

무인항공기의 비행경로 생성 및 유도제어 알고리즘 연구 : HILS를 통한 검증

A Study on Flight Trajectory Generations and Guidance/Control Laws : Validation through HILS

백 수 호, 홍 성 경*

(Soo Ho Baek and Sung Kyung Hong)

Abstract : This paper presents an HILS(Hardware in the Loop Simulations) based experimental study for the UAV's flight trajectory planning/generation algorithms and guidance/control laws. For the various mission that is loaded on each waypoint, proper trajectory planning and generation algorithms are applied to achieve best performances. Specially, the 'smoothing path' generation and the 'tangent orbit path' guidance laws are presented for the smooth path transitions and in-circle loitering mission, respectively. For the control laws that can minimize the effects of side wind, side slip angle(β) feedback to the rudder scheme is implemented. Finally, being implemented on real hardwares, all the proposed algorithms are validated with integrations of hardware and software altogether via HILS.

Keywords : UAV, HILS, FCC, path planning, guidance, control

I. 서론

무인항공기(UAV: Unmanned Aerial Vehicle)는 조종사가 탑승하지 않은 상태에서 주어진 임무를 자율적으로 수행할 수 있도록 설계된 비행체이다. 따라서 다양한 비행임무를 효과적으로 수행하기 위해서는 자율비행을 위해 주어진 각 경로점의 특성에 맞는 비행경로가 계획되고 생성되어야 하며, 해당 임무에 적합한 유도법칙이 선택적으로 적용되어야 한다[1,2]. 즉, 무인항공기를 장시간 자율적으로 운용하기 위해서는 비행체의 임무와 비행 상황 등을 파악하여 적합한 유도제어 법칙을 선택하고, 주어진 경로와 경로점을 이용하여 비행체에서 다음경로 또는 새로운 경로를 만들어 주는 일련의 경로 계획 및 생성 작업이 실시간으로 수행되어야 한다. 또한 측풍과 같은 외란에 대한 강건한 제어법칙은 주어진 경로를 추종하기 위해서 필수적으로 요구된다[2].

한편 전체 시스템의 하드웨어와 소프트웨어를 통합하여 구현된 알고리즘의 성능을 검증하여야 한다[3-5]. 즉, 설계된 비행경로 계획/생성 알고리즘과 유도제어법칙은 실제 외부 센서 등과 하드웨어 적으로 인터페이스 되어 비행제어 컴퓨터 내에서 오류 없이 작동되는지의 통합적인 시스템 시험을 통해서 그 효용성이 검증될 수 있다. 시스템 통합 시험의 하나인 HILS(Hardware in the Loop Simulation)는 항공기에 탑재되는 하드웨어 환경을 그대로 보존한 상태에서 항공기 동력학의 전체 혹은 일부만을 수학적 모델로 대체하는 실시간 실험 지상 모의시험을 의미하며, 단순 시뮬레이션 환경이 가져다주는 제한된 상황을 뛰어 넘어, 실제 불

확실성을 보존한 상태에서 다양한 환경의 비행제어 시스템 성능을 분석할 수 있는 개발 시스템이다[5]. 이러한 HILS는 무인항공기의 실제 비행에 근접한 상황을 구현하여 정확한 성능평가를 가능하게 하며, 이를 통해 실제 비행시험에 소요되는 많은 비용과 시간을 단축시키고 위험성을 감소하여 실제로 구현하기 어려운 상황의 실험을 가능하게 한다.

본 논문에서는 각 주어진 경로점을 '경유' 경로점인 경우와 '선회중심' 경로점인 경우로 구분하여 각각의 비행경로 생성 및 유도 법칙을 달리하였다. 경유 경로점의 경우 'Smoothing Path'를 생성하여 기존 직선 경로에서 필연적으로 발생하는 오버슈트 현상을 제거하였으며, 특히 선회중심 경로점에 대해서는 선회궤적에 신속히 진입하기 위하여 '접선 회전 경로(tangent orbit path)' 유도법칙을 제안하였다. 이는 선회 임무 시 기존의 경로점 간의 직선경로를 추종하도록 하는 '수선오차 회전 경로(cross track error orbit path)' 유도법칙[1,2]과 비교하여 선회궤적 진입시간을 단축할 수 있어 차별화된 효과를 보여준다. 한편 바람이 부는 외부 환경에 무인항공기가 노출 되었을 때 바람을 이기지 못하고 밀리는 상황을 방지하기 위하여 옆 미끄러짐 각(β)을 러더로 피드백하는 제어구조를 적용하였다. 이와 같이 구현된 비행경로 계획 및 생성 알고리즘과 유도제어법칙을 PC104 기반의 비행제어 컴퓨터 하드웨어로 구현하였으며, 최종적으로 그 성능을 하드웨어와 소프트웨어를 통합하는 HILS를 통하여 검증하였다. 본 논문에서 사용한 무인항공기의 수학적 모델은 자체 제작한 무인 비행체(SURV, Sejong Unmanned Research Vehicle)를 대상으로 하였으며, 그 형상은 그림 1과 같다.

II. 비행경로계획 및 생성

무인항공기의 다양한 비행임무를 효과적으로 수행하기 위해서는 각 임무에 따른 적절한 비행경로가 실시간으로

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 9. 30., 채택확정 : 2008. 10. 30.

백수호, 홍성경 : 세종대학교 항공우주공학과

(sooho100@gmail.com/skhong@sejong.ac.kr)

※ 본 논문은 국토해양부 지능형국토정보기술혁신사업 중 "실시간 공중모니터링 기술개발" 과제에서 지원하여 연구하였음.



그림 1. 대상 무인항공기 플랫폼 형상.

Fig. 1. SURV(Sejong Unmanned Research Vehicle).

계획/생성돼야 한다. 본 논문에서는 주어진 경로점의 역할에 따른 비행경로를 차별적으로 계획하고 생성하는 모듈을 구성하였다. 즉, 주어진 경로점이 경유 경로점인 경우와 그 경로점이 지속적인 정찰임무를 위한 선회 중심점인 경우로 구분하여 각각의 적절한 비행경로를 계획하고 생성하는 알고리즘을 구현하였다.

그림 2는 자동화된 비행경로 계획 및 생성 체계와 유도 제어법칙과의 흐름도를 보여주고 있다. 경로점별로 비행 임무가 주어지면 ‘Planner’는 비행체의 현재 위치를 파악하여 적절한 유도제어 법칙을 선택하고, 주어진 경로와 경로점을 이용하여 다음경로 또는 새로운 경로를 생성하는 작업을 ‘Trajectory Generator’에서 실행한다. 이 때 만들어진 경로를 바탕으로 ‘Planner’에서 선택한 유도제어 법칙을 이용하여 비행체의 방위각 명령을 생성하고, 제어기는 이 명령을 추종하도록 비행체를 동작시킨다.

본 논문에서는 그림 3과 같이 경로점 1, 2, 3, 4(경유 경로점)를 순차적으로 경유하고 경로점 5(선회 중심점)를 반경 200m로 선회 하는 비행임무를 설정하였다.

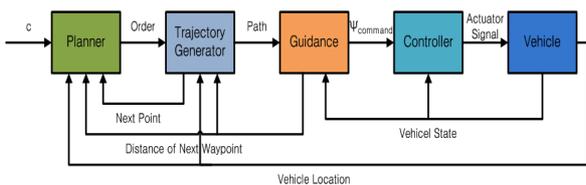


그림 2. 자동화된 비행경로계획 및 생성 체계.

Fig. 2. An Architecture of flight path planning and generation.

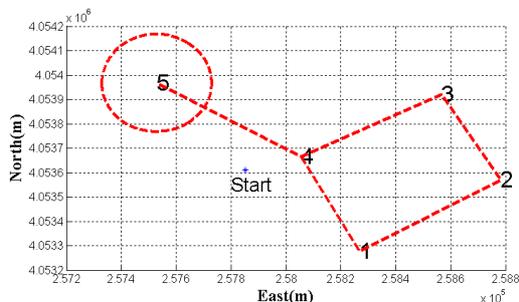


그림 3. 비행 임무 경로의 예.

Fig. 3. Flight trajectory.

1. 경유 경로점을 위한 smoothing path 생성

주어진 경로점이 다음 경로점으로 이동하기 위한 경유 경로점인 경우에는 그 경로가 부드러운 경로가 되도록 생성되는 것이 바람직하다. 그렇지 않을 경우에는 경로점 변경 시 오버슈트하는 과도응답현상을 보이게 된다. 이러한 현상을 방지하기 위해서 현재 경로와 다음 경로 사이에 접하는 선회 원 경로를 생성(그림 4)하여 그 경로를 추종하도록 하였다. 이 때 선회 원 경로 생성 과정은 그림 4와 같다.

그림 4에서 경로점 1, 2 구간의 방위각(ψ_{12})과 경로점 2, 3 구간의 방위각(ψ_{23})은 각각 식 (1)과 (2)에 의하여 계산된다.

$$\psi_{12} = \text{atan2}((X_2 - X_1), (Y_2 - Y_1)) \quad (1)$$

$$\psi_{23} = \text{atan2}((X_3 - X_2), (Y_3 - Y_2)) \quad (2)$$

선회 원 경로와 현재 직선 경로와의 접점을 선회 원 경로로 진입하는 점으로 잡으며, 그 때의 진입 좌표는 다음과 같다.

$$X_{IN} = X_2 + d(\sin(\psi_{12})) \quad (3)$$

$$Y_{IN} = Y_2 + d(\cos(\psi_{12})) \quad (4)$$

한편, 선회 원 경로와 다음 직선 경로와의 접점을 선회 원 경로를 탈출하는 점으로 잡으며, 그 탈출 좌표는 다음과 같다.

$$X_{OUT} = X_2 - d(\sin(\psi_{23})) \quad (5)$$

$$Y_{OUT} = Y_2 - d(\cos(\psi_{23})) \quad (6)$$

이 때, 원 경로의 중심 좌표는 식 (7), (8)과 같다.

$$X_r = X_2 - c(\sin(a - \psi_{12})) \quad (7)$$

$$Y_r = Y_2 + c(\cos(a - \psi_{12})) \quad (8)$$

최적의 선회 원 경로를 결정하기 위해서는 대상 항공기의 동역학 특성을 기반으로 바람의 속도와 방향을 고려하여 반지름 R을 실시간 결정하여야 하나, 본 논문에서는 모든 조건에서 일정 반지름(R=150m)으로 설정하였다.

III. 유도제어법칙 설계

1. 제어법칙

SURV의 종축 및 횡/방향축의 제어법칙은 안정성 및 조

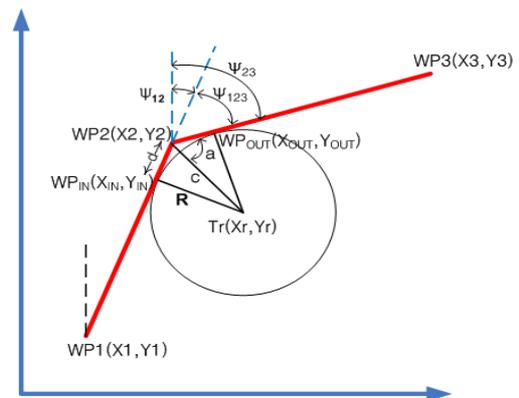


그림 4. Smoothing path 생성.

Fig. 4. A smoothing path generation.

종성 향상을 위하여 그림 5와 6과 같이 구현하였다[6]. 이때 각 제어이득은 고전적 제어기법인 근 궤적 선도를 사용하여 구하였다.

특히 횡/방향축의 제어법칙에서는 바람에 의한 미끄러짐을 줄이기 위해 옆 미끄러짐 각(β)을 피드백 하였고, 바람에 의한 미끄러짐을 보정하기위해 방위각 오차로부터 β 명령을 도출하는 구조를 취하였다(그림 6).

항공기의 방향 특성과 직접적인 관련 있는 측력계수(side force coefficient), 롤 모멘트 계수(roll moment coefficient), 요우 모멘트 계수(Yaw moment coefficient)를 살펴보면 비행체의 방향 특성은 에일러론(Aileron) 보다 러더(Rudder)에 의하여 더 큰 영향을 받으며, 바람의 영향을 지니고 있는 β 에 의하여 큰 영향을 받고 있음을 알 수 있다(표 1). 따라서 β 를 러더로 피드백하면 바람의 영향을 일정부분 보정할 수 있으며, 그림 7은 β 피드백 전/후의 궤적 추종성능을 보여주고 있다.

2. 직선 경로(straight path)의 유도법칙

유도법칙에 사용될 변수들은 그림 8과 같이 정의하였다. 2차원 평면에서 출발지점의 경로점을 $P_f(x_f, y_f)$, 도착지점의 경로점을 $P_t(x_t, y_t)$ 로 하고, P_f 와 P_t 를 직선으로 잇는 선을 직선경로라 하며, 유도법칙은 비행체를 이 직선 경로 상에 위치시키도록 하는 것을 목적으로 한다. 따라서 유도법칙은 비행체에서 경로까지 잇는 수선 경로오차(cross track error, d,

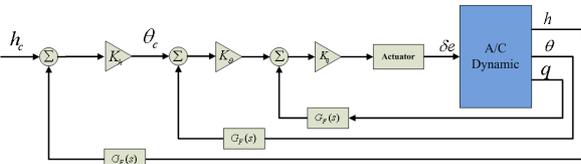


그림 5. 종축 제어루프.
Fig. 5. Longitudinal control loop.

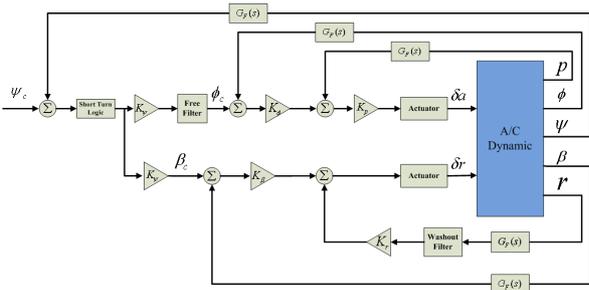


그림 6. 횡축 제어루프.
Fig. 6. Lateral directional control loop.

표 1. 횡/방향축 주요 무차원 미계수.

Table 1. Major non-dimensional derivatives for lateral/directional.

	미계수	수치	미계수	수치	미계수	수치
CY	CY β	-0.8	CY δ_a	0.075	CY δ_r	0.1914
Cl	Cl β	0.0987	Cl δ_a	0.2	Cl δ_r	0.2736
Cn	Cn β	0.14	Cn δ_a	-0.019	Cn δ_r	-0.09

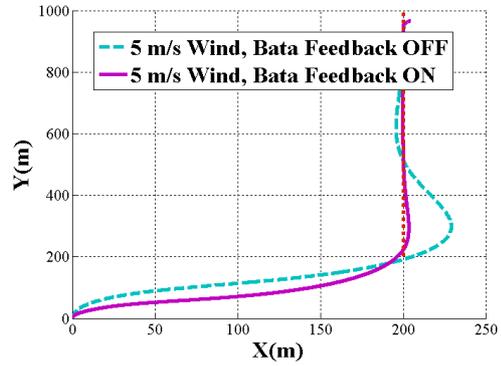


그림 7. β 피드백 전/후 궤적 추종성능.
Fig. 7. Comparisons of before/after β feedback.

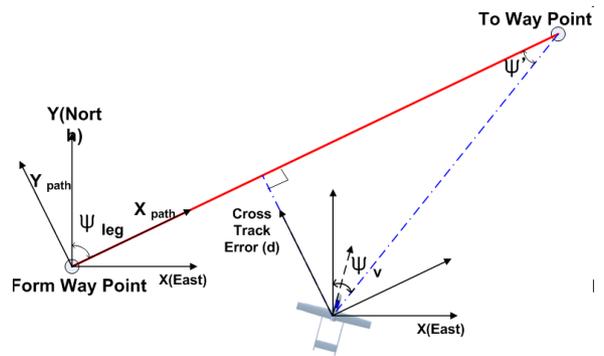


그림 8. 수선 경로 오차의 정의.
Fig. 8. Definition of Cross Track Error.

식 (9)를 제거하도록 식 (10)과 같이 구현된다.

$$d = \sqrt{(x_t - x_v)^2 + (y_t - y_v)^2} \cdot \sin\psi' \tag{9}$$

$$\psi_{command} = -K_d d \tag{10}$$

3. 접선 회전경로(tangent orbit path)의 유도법칙

정지 되어있거나 항공기의 속도보다 느린 목표점을 관찰하기 위해서는 목표물 및 목표점을 선회 하여야 한다. 본 논문에서는 이런 선회 비행을 수행하기 위해서 ‘접선 회전 경로 유도법칙’을 사용하였다. 그림 9는 비행체와 원 경로와의 접선을 추종하도록 하는 유도법칙을 나타낸다. 여기서, 비행체의 위치와 선회 중심 경로점 사이의 거리를 d, 선회 경로의 반지름을 R로 표현하였다.

접선과 원의 중심이 수직으로 되어있으므로 비행체와 원 중심을 연결하는 선과 접선 사이의 각은 식 (11)과 같이 표현된다. 따라서 추종하여야 할 비행체의 방위각 명령은 식 (12)와 같이 생성될 수 있다.

$$\psi' = \pm \text{atan2}(R, \sqrt{d^2 - R^2}) \tag{11}$$

$$\psi_{Command} = \psi_v - \psi' \tag{12}$$

IV. 시뮬레이션

무인항공기의 비행경로 계획 및 생성 알고리즘과 유도제어법칙을 검증하기 위한 시뮬레이터를 그림 10과 같이

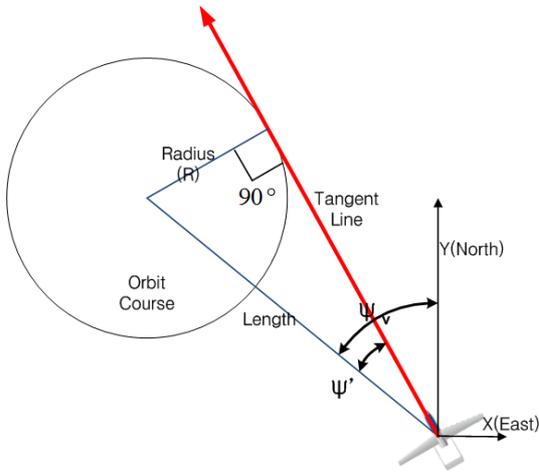


그림 9. 접선 회전 경로법.
Fig. 9. tangent orbit path law.

Matlab/Simulink를 이용하여 구현하였다. 본 논문의 시뮬레이션을 위한 비행 상태는 속도 100km/h, 고도 200m를 기준으로 하였다.

그림 11은 β 피드백을 사용하지 않은 상태에서 모든 경로점에서 직선 경로 유도법칙만을 사용한 시뮬레이션 결과이다. 예상한바와 같이 경로점 통과시의 오버슈트 현상을 볼 수 있다. 그림 12는 오버슈트 현상을 제거하기 위해 smoothing path를 생성하고 접선회전 경로법을 적용한 결과이다. 본 논문에서 제안하는 궤적생성 알고리즘 및 유도법칙을 통하여 보다 유연한 비행궤적 추종 성능을 얻을 수 있음을 확인 할 수 있었다.

한편 β 피드백의 효과를 검증하기 위하여 북동풍(45°)으로 5m/s의 바람이 부는 환경을 가정하였으며, 이 때 그림 13과 같이 비행체는 바람에 밀려 비행경로를 이탈하는 것을 확인 할 수 있다. 그림 14는 β 피드백을 통하여 바람의 영향을 최소화 할 수 있음을 보여주고 있다.

V. HILS Test

1. HIL system 구축

HILS는 무인항공기 시스템 개발 과정에 있어서 비행제

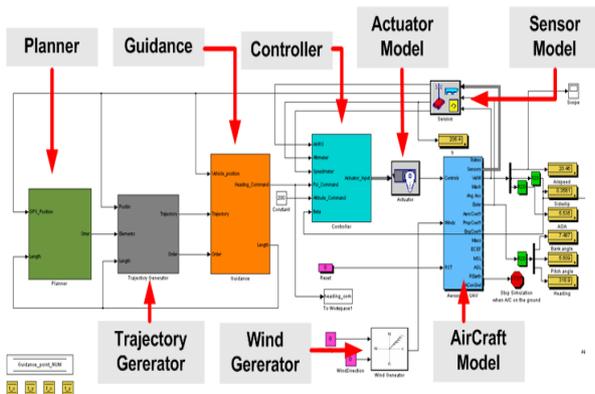


그림 10. Matlab/Simulink 시뮬레이션 블록.
Fig. 10. Matlab/Simulink Simulation Block.

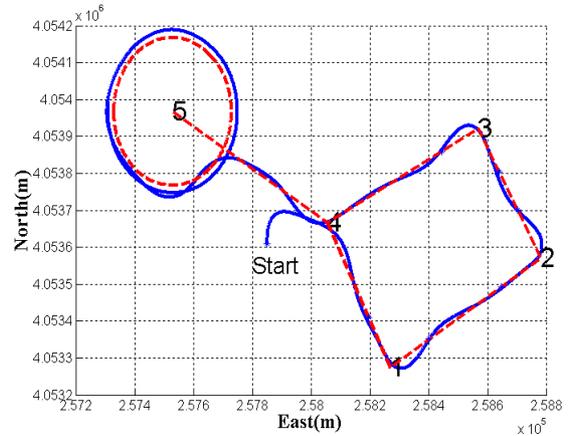


그림 11. 직선 경로 유도법칙 시뮬레이션 결과.
Fig. 11. Simulation of straight path guidance law.

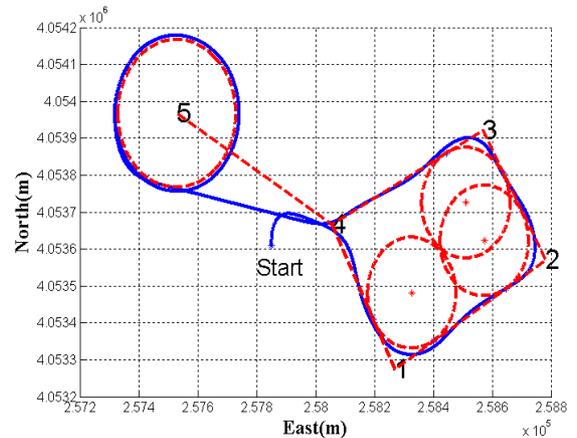


그림 12. 접선 회전경로 유도법칙 시뮬레이션 결과.
Fig. 12. Simulation of tangent orbit path guidance law with smoothing path generation.

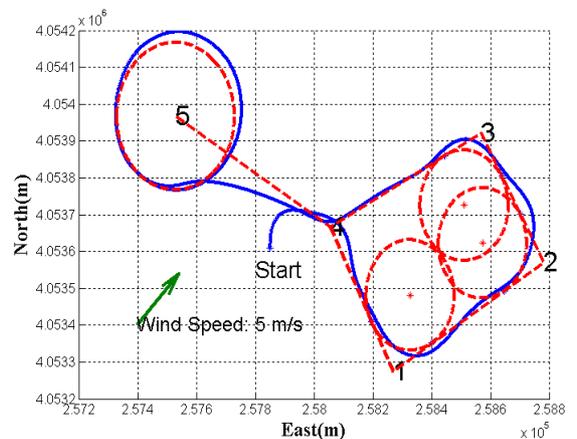


그림 13. 바람 환경에서의 접선 회전경로 유도법칙 시뮬레이션 결과.
Fig. 13. Simulation of tangent orbit path guidance law with smoothing path generation in wind condition.

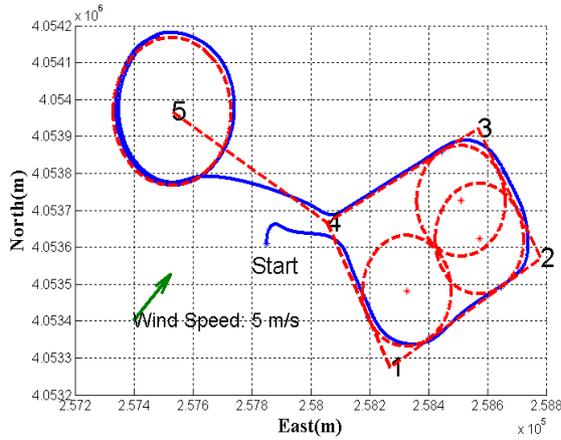


그림 14. 바람 환경에서의 β 피드백과 접선 회전경로 유도법칙 시물레이션 결과.

Fig. 14. Simulation of tangent orbit path guidance law with smoothing path generation and β feedback in wind condition.

어컴퓨터(FCC), 센서(AHRS, GPS, Air Data Sensor 등), 구동기(actuator) 계통의 하드웨어 환경을 그대로 보존한 상태에서 항공기 동역학의 전체 혹은 일부분만을 수학적 모델로 대체하는 실시간 실험 지상 모의시험을 의미한다.

그림 15는 구축된 HILS의 구성도이며, 그림 16은 비행운동을 재현하는 motion table 전경을 보여주고 있다. 비행제어 컴퓨터의 출력인 구동기 신호는 실시간 컴퓨터 내의 구동기 모델로 전달된다. 이때 구동기의 각도는 환경모델의 값과 함께 실시간 컴퓨터 내에서 무인항공기 동역학 모델로 전달된다. 무인항공기 동역학 모델 내에서 비행기 자세가 계산되고 이 값은 비행체 운동을 모사하는 Motion Table에 전달되고, motion table에 장착된 AHRS를 통해 비행제어 컴퓨터로 피드백 된다. 이때 GPS와 Air Data 센서 값은 실시간 컴퓨터에서 계산하여 출력한다.

그림 17은 dSPACE의 ControlDesk를 이용하여 구성된 HILS 상황 GUI 화면이다. 좌측하단에서 바람의 방향과 세기 조절이 가능 하며 그 옆으로 각각 smoothing path 생성

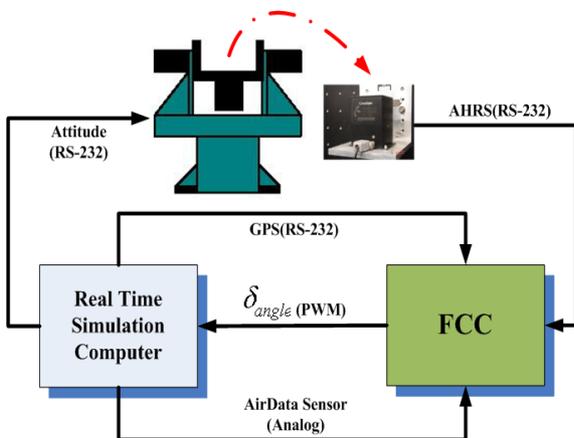


그림 15. HILS 구성도.

Fig. 15. An architecture of HILS System.



그림 16. 3축 모션테이블.

Fig. 16. 3-Axis Motion Table.

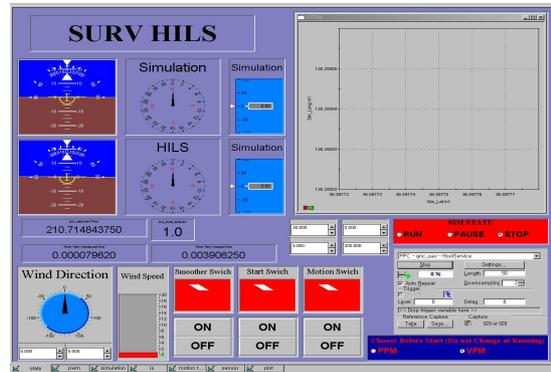


그림 17. dSPACE ControlDesk HILS 화면.

Fig. 17. HILS monitoring System based on dSpace Control Desk.

알고리즘의 on/off, 시물레이션 on/off, motion table on/off 스위치가 있다. 상단에는 시물레이션 결과와 HILS 결과를 비교 할 수 있는 계측 화면이 있으며 하단에는 무인항공기의 다른 상태들과 실시간컴퓨터의 상태 등을 알 수 있는 GUI 화면을 만들었으며, 이는 필요시 화면을 최대화 할 수 있도록 하였다.

2. HILS 결과

본 논문에서 제안하는 실시간 비행경로 계획 및 생성과 유도제어 알고리즘을 실제 비행제어컴퓨터(FCC)에 탑재하여 그 성능을 검증하였다. 이때 GPS와 air data 센서 값을 실시간 컴퓨터 내에서 계산하여 출력하는 것 외는 모든 하드웨어를 실험으로 구현하였다. 본 논문에서 최종적으로 제안하는 β 피드백과 접선 회전경로 유도법칙을 바람 환경(북동풍 5m/s)하에서 HILS를 수행하였다. 그림 18은 비행경로 계획 및 생성 모듈과 유도법칙 모듈에서 생성된 방위각을 추종하는 결과이며, 그림 19는 전체 비행계획의 추종 성능을 보여준다. HILS 결과와 순수 시물레이션 결과가 잘 일치하고 있으며, 이로 부터 실제 구현된 알고리즘이 외부 센서 등과 하드웨어 적으로 인터페이스되어 비행제어컴퓨터 내에서 오류 없이 작동됨을 확인하였다. 이와 같은 HILS를 통하여 최종적으로 구현된 하드웨어와 소프트웨어를 통합적으로 시험하여 그 성능을 검증하였다.

VI. 결론

본 논문에서는 무인항공기의 다양한 비행임무를 효과적

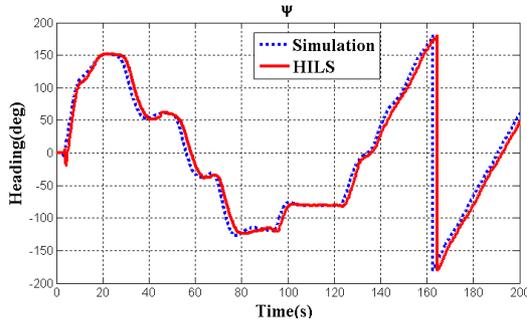


그림 18. 방위각 추종 HILS 결과
 Fig. 18. HILS results on heading command tracking.

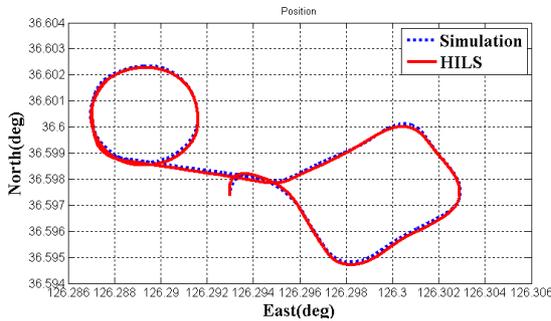


그림 19. 비행 궤적 추종 HILS 결과.
 Fig. 19. HILS results on flight trajectory tracking.

으로 수행하기 위해서 각 주어진 경로점이 경유 경로점인 경우와 선회중심 경로점인 경우로 구분하여 각각의 비행경로 생성 및 유도 법칙을 달리하였다. 경유 경로점의 경우 smoothing path를 생성하여 기존 직선 경로에서 필연적으로 발생하는 오버슈트 현상을 제거하였으며, 선회중심 경로점에 대해서는 접선 회전 경로(tangent orbit path) 유도법칙을 적용하여 효과적인 임무를 수행하도록 차별화 하였다.

한편 바람이 부는 외부 환경에 무인항공기가 노출 되었

을 때 바람을 이기지 못하고 밀리는 상황에서 β 를 피드백하여 항공기가 바람이 불어오는 방향으로 바라보게 하고 다시 방위각 오차를 β 명령으로 변환하는 구조를 적용하였다. 이를 통하여 일정량의 바람의 영향을 보상할 수 있음을 확인하였다.

이와 같이 구현된 비행경로 계획 및 생성 알고리즘과 유도제어법칙을 하드웨어로 구현하여 실물 모의시험인 HILS를 통하여 하드웨어와 소프트웨어를 통합적으로 검증하였다. 이와 같은 HILS를 통한 소프트웨어/하드웨어의 통합적 연구 개발은 향후 임베디드 시스템의 제품 개발에 있어 확실성을 감소시키고 제품의 개발기간 단축 및 비용절감 효과를 가져다 줄 것이다.

참고문헌

- [1] J. Osborne and R. Rysdyk, "Waypoint Guidance for Small UAVs in Wind," *Proc. of the AIAA Conference*, September 2005.
- [2] J. C. Rubio and R. Rysdyk, "Adaptive Path Planning for Autonomous UAV Oceanic Search Missions," *Proc. of the AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference*, September 2004.
- [3] M.-S. Kim, H.-J. Kong, S.-H. Baek, Y.-H. Choe, and S.-K. Hong, "The verification of UAV's autopilot system with realtime HILS," *ICMIT*, pp. 538-543, 2005.
- [4] 김민수, 심규홍, 백수호, 홍성경, "무인항공기 비행제어시스템의 성능분석용 HILS 시스템 구축," 한국항공우주학회 춘계 학술발표회, 2005.
- [5] J. S. Jang and C. Tomlin, "Autopilot Design for the Stanford DragonFly UAV: Validation through Hardware in the Loop Simulation," *AIAA GNC Conference*, pp.6-9, Montreal, Canada, Aug. 2001.
- [6] 김병수, 김유단, 방효충, 탁민제, 홍성경, 비행동역학 및 제어, 경문사, 2004.



백 수 호

2005년 세종대 항공우주공학과 학사.
 2008년 동 대학원 공학석사.
 2006년 1월~2007년 1월 미국 University of Washington 방문연구원.
 2008년~현재 mds 테크놀로지.
 관심분야 : 무인시스템의 유도항법제

어, 임베디드 시스템.



홍 성 경

1987년 연세대 기계공학과 학사.
 1989년 동 대학원 공학석사.
 1998년 Texas A&M Univ. 공학박사.
 1989년~2000년 국방과학연구소 선임연구원. 2000년~현재 세종대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야 : 무인시스템

의 유도항법제어.