

공기부상 초고속 운행체 축소모델의 풍동내 비행제어 실험

Flight Control Experiment of High-Speed Aero-Levitation Electric Vehicle Scale-Model in Wind-Tunnel

박 영 근, 최 승 기, 송 용 규*, 조 진 수

(Young-Geun Park, Seung-Kie Choi, Yong-Kyu Song, and Jin-Soo Cho)

Abstract : An experimental study on flight control of high-speed AEV(Aero-levitation Electric Vehicle) scale model in wind-tunnel is conducted. The AEV is to fly at very low altitude in predesigned track so that it is always under the wing-in-ground effect. The experiment is intended to fly the scale model to follow the predesigned altitude schedule while holding its attitude (pitch, roll, and yaw). Especially, the altitude changes for climb, cruise, and descent with constant pitch angle are most important maneuvers. The experiment shows that the required mission flights can be performed with appropriate sensors, processors, and actuators.

Keywords : flight control experiment, scale-model, wind-tunnel, wing-in-ground effect

I. 서론

최근 자기부상열차나 초고속 열차와 같은 새로운 개념의 차세대 운송시스템에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다. 이러한 차세대 초고속 운송시스템은 환경친화적이어야 하며 에너지 효율 또한 높아야 한다. 이러한 목적에 부합되는 운송시스템 중의 하나로 연구되는 것이 공기부상 전동운행체(Aero-levitation Electric Vehicle, AEV)인데[6], 이는 비행기와 유사한 운행체를 궤도위에서 운용하는 것으로 궤도를 따라 설치되어있는 전력선으로부터 판토티그래프등으로 전력을 공급받아 전동기로 프로펠러를 구동시켜 추진력을 얻고 날개에서 얻어지는 양력으로 초저고도에서 비행하는 운행체를 말한다. 여기서 말하는 초저고도란 지면효과를 받는 고도를 말하며 그 상태가 계속 유지되어 양력 대 항력비를 아주 높게 하는 지면효과를 계속 받게하여 효율을 높이고자 함이다. 따라서 이러한 비행이 가능하려면 운행체의 물각과 요각이 정밀하게 제어되어야할 뿐만 아니라 특히 운행체의 피치각을 일정하게 유지하며 고도를 변화시켜 이륙, 상승, 순항, 하강 착륙이 되는 것이 매우 중요하다. 또한 전력공급이나 궤도유지, 안전유지를 위해 실제적으로는 운행체가 U-자형 채널로 만들어진 궤도내에서 비행하는 것이 필요할 것으로 예측된다.

이에 본 연구에서는 이러한 비행이 가능한지 검토하기 위해 공기부상운행체의 축소모델을 제작하여 풍동내에서 비행제어를 시도하였다. 실제 운용환경과 비슷한 조건을 만들어 주기 위해서 중형 아음속 풍동내부에 U-자형 가이드펜스를 설치하고 그 내부에서 AEV 축소모델이 비행하도록 하였으며 공기흐름에 의해 자유롭게 움직이는 운행체의 자세 및

고도제어를 실시간으로 제어하였다. 이러한 비행을 자동으로 수행하기 위해 기체내부에 자세 및 고도제어를 위한 3축 자이로와 레어저센서를 탑재하고 각 센서들로부터 나오는 신호를 제어알고리즘에 따라 비행제어컴퓨터(flight control computer)에서 처리한 후 조종면의 서보모터를 구동시켰다. 본 논문에서는 이러한 비행제어의 전 과정과 기체의 안정성 확보를 위한 방안에 대하여 설명하고 이러한 비행이 가능하다는 것을 실험적으로 보여준다.

II. 비행제어 구현을 위한 하드웨어 시스템 구성

1. 공기부상 운행체(AEV) 축소모델

AEV의 형상은 공동연구를 통하여 그림 1과 같이 설계되었는데[7,8] 이는 이륙, 상승, 순항, 하강, 착륙시 적당한 양력을 발생시킬 수 있도록 전방날개, 중간날개, 후방날개등 세 개의 날개를 가지며 양쪽 벽에 설치된 가이드펜스와의 일정한 이격거리를 제어할 수 있도록 세 날개의 끝단에는 수직방향의 끝단(end-plate)날개를 장착하였다. 실험에서는 1/30 축소모델을 사용하였는데 이 축소모델의 간단한 제원은 표 1과 같다.

동적모사 실험을 위한 축소모델기는 발사를 사용하여 그 틀을 만들고 위에 복합재료(FRP)를 적층하여 실험시에 파손되는 것을 최소화하였다. 또한 2개의 DC모터를 사용하여 풍동내에 불어오는 유속에 대하여 뒤로 밀리는 현상을 방지하기 위하여 4N의 힘을 낼 수 있는 ducted fan type의 추진장치를 사용하였다.

2. 비행제어컴퓨터와 센서

초창기 AEV 축소모델의 고도를 측정하기 위하여 초음파 센서를 고려하였으나 풍동내 강한 유속으로 인하여 초음파 센서의 성능이 떨어짐을 확인하고 이를 대체하기 위하여 레이저 센서를 사용하였다. 정상상태 비행을 위한 고도가 150~200mm 정도임을 감안할 때 넓은 범위를 측정할 수 있으며 분해능이 좋은 것을 선택 하여야 했고 독일사의 ODSL 아날로그 레이저 센서를 사용하였다.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2004. 10. 19., 채택확정 : 2004. 12. 27.

박영근, 최승기, 송용규 : 항공대학교 항공우주및기계공학부
(aeropia95@hotmail.com/kmlace@hotmail.com/yksong@hau.ac.kr)

조진수 : 한양대학교 기계공학부(jscho@hangyang.ac.kr)

※ 본 논문은 한국과학재단 특정기초연구과제(1999-1-305-001-5)에서 지원하여 연구하였습니다.

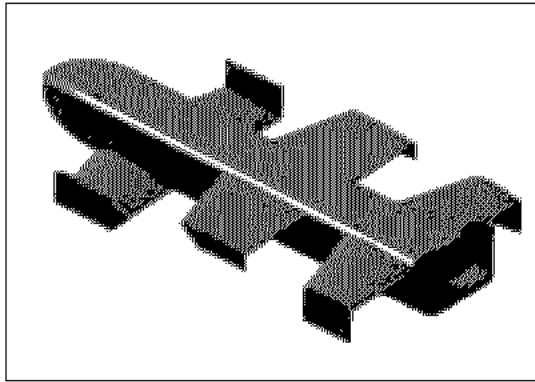


그림 1. AEV 축소모델의 형상.

Fig. 1. The AEV scale-model.

표 1. AEV 축소모델의 제원.

Table1. Specification of AEV scale model.

항목	제원
전장	1000 mm
전폭	500 mm
전고	86 mm
중량	3.5kg

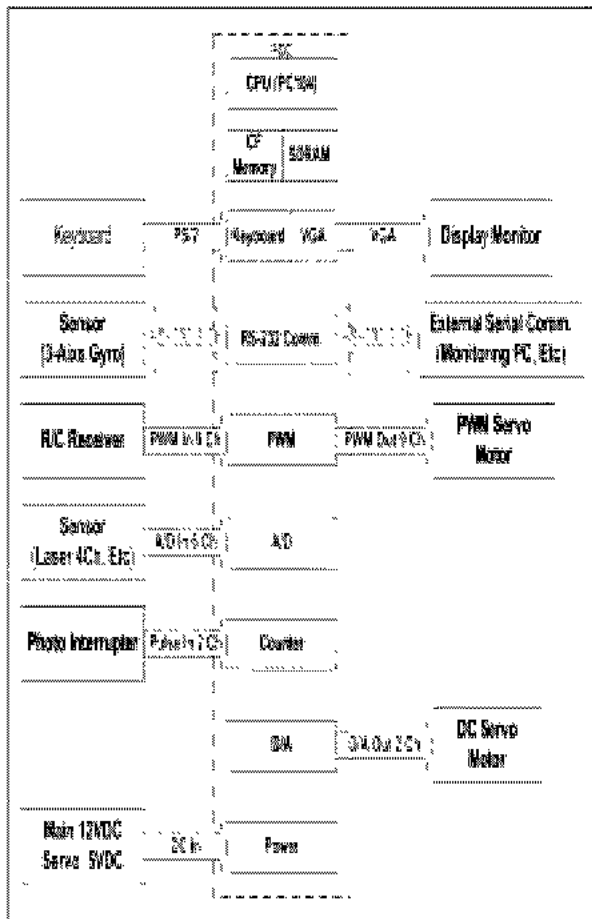


그림 2. AEV 축소모델 제어를 위한 시스템 구성도.

Fig. 2. System architecture to control AEV scale-model.

센서 특성 파악시 0.08%의 오차를 볼 수 있었으며 어느 정도의 성능을 보장하였다. 3축 자이로는 빠른 통신 속도와 정확한 데이터를 위하여 디지털 출력을 필요로 하였다. 100Hz의 샘플링 타임과 38400bps의 속도를 낼 수 있는 미국사의 3DMG를 사용하였다. MEMS type의 3축 자이로는 3축의 euler angle이 측정가능하다. ±5°의 오차를 갖으며 ±300%/sec의 측정 범위를 갖는다.

AEV 축소모델에 탑재된 비행제어 컴퓨터는 PC104 기반의 모듈로서 GX1 300MHz CPU를 사용하고 있으며 18bit VGA, keyboard/PS, 2Ch RS-232, IDE 및 FDD가 장착된 onboard 산업용 컴퓨터이다. AEV 축소모델의 비행제어를 위하여 100Hz의 실시간 데이터 획득 및 제어 알고리즘 수행이 가능하다. 또한 그래픽 카드의 내장으로 인하여 모니터를 통해 현재의 비행 상태 및 여러 정보를 확인할 수 있다. DOS6.0 기반의 운영체제를 사용하였으며 boland C++을 이용하여 제어 알고리즘을 코딩하였다. flash 메모리가 마스터 섹션이 되어 용이하게 데이터의 저장 및 수정이 가능하였다. 이러한 AEV 축소모델의 탑재중량을 최소화 하기 위하여 내부에 전원공급 장치를 부착하지 않고 풍동 외부에서 전원을 공급해 주는 방식을 채택하였다. 또한 풍동 외부에서 AEV 축소모델기의 비행 상태 및 제어 알고리즘의 수정을 용이하게 하기 위하여 데이터 선을 전원 공급선과 마찬가지로 외부로 나오도록 하였다. AEV 축소모델기와 외부 모니터 시스템 중간에 터미널 블록을 제작하여 내·외부 시스템의 원활한 연결을 가능토록 하였다. 위에서 설명한 센서와 하드웨어들을 이용하여 AEV 축소모델을 제어하기 위한 시스템 구성도는 그림 2에 나타내었다.

III. 동적모사실험을 위한 외부 시스템 구성

1. 풍동내부 시스템의 구성

실제 AEV의 비행환경과 거의 비슷한 효과를 내기 위해 그림 3과 같이 풍동내부에 가이드펜스를 설치하였다. 1/30 스케일의 AEV 축소모델의 전체폭은 50cm이며 guide fence의 폭은 풍동내 test section을 고려하여 70cm의 크기로 제작하였으며 AEV 축소모델에 탑재된 레이저 센서에서 나오는 빛을 정확하게 반사하여 정밀한 거리를 측정할 수 있도록 하기 위해 가이드펜스 한쪽면을 흰색으로 칠하였다. 또한 AEV 축소모델의 움직임을 면밀히 관찰하기 위하여 한쪽면을 투명한 아크릴 판으로 제작하였다.

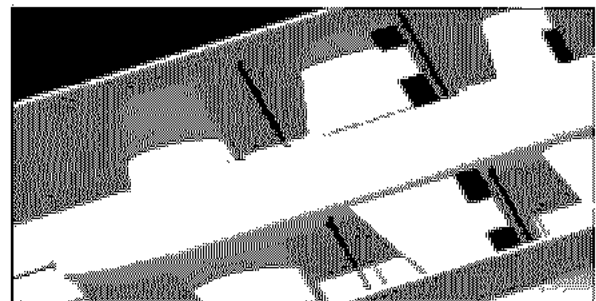


그림 3. 가이드펜스내의 AEV 축소모델.

Fig. 3. AEV scale model in guide fence.

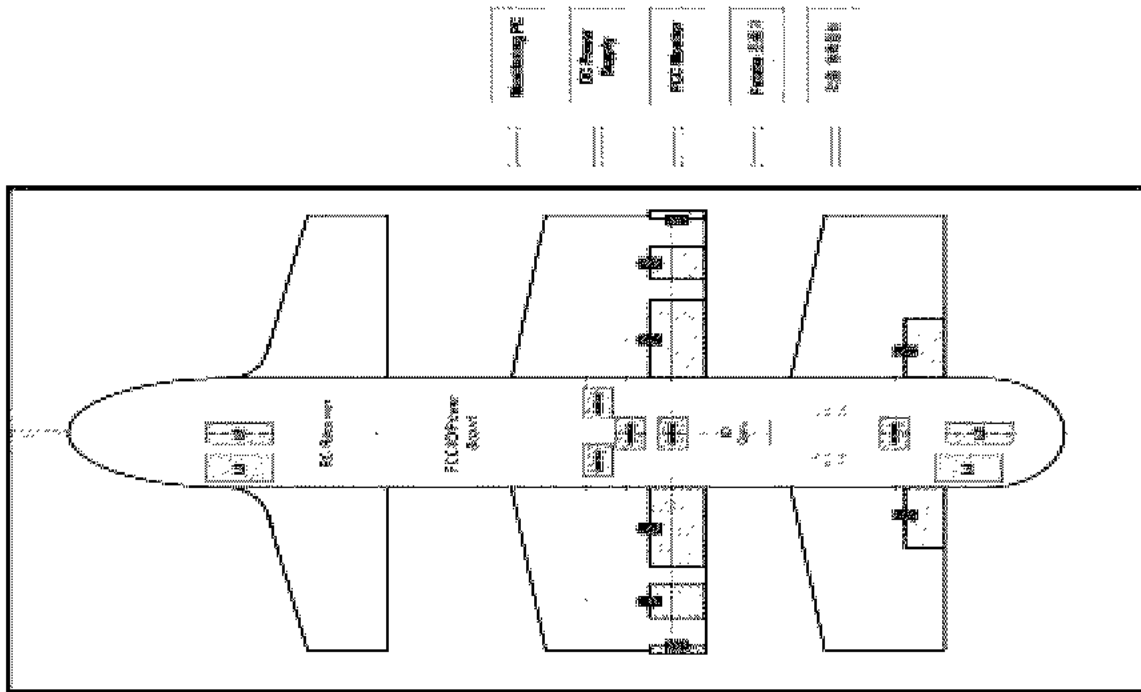


그림 4. AEV 축소모델의 센서 및 조종면 배치도.
 Fig. 4. Sensor and control surface arrangement of AEV scale model.

추력효과를 위해서는 기본적으로 뒷부분에 DC모터 2개를 장착하여 프로펠러를 구동시켜 추진력을 얻지만 이 추진력이 작거나 클 경우를 전방이나 후방으로 기체가 지나치게 이동하는 것을 제한하기 위해 기수 부분에 가는 줄을 묶어 느슨하게 풍동내 앞 부분에 가느다란 쇠 말뚝에 고정하였으며 후미에도 같은 방식으로 고정하였다. 그리고 AEV 축소모델의 양 옆을 가는 줄로 가이드펜스에 느슨하게 고정시켜 좌우로 어느 정도 움직일 수 있게 여유를 두어 움직임을 관찰하고 만약에 있을지 모르는 벽면과의 충돌을 미연에 방지한다.

2. 탑재물의 배치 및 AEV 축소모델의 무게중심

AEV 축소모델의 내부는 각 날개에 부착되는 서보모터의 자리와 내부 벌크헤드의 배치로 인하여 실제 탑재공간이 넉넉하지 못하였다. 또한 AEV 축소모델의 무게 중심을 고려하였을 경우 많은 탑재물들이 가운데 날개를 중심으로 앞쪽에 위치되어야 한다. 그러나 동적모사를 위한 AEV 축소모델의 경우에는 비행제어 컴퓨터를 제외하고 대부분이 뒤쪽에 위치할 수밖에 없었다. 비행시 고려되어야 할 공력중심과 무게중심의 관계에서 전체 무게가 증가하는 점을 감수하더라도 안정성을 위하여 AEV 축소모델의 전방 부분에 0.5kg에 해당하는 납을 설치하여 전체 무게중심을 전방으로 이동시켰다.

비행제어를 위하여 위치되어야 할 레이저 센서는 고도를 측정할 수 있도록 앞전과 뒷전에 배치하여 AEV 축소모델이 기울어진 상태에서도 정확하게 고도를 측정할 수 있도록 평균값을 사용해 평균 고도를 산출하였다. 또한 가이드펜스와 이격거리를 위하여 왼쪽의 옆면에 앞전과 뒷전에 레이저 센서를 배치하여 마찬가지로 방법으로 평균 거리를 측정하였

다. 그리고 자세제어를 위한 자이로의 위치는 무게중심 자리에 위치하여야 하나, AEV 축소모델을 하나의 강체로 취급하여 여유 공간에 배치하였다.

그림 4에서와 같이 모든 공간에 걸쳐 각 장비들이 탑재되었다. 실제 각 센서와 서보모터, DC추진장치등과 비행제어 컴퓨터의 연결시에는 많은 연결선들이 필요하며 높은 전류가 흐르는 것은 아니지만 정확한 데이터를 필요로 하므로 노이즈의 영향을 최소화 시켜야 한다. 그를 위해서 모든 선에 쉴드선을 사용하였고 많은 접지선을 만들어 주어 노이즈에 의한 간섭 효과를 최소화하였다. 또한 노이즈로 인해 데이터가 튀는 현상을 막기 위하여 다음과 같이 간단한 low-pass filter를 사용하였다.

$$y_k = 0.73y_{k-1} + 0.14(u_k + u_{k-1}) \quad (1)$$

(1)은 이산계에서 사용되는 1차 butter-worth 필터이다.

u_k 는 현재 단계에서의 입력값이고 y_k 는 현재 단계에서의 출력값이다. 일반적으로 필터를 사용하면 필요한 정보에 의한 값을 유연하게 얻을 수 있지만 정확한 단계에서의 값이 아닌 약간의 지연이 있는 값을 얻게 된다. 그러나 AEV 축소모델을 위한 제어기에서는 1차 butter-worth 필터로 인한 지연이 큰 영향을 미치지 않았으며 제어 알고리즘을 연동하였을 경우 노이즈로 인한 조종면의 떨림 현상도 막아 줄 수 있었다.

3. AEV 축소모델의 이륙시 고려되어야 할 사항

가이드펜스 내에 위치한 AEV 축소모델은 풍동의 유속이 불어올 경우 가이드펜스와 AEV 축소모델사이에서 지면마찰이 존재하게 된다. 불필요한 지면마찰 효과를 감소시키기

위해 가이드펜스와 AEV 축소모델의 아래면에 유속의 원활한 흐름을 유도하도록 발사지대를 부착하여 일정한 공간을 만들어 주었다.

IV. 자세 및 고도제어를 위한 제어기 설계

1. AEV 축소모델의 트림상태 비행

제어기 설계에 앞서 AEV 축소모델의 트림 상태를 맞추는 것은 안정성 및 제어를 위해 중요한 부분이다. 정상상태 비행인 트림 비행을 위해서 우선 RC(Radio Control)의 수신기와 송신기를 사용하여 풍동내에 수동으로 조종면을 구동시켜 트림비행을 실시하였다. 또한 수동으로 DC 추진장치를 구동시켜 적절한 추력을 발생시켰다. 그러나 제어가 되지 않은 초기 비행시에는 그림 6, 7과 같이 기수가 많이 들리는 현상이 나타났으며 자세도 일정하지 않은 상태로 진동이 심했으며 고도 변화도 그림 8과 같이 매우 불안정한 상태였다. 수차례 걸쳐 실험해본 결과 공력중심과 무게중심의 위치가 문제가 되었으며 공력중심은 예상된 위치보다 조금 더 앞 방향에 위치하고 있음을 알 수 있었다. 무게 중심을 조금 더 앞쪽에 위치하기 위해 추가로 1.2kg에 달하는 납을 최전방에 배치하였다. AEV 축소모델 전체의 중량이 증가하여 이륙속도가 커지는 문제점이 있었으나 실험 결과 3m/sec 차이의 속도가 되었으며 그로 인한 이륙 속도의 증가가 정상상태 비행에는 크게 문제가 되지 않음을 확인 할 수 있었다.

트림 비행은 종방향과 횡방향을 구분하여 실시하였다. 우선 횡방향의 경우 어느 정도의 안정성을 보였으며 RC수신기를 통하여 안정된 기동을 볼 수 있었다. 종방향의 경우는 기수 들림 현상을 막기 위해 엘리베이터 다운트림을 주었으며 수차례에 걸친 실험을 통해 엘리베이터와 에일러론의 트림을 맞출 수 있었다.

표 2는 이러한 트림을 맞춘 결과 값이며 각 조종면들에 부착된 서보모터의 펄스폭에 해당하는 값들이다. 서보모터 주기는 20ms 으로 하였으며 조종면들의 움직일 수 있는 영역을 고려하여 최대 펄스폭과 최소 펄스폭에 벗어나지 못하도록 하였다. 플랩의 경우에는 위 방향으로 조금만 움직일 수 있게 하였으며 대부분 아래방향으로 전개되도록 만들어 졌다.



그림 5. 풍동내부의 AEV 축소모델.
Fig. 5. AEV scale-model in wind-tunnel.

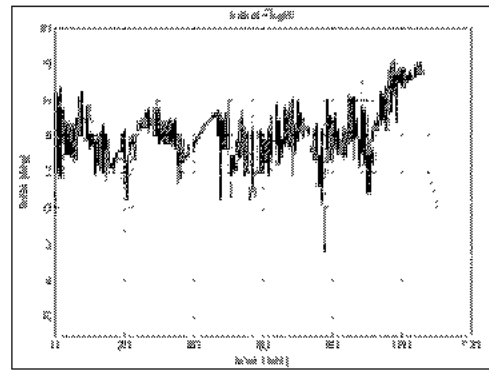


그림 6. 제어 되지 않은 상황에서의 피치각의 변화.
Fig. 6. Pitch angle measurement with no control.

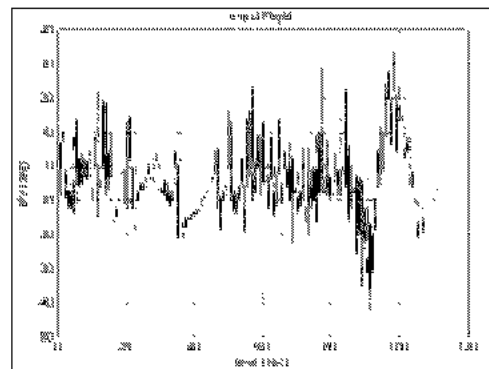


그림 7. 제어 되지 않은 상황에서의 롤각의 변화.
Fig. 7. Roll angle measurement with no control.

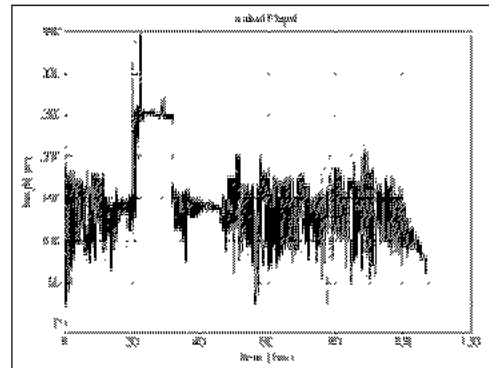


그림 8. 제어 되지 않은 상황에서의 고도의 변화.
Fig. 8. Height measurement with no control.

표 2. 각 조종면 서보모터의 트림 비행 PWM 신호

Table 2. Control surface of PWM signal in trim flight.

내용	트림값	최대값	최소값
플랩	1.45ms	1.5ms	1.0ms
엘리베이터	1.29ms	1.9ms	1.1ms
에일러론	1.47ms	1.9ms	1.1ms
러더	1.6ms	1.9ms	1.1ms
엔드플레이트	1.6ms	1.9ms	1.1ms

2. AEV 축소모델 자동비행을 위한 제어기 설계

• 이격거리 제어

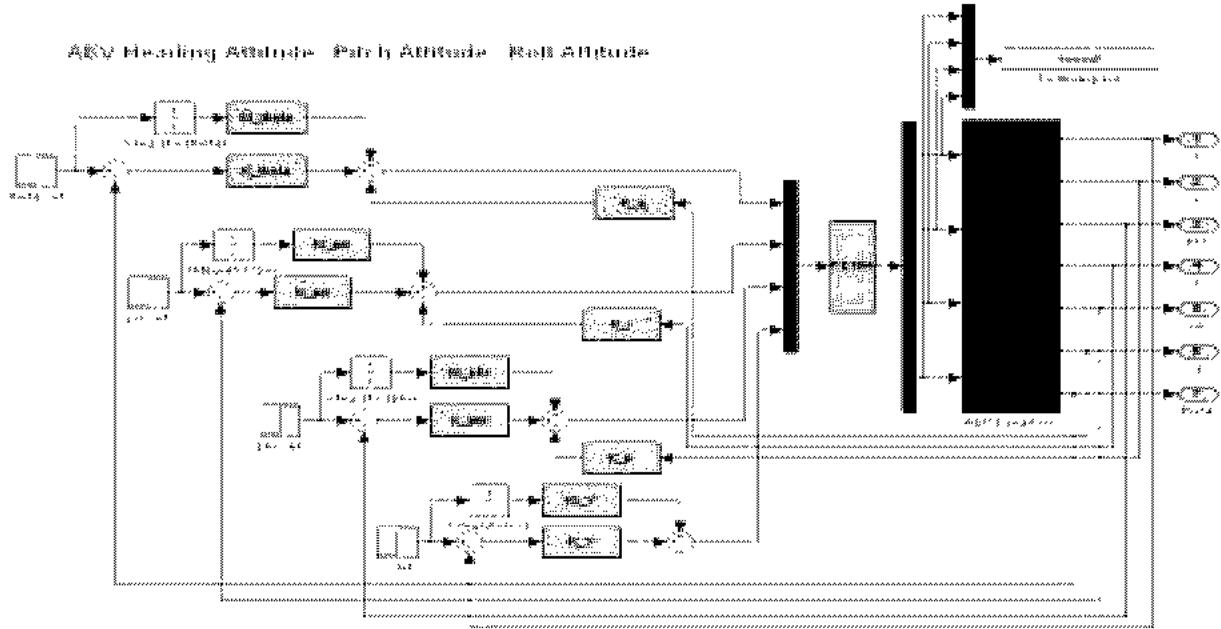


그림 9. AEV 축소모델의 자세 및 고도제어를 위한 simulink model.

Fig. 9. Simulink model for AEV scale model autopilot.

AEV 축소모델의 시연을 위해서 고전제어기 중에 하나인 이산 PID를 설계하였다. 기본적으로 AEV 축소모델은 가이드펜스 내부에서 고도제어 및 자세제어가 동시에 이루어져야 하며 임무 비행을 위해서 기준 고도값을 때때로 변경시켜주어야 한다. 순항시 자동비행을 위한 기준값의 경우 고도는 150mm, 롤각은 0°, 피치각은 6°, 요각은 110°(방위각), 이격거리는 257mm로 하였다. 이는 트림비행시에 측정된 기준값으로 이러한 값들을 바탕으로 PID 제어기가 설계되었다. 아래의 식들은

자동비행을 위한 이산 PID 제어기이다[4,5].

- 고도제어

$$\delta_{Flp} = \delta_{Flp_{trim}} - (K_{P_{Flp}} e_H + K_{D_{Flp}} \frac{\Delta e_H}{\Delta t} + K_{I_{Flp}} \sum \Delta e_H \Delta t)$$

$$e_H = H - H_{ref} - H \tag{2}$$

- 피치제어

$$\delta_{Evt} = \delta_{Evt_{trim}} - (K_{P_{Evt}} e_\theta + K_{D_{Evt}} \frac{\Delta e_\theta}{\Delta t} + K_{I_{Evt}} \sum \Delta e_\theta \Delta t)$$

$$e_\theta = \theta - \theta_{ref} - \theta \tag{3}$$

- 롤제어

$$\delta_{Abr} = \delta_{Abr_{trim}} - (K_{P_{Abr}} e_\phi + K_{D_{Abr}} \frac{\Delta e_\phi}{\Delta t} + K_{I_{Abr}} \sum \Delta e_\phi \Delta t)$$

$$e_\phi = \phi - \phi_{ref} - \phi \tag{4}$$

- 요제어

$$\delta_{Rdr} = \delta_{Rdr_{trim}} - (K_{P_{Rdr}} e_\psi + K_{D_{Rdr}} \frac{\Delta e_\psi}{\Delta t} + K_{I_{Rdr}} \sum \Delta e_\psi \Delta t)$$

$$e_\psi = \psi - \psi_{ref} - \psi \tag{5}$$

$$\delta_{Epl} = \delta_{Epl_{trim}} - (K_{P_{Epl}} e_Y + K_{D_{Epl}} \frac{\Delta e_Y}{\Delta t} + K_{I_{Epl}} \sum \Delta e_Y \Delta t)$$

$$e_Y = Y - Y_{ref} - Y \tag{6}$$

여기서 Flp는 Flap, Evt는 Elevator, Abr은 Aileron, Rdr은 Rudder, Epl은 End-Plate를 나타낸다. 플랩을 통한 고도제어의 경우에는 트림상태의 값과 전개되는 값과의 차이가 항상 음수이므로 적분을 수행하는 PID 제어기에서 적분항이 들어갈 경우 발산될 우려가 있으므로 고도제어는 PD제어기를 설계하였다. 자동비행을 위한 피치제어, 롤제어, 요제어는 PID 제어기를 설계하였다. 또한 가이드펜스와의 거리인 이격거리 제어도 PID 제어기를 설계하였다. 또한 이러한 알고리즘을 수행하기 위해 센서 및 PID 알고리즘은 전체가 100Hz로 수행되었다.

기본적으로 레이저 센서에서 측정된 평균 고도가 기준고도 이하이면 플랩을 하강시켜 고도를 상승시키고, 기준고도 이상이면 플랩을 위로 움직여서 고도를 하강시킨다. 고도의 변화가 발생하는 동안 엘리베이터를 이용하여 AEV 축소모델의 피치자세가 항상 수평을 유지하도록 제어한다. 그리고 AEV 축소모델의 이격거리 제어를 위해서 End-Plate를 사용하였다. AEV 축소모델이 가이드펜스의 한쪽 측면으로 밀리는 현상이 발생하면 이것을 기체 측면방향에 부착된 레이저 센서로 측정하고 비행제어 컴퓨터에서 처리를 한 후에 중간 날개 양단에 부착된 End-Plate를 가지고 이격거리 제어를 수행하였다. 3축 자이로에서 나오는 오일러각을 가지고 피치제어, 롤제어, 요제어인 자세제어를 수행하였다. 여러 차례에 걸친 실험을 하면서 시행착오기법에 의한 PID 이득계인을 찾을 수 있었다. 표 3은 반복 실험을 통해 얻은 PID 이득계인이며 미분항의 이득계인이 큰 것을 알 수 있다. 이는

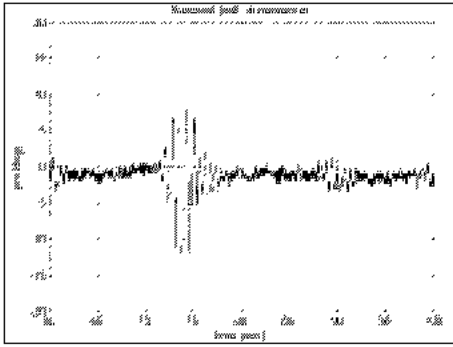


그림 10. 외란을 주었을 때 롤각의 변화.
Fig. 10. Roll angle measurement with disturbance.

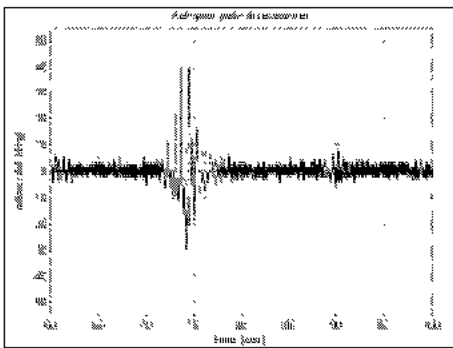


그림 11. 외란을 주었을 때 에일러론 변위각의 변화.
Fig. 11. Aileron deflection measurement with disturbance.

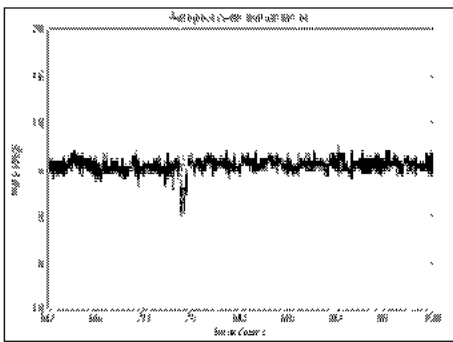


그림 12. 외란을 주었을 때 피치각의 변화.
Fig. 12. Pitch angle measurement with disturbance.

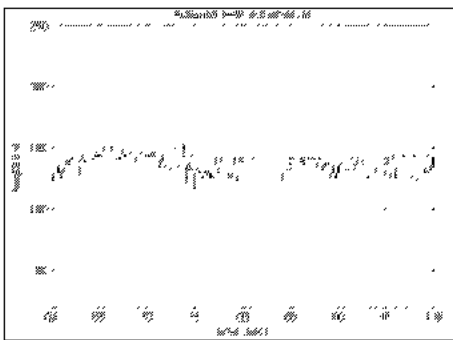


그림 13. 외란을 주었을 때 고도의 변화.
Fig. 13. Height measurement with disturbance.

표 3. 시행착오기법을 통한 PID 제어기 이득계인.

Table 3. Final PID gain through trial and error.

내 용	K_p	K_D	K_I
고도제어	5.0	10.0	.
피치제어	5.0	10.0	0.2
롤제어	3.0	10.0	0.3
요제어	4.0	10.0	0.1
이격거리제어	3.0	10.0	0.1

빠른 시간동안 이루어 지는 AEV 축소모델의 자동비행에서 원활한 댐핑 역할을 위해 실제 얻은 이득 계인이다. 그리고 적분항의 경우에는 발산의 위험을 피하기 위해 작은 이득계인을 추정한였고 실제 실험을 통하여서도 이득계인이 작은 것을 알 수 있었다.

AEV 축소모델의 자동 비행을 위한 PID 제어기를 설계한 후에 제어기의 성능을 확인하기 위하여 풍동내에서 자동비행 실험중에 여러차례에 걸친 외란을 주었다. 롤변위가 일어날 수 있도록 AEV 축소모델 양옆에 연결한 줄을 이용하여 직접 외란을 주었다. 그림 10-13에서 알 수 있듯이 외란에 대해 롤제어가 수행되면서 에일러론의 변위가 현저히 일어나며 롤각이 다소 진동은 있으나 곧 바로 줄어드는 것을 알 수 있다. 또한 롤변화에 따라 피치각이 다소 변화가 있음을 알 수 있지만 고도의 경우 외란에 대해 변화없이 일정한 고도제어가 수행됨을 알 수 있다. 이는 임무비행중에 heaving motion에 대한 기능성을 보여준 것이며 고도가 변할 경우에도 자세제어가 우수하다는 것을 알 수 있었다.

V. 비행 시나리오에 따른 자동 비행 시연

AEV 축소모델의 설계된 이산 PID 제어기를 바탕으로 비행 시나리오에 맞추어 자동 비행을 시연하였다. 비행 시나리오에 따른 자동비행은 상승-순항-하강-상승-순항-하강에 이르는 임무비행이며 고도제어가 관건이 되었다. 또한 받음각의 변화가 거의 없이 일정한 고도를 유지하는 heaving motion이 임무비행 전과정에 수행되어야 했다. 이러한 시연을 위해 풍동내 유속의 속도를 20m/s~30m/s의 범위에서 변화시켜주며 AEV 축소모델의 자세변화 및 고도변화를 면밀히 관찰하였다. 시연 시간은 총600초 동안 이루어 졌으며 100초 후에 임무비행이 들어갔다. 풍동내에서 실시간으로 비행제어를 하는 모습은 그림 14와 같다.

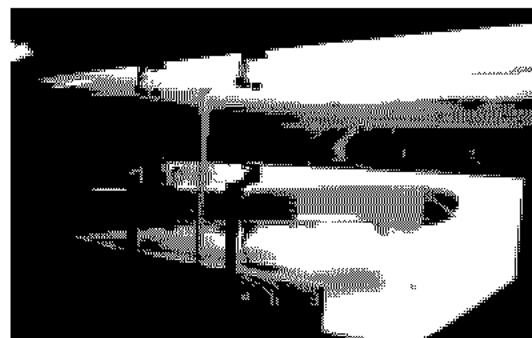


그림 14. 풍동내에서 제어되고 있는 AEV 모델.
Fig. 14. AEV scale-model under control in wind-tunnel.

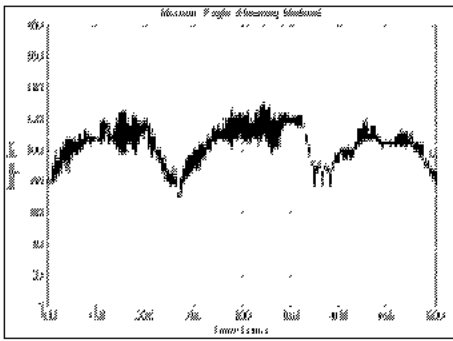


그림 15. 임무비행중의 고도변화.
Fig. 15. Height measurement during mission flight.

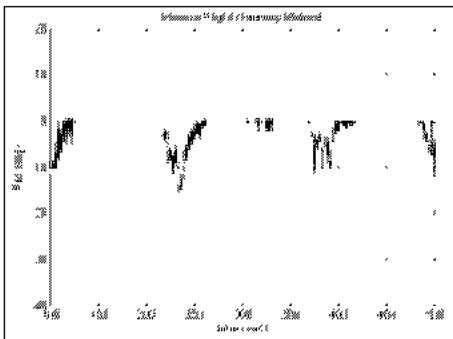


그림 16. 임무비행중의 플랩 변위각의 변화.
Fig. 16. Flap deflection measurement during mission flight.

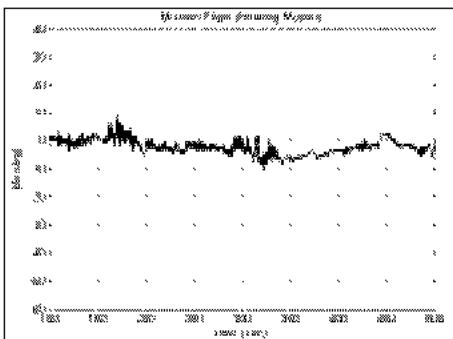


그림 17. 임무비행중의 롤각의 변화.
Fig. 17. Roll angle measurement during mission flight.

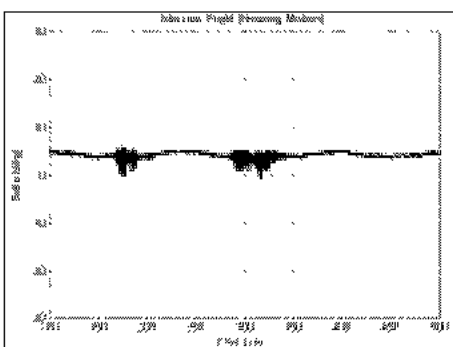


그림 18. 임무비행중의 피치각의 변화.
Fig. 18. Pitch angle measurement during mission flight.

시연을 위해 여러 차례에 걸쳐 실험이 수행되었으며 그림 15, 16, 17, 18은 마지막 실험 결과에 대한 그래프들이다. 그래프를 분석해 보면 롤, 피치에 걸쳐서 AEV 축소모델의 자세가 상당히 안정화 되었다는 것을 알 수 있다. 피치각의 경우 5°~7°의 기수틀림 상태를 유지하고 있었다. 하지만 전반적으로 피치각의 상태가 항상 거의 일정한 값을 유지한 상태에서 고도 제어가 이루어져, 이번 연구의 중요목표중 하나인 **Heaving Motion**을 성공적으로 수행하였다고 볼 수 있다. 또한 비행 시나리오에 따른 고도 변화가 요구된 대로 상당히 정확하게 수행되었음을 볼 수 있었다.

VI. 결론

AEV 축소모델의 고도와 자세제어기를 설계, 구현하고 풍동내에서 실시간으로 자동비행 시험을 한 결과, AEV 축소모델의 자세가 전반적으로 상당히 안정화된 가운데 지면효과를 받으며 임무비행이 가능하다는 것을 알 수 있었다. 롤이나 요방향은 풍동내부 유속의 변화에 상관없이 안정된 상태를 유지하였고 피치각 역시 유속의 변화와 상관없이 거의 일정한 값을 유지하고 있어서 자동비행 상태에서 **heaving motion**을 구현하는데 성공하였다고 볼 수 있다. 그리고 엘리베이터와 플랩을 상호 연동하여 **heaving motion**을 유지한 상태에서 상승-순항-하강-상승-순항-하강에 이르는 **mission flight**를 거의 완벽하게 수행하였다. 그러나 피치각의 변화에서 볼 수 있듯이 항상 5°~7°정도의 기수틀림 상태를 유지하고 있으며 초기 이륙시 비선형적으로 급격하게 고도가 올라가는 문제점이 발생되었다. 이것은 중간날개와 후방날개보다 전방날개의 지면효과로 인한 양력증가가 현저히 크고 중간날개와 후방날개 사이에 간격이 협소하여 중간날개의 후류에 의한 영향이 후방날개의 영향을 주므로, 후방날개의 양력손실을 초래하고 후방날개 조종면의 구동에까지 영향을 미치는데 기인하는 것으로 추정된다. 이를 해결하기 위해서 AEV 형상의 부분적인 수정 보완이 요구되어지며 추후의 지속적인 연구의 필요성이 제기된다.

참고문헌

- [1] R. W. Staufienbiel and U. J. Schlichting, "Stability of airplanes in ground effect", *AIAA* 1988.
- [2] M. D. Chawlla and L. C. Edwards and M. E. Franke, "Wind-tunnel investigation of wing in ground effects", *AIAA* 1989.
- [3] S. Ando, "Prediction of static height stability for some types of WIG."
- [4] Stuart Bennet, "Real-time computer", Prentice Hall 1988.
- [5] R. C. Nelson, "Flight stability and automatic control", Mc Graw Hill 1998.
- [6] T. Kono, Y. Kohama and N. Matsui, "Stability of guide way type wing in ground effect vehicle", *Proceedings of the Third JSME-KSEM Fluid Engineering Conference*, July 25-27, 19941, Sendai, Japan.
- [7] C.-H. Han, "Aerodynamic analysis and design of an aero-livitation vehicle for a high-speed ground transporta-

tion systems", P. H. D Thesis, Hanyang Univ 2002.

[8] J. Cho, Y. Yoon, and Y. Song, "Multidisciplinary studies for the development of an AEV-HGTS", *AIAA's Aircraft Technology, Integration, and Operations (ATIO) 2002*, Technical Forum Los Angeles, California, Oct 2002.

[9] K. Hwang "Advanced computer architecture: parallelism, stability, programmability", Mc Graw Hill, 1993.

[10] H. Delhaye, "An investigation into the longitudinal stability of wing in ground effect vehicle", Master Thesis, Cranfield Univ, 1997.

[11] R. D. Toles, "Design methodology, implementation, and flight test of closed loop decoupling for the AFTI/F-16 aircraft", *AIAA Guidance and Control Conference*, Aug 1983.

[12] J. Gera, "Stability and control of win-in-ground effect vehicles or wingship", *AIAA 95-0339*, 1995.

[13] J. Roskam, "Airplane flight dynamics and automatic flight controls : part I", DARcorporation, 1995.

[14] R. W. Staufenbiel, U. J. Schlichting, "Stability of airplane in ground effect", *AIAA*, 1988.

[15] I. Hall. "An investigation into the flight dynamic of wing in ground effect aircraft operating in aerodynamic flight", Cranfield College of Aeronautics, sep 1994.

[16] J. B. Barlow, W. H. Rae and Jr. Alan Pope, "Low-speed wind tunnel testing", John Wiley & Sons 1999.

[17] "Assessment of experiment uncertainty with application to wind tunnel testing", *AIAA*, 1999, ISBN 1-56347-363-1.

[18] K. Nitta, "Design and examination of H^∞ robust controller for ground effect problem", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 18. no. 4. 1995.

[19] H. Kawazoe, T. Yonikane and Y. Tone, "A study on dynamic characteristics of delta wing in rolling motion near Ground", *39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Report*, 2001.

[20] M. D. Chawal, L. C. Edwards, M. E. Franke, "Wind-tunnel investigation of wing-in-ground effects", *Journal of Aircraft*, vol. 27. no. 4. 1990.

[21] A. O. Nuhait, M. F. Zedan, "Stability derivatives of flapped plate in unsteady ground effect", *Journal of Aircraft*, vol. 32. no. 1 1995.

[22] 송용규, "지면효과익기의 비행제어 방식에 관한 연구", 한국항공우주학회 춘계 학술대회 2002.

[23] 최동수, "채널 내를 운행하는 초고속 지상 운행체의 공력특성에 관한 실험적 연구", 석사학위논문, 한양대학교 2003.



박영근

1976년 11월 26일생. 2002년 한국항공대학교 항공우주공학과 졸업. 현재 동대학원 석사과정. 관심분야는 비행제어, 공력파라미터, 비행시험 및 설계.



최승기

1977년 5월 25일생. 2003년 한국항공대학교 항공기계공학과 졸업. 현재 동대학원 석사과정. 관심분야는 무인항공기 공력파라미터, 비행제어, 통합항법, 유도알고리즘.



송용규

1985년 서울대 항공우주공학과 졸업. 동대학원 석사(1987). 미국 Univ. of Michigan 항공우주공학박사(1992). 1993년~현재 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 교수. 관심분야는 비행제어, 비선형시스템 제어, 무인항공기

시스템 개발, 비행시험, 항공기파라미터 식별.



조진수

1979년 서울대 항공우주공학과 졸업. 동대학원 석사(1981). 미국 Purdue Univ. 박사(1988). 1990년~1993년 포항공과대학교 기계공학부교수. 1993년~현재 한양대학교 기계공학 부교수. 관심분야는 공기역학, 터보 기계 및 풍동시험.