

論文97-34S-12-5

수직부상기의 자세제어를 위한 강인한 제어기의 설계

(A Robust Controller Design for Attitude Control of a Hovering Vehicle)

崔 然 旭 *, 李 炯 基 *

(Yeon-Wook Choe and Hyoung-Ki Lee)

요 약

수직이착륙을 할 수 있는 VTOL(Vertical Take-Off and Landing)비행기의 일종인 헬리콥터는, 공중정지(Hovering)라고 하는 특징 있는 운동성능을 가지고 있어, 좁은 곳에서 민첩한 이동이 요구되는 산악지형이나 대규모 건설현장과 같은 곳에 많이 사용되고 있다. 그러나, 이러한 비행체는 여러 가지 이유로 인해 지면근처의 작업에는 바람직하지 못하다. 따라서 이를 대체할 수 있는 주로 지면근처의 작업에 유리한 부상체의 도입의 필요성이 커지고 있다. 본 논문은 수직으로 부상하는 비행체를 자체 제작하여 이것의 공중정지 중의 자세(피칭, 롤링 및 요잉)를 제어하고자 하는 데 그 목적이 있다. 일반적으로, 부상체의 동적 특성 불안정하며 액츄에이터가 공기를 매개로 해서 추력을 얻고있기 때문에 이것의 수식 모델에는 많은 불확정 요소를 내포하게 되고, 또한 부상 시의 지면 상태에 따라 비행체의 특성이 변화하게 되므로 이러한 점을 극복할 수 있는 강인한 제어기의 개발이 요구되고 있다. 따라서, 본 연구에서는, 제어대상을 실제 상황과 유사한 상태로 모델링함으로써 수식 모델에 존재하는 불확정요소를 가능한 한 정확히 추정하여 제어기의 설계에 반영하였다. 또한 제어기의 설계이론으로서의 최근 그의 유용성을 인정받고 있는 H^∞ 제어이론을 적용하였으며, 전체시스템의 구조로서는 2자유도를 가진 서보시스템을 도입하여 과도응답특성의 개선을 기하였다. 설계한 제어기를 DSP를 이용하여 컴퓨터로 실장하여 비행실험을 통해 제어기의 강인성을 확인하였다.

Abstract

This paper deals with the attitude control of a self-made VTOL vehicle which is round shape and has four fans and motors. Although hovering mechanisms are suitable for field work at a mountainous region or a building site etc., it is known that modeling the structure of the plant is quite difficult due to its unstable or uncertain characteristics. So, a robust controller is required in order to cope with these uncertainties. We first model the structure of the plant under the actual hovering setting and then determine the uncertainty of the acquired mathematical model by using system identification method as exactly as possible. We adopt the H^∞ theory as a control algorithm because of its availability, and the structure of two-degree-of-freedom is used as a basic feedback control system to improve the transient response of the plant. Finally, we show the appropriateness of the designed controller through simulations and experiments. That is, the proposed VTOL system is able to maintain its robust performance in spite of parameter variations and existing disturbances.

* 正會員, 釜慶大學校 工科大學 制御計測工學科

(Dept. of Control & Instrumentation Eng., Pukyong National University)

接受日字: 1997年6月3日, 수정완료일: 1997年11月18日

I. 서 론

수직이착륙이 가능한 VTOL(Vertical Take-Off and Landing)비행기의 일종인 헬리콥터는, 공중정지(hovering)이라는 특징 있는 운동성능을 가지고 있다.

이 때문에 비행장과 같은 넓은 장소를 필요로 하지 않고 이착륙이 가능하며, 또한 협준한 산악지형이나 대규모 건설현장 등에 있어서 그의 유효성을 충분히 발휘하고 있다. 그러나, 이와 같은 헬리콥터의 공중정지의 특성을 살려서 지면근처의 작업에 이용하고자 한다면, 지면으로부터의 공력학(aerodynamic) 효과로 인해 헬리콥터의 안정성에 문제가 생길 수가 있으면 또한 이로 인한 커다란 회전날개가 필요하게 되어 지면 근처에서의 작업에는 적당하지 않은 것으로 알려져 있다.^[1].

본 연구에서는, 이와 같은 공중정지의 기능을 가지면서 지면근처에서의 작업에 용이한 4개의 팬을 장착한 수직부상기를 제작하였다. 유사한 기구를 가진 부상체에 대한 연구가 몇몇의 연구기관에 수행되었지만^{[2], [3]}, 아직 실용에는 이르지 못하고 있는 것 같다. 이는 소프트웨어의 측면에서는, 부상시의 외부환경의 변화에 따른 시스템의 파라미터 변동과 모델링 과정에서 발생하는 시스템의 불확정성(uncertainty)영역 등의 존재에 기인한 부상체의 조종의 어려움과, 하드웨어적으로는 적당한 하중이 인가되었을 때 이를 극복할 수 있는 작고 가벼우면서도 파워가 있는 모터 등의 개발 지연에 있다고 생각된다. 최근, 이러한 문제점들을 극복할 수가 있는 제어기 설계방법이 제안되고 있으며, 동시에 극히 가벼운 엔진 등의 개발 등은 이것의 실용화에 밝은 전망을 던져 주고 있다.

본 연구는, 부상기의 실험모델을 제작하여 지면 위의 적당한 높이에서 공중정지 시켰을 경우 부상 중의 자세(즉, 롤링, 피칭 및 요잉)를 제어하고자 하는 데에 그 목적이 있다. 먼저, 부상체의 모델링 과정에서, 해석적으로는 평가하기가 곤란한, 부상 중의 지면의 굴곡과 비행높이의 변동에 따른 지면효과(ground effect)의 크기를 평가하고, 동시에 불안정한 제어대상에 대한 수식모델이 필연적으로 가지고 있는 불확정성영역을 정량적으로 가능한 한 정확히 계산하여 제어기의 설계에 반영한다. 이를 개인용 컴퓨터로 실장하여 실제의 비행실험을 통해 이 방법의 유효성을 확인한다.

의 거리가 약 300 [mm] 정도로 하여 서로 완전한 대칭성을 가질 수 있도록 하여 Frame상에 고정하였다. 이때, 모터의 중심 축은, 수평부분의 추력(thrust) M_1, \dots, M_4 을 얻을 수 있도록 부상체의 수직축에 비해 약 3°정도 기울여서 고정시켰다. 따라서, 모멘트 $M_1 - M_3$ 의 방향은 $M_2 - M_4$ 의 반대가 된다. 이렇게 함으로서 부상중의 요잉(yawing)제어는 두 모멘트의 균형에 의해 이루어지게 된다. 부상기의 몸체는 그림에서 보는 바와 같이, 50 [mm]의 두께를 가진 가벼운 스티로폴 재료를 이용하여 직경 700 [mm]인 원형으로 만들어 사용했다. 또한 4개의 팬이 장착되는 부분은 190 [mm]의 직경을 갖는 원형으로 만들고, 팬은 2 [mm] 두께의 알루미늄판을 판금하여 장착하였다. 여기서, 각 모터의 회전방향은 그의 반작용과 모멘트의 방향이 일치하도록 결정하였다. 즉, 전후의 팬은 시계반대방향, 좌우의 팬은 시계방향으로 회전시킴으로서 전후좌우가 대칭성을 가지게 되어 서로간의 간섭이 적게 되어 모델링이 일반적인 헬리콥터에 비해 간단하게 된다. 팬을 구동시키기 위한 모터는 회전력이 크고 가벼운 것(Mabuchi Motor: Model RS-5455-5016)을 4개 사용하였는데, 최대 회전력과 그때의 토크는 각각 1900 [rpm], 1680 [g·cm]이다. 이와 같이 하여 구성한 전체시스템의 무게는 대략 500 [g] 정도이다.

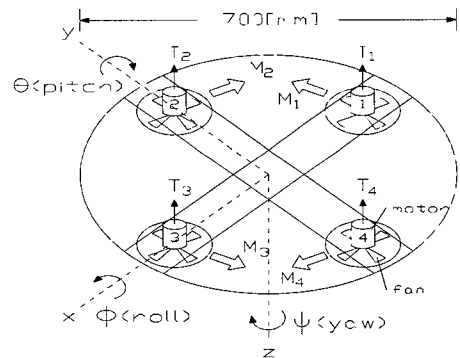


그림 1. 부상기의 구조

Fig. 1. The structure of Model.

II. 제어대상

1. 부상기의 구조

부상기는 그림 1에 나타난 바와 같이, 4개의 고속 DC모터를 부상체의 중심에서 모터의 각 축까지

그림 2는 전체시스템을 연결했을 때의 구성도를 나타낸다. 부상기의 외부에 조이스틱을 달아서 수동으로 부상시스템의 입력을 조절할 수 있도록 하여,

파라미터의 추정이나 만일의 경우 등에 사용한다. 또한, 요잉, 피칭 및 롤링의 운동량은 자이로(Gyro) 인터페이스회로를 거쳐서 제어기에 입력된다. 제어신호에 따른 모터의 입력 전압을 조절하기 위해서 PWM 방식의 전원공급기를 자작하여 모터의 회전속도를 제어할 수 있도록 하였다.

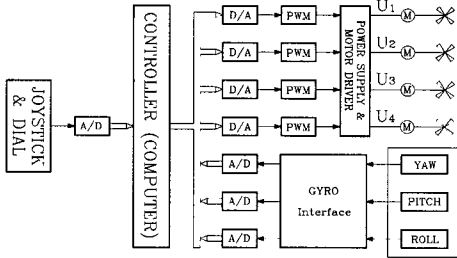


그림 2. 수직부상기의 블록선도
Fig. 2. Electrical block diagram of the VTOL.

2. 제어대상의 모델링

먼저, 모델링을 위해 다음과 같은 가정을 둔다. 즉, 부상기의 움직임은 완만하며 부상체에 대한 공기저항과 팬의 자이로효과는 무시할 수 있을 만큼 적다고 한다. 이 경우 피칭(θ), 롤링(ϕ) 및 요잉(ψ) 동작에 관한 운동방정식은 다음과 같다^[2].

$$I_y \ddot{\theta} = d(T_3 - T_1) + \sum_{i=1}^4 N_{y_i} \tag{1}$$

$$I_x \ddot{\phi} = d(T_4 - T_2) + \sum_{i=1}^4 N_{x_i} \tag{2}$$

$$I_z \ddot{\psi} = de(T_2 + T_4 - T_1 - T_3) \tag{3}$$

여기서 각 변수들은 다음과 같이 정의된다.

- T_i : i 번째 팬의 추력
- I_x, I_y, I_z : 각축에서의 관성모멘트
- N_x, N_y : 지면효과에 의해 생기는 i 번째 팬의 롤링과 피칭 모멘트
- d : 부상기의 중심에서 팬까지의 거리
- e : z 축으로부터 팬 축이 기울어진 각도

위식에서 보는 바와 같이 정확한 모델링을 위해서는 지면효과에 의한 모멘트(N_x, N_y 항)의 계산이 가능해야 하지만, 이것은 부상 중의 지면으로부터 높이(지면과 가까울수록 지면효과의 영향이 커지므로 적은 모터의 파워로서 부상이 가능하다)와 지면의 경사정도(혹은 굴곡 등)에 따라서 달라진다. 여기서는 지면으로

부터의 높이를 일정하게 하고 지면에 변화를 주어 이것을 모델링과정의 불확정성영역으로 취급했다. 이렇게 함으로서 부상기가 지면의 변화에 강인하게 대처할 수 있으며, 높이의 변화에 따른 지면효과는 전체 모터의 전력을 조절함으로써 가능하게 된다.

앞의 기본식으로부터, 모델이 평형상태로부터의 미소변화라고 가정하고 지면효과를 무시한다면, 시스템의 상태방정식은 다음과 같이 간략화 될 수가 있다.

$$\dot{\psi} = p(T_2 + T_4 - T_1 - T_3) \tag{4}$$

$$\ddot{\theta} + \omega^2 \theta = q(T_3 - T_1) \tag{5}$$

여기서 p, q, r 은 상수이며, ω 는 높이에 따라 변화하는 각주파수이다(단, 롤링동작에 관한 운동은 (5)식과 일치한다).

일반적으로, 모터의 입력이 변화하면, 팬의 관성이나 공기저항 등으로 인해 팬의 정속도 회전까지는 시간지연이 있게 된다. 이것의 크기는 각 모터에 최대입력을 시각 $t=0$ 에 인가하여 시간에 따른 회전수의 변화를 엔코더 등을 이용하여 관찰하면 쉽게 구할 수 있다. 이를 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\tau \dot{T}_i = -T_i + r u_i \tag{6}$$

여기서,

$$u_\phi = u_2 + u_4 - u_1 - u_3, \quad u_\theta = u_3 - u_1 \tag{7}$$

과 같이 정의하면 피칭(롤링) 및 요잉에 관한 전달함수는 다음과 같이 표현된다(단, 정수 p, q 및 r 은 적당한 T_i 및 u_i 값에 의해 정규화 되었다).

$$P_\theta := \frac{\theta}{u_\theta} = \frac{1}{\tau s + 1} \cdot \frac{1}{s^2 + \omega^2} \tag{8}$$

$$P_\psi := \frac{\psi}{u_\phi} = \frac{1}{\tau s + 1} \cdot \frac{1}{s^2} \tag{9}$$

위식을 제어기 설계를 위한 기준(Nominal)모델로 두고, 지면의 변화에 따른 전달함수의 불확정성영역을 다음 장에서와 같이 피칭과 요잉에 대한 실험을 통해 결정한다.

III. 제어시스템의 설계

1. 불확정영역의 결정

본 연구에서는 강인한 제어기의 설계법으로서 H_∞ 제어이론을 도입하였다. 이 경우, 잘 알려진 바와 같이

설계된 제어기의 성능을 결정하는 중요한 요소로서 제어대상의 모델이 가지는 불확정성영역을 가능한 한 정확히 파악하는 것이다. 본 연구의 경우, 모델링과정에서 지면효과와 영향을 무시하였으므로 이에 대한 영향이 더 클 것으로 생각된다. 따라서, 모델 자체가 가지는 불확정요소 뿐만 아니라, 지면의 경사 등에 의한 영향도 동시에 고려하여 결정되어야 할 것이다. 이를 위해 본 연구에서는, 각각의 운동이 독립적으로 관찰될 수 있도록 다음과 같은 실험장치를 제작하였다.

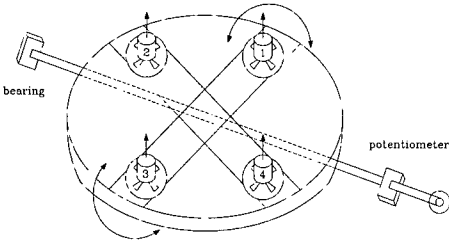


그림 3. 피칭각 추정을 위한 시스템
Fig. 3. Pitching identification system.

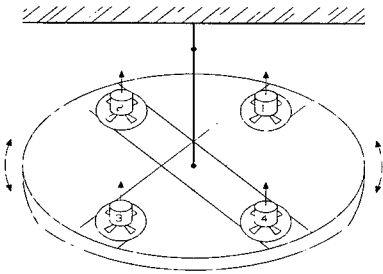


그림 4. 요잉각 검출을 위한 시스템
Fig. 4. Yawing Identification System.

먼저, 피칭은 그림 3과 같이 부상기의 양쪽을 일정한 높이에서 샤프트로 고정시킨 뒤, 구형과 입력을 인가하여 모터를 회전시킨 뒤 출력(즉, 피칭각도)을 포텐서메터로 검출하였다. 또, 요잉의 경우에는, 그림 4와 같이 기체를 와이어로 묶어 늘어뜨린 뒤 요잉각도를 검출하였다. 요잉각도는 기체에 부착된 자이로의 출력을 측정하여 각도로 환산하여 사용하였다. 이때 입력으로 사용한 구형파는 6차의 M-계열의 신호^[4]를 만들어서 인가했다.

이와 같은 실험을 먼저 지면이 평탄한 상태에서 수행한 결과를 가지고 스펙트럼분석을 통하여 (8)식의 각주파수를 얻었다. 이후 지면의 기울기를 여러 가지

로 바꾸어서(최대 약 15°까지) 동일한 실험을 10회 정도 반복한 뒤 다음과 같은 과정을 거쳐 최종적인 불확정성영역을 나타내는 가중함수를 얻었다.

우선 기준모델에 대한 변동으로 승법적변동(Multiplicative Perturbation)

$$\hat{P}(s) = P_{nom}(s)\{1 + \Delta(s)W_m(s)\}, \quad \|\Delta(j\omega)\|_{\infty} \leq 1, \quad (\forall \omega) \quad (10)$$

을 채용하였으며, $P_{nom}(s)$ 는 (8) 혹은 (9)식으로 표현되는 제어기 설계에 사용된 기준모델을 의미하며, $\hat{P}(s)$ 는 실험에 사용되는 실제의 플랜트인 부상기를 나타낸다. 이식에서는 제어기의 설계를 위해 사용한 기준모델과 실제의 플랜트의 부상 중의 움직임 사이에 있을 수 있는 차이를 파라미터로 나타내기 위해 미지의 전달함수인 $\Delta(s)W_m(s)$ 가 사용되었다. 즉, $|\Delta(j\omega)W_m(j\omega)|$ 의 크기는 임의의 주파수 ω 에 있어서 모델의 불확정성영역을 퍼센트(%)크기로서 나타내고 있는 것으로 해석할 수가 있다. 따라서, 이에 대한 정보를 얻기 위해서 (10)식으로부터

$$\Delta(s)W_m(s) = \frac{\hat{P}(s)}{P_{nom}(s)} - 1 \quad (11)$$

가 얻어진다. 여기서 $\hat{P}(s)$ 는, 본 연구에서는 $\hat{P}(s)$ 로서 위의 그림 3과 4를 이용하여 구한 10개의 실험데이터로서 일반적인 시스템 추정(Identification)이론^[5]을 이용하여 피칭과 요잉에 대해 각각 10개의 $\hat{P}(s)$ 를 계산해서 (11)식에 대입하여 주파수의 변화에 따른 $\Delta(s)W_m(s)$ 의 변화를 도식한 다음, 이것을 모두 덮어 쓸 수 있도록 가중함수 $W_m(s)$ 을 다음과 같이 결정하였다(그림 5, 6참조).

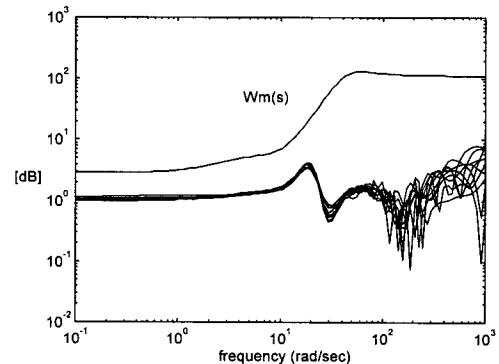


그림 5. 가중함수 $W_m(s)$ 의 결정(피칭의 경우)
Fig. 5. Determination of the Weighting function.

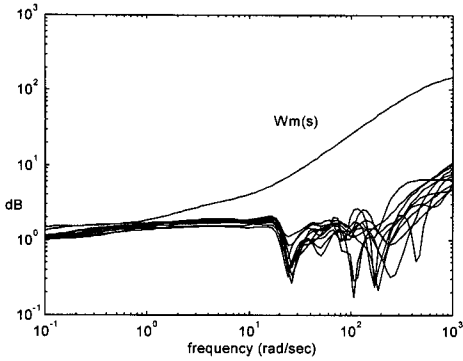


그림 6. 가중함수 $W_m(s)$ 의 결정(요잉의 경우)
Fig. 6. Determination of the Weighting Function.

$$W_m(s) = \frac{890s^4 + 4500s^3 + 18700s^2 + 16230s + 260}{s^4 + 45s^3 + 640s^2 + 12100s + 180}$$

(피칭의 경우) (12)

$$W_m(s) = \frac{165s^4 + 3860s^3 + 24680s^2 + 24230s + 412}{s^4 + 680s^3 + 7650s^2 + 17760s + 523}$$

(요잉의 경우) (13)

2. 일반화플랜트

제어기의 설계문제로 들어가기 전에 먼저 최종 시스템이 반드시 만족해야 하는 설계사양에 대한 검토가 이루어져야 한다. 본 연구에서는 다음과 같은 3가지를 우선 고려의 대상으로 하였다.

- (a) 파라미터 변동이나 모델링과정의 오차에도 불구하고 시스템의 안정성을 확보할 것.
- (b) 시스템에 인가되는 외란에 대처할 수 있을 것
- (c) 부상체가 공중정지 중, 평형상태로부터 피칭과 롤링의 편차는 ± 5 [cm] 이내로 하며, 요잉 각도는 ± 0.2 [rad] 보다 작을 것.

상기의 조건 (a)과 (b)를 동시에 만족시킬 수 있는 가장 좋은 방법으로서는 H^∞ 제어이론을 들 수가 있다.

잘 알려진 바와 같이 이와 같은 H^∞ 제어이론을 적용시키기 위해서는 주어진 시스템의 조건에 맞는 일반화플랜트가 필요하다. 본 연구에서는 다음과 같이 일반화플랜트를 정의하여 사용하였다.

그림에서 외란 w_1 은 부상체의 입력단에서 인가되는 것으로 간주했다. 이는 자이로(Gyro) 장치를 이용한 출력단보다는 제어입력이 인가되는 부분에서 모터자체의 진류변화 등에 의한 영향이 더 큰 것으로 실험을 통하여 확인했기 때문이다. 따라서, 외란의 영향을 억

제하고 강인한 안정성을 확보하기 위해서는 다음 식으로 주어지는 감도함수와 상보감도함수의 H^∞ norm을 동시에 1 이하로 억제할 필요가 있다^[6].

$$G_{z_1w_1} = W_s(s)S(s): S(s) = (I + P_{nom}(s)K(s))^{-1}P_{nom}(s) \tag{14}$$

$$G_{z_2w_1} = W_m(s)T(s): T(s) = (I + K(s)P_{nom}(s))^{-1}K(s)P_{nom}(s) \tag{15}$$

따라서, 이 두가지의 평가를 정리하면 결국

$$\|G_{zw}\|_\infty < 1 : G_{zw} = \begin{bmatrix} G_{z_1w_1} \\ G_{z_2w_1} \end{bmatrix} \tag{16}$$

을 만족하는 제어기 $K(s)$ 를 구하는 문제로 된다.

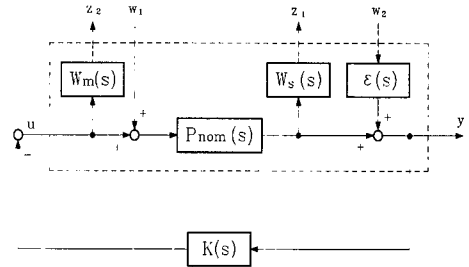


그림 7. H^∞ 제어를 위한 일반화플랜트
Fig. 7. Generalized Plant for H^∞ Control.

3. 제어기의 설계

H^∞ 제어문제는, 전체 폐루프시스템을 안정화할 수 있는 제어기의 집합에서, (14), (15)식의 H^∞ -norm크기 조건을 동시에 만족시키는 제어기 $K(s)$ 를 구하는 문제이다. 이러한 문제는 H^∞ 제어에 있어서 혼합감도 문제로서 잘 알려져 있으며, 현재 시판의 컴퓨터소프트웨어 패키지를 이용하면 간단히 해결할 수가 있다. 그러나, 상기의 경우를 H^∞ 제어의 표준문제 해법에 적용시키기 위해서는 다음과 같은 두 가지 문제가 해결되어야 한다. 즉,

- (i) 제어대상이 원점에 극점을 가지기 때문에, H^∞ 제어의 표준문제 조건^[7](D_{21} 의 full row rank조건)에 맞지 않는다.
- (ii) 기준입력에 대한 정상상태 편차를 영으로 하기 위해서는 제어기가 적분성능을 가져야 한다.

첫 번째 문제는, 일반화플랜트에서 외란 w_2 와 미소의 전달함수 $\epsilon(s)$ 를 추가함으로서 해결할 수가 있다 (그림 7참조). 또한, 두 번째 문제에 대해서는, 감도함

수의 가중함수 $W_s(s)$ 에 적분항을 추가한 뒤 약간의 식 변형(일반화 $H\infty$ 제어이론)을 이용하면 해결이 가능하다^[8]. 이와 같은 과정을 거쳐 감도함수의 가중함수는 다음과 같이 결정되었다.

$$W_s(s) = \frac{5.23s + 3.37}{s(s + 1.54)} \quad (\text{피칭 및 롤링}) \quad (17)$$

$$W_s(s) = \frac{1.57s + 16.65}{s} \quad (\text{요잉}) \quad (18)$$

$$\epsilon(s) = \frac{s}{s + 532.7} \times 10^{-3} \quad (19)$$

이상과 같은 가중함수를 이용하여 그림 7과 같이 일반화플랜트를 구성하여 시판의 제어기설계 소프트웨어인 Matlab를 이용하여 제어기 $K(s)$ 를 설계하면 고차(피칭의 경우는 11차, 요잉의 경우는 9차)의 전달함수가 얻어지는데, 본 연구에서는 Hankel Singular Values에 의한 Balanced Truncation 방법에 의해 각각 7차와 6차의 제어기를 얻어 DSP 보드로서 실장하여 실험에 사용하였다. 아래 그림 8은 제어기의 주파수특성을 보여주고 있다.

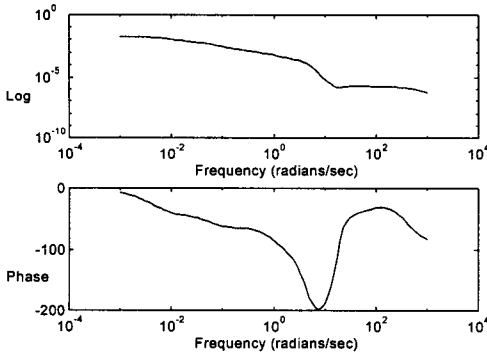


그림 8. 제어기의 주파수응답 특성곡선(피칭)
Fig. 8. Frequency Response of Controller $K(s)$ (Pitching).

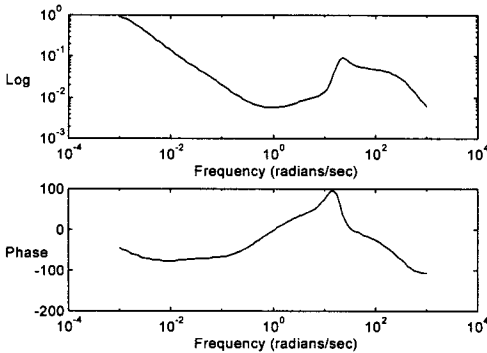


그림 9. 제어기의 주파수응답특성곡선(요잉)
Fig. 9. Frequency Response of Controller (Yawing).

또한 그림 10, 11에 감도함수 $S(j\omega)$ 와 $1/W_s(s)$, 상보감도함수 $T(j\omega)$ 와 $1/W_m(s)$ 의 이득곡선을 나타냈다. 이 그림으로부터 전체 폐루프시스템은, 플랜트 입력단에서의 외란의 억제와 함께 만족할 만한 출력의 트래킹 성능을 가지고 있다는 것을 알 수가 있다^[1].

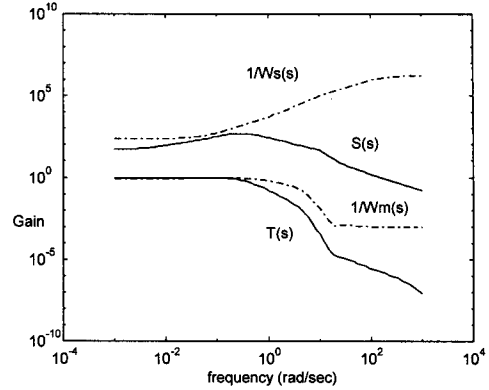


그림 10. $S(j\omega)$ 와 $T(j\omega)$ 의 주파수 특성(피칭)
Fig. 10. Frequency Response of $S(j\omega)$ & $T(j\omega)$.

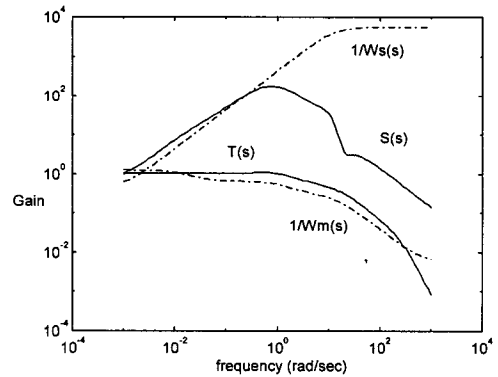


그림 11. $S(j\omega)$ 와 $T(j\omega)$ 의 주파수 특성(요잉)
Fig. 11. Frequency Response of $S(j\omega)$ & $T(j\omega)$.

IV. 시뮬레이션과 실험

위에서 구한 제어기는, 피칭, 롤링 및 요잉의 각 운동이 서로의 간섭하지 않고 독립적인 것으로 간주하여 계산된 것이다. 따라서, 전체 서보시스템의 구성은 아래 그림 12와 같다. 여기서, $K(s)$ 는 각각의 부시스템에 대한 제어기 $K_{pitch}(s)$, $K_{roll}(s)$, $K_{yaw}(s)$ 를 대각으로 나열한 것으로

1) 감도함수 S 는 플랜트의 출력측(z_1)에서, 상보감도함수 T 는 입력측(z_2)에서 구한 값으로 제어기가 설계되었다. 따라서, 일반적으로 $S+T=I$ 라는 되지않는다.

$$K(s) = \text{diag}[K_{pitch}(s), K_{roll}(s), K_{yaw}(s)] \quad (20)$$

을 의미한다.

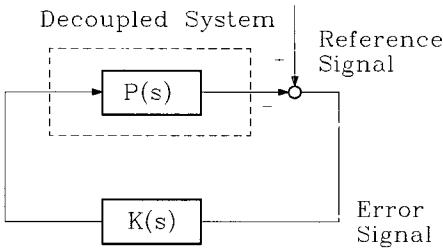


그림 12. 제어시스템의 구조
Fig. 12. Structure of Control System.

본 연구에서는 특히 과도응답상태를 개선시키기 위해서 2자유도 계를 가진 서보시스템을 채용했다^[9]. 이 경우, 피드백제어기의 설계에는 H_{∞} 제어이론을 적용함으로써 외란과 시스템의 불확정성에 대해 강한 제어기가 가능하고, 피드포워드제어기는 H_2 제어이론을 채용함으로써 과도상태특성으로 개선을 기하는 제어기의 설계가 가능하였다^[10]. 그림 13은 Matlab를 이용하여 그림 12에 대한 스텝응답특성을 나타낸 것이다. 그림에서 점선은 플랜트의 기준 값을 불안정한 극점의 수가 변하지 않는 범위 내에서 변동시켰을 경우를 표시한다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 제어기의 강인성과 2자유도 서보시스템의 구조로 인해 과도상태응답이 만족할 만한 상태를 나타내고 있는 것을 알 수가 있다. 지면상의 관계로 피칭에 대한 결과만을 나타내지만 전체적으로 동일한 결과가 얻어짐을 확인하였다.

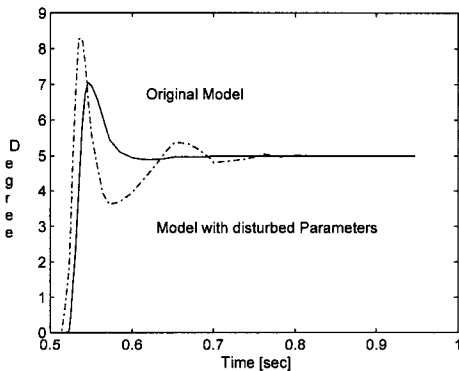


그림 13. 페루프의 스텝응답(피칭)
Fig. 13. Step Response of the Closed-Loop System (Pitching).

그림 14는 실제의 부상기의 실험을 위한 실험장치를 나타내고 있다. 상기에서 구한 제어기 $K(s)$ 를 컴퓨터에 장착된 DSP장치를 이용하여 실현(Matlab에 의한 C 변환을 이용)하였다. 부상체의 피칭·롤링 및 요잉각도는, 부상체에 자이로²⁾를 부착하여 피칭각·롤링각과 요잉각을 얻었다.

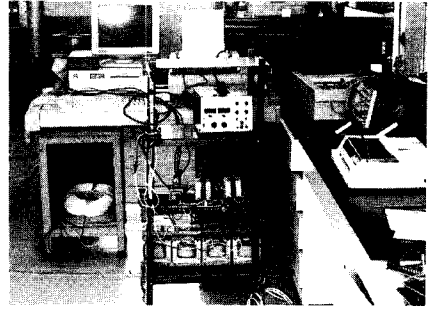


그림 14. 실험장치의 배치
Fig. 14. Configuration of the Experimental Devices.

먼저, 부상체를 그림 3 혹은 그림 4와 같이 고정시킨 상태에서 지면의 굴곡을 변화시킨 뒤, 부상체의 피칭각 및 요잉각을 관측함으로써 설계한 제어기의 강인성과 제어성을 확인하였다(그림 15와 16참조).

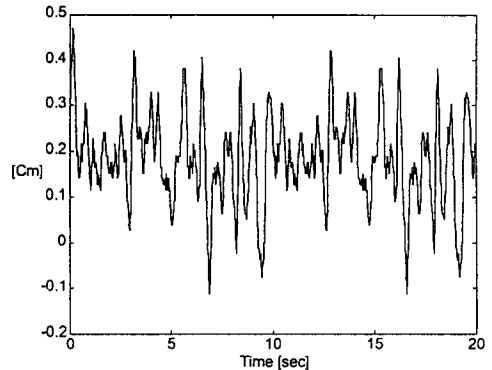


그림 15. 고정된 상태에서의 피칭각도
Fig. 15. Pitching Result under fixed state.

다음에 지면 위 약 10 [cm] 정도의 높이에서 부상중일 때의 부상체의 피칭각도와 요잉각도를 출력한 것이 그림 17과 18이다. 피칭의 경우 목표값인 대략 ± 6 [cm] 정도의 오차를 가지면서 변동하는 것을 알 수가 있다. 그러나, 요잉각도의 경우는 $\pm 15^\circ$ 정도로서

2) 본 연구에 사용한 Gyro는 KEYENCE 주식회사(일본)의 모형비행기에 장착된 Free Gyro와 Rate Gyro를 사용했다.

처음에 설정한 오차의 범위를 약간 넘어서고 있음을 볼 수 있다. 이것은, 부상기에 장착한 자이로센서의 품질에도 원인이 있지만, 수평방향의 추력을 얻기 위해 모터를 부상기의 수평축에서 약 3° 정도 기울어지게 장착하였으나, 실제로는 각 모터마다 조금씩의 오차가 존재하여 이로 인해 목표로 설정한 범위를 약간 넘어서는 것으로 추정된다.

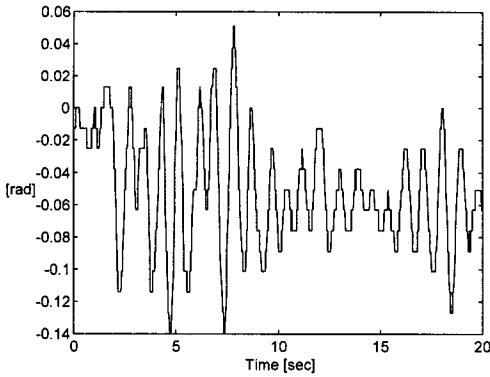


그림 16. 고정된 상태에서의 요잉각도의 변화
Fig. 16. Yawing Result under fixed state.

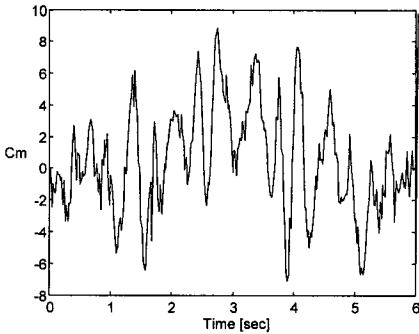


그림 17. Hovering중의 피칭동작
Fig. 17. Hovering Data of Pitching Motion.

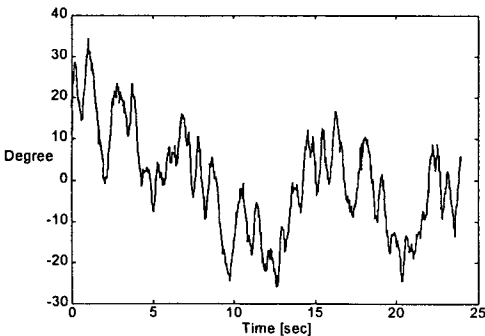


그림 18. Hovering중의 요잉동작
Fig. 18. Hovering Data of Yawing Motion.

V. 결론

본 논문은 수직부상기를 제어대상으로 하여 부상기의 자세를 수평으로 유지할 수 있도록 하는 데 그 목적을 두었다. 먼저 정확한 모델링을 위해, 모델링과정에서 M-계열의 신호를 이용한 출력을 관찰하여 이로 부터 모델이 가질 수 있는 불확정성영역을 가능한 정확하게 계산하였다. 이 과정에서, 부상기를 서로 독립적으로 움직이는 세 개의 부시스템으로 간주하여 각각에 대한 모델을 구하였다.

이와 같이 구한 모델을 대상으로 H_∞ 을 이용하여 강인한 제어기를 설계하고 이것을 DSP를 이용하여 컴퓨터로 실장한 뒤 실험을 통하여 제어기의 강인성과 제어성능을 확인하였다.

이번 실험의 결과, 부상기가 공중정지 중의 요잉에 대한 제어성능은 만족할 만하지는 못하였지만, 부상기를 수평으로 유지시켜야 한다는 점에서는 지면의 굴곡에 불구하고 대체로 만족할만한 결과가 얻어졌다. 그러나, 부상기의 자체제작으로 인해, 상당한 조심을 했음에도 불구하고 도면과 실물사이에 약간의 오차가 있음으로서(특히, 모터 장착시의 각도 등), 이로 인해 제어기 성능의 열화가 있었다고 생각된다. 부상기를 공중에서 장시간 정지시키기 위해서는 상당한 힘이 필요하여, 부착한 모터에 많은 발열과 실험에 사용한 자이로의 성능의 문제 등으로 인해 더욱 세밀한 제어가 이루어지지 못한 점등을 본 연구의 문제점으로 들 수가 있겠다.

다음 과제로서, 먼저 위에서 언급한 문제를 해결한 뒤 나아가서, 부상기를 목표궤적을 따라 정상편차 없이 이동시키는 문제 등을 포함한 더욱 정밀한 제어성능을 가진 제어기의 설계를 목표로 하고 있다.

※ 이 논문은 1993년도 한국학술진흥재단의 공모과제 연구비에 의하여 연구되었음

참고 문헌

- [1] J.A. Franklin, "Control of V/STOL aircraft", *Aeronautical Journal*, pp.157-173, May 1986.
- [2] T. Nakamura, "Control Characteristics of a Multi-fan Hovering Mechanism in sloping ground proximity", *IECON*, pp.180-185,

- 1985.
- [3] I. Sigiura, S. Niwa, T. Naryse and M. Ito, "Control of a fly flat bed", *Proc. Symp. Control of Vehicles* (in Japanese), 1984, pp.5-12.
- [4] S. Adachi: *System Identification Theory for the User*, Chap. 2, SICE Publishing, Japan, 1994.
- [5] L. Ljung: *System Identification - Theory for the User*, Prentice Hall, Englewood Cliffs, N.J., 1987.
- [6] K.Glover and J.C.Doyle, "State-Space Formulae for all Stabilizing Controllers that Satisfy an H^∞ Norm Bound and Relations to Risk Sensitivity", *System & Control Letters*, 11, pp.169-172, 1988.
- [7] T.Mita: *H^∞ Control*, Shoukou-Dou, Japan, 1994.
- [8] B.D.O. Anderson and Y. Lin, "Controller Reduction: Concepts and Approaches", *IEEE Trans. Automat. Contr.*, AC-34-9, 802/812, 1989.
- [9] Y.W. Choe and K.W. Lee, "A Servo System Design by using Feedforward", *Proc. of 4th KACC*, 1995.
- [10] Y. Fujisaki, K. Yasuda and K. Hirai, "Control Structure of Two-Degree-of-Freedom Robust Servo Systems", *SICE*, Vol.30, No.11, 1334/1340, 1994.

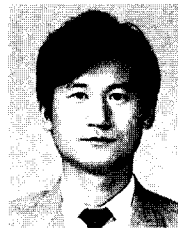
 저 자 소 개



崔 然 旭(正會員)

1955년 6월 23일생. 1978년 2월 한양대학교 공과대학 전자공학과 졸업. 1980년 2월 한양대학교 대학원 전자공학과 졸업(공학석사). 1990년 3월 京都大學 대학원 전기과 졸업(공학박사). 1996년 호주

Univ. of South Australia 방문교수. 현재 부경대학교 제어계측공학과 부교수. 주관심분야는 Digital 제어, Robust 제어 및 System Identification과 Flexible manipulator의 진동 및 힘 제어 등임



李 炯 基(正會員)

1951년 11월 27일생. 1975년 동아대학교 공과대학 전자공학과 졸업. 1980년 동아대학교 대학원 전자공학과 졸업(석사). 1985년 동아대학교 대학원 전자공학과 졸업(공학박사). 현재 부경대학교 제어계측공학과

교수