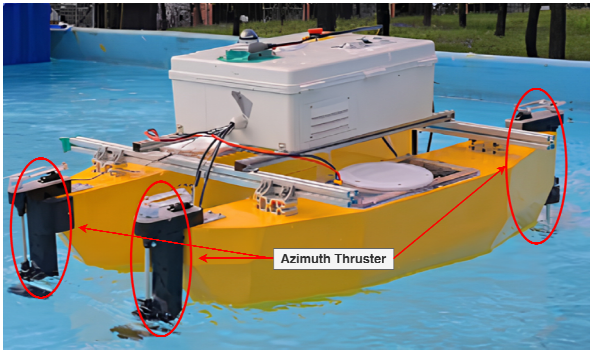


Fig. 1 Testbed USV platform

Table 1 Principal specifications of the testbed USV platform

Item		주요치수
Mass	m	35.82 kg
Length	L	1.42 m
Beam	B	1.02 m
Height	H	0.65 m

만 내 정밀 기동 임무 수행을 목적으로 설계되었다. Fig. 1은 수조 환경에서의 시험 대상 USV 외형을 나타내며, 선체 좌우에 배치된 아지무스 추진기 위치를 함께 표시하였다. 플랫폼은 알루미늄 합금 소재의 쌍동선(catamaran) 구조로 제작되어, 파고 및 조류 등의 외란 조건에서도 충분한 복원성과 내항 성능을 확보할 수 있도록 하였다. 시험 대상 플랫폼의 주요 제원은 Table 1에 정리하였다. 선체 길이(L)는 1.42 m, 선폭(B)은 1.02 m, 높이(H)는 0.65 m이며, 실험 장비를 포함한 총 질량은 약 35.82kg이다.

2.2 추진기 배치 및 기하학적 구조

Fig. 2는 시험 대상 USV의 추진기 배치와 아지무스 추진기 구성을 나타낸다. 본 플랫폼은 선체 좌·우현에 총 4기의 아지무스 추진기를 분산 배치한 과구동 구조로 설계되었으며, 각 추진기는 선체 중심선을 기준으로 대칭 배치되어 3-DOF (surge-sway-yaw) 운동에서 요구되는 힘·모멘트를 생성할 수 있도록 하였다.

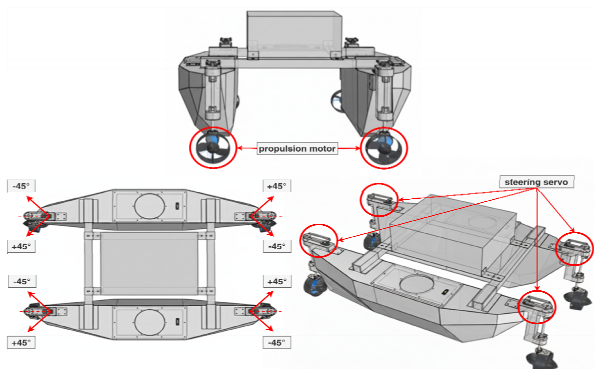


Fig. 2 Testbed USV platform and thruster configuration

이러한 배치는 전·후진 기동뿐 아니라 횡이동 및 제자리 회전과 같은 저속 정밀 기동에 유리하다.

각 아지무스 추진기는 추진 모터(propulsion motor)와 조향 서보(steering servo)로 구성된다. 추진 모터는 추력을 생성하고, 조향 서보는 추진기의 아지무스 조향각을 제어한다. 본 연구에서는 실제 구동계의 기계적 제약을 반영하기 위해 각 추진기의 아지무스 조향각 작동 범위를 -45° 에서 $+45^\circ$ 로 제한하였다(Fig. 2). 이는 실제 구동기 구조에서 허용되는 조향 범위를 반영하기 위한 설정이며, 비현실적인 추진기 명령이 생성되는 것을 방지하는 데 목적이 있다. 또한, 이러한 제약조건은 이후 제어할당 정식화에서 선형 제약식으로 반영되어, 물리적으로 실현 가능한 추진기 입력이 산출되도록 한다.

2.3 추진기 시스템 및 구동 특성

본 플랫폼의 추진 시스템은 정밀 기동 및 DP 성능 확보를 위해 18V 정격 전압으로 구동되는 Blue Robotics사의 T200 추진기 4기로 구성된다. 추진기 구동은 PWM 명령을 기반으로 이루어지며, 본 연구에서는 추진기 응답 특성을 반영하기 위해 PWM-RPM 관계를 룩업테이블(lookup table) 형태로 구성하였다(Fig. 3).

Fig. 3은 T200 추진기의 입력 PWM과 출력 RPM 간의 매핑 관계를 나타낸다(Blue Robotics, 2019). 본 연구에서는 제어할당 결과로부터 산출된 목표 추진기 회전수(RPM)에 대응하는 PWM 명령을 생성하여 추진기에 입력하였으며, 이 과정에서 Fig. 3의 매핑 관계를 사용하였다. 이를 통해 추진기의 비선형 구동 특성을 제어 입력 변환 과정에 반영할 수 있으며, 추진기 동특성의 비선형성으로 인해 발생하는 모델링 오차를 줄이고 실제 응답과의 차이를 완화할 수 있다.

3. 동역학 모델링

3.1 좌표계 정의

Fig. 4는 지구고정 좌표계와 선체 고정좌표계의 축 방향 및 두

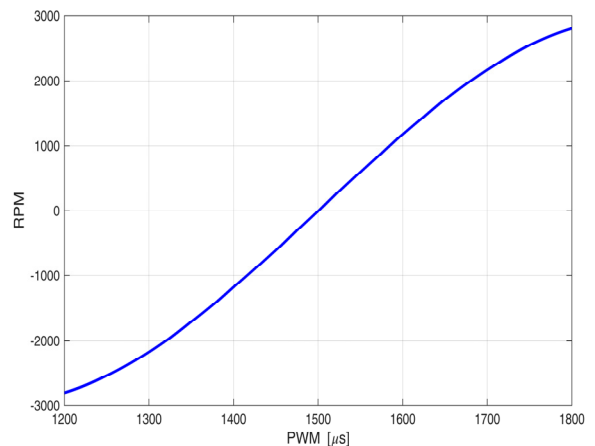


Fig. 3 PWM-to-RPM mapping of the T200 thruster

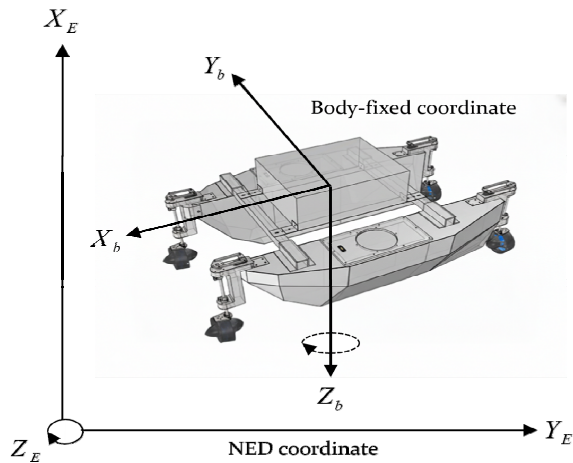


Fig. 4 Coordinate system

좌표계의 관계를 보여준다. 선체 고정좌표계의 원점은 Fossen (2011)에서 정의하는 선체 기준점(Center of Origin, CO)에 위치하도록 설정하였다. 지구고정 좌표계는 NED(North-East-Down) 좌표계를 사용하며, 위치 및 자세는 $\eta = [x, y, \psi]^T$ 로 둔다. 여기서 x 와 y 는 각각 X_E (north, m) 및 Y_E (east, m) 방향 위치이고, ψ 는 yaw(rad) 각이다. 선체 고정좌표계에서의 속도 벡터는 $\nu = [u, v, r]^T$ 로 정의하며, u 와 v 는 각각 surge(m/s) 및 sway(m/s) 방향 속도, r 는 yaw rate(rad/s)이다. 두 좌표계의 관계는 회전행렬 $R_b^{ned}(\psi)$ 를 이용하여 식 (1)과 같이 나타낸다.

$$\dot{\eta} = R_b^{ned}(\psi) \nu = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ r \end{bmatrix} \quad (1)$$

여기서 $R_b^{ned}(\psi)$ 는 yaw 각 ψ 에 대한 2차원 회전 변환을 포함하는 회전행렬이다.

3.2 3-DOF 동역학 모델

본 연구에서는 USV의 수평면 운동을 3-DOF로 가정하고, 동역학식을 식 (2)와 같이 나타내었다(Fossen, 2011).

$$M\dot{\nu} + C(\nu)\nu + D(\nu)\nu + G(\eta) = \tau \quad (2)$$

여기서 M 은 관성 행렬, $C(\nu)$ 는 코리올리 및 원심(Coriolis-centripetal)행렬, $D(\nu)$ 는 감쇠 행렬, $G(\eta)$ 는 복원력 항이며, $\tau = [\tau_x, \tau_y, \tau_n]^T$ 는 추진 시스템이 생성하는 힘·모멘트 벡터이다. 각 성분은 각각 전후방 힘(surge force, N), 횡방향 힘(sway force, N), 요 모멘트(yaw moment, $N \cdot m$)를 나타낸다. 본 연구의 수평 운동에서 중력과 부력에 의한 복원력 항의 영향을 무시할 수 있으므로 $G(\eta) = 0$ 으로 가정하였다(Vu et al., 2021).

관성 행렬 M 은 강체 질량 및 관성 성분과 부가질량 성분을

포함하며 식 (3)과 같이 구성하였다.

$$M = \begin{bmatrix} m - X_{\ddot{u}} & -X_{\ddot{v}} & -m y_g - X_{\ddot{r}} \\ -Y_{\ddot{u}} & m - Y_{\ddot{v}} & m x_g - Y_{\ddot{r}} \\ -m y_g - N_{\ddot{u}} & m x_g - N_{\ddot{v}} & I_z - N_{\ddot{r}} \end{bmatrix} \quad (3)$$

한편 $C(\nu)$ 와 $D(\nu)$ 는 각각 3-DOF 운동에서의 비선형 결합 효과 및 감쇠 효과를 나타내며, 본 연구에서는 Fossen (2011)의 형식을 따라 식 (4)와 식 (5)와 같이 구성하였다.

$$C(\nu) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -m(x_g r + v) + Y_{\dot{v}} v + Y_{\dot{r}} r \\ 0 & 0 & m u - X_{\dot{u}} u \\ m(x_g r + v) - Y_{\dot{v}} v + Y_{\dot{r}} r & -m u + X_{\dot{u}} u & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$D(\nu) = \begin{bmatrix} X_u + X_{|u|} |u| & 0 & 0 \\ 0 & Y_v + Y_{|v|} |v| + Y_{|r|} |r| & Y_r + Y_{|r|} |v| + Y_{|v|} |r| \\ 0 & N_v + N_{|v|} |v| + N_{|r|} |r| & N_r + N_{|r|} |v| + N_{|v|} |r| \end{bmatrix} \quad (5)$$

3.3 다중 아지무스 추진기 추력 모델과 제어입력 변환

Fig. 5는 선체 고정좌표계에서 4기 아지무스 추진기의 배치와 추력 방향, 그리고 추력을 선체 좌표계 성분으로 분해하는 좌표 축 정의를 제시한다. 추진기는 선체 중심선을 기준으로 좌우 대칭으로 배치되며, 선체의 중심으로부터 선수/선미 방향 거리 l_f, l_a 와 횡방향 거리 d 를 배치 파라미터로 두었다. 아지무스 각 α_i 는 X_b 축을 기준으로 반시계방향을 양(+)의 방향으로 정하였

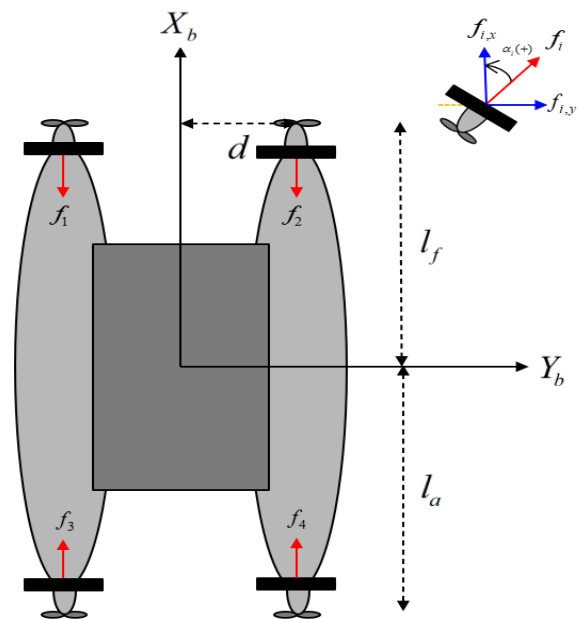


Fig. 5 Definition of force components and azimuth angle of an azimuth thruster

다. 각 추진기 i 가 생성하는 추력의 크기를 f_i 라 하면, 추력은 X_b 성분 및 Y_b 방향 성분으로 분해되어 $f_{i,x} = f_i \cos(\alpha_i)$, $f_{i,y} = f_i \sin(\alpha_i)$ 로 나타난다.

본 연구에서는 제조사 성능 데이터와 실험 구동 범위를 기반으로, 추진기 회전 속도 n_i 와 추력 f_i 의 관계를 식 (6)과 같이 나타내었다(Fossen, 2011; Blue Robotics, 2019). 추진기 추력은 n_i^2 에 비례한다고 가정하되, 전·후진 구동 시 추진 효율 및 유체력 특성이 달라질 수 있으므로 전진($n_i \geq 0$)과 후진($n_i < 0$) 구간을 분리하고 각 구간의 추력계수를 k_{pos}, k_{neg} 를 각각 정의하였다.

$$f_i = \begin{cases} k_{pos} n_i^2, & n_i \geq 0 \\ -k_{neg} n_i^2, & n_i < 0 \end{cases} \quad (6)$$

여기서 k_{pos}, k_{neg} 는 n_i^2 에 대한 추력 관계를 구간별로 추정한 계수이며, 전·후진에서의 추력 응답 차이를 반영한다.

4기 추진기의 힘 성분을 $f = [f_{1,x}, f_{1,y}, \dots, f_{4,x}, f_{4,y}]^T$ 로 구성하면, 선체에 작용하는 힘·모멘트 τ 는 추진기 배치 파라미터를 포함하는 변환행렬 B 를 이용하여 식 (7)과 같이 쓸 수 있다 (Gauslaa, 2020).

$$\tau = Bf \quad (7)$$

여기서 B 는 추진기 배치 파라미터 l_f, l_a, d 에 의해 결정되며, 본 연구에서는 식 (8)과 같이 구성하였다.

$$B = \begin{bmatrix} -1 & 0 & -1 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & -1 & 0 & -1 \\ -d & l_f & d & l_f & d & l_a & -d & l_a \end{bmatrix} \quad (8)$$

3.4 QP 기반 제어할당 정식화

과구동 추진 시스템에서는 동일한 요구 힘·모멘트 τ 를 만족하는 추진기 힘 벡터 f 가 유일하게 결정되지 않으며, 실제 운용에서는 추진기 입력 포화 및 아지무스 조향각 제한과 같은 물리적 제약을 동시에 고려해야 한다. 따라서 제약조건을 만족하면서 요구 힘·모멘트를 충족하는 추진기 입력을 산출하기 위한 제어할당 기법이 필요하다. 본 연구에서는 Johansen and Fossen (2013)에서 제시된 제약조건 기반 제어할당 정식화를 바탕으로, 본 시스템의 힘·모멘트 등식 제약과 추진기 제약조건을 반영하여 식 (9)와 같은 QP 형태로 제어할당 문제를 정식화하였다(Johansen and Fossen, 2013; Sjørdalen, 1997).

$$\min_f \frac{1}{2} f^T W f \quad \text{s.t.} \quad Bf = \tau, \quad Af \leq b \quad (9)$$

여기서 $Bf = \tau$ 는 힘·모멘트를 만족시키는 등식 제약이며, $Af \leq b$ 는 추진기 구동 범위 및 아지무스 각 제한을 포함하는 부등식 제약이다. W 는 해 선택 과정에서 추진기 사용 특성을 반영하기 위한 가중행렬로, 동일한 τ 를 만족하는 여러 해 중에서 수치적으로 안정적이고 물리적으로 타당한 해가 선택되도록 한다. 본 연구에서는 $|\alpha_i| \leq 45^\circ$ 조건을 반영하였으며, 아지무스 각은 $\alpha_i = \text{atan2}(f_{i,y}, f_{i,x})$ 의 정의를 고려하여 QP 형태를 유지할 수 있도록 힘 성분 기반의 선형 부등식 제약으로 변환해 반영하였다. 구체적으로 각 추진기에 대해 $|f_{i,y}| \leq f_{i,x}$ 및 $f_{i,x} \geq 0$ 조건을 두어 $|\alpha_i| \leq 45^\circ$ 를 만족하도록 구성하였다.

4. 시스템 식별

4.1 OEM의 기본 원리

본 절에서는 OEM 기반 MLE를 이용한 파라미터 추정 절차를 정리한다. OEM은 입력 $u(t)$ 에 대해 모델이 생성하는 출력 $y(t, \theta)$ 가 측정 출력 $z(t)$ 를 가장 잘 재현하도록 파라미터 벡터 θ 를 추정하는 방법이다. 샘플 시간 t_k 에서의 $z(t)$ 는 식 (10)과 같다.

$$z(t_k) = y(t_k, \theta) + v(t_k) \quad (10)$$

식 (10)에서 $v(t_k)$ 는 평균이 0인 가우시안 백색 측정 잡음 벡터이며, R 는 측정 잡음의 공분산 행렬이다. R 는 각 측정 성분의 잡음 크기와 성분 간 연관성을 나타내며, 비용함수에서는 R^{-1} 가 가중 행렬로 작용하므로 잡음이 큰 측정 성분의 영향이 상대적으로 작게 반영된다. 이때 잔차는 식 (11)로 정의된다. 가우시안 잡음 가정하에서 MLE는 잔차와 측정 잡음 공분산을 함께 고려한 비용함수 $J(\theta)$ 를 최소화하는 문제로 정리되며, 비용함수는 식 (12)와 같다. 여기서 N 은 사용한 데이터 샘플 수이다.

$$e_k = z(t_k) - y(t_k, \theta) \quad (11)$$

$$J(\theta) = \sum_{k=0}^{N-1} e_k(\theta)^T R^{-1} e_k(\theta) + \frac{N}{2} \log(\det(R)) \quad (12)$$

본 연구에서는 식 (12)를 최소화하기 위해 Gauss-Newton 기반의 반복 추정 절차를 적용하였다(Jategaonkar, 2015). Gauss-Newton 방법에서는 파라미터 변화에 따른 모델 출력의 변화를 선형화해야 하므로, 모델 출력의 파라미터 민감도 $\partial y(t_k, \theta) / \partial \theta$ 를 사용한다. 이 민감도는 파라미터 변화에 따른 출력 오차(잔차)의 변화를 정량화하며, 비용함수의 1차 미분 정보와 2차 미분(Hessian) 근사 정보를 구성하는 데 사용된다. 본 연구에서는 기울기 벡터

$g(\theta_i)$ 와 정보행렬 $F(\theta_i)$ 를 각각 식 (13), (14)와 같이 계산하였다. 여기서 $g(\theta_i)$ 는 현재 추정치 θ_i 에서 비용함수의 감소 방향을 나타내고, $F(\theta_i)$ 는 민감도 항을 R^{-1} 로 가중하여 구성된 정보행렬로서 비용함수의 2차 미분 정보를 근사하는 데 사용된다. 이후 $g(\theta_i)$ 와 $F(\theta_i)$ 를 이용하여 식 (15)의 선형 연립방정식을 풀어 파라미터 증분 $\Delta\theta_i$ 를 계산하고, 식 (16)에 따라 파라미터를 갱신하였다. 이 과정은 비용함수 감소량 또는 파라미터 변화량이 사전에 설정한 수렴 기준 이하가 될 때까지 반복하여 최종 추정치 $\hat{\theta}$ 를 얻는다.

$$g(\theta_i) = - \sum_{k=0}^{N-1} \left[\frac{\partial y(t_k, \theta)}{\partial \theta} \right]^T R^{-1} e_k(\theta_i) \quad (13)$$

$$F(\theta_i) = \sum_{k=0}^{N-1} \left[\frac{\partial y(t_k, \theta)}{\partial \theta} \right]^T R^{-1} \left[\frac{\partial y(t_k, \theta)}{\partial \theta} \right] \quad (14)$$

$$F(\theta_i) \Delta\theta_i = g(\theta_i) \quad (15)$$

$$\theta_{i+1} = \theta_i + \Delta\theta_i \quad (16)$$

마지막으로, 추정된 파라미터의 불확실성을 정량화하기 위해 파라미터 추정 오차의 공분산 행렬 P 를 사용하였다. P 는 정보행렬 F 로부터 $P = F^{-1}$ 로 계산되는 공분산 행렬이며, 이때 P 의 대각 성분 P_{jj} 는 j 번째 파라미터 추정오차의 분산을 의미한다. 이에 따라 표준오차(Std. Dev.)와 상대 표준오차(Rel. Std.)는 각각 식 (17)과 식 (18)로 계산하여 추정 정밀도를 평가하였다.

$$Std.Dev.(\hat{\theta}_i) = \sqrt{P_{jj}} \quad (17)$$

$$Rel.Std.(\hat{\theta}_i) = \frac{\sqrt{P_{jj}}}{|\hat{\theta}_i|} \times 100 \quad (18)$$

4.2 식별 파라미터 선정

일반적으로 모델의 모든 파라미터를 동시에 추정하면 파라미터 간 상호의존성이 커져 최적화 과정이 불안정해지거나 비현실적인 추정치가 도출될 수 있다. 이에 본 연구에서는 저속 운용 조건의 수평면 3-DOF 동역학 모델을 대상으로, 해당 속도 범위에서 응답 특성에 지배적으로 작용하는 유체력 계수만을 식별 대상으로 선정하고 동시 추정 개수를 제한하였다. 저속 영역에서는 속도에 비례하는 선형 감쇠 성분과 부가질량 성분이 u, v, r 응답의 과도 및 정상상태 특성에 직접적으로 반영되는 경향이 있으므로, 본 연구에서는 surge, sway, yaw 축에 대한 부가질량 계수 X_u, Y_v, N_r 와 선형 감쇠 계수 X_u, Y_v, N_r 를 식별 파라미터로

선정하였다(Fossen, 2011). 반면, 코리올리 항 및 축간 결합 항의 일부 성분은 본 연구의 저속 수조 시험 조건에서 상대적 영향이 제한적이라고 판단하여 식별 대상에서는 제외하였으며, 해당 항의 값은 MSS Toolbox의 Otter 기반 모델 파라미터를 참고하여 적용하였다(Fossen, 2011; Perez et al., 2006). 최종적으로 추정된 파라미터 벡터는 식 (19)와 같다.

$$\theta = [X_u, Y_v, N_r, X_u, Y_v, N_r]^T \quad (19)$$

4.3 비선형 3 자유도 모델 식별 결과

본 절에서는 OEM 기반 MLE 잔차 최소화를 통해 비선형 3-DOF 수평면 동역학 모델의 파라미터 식별 결과를 제시한다. 식별에는 surge 및 sway 시험 구간과 더불어 경로 추종 시험 데이터를 함께 사용하였다. surge 및 sway 시험은 각각 종방향 및 횡방향 응답 특성이 뚜렷하게 나타나는 구간으로 구성되며, 경로 추종 시험 데이터는 직선 주행과 곡선 선회 구간이 함께 포함되어 r (yaw rate) 응답 특성이 충분히 나타난다. 서로 다른 운용 조건의 시험 구간을 함께 사용함으로써 식별에 필요한 동특성 정보를 균형 있게 확보하였다.

추정된 비선형 모델의 파라미터는 Table 2에 정리하였다. Table 2의 부가질량 계수(X_u, Y_v, N_r)는 각각 선체 질량 m 및 관성 모멘트 I_z 로 정규화된 무차원 계수로 추정하였으며, 선형 감쇠 계수(X_u, Y_v, N_r)는 유체력 값으로 추정하였다. 본 연구에서는 OEM 기반 시스템 식별을 통해 실험 응답과 모델 응답 간의 오차를 최소화하도록 계수를 추정하였으며, 추정 결과의 타당성은 개별 계수의 물리적 크기보다는 식별 모델의 응답 재현 성능을 기준으로 평가하였다. Std. Dev.는 추정 파라미터 $\hat{\theta}$ 의 표준 오차를 의미하며, 값이 작을수록 해당 파라미터가 데이터에 의해 안정적으로 추정된 것을 확인할 수 있다. Rel. Std.는 추정값 대비 상대 표준오차로, 파라미터 간 추정 정밀도를 비교하기 위한 지표로 함께 제시하였다. 본 연구에서는 전반적으로 Rel. Std.가 낮은 수준으로 나타나, 추정 결과가 안정적으로 도출된 것을 확인할 수 있다.

Table 2 Nonlinear model parameter identification results

Parameter	Estimated value	Std. Dev.	Rel. Std. (%)
X_u	1.84160e-01	1.0110e-02	5.49
Y_v	-8.23353	4.9331e-02	0.60
N_r	-7.22701	4.2246e-02	0.58
X_u	-2.27275e+01	2.9147e-02	0.13
Y_v	-7.94922e+01	3.4655e-01	0.44
N_r	-1.06484e+01	4.2070e-02	0.40

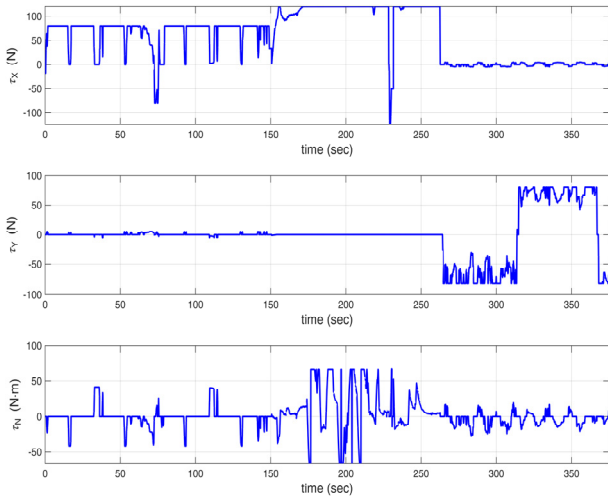


Fig. 6 Time response of control input used for identification

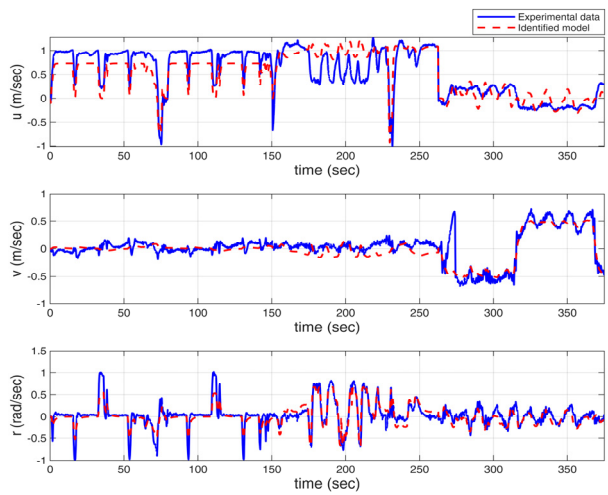


Fig. 7 Identification results: comparison of experimental data and identified model responses

Fig. 6은 식별에 사용된 제어 입력 τ_x, τ_y, τ_n 의 시간 응답을 나타낸다. 수조 시험 구간에서 u, v, r 응답이 충분히 나타나도록 크기와 방향이 다양한 추진력이 인가되었으며, 이를 통해 식별에 필요한 동특성 정보를 확보하였다. Fig. 7은 식별에 사용된 시간 구간에서의 실험 데이터와 식별 모델 응답의 비교 결과를 나타낸다. 식별 모델은 입력 변화에 따른 속도 응답의 전반적인 경향과 주요 동특성을 실험 결과와 유사하게 나타낸다. 다만 일부 급격한 변동이 나타나는 구간에서는 실험 데이터와 모델 응답 사이에 차이가 존재한다. 이는 측정 잡음과 함께 식별 대상에서 제외된 항의 영향이 복합적으로 반영된 결과로 판단된다. 이러한 차이에도, 본 연구에서 도출한 식별 모델은 저속 운용 조건에서의 주요 응답 특성을 전반적으로 잘 반영하는 것으로 확인되었다.

마지막으로 식별 모델의 검증 성능을 확인하기 위해, 식별에 사용하지 않은 별도의 시험 데이터를 이용하여 검증을 수행하였고 그 결과를 Fig. 8에 제시하였다. 검증 결과, 일부 구간에서 오차가 존재하였으나 전체적인 응답 추세와 동특성은 실험 결과와

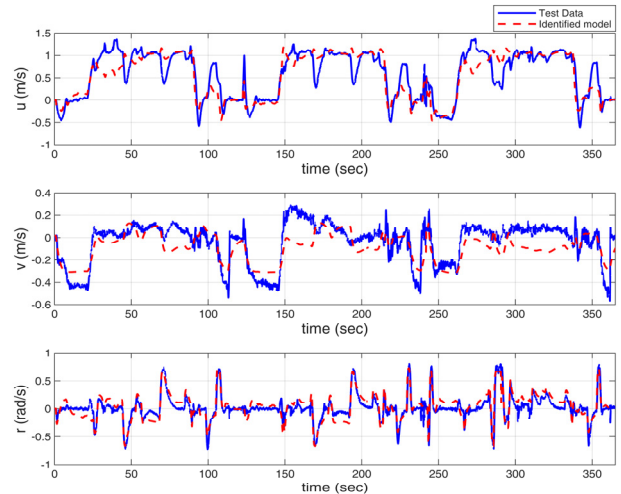


Fig. 8 Validation results: comparison of experimental data and identified model responses

유사하게 나타났다. 이는 본 연구에서 도출한 식별 모델이 특정 구간에만 맞춰진 결과에 그치지 않고, 저속 운용 조건에서의 주요 응답 특성을 합리적으로 반영하고 있음을 보여준다.

5. MILS-HILS-실험 단계적 검증 절차

본 장에서는 식별된 동역학 모델과 설계한 제어기 및 제어할당 알고리즘의 성능을 단계적으로 검증한 절차를 기술한다. 검증은 MILS, HILS, 그리고 수조 실험 순으로 수행하였으며, 각 단계에서 제어 구조의 동작 안정성과 임무 수행 가능성을 확인하였다. 특히 MILS 단계에서 제어기 이득(gain) 값을 조정하고, 이후 HILS 및 실제 실험에도 같은 gain 값을 적용하여 단계 간 검증 조건의 일관성을 확보하고자 하였다.

5.1 MILS

MILS 단계에서는 식별된 3-DOF 동역학 모델을 MATLAB/Simulink 환경에 구현하고, 임무 유도 로직(mission guidance)-제어기(controller)-제어할당(control allocation) 기반의 통합 제어 체계를 구축하였다.

Fig. 9는 MILS에서 구현한 mission guidance - controller - control allocation 기반의 통합 제어 체계를 나타낸다. 목표값(setpoint)이 입력되면 임무 유도 로직은 임무 단계에 따라 위치

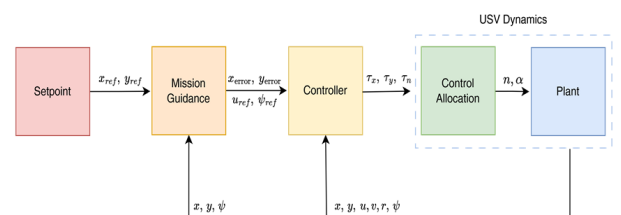


Fig. 9 MILS framework

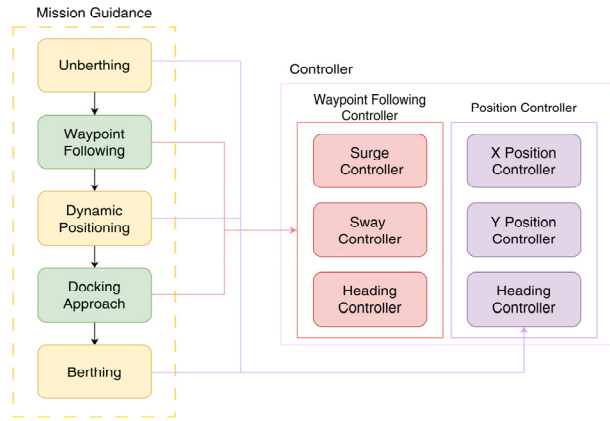


Fig. 10 Mission sequence and controller configuration

및 자세 기준값을 생성하고, 제어기는 이를 바탕으로 요구 힘/모멘트 $\tau = [\tau_x, \tau_y, \tau_n]^T$ 를 계산한다. 이후 제어할당 모듈은 이를 각 추진기의 회전속도 n_i 와 아지무스 각 α_i 로 변환하여 플랜트(plant) 모델의 입력으로 들어간다. 플랜트에서 출력되는 상태 변수(x, y, u, v, r, ψ)는 다시 임무 유도 로직과 제어기로 피드백되어 전 구간에서 페루프 제어가 수행되는 구조로 구성하였다.

MILS 단계에 적용한 제어 구조는 Fig. 10과 같이 waypoint following controller와 position controller로 구분하여 구성하였다. 두 제어기 모두 내부 제어 루프에서 surge 및 sway 속도에 대한 PID 제어를 사용하며, heading 축은 PD 제어기로 구성하였다. Position controller는 위치 제어를 담당하는 외부 비례 제어 루프와 속도 제어를 담당하는 내부 루프로 구성되며, 외부 루프에서 x, y 축 위치 오차로부터 surge/sway 속도 기준값을 생성하고 내부 루프에서 이를 추종하도록 하였다.

Waypoint following 및 docking approach 구간에서는 경로 추종이 주된 목적이므로, 경로를 따라 갱신되는 속도/방향 기준값의 추종 성능을 확보하기 위해 waypoint following controller를 사용하였다. 반대로 unberthing, DP, berthing 구간에서는 목표 위치 및 자세 유지가 중요하므로 position controller를 사용하였다. 이와 같이 임무 단계별 요구 성능에 맞추어 제어 구조를 구분하여 적용함으로써, 전체 임무 구간에서 경로 추종과 위치 유지 성능을 함께 확보하고자 하였다.

Table 3은 MILS 단계에서 사용한 제어기 gain 값을 정리한 것이다. 여기서 k_p, k_i, k_d 는 각 축 PID 제어기의 비례(P), 적분(I), 미분(D) gain을 의미한다. 또한 $k_{p,u}, k_{p,v}$ 는 내부 PID gain과 구분되는 외부 위치 제어 루프의 비례 gain으로, 각각 x 축 및 y 축

Table 3 Tuned controller gain values

Controller	Gains	Values
Surge	(k_p, k_i, k_d)	(80, 2, 0)
Heading	(k_p, k_d)	(45, 25)
X_position	$(k_p, k_i, k_d, k_{p,u})$	(5, 0, 2, 10)
Y_position	$(k_p, k_i, k_d, k_{p,v})$	(10, 0, 2, 15)

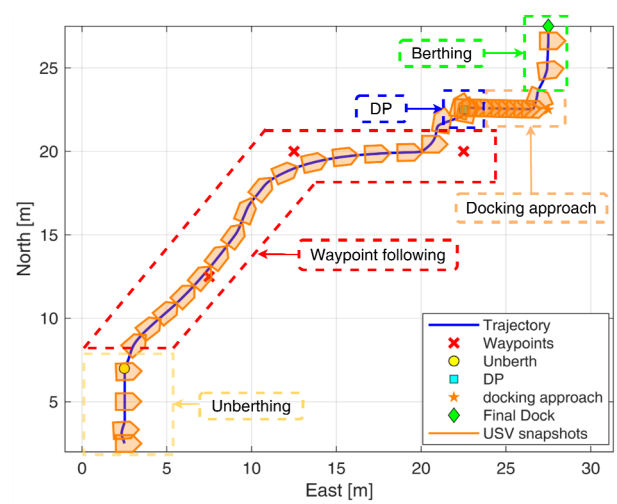


Fig. 11 MILS mission scenario trajectory results

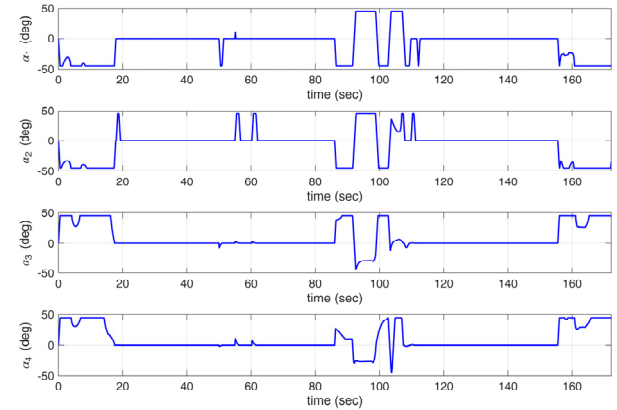


Fig. 12 Time response of azimuth thruster angle in MILS

위치 오차를 surge/sway 속도 기준값으로 변환하는 데 사용된다. 본 연구에서는 Table 3의 gain 값을 MILS 단계에서 튜닝하였으며, 단계 간 검증 조건의 일관성을 위해 HILS 및 실제 실험에도 동일하게 적용하였다.

Fig. 11은 Table 3의 gain 값을 적용하여 수행한 MILS 임무 시나리오 수행 궤적을 나타낸다. 시뮬레이션 결과, USV는 출발 후 unberthing을 수행하고 waypoint following 구간을 따라 이동한 뒤, 목표 지점에서 DP를 수행하였으며, 이후 docking approach 및 berthing 단계로 전환되는 임무 흐름을 연속적으로 수행하였다. 특히 waypoint following 구간에서는 경로 추종이 안정적으로 이루어졌고, DP 및 berthing 구간에서는 목표 위치 부근에서 자세와 위치가 유지되는 응답 특성이 나타났다. 이는 MILS 환경에서 구성한 제어 구조와 튜닝한 gain 값이 임무 단계별 요구 성능을 전반적으로 만족함을 보여준다.

Fig. 12는 MILS 단계에서 4기 아지무스 추진기의 각도 명령 $\alpha_1 \sim \alpha_4$ 의 시간 응답을 나타낸다. 각 추진기의 아지무스 각은 임무 단계 및 요구 힘/모멘트 변화에 따라 연속적으로 조정되며, 전 구간에서 설정한 각도 제약 범위 내에서 유지되는 것을 확인할 수 있다. 이는 3.4절에서 제시한 QP 기반 제어할당이 MILS

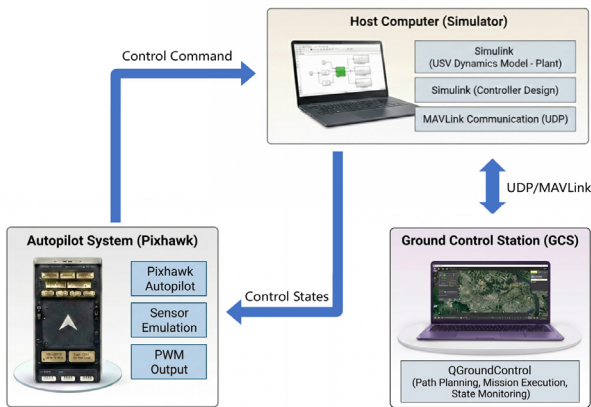


Fig. 13 HILS system architecture

단계에서도 아지무스 각 제약을 반영하여 추진기 명령을 안정적으로 생성하는 것을 보여준다.

5.2 HILS

MILS를 통해 제어기 및 제어할당 알고리즘의 통합 동작을 확인한 후, 실제 수조/현장 시험에 앞서 HILS를 수행하였다. HILS의 목적은 설계한 제어기가 Pixhawk 기반 임베디드 환경에 탑재되었을 때도 MILS 단계와 동일한 제어 구조로 안정적으로 동작하는지를 사전에 점검하기 위함이다. 특히 실제 실험에서는 통신 설정 오류, 실행 주기 불일치, 입·출력 신호 매핑 오류와 같은 시스템 통합 문제가 발생할 수 있으므로, HILS 단계에서 이러한 요소를 선행 검증함으로써 실험 단계의 시행착오와 시간적 부담을 줄이고자 하였다.

Fig. 13은 본 연구에서 구성한 HILS 시스템 구조를 나타낸다. HILS 환경은 Pixhawk 기반 autopilot system, host computer, 그리고 지상제어국(Ground Control Station, GCS)으로 구성되며, Pixhawk와 host computer는 USB Serial로 연결되고 MAVLink 메시지를 통해 제어 명령과 상태 정보를 주고받도록 구성하였다. 또한, Pixhawk-Simulink 연동 기반의 HILS 구성은 MathWorks의 PX4 Autopilot 지원 환경을 참고하여 구현하였다(MathWorks, n.d.). Pixhawk에서는 제어기가 실행되어 목표 힘/모멘트 명령을 생성하고, host computer에서는 Simulink 기반 USV 동역학 모델(plant)이 실행되어 해당 명령에 대한 상태 응답을 계산한다. 계산된 상태 변수는 다시 Pixhawk로 전달되어 펄스 제어가 형성되며, 이 과정을 통해 실제 임베디드 제어기와 시뮬레이션 플랜트가 연동된 HILS 환경에서 제어기 동작을 검증할 수 있다. 또한, GCS는 host computer와 UDP 기반으로 연동되어 임무 구간 전환과 waypoint 설정을 포함한 운용 명령 입력 및 상태 모니터링에 사용하였으며, 본 연구에서는 GCS 소프트웨어로 QGroundControl을 사용하였다(QGroundControl, n.d.). 이를 통해 실제 실험과 유사한 운용 절차에서 임무를 수행하면서, 제어기 동작 상태와 임무 진행 여부를 동시에 확인할 수 있었다.

Fig. 14는 HILS 수행 중 GCS(QGroundControl) 화면을 예시로

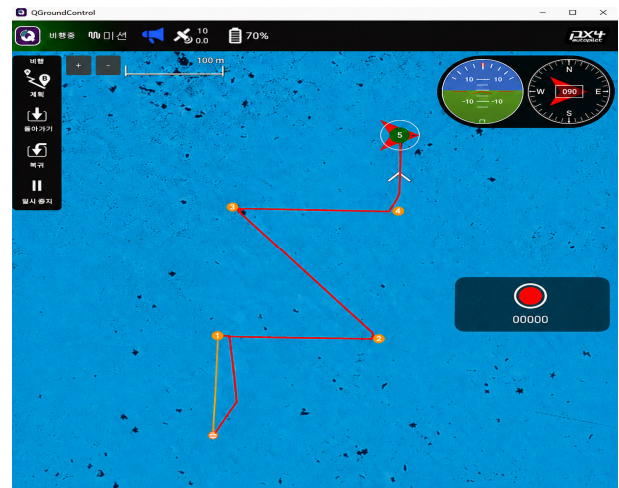


Fig. 14 HILS mission monitoring in QGroundControl

나타낸다. 그림에서 확인할 수 있듯이, HILS 환경에서도 MILS 단계에서 설정한 임무 시나리오와 동일한 운용 흐름에 따라 경로 추종, 위치 유지, 접안 접근 등의 임무 단계가 정상적으로 수행되는 것을 확인할 수 있다. 이는 Fig. 13의 HILS 구조가 실제 운용 절차와 유사한 형태로 동작하며, MILS에서 검증한 제어기 및 제어할당 알고리즘이 임베디드 환경에서도 일관되게 동작함을 보여준다. 따라서 HILS 단계는 이후 실제 실험에 적용하기 위한 사전 검증 단계로서 유효하다.

5.3 Experiment

본 절에서는 MILS-HILS 단계를 통해 검증한 제어기 및 제어할당 알고리즘을 Pixhawk 기반 임베디드 환경에 탑재한 뒤, 야외 수조에서 수행한 임무 결과를 제시한다. 실험 단계는 시뮬레이션 기반 검증을 실제 구동계와 센서가 포함된 환경으로 확장하여 확인하는 과정으로, 제어 구조의 실효성과 임무 수행 가능성을 최종적으로 평가하기 위해 수행하였다. 또한, MILS 단계에서 튜닝한 제어기 gain 값을 이후 단계에도 동일하게 적용하여, 단계 간 비교가 가능한 일관된 조건에서 성능을 검증하였다.

실험 환경에서는 GPS 기반 위치 계측과 IMU 기반 자세 추정을 통해 상태 변수를 획득하였으며, 센서 신호는 Pixhawk 내부 필터를 통해 처리된 후 제어 루프에 입력되었다. 제어할당 결과로 산출된 추진기 명령은 실제 구동기 입력인 PWM 신호로 변환되어 추진기 및 조향 서보에 전달된다. 이로 인해 실험 결과에는 PWM 변환, 구동기 응답 지연, 입력 포화, 통신 지연과 같은 하드웨어 운용 요소가 함께 반영되며, 이를 통해 실제 구현 환경에서의 통합 제어 동작을 확인할 수 있다.

Fig. 15는 실제 USV 플랫폼에서 수행한 임무 궤적 결과를 나타낸다. 각 임무 단계별 궤적 거동을 살펴보면, unberthing 구간에서는 초기 정지 상태에서 출발하여 목표 이탈 방향으로의 기동이 이루어졌으며, 초기 위치로부터 이탈하는 경로가 확인된다. Waypoint following 구간에서는 WP1, WP2를 순차적으로 통과하

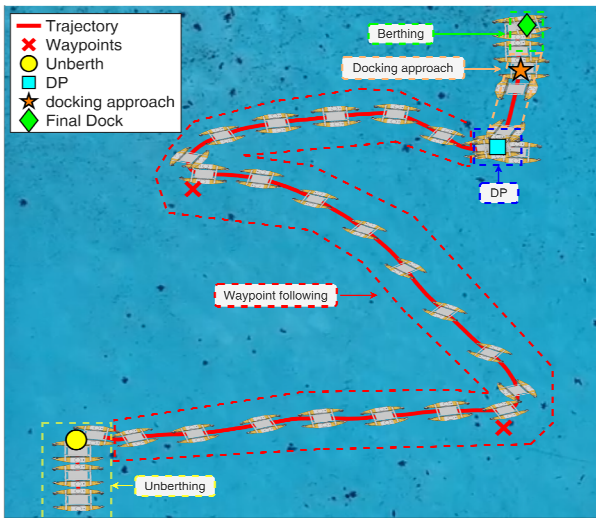


Fig. 15 Experimental mission scenario trajectory results

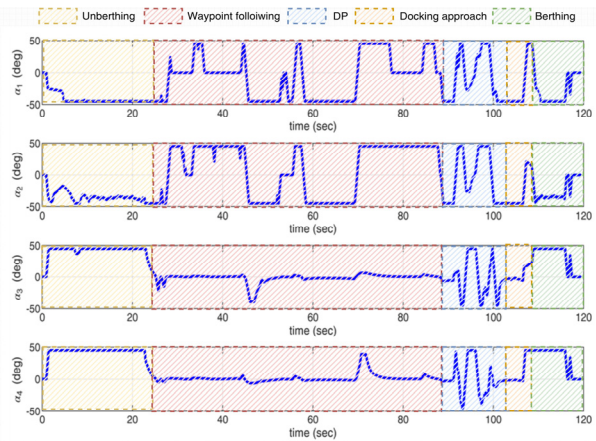


Fig. 16 Time response of azimuth thruster angle in experiment

며 직선 및 곡선 구간에서 전반적으로 경로를 벗어나지 않고 계획 경로를 추종하는 거동이 나타난다. DP 구간에서는 목표 위치 부근에서 궤적이 수렴하여 USV가 목표점 근방에 머무르는 양상이 관찰된다. 이어 docking approach 구간에서는 저속 정밀 기동 조건에서 접안 목표 방향으로 접근하는 경로가 확인되며, 최종 berthing 단계에서는 final dock 좌표에 수렴하여 접안을 완료하였다. 전체 임무 흐름은 단계 전환 과정에서 궤적의 급격한 불연속 없이 안정적으로 수행되었다.

Fig. 16은 실험 중 4개 아지무스 추진기의 각도 명령 α_i 에 대한 시간 응답을 나타낸다. 각 임무 단계별 추진기 각도 변화를 살펴보면, unberthing 구간에서는 정지상태에서 벗어나기 위한 추진기 각도가 설정되고, waypoint following 구간에서는 경로 추종에 따른 요구 힘·모멘트 변화를 반영하여 추진기 각도가 지속적으로 변하는 것을 확인할 수 있다. DP 구간에서는 목표 위치를 유지하기 위한 제어가 반복적으로 이루어져 추진기 각도 변화가 빈번하게 나타난다. Docking approach 및 berthing 구간에서는 저속 정밀 기동에 맞추어 추진기 각도가 조금씩 조정된다. PWM

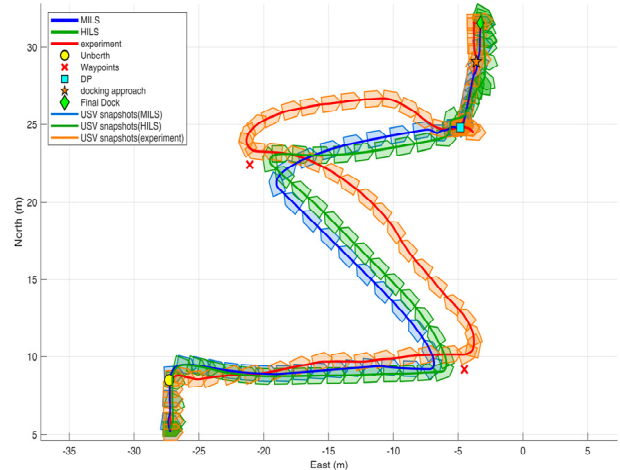


Fig. 17 Comparison of MILS, HILS, and experimental mission trajectory results

변환과 서보 구동 특성이 포함된 실제 구동 환경에서도 추진기 명령은 급격한 불연속 없이 생성되었으며, 전 구간에서 각도가 제약 한계($\pm 45^\circ$)에 근접한 경우에도 QP 기반 제어할당이 실현 가능한 해를 산출하여 아지무스 각 제한이 실험 환경에서도 그대로 만족되었다.

마지막으로 Fig. 17은 실험에서 획득한 GPS 위도/경도 데이터를 NED 좌표로 변환한 후, 동일한 임무 조건에서 수행한 MILS, HILS, 그리고 실험 결과의 궤적을 비교한 것이다. 세 결과는 각 단계의 운용 환경과 구현 조건 차이로 인해 궤적 형상에 일부 차이를 보였으나, 모두 계획된 임무 시나리오의 단계 전환 흐름(unberthing, waypoint following, DP, docking approach, berthing)을 안정적으로 수행하였다. Fig. 17에서 나타난 세 결과 간의 궤적 차이는 각 단계의 구현 환경에서 기인하는 복합적인 요인에 의한 것으로 판단된다. MILS에서는 이상적인 연속 시간 시뮬레이션 환경에서 제어가 수행되는 반면, HILS에서는 Pixhawk의 임베디드 실행 주기에 따른 이산화 오차와 MAVLink 통신 지연이 추가되며, 실제 실험에서는 여기에 더하여 GPS 측정 노이즈, PWM 변환 비선형성, 구동기 응답 지연, 그리고 수조 내 유체 교란과 같이 모델에 반영되지 않은 외란 성분이 복합적으로 작용한다. 이러한 요인들이 누적됨에 따라 MILS, HILS, 실험 순으로 궤적 편차가 점진적으로 증가하는 경향이 나타나는 것으로 해석된다. 그럼에도 불구하고 세 결과 모두 전체 임무 흐름과 단계 전환 양상에서 유사한 경향을 나타냈으며, 이는 본 연구에서 구성한 제어기 및 제어할당 구조가 모델 불확실성과 실제 운용 환경의 비이상적 요소에 대해 충분한 강인성을 갖추고 있음을 보여준다.

종합적으로, 본 실험 결과는 OEM 기반 시스템 식별로 도출한 동역학 모델과 QP 기반 제어할당, 그리고 임무 단계별 제어 구조가 실제 무인수상정 운용 환경에서 통합적으로 유효하게 동작함을 확인하였다. 다만 외란 조건이 강화되거나 운용 속도 범위가 확대되는 경우, 비모델화 동특성의 영향이 커질 수 있으며, 향후 강인 제어기 설계와 외란 추정기 도입을 통해 이를 보완할 필요가 있다.

6. 결 론

본 연구에서는 다중 아지무스 추진기를 탑재한 과구동 무인수상정을 대상으로, 수평면 3-DOF 비선형 동역학 모델을 OEM 기반 MLE 절차로 식별하고, 이를 바탕으로 QP 기반 제어할당과 임무 단계별 제어 구조를 구성한 뒤 MILS-HILS-실험 단계의 검증 절차를 통해 통합 성능을 확인하였다. 시스템 식별 단계에서는 저속 운용 조건에서의 주요 응답 특성에 지배적으로 작용하는 유체력 계수를 중심으로 추정 파라미터를 선정하였고, 추정 결과의 표준오차 및 상대 표준오차를 함께 정리하여 식별 결과의 정밀도를 평가하였다. 또한, 식별 모델의 응답을 실험 데이터와 비교한 결과, 저속 운용 조건에서의 주요 응답 특성을 전반적으로 반영하는 것을 확인하였다. 이는 수치 미분 없이 모델 적분 응답과 실험 응답 간의 잔차를 직접 최소화하는 OEM의 방법론적 특성이 실험 데이터 기반 파라미터 추정에 효과적으로 작용한 결과로 볼 수 있다.

제어 검증 단계에서는 MILS 환경에서 임무 시나리오 기반의 제어 구조와 제어할당 알고리즘의 통합 동작을 먼저 확인하고, 해당 단계에서 튜닝한 gain 값을 이후 HILS 및 실제 실험에 동일하게 적용하여 단계 간 검증 조건의 일관성을 확보하였다. 이어서 HILS 단계에서는 Pixhawk 기반 임베디드 환경과 host computer-GCS 간 통신 구조를 포함한 실제 구현 조건에서 제어 로직의 동작 안정성을 점검하였으며, 실험 단계에서는 unberthing, waypoint following, DP, docking approach, berthing으로 구성된 임무 시나리오를 안정적으로 수행하는 것을 확인하였다. 특히 전체 실험 구간에서 아지무스 각도 명령이 설정한 제약 범위($\pm 45^\circ$)를 벗어나지 않았으며, 이를 통해 QP 기반 제어할당의 제약 만족 성능이 실험 환경에서도 유지되는 것을 확인하였다. MILS, HILS, 실험 결과의 궤적은 각 단계의 구현 환경 차이로 인해 일부 구간에서 편차를 보였으나, 이는 MILS의 이상적 시뮬레이션 환경에서부터 실제 실험의 GPS 측정 노이즈, PWM 변환 비선형성, 구동기 응답 지연, 모델에 반영되지 않은 외란에 이르기까지 구현 환경의 차이가 누적된 결과로 볼 수 있다. 그럼에도 세 단계 모두 전체 임무 흐름을 안정적으로 수행하여, 본 연구에서 구성한 식별-제어-검증 통합 프레임워크가 모델 불확실성과 실제 운용 환경의 비이상적 요소에 대해 충분한 강인성을 갖추고 있음을 실험적으로 확인하였다. 향후에는 외란 추정기 도입과 추진기 응답 특성의 정밀 모델링을 통해 HILS와 실험 간 편차를 줄이고, 수조 환경에서의 검증을 실해역 조건으로 넓혀 적용 범위를 점진적으로 확대할 필요가 있다.

후 기

이 논문은 2026년도 정부(산업통상부)의 재원으로 한국산업기술진흥원의 지원을 받아 수행된 연구임(RS-2026-25505686, 2026년 산업혁신인재성장지원사업).

이 논문은 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(RS-2026-25485588).

References

- Ahn, S.-J., Won, M., Kim, S.Y. and Park, H., 2023. Joystick control algorithm for berthing and unberthing of waterjet propelled unmanned surface vehicle using actuator nonlinear model. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 60(3), pp.165-174.
- Baek, S., Kim, M. and Woo, J., 2024. A formation control of swarm unmanned surface vehicles using potential field considering relative velocity. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 61(3), pp.170-184.
- Blue Robotics, 2019. *T200 Public Performance Data (10-20 V, September 2019)*. [Online] Available at: <https://bluerobotics.com/store/thrusters/t100-t200-thrusters/t200-thruster-r2-rp/> [Accessed 24 February 2026].
- Fossen, T.I., 2011. *Handbook of Marine Craft Hydrodynamics and Motion Control*. John Wiley & Sons: Chichester.
- Gauslaa, E., 2020. *Navigation, Guidance, and Control for Autonomous Docking of Ships*. M.Sc. Trondheim: Norwegian University of Science and Technology.
- Jategaonkar, R.V., 2015. *Flight Vehicle System Identification: A Time-Domain Methodology*. 2nd Ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics: Reston, VA.
- Jeon, M.-J., Yoon, H.-K., Ryu, J.-K., Lee, W.-H. and Ku, P.-M., 2021. Evaluation of maneuverability in still water of an unmanned surface vehicle through sea trials. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 58(4), pp.253-261.
- Johansen, T.A. and Fossen, T.I., 2013. Control allocation—A survey. *Automatica*, 49(5), pp.1087-1103.
- Kim, D.-K., Kim, J.-H., Son, H.-H., Choi, S.-W., Kim, D.-H., Yeo, C.-Y. and Park, J.-Y., 2024. A study on a real-time aerial image-based UAV-USV cooperative guidance and control algorithm. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 61(5), pp.324-333.
- Kim, J.-H., Jo, H.-J., Kim, S.-R., Lee, J.-H. and Park, J.-Y., 2021. A study on development of sway velocity reference model during auto-berthing/unberthing through analysis of ship's berthing/unberthing data. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 58(6), pp.358-365.
- Kim, K., Kim, H., Choi, S., Na, K.-I., Lee, H. and Seo, J., 2022. Development of ship dynamics model by free-running model tests and regression. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 59(3), pp.173-182.
- Ljung, L., 1999. *System Identification: Theory for the User*. 2nd Ed. Prentice Hall: Upper Saddle River, NJ.
- MathWorks, n.d. *PX4 Autopilot Support from UAV Toolbox* -

Hardware Support. [Online] Available at: <https://kr.mathworks.com/hardware-support/px4-autopilots.html> [Accessed 24 February 2026].

- Nadž, Đ., Mišković, N. and Mandić, F., 2015. Navigation, guidance and control of an overactuated marine surface vehicle. *Annual Reviews in Control*, 40, pp.172–181.
- Park, J.-Y. and Lee, J.-H., 2020. A study on full-scale crabbing test using dynamic positioning system. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 57(6), pp.345–352.
- Patel, D., Frank, D. and Crane, C., 2014. Controlling an overactuated vehicle with application to an autonomous surface vehicle utilizing azimuth thrusters. In: *14th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2014)*, Goyang, Republic of Korea, 22–25 October 2014.
- Perez, T., Smogeli, Ø.N., Fossen, T.I. and Sørensen, A.J., 2006. An overview of the marine systems simulator (MSS): A Simulink toolbox for marine control systems. *Modeling, Identification and Control*, 27(4), pp.259–275.
- QGroundControl, n.d. *QGroundControl User Guide (Quick Start)*. [Online] Available at: https://docs.qgroundcontrol.com/master/en/qgc-user-guide/getting_started/quick_start.html [Accessed 24 February 2026].
- Söderström, T., 2012. System identification for the errors-in-variables problem. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 34(7), pp.780–792.
- Sjørdalen, O.J., 1997. Optimal thrust allocation for marine vessels. *Control Engineering Practice*, 5(9), pp.1223–1231.
- Vu, M.T., Thanh, H.L.N.N., Huynh, T.T., Do, Q.T., Do, T.D., Hoang, Q.D. and Le, T.H., 2021. Station-keeping control of a hovering over-actuated autonomous underwater vehicle under ocean current effects and model uncertainties in horizontal plane. *IEEE Access*, 9, pp.6855–6867.
- Woo, J., Park, J., Yu, C. and Kim, N., 2018. Dynamic model identification of unmanned surface vehicles using deep learning network. *Applied Ocean Research*, 78, pp.123–133.
- Xue, Y., Liu, Y., Ji, C., Xue, G. and Huang, S., 2020. System identification of ship dynamic model based on Gaussian process regression with input noise. *Ocean Engineering*, 216, p.107862.

Authorship Contribution Statement

Jiwoong Ha: Conceptualization, Data curation, Formal analysis, Investigation, Methodology, Software, Validation, Visualization, Writing – original draft; **Hyuntae Bang:** Data curation, Investigation, Methodology, Software; **Seungjae Hong:** Investigation, Software, Visualization; **Youngjun Yun:** Investigation, Software, Visualization; **Eungtae Kim:** Conceptualization, Investigation, Validation; **Jaewoo Kim:** Project administration; **Kyungwon Bae:** Funding acquisition, **Sungjoon Kim:** Resources; **Jaehun Jeong:** Funding acquisition; **Bilal Ozcan:** Project administration; **Seongyeop Choi:** Resources; **Seungwon Cha:** Resources; **Wonkeun Youn:** Methodology, Supervision, Writing – review & editing.



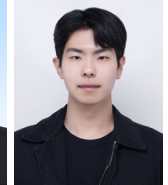
하 지 웅



방 현 태



홍 승 재



윤 영 준



김 응 태



김 재 우



배 경 원



김 성 준



정 재 훈



빌 랄



최 성 엽



차 승 원



윤 원 군