

멀티팬을 가진 부상기의 모델링과 강인한 제어기의 설계

신 춘 식*, 변 기 식*, 최 연 욱*, 이 형 기*

* 부산공업대학교 제어계측공학과

Modeling and Design of Robust Control System for VTOL Aircraft with Multi Fan

C. S. Shin*, G. S. Byun*, Y. W. Choe*, H. K. Lee*

* Dept. of Control & Instr. Eng. Pusan National Univ. of Tech.

Abstract

This paper designs a digital controller by making use of the H^∞ control algorithm and μ -synthesis in order to keep a balance of the VTOL(Vertical Take Off and Landing Plane) vehicle with 4 fans. A identification of the actual model is acquired by the vehicle rolling, pitching and yawing angles for a pseudo-random signal input and various identification theories. In spite of parameter variations and existing disturbances, the designed controller shows its robust performance through simulations and experimants.

1. 서론

헬리콥터등과 같이 수직 이착륙이나 공중정지(Hovering)가 가능한 비행체는 그의 특성을 살려서 여러 방면에 사용되고 있다. 그렇지만 이와같은 비행체의 동적특성은 불안정하며, 또한 액츄에이터가 공기를 매개로 해서 추력을 얻기때문에 제어기의 설계를 위한 모델링은 상당히 곤란한 점이 많다. 또한 지면효과등으로 인해 비행고도에따라 시스템의 감도 및 파라메터가 수시로 변화하기 때문에 일반적으로 이와같은 비행체의 비행시의 자세 및 비행궤적 등을 정확하게 제어한다는 것은 어려운 것으로 알려져 있다[1].

본 연구에서는 4개의 팬을 장착한 원판형인 비행체의 공중정지중의 자세(즉, 평형을 유지)제어를 최근 그 연구가 활발하게 진행되고 있는 Robust제어의 한 방법인 H^∞ 제어이론을 이용해서 수행한다. 이를 위해 먼저 물리모델의 해석에 의한 시스템의 구조를 이해한 뒤, Identification이론을 이용하여 실제의 실험을 위한 시스템의 전달함수를 계산한다. 이 과정에서 제어대상의 특성치의 변동이나 모델화 오차 및 외란등과 같은 제어대상의 불확정성을 정량적으로 설계에 반영할 수 있는 시스템의 불확정성(Uncertainty) 영역을 실험을 통해 구하여 제어계의 설계에 반영하여 실제의 비행실험을 통하여 이것의 유효성을 확인한다.

2. 제어대상

본 연구에서 사용한 원판형의 비행체는 그림1과 같이 4개의 propeller와 4개의 motor를 가지고 있다. 이중 전후의 propeller는 시계반대방향으로 회전하고, 좌우의 propeller는

시계방향으로 회전한다. 이 때문에 전후좌우가 대칭성을 가지며 서로 간섭도 적게 된다. 이와같은 특성을 이용하면 시스템의 모델링의 과정을 간략화 시킬 수가 있다. 이 비행체는 전후좌우의 4개의 propeller의 속도를 적당히 변화시켜서 비행시의 자세를 제어한다. 즉, 전후의 propeller의 파워를 증가시키고, 좌우의 propeller의 파워를 감소시키면 상하운동에 영향을 주지않고 기체를 오른쪽으로 회전시킬 수가 있다. 또는 앞의 propeller의 파워를 증가시키고, 뒤의 propeller의 파워를 감소시키면, 상하운동과 회전운동에 영향을 주지않고 기체를 뒤쪽으로 기울여서 이동시킬 수가 있게 된다.

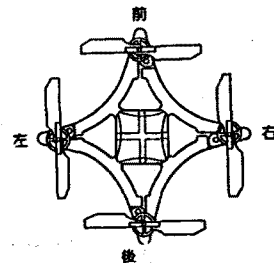


그림1. 원판형의 부상체
Fig.1. VTOL with 4 fans

이와같은 비행을 가능하게 하기위하여 본 비행체에는 2개의 Gyro가 내장되어 있다. 그중 Free-Gyro는 기체의 Rolling과 Pitching운동에 있어서 경사각과 각속도에 비례해서 motor에 인가되는 전압을 조정하며, Rate-Gyro는 Yawing동작에 있어서 각속도에 비례해서 각모터의 속도를 조정한다.

3. 모델링

여기서는 실제의 비행체에 시스템의 Identification을 위한 적당한 입력을 인가하여 실제의 물리 파라메터를 추정하여 전달함수를 계산하고, 또한 H^∞ 제어기의 설계를 위하여 필요한 시스템의 불확정성 영역을 구한다.

3.1. Identification을 위한 시스템의 구성

이 비행체는 위에서 언급한 바와같이 전후좌우의 동작이 대칭성을 가지므로 Rolling, Pitching 및 Yawing과 같은 3개 동작사이에 간섭이 적기 때문에 각운동에 대해 간섭이 적은 3개의 Subsystem으로 모델링할 수가 있다[2]. 그러나 내장

되어 있는 2개의 Gyro의 피드백계수를 정확히 알 수가 없기 때문에 이론해석만으로는 완전한 모델을 얻기가 불가능하다. 따라서, 먼저 물리해석에 의해 각운동의 전달함수의 대략적인 분자, 분모의 차수를 구한 뒤, 이것을 참고로 실제의 Identification 이론을 적용하여 제어기의 설계에 사용할 시스템의 모델을 구한다. 이 과정에서 상기 3개의 운동에 독립적으로 움직일 수 있도록 다음과 같은 시스템을 구성했다.

먼저, Rolling의 경우는 기체의 앞뒤를 샤프트로 고정시킨 뒤, Identification을 위한 입력전압으로서 적당한 차수의 M계열신호를 인가하여 그의 Rolling 각도를 샤프트에 달려있는 Potentiometer로 측정한다. Yawing의 경우는 기체의 윗부분을 막대로 고정시키고 이것을 공중에서 늘어뜨린 뒤 입력신호를 인가하여 막대에 부착되어 있는 Potentiometer로부터 기체의 Yawing 각도를 얻는다. 여기서 비행체가 전후좌우가 대칭이기 때문에 Rolling과 Pitching운동의 전달함수는 서로 동일하다고 한다.

3.2. 전달함수의 Identification

위에서 얻은 입출력 데이터로부터 제어기의 설계를 위한 전달함수를 구한다. 먼저, 최근의 H ∞ 제어이론을 본 연구에 적용시키기 위해서는 제어대상의 Nominal모델(즉, 전달함수) 뿐만 아니라, 불확정성(uncertainty)에 대한 평가도 반드시 필요하다. 따라서 본 연구에서는, 먼저 Identification을 위한 모델의 차수를 수치계산상 안정한 범위내에서 가능한 한 크게 취해서 최소자승법 등을 적용해서 정확한 모델을 추정하고, 이를 저차원화 등의 과정을 거쳐서 설계를 위한 모델과 불확정성영역을 분리하는 방법을 채택했다. 이것의 이유로서는 가능한 범위내에서 상세한 시스템의 Identification을 수행하고 이것이 시스템의 특성을 거의 정확히 나타내고 있다는 가정하에서 실제의 제어계설계에 이용될 수 있는 저차원의 Nominal모델과의 차이를 주파수영역상에서 고려하여 이것이 불확정성의 영역의 추정치로 하기 위해서이다.

일반적으로 입출력 데이터 $\{u_k, y_k\}$ 로부터,

$$y_k = \frac{B(z^{-1})}{A(z^{-1})} u_k$$

$$A(z^{-1}) = 1 + a_1 z^{-1} + \dots + a_n z^{-n} \quad (1)$$

$$B(z^{-1}) = b_1 + b_2 z^{-1} + \dots + b_m z^{-m}$$

과 같이 기술되는 시스템의 파라미터를 최소자승법을 이용해서 추정해서 대상의 주파수특성을 넓은 범위에 걸쳐서 고정도로 Identification하려면 상당한 어려움이 따른다. 왜냐하면 고역에 있어 이득이 감소하는 통상의 시스템(A(z)가 high-pass특성을 가진다)에서는 최소자승법의 적용시에 이용되는 오차의 평가함수에 있어서 고역에 커다란 weight가 걸리기 때문에[3], 제어계설계에 있어서 특히 중요한 저역(특히, Sampling 주파수로부터 멀리 떨어진 저역)에서의 주파수특성을 고정도로 추정하기가 어렵게 된다. 따라서, 본 연구에서는 얻어진 입출력 데이터를 낮은 샘플링주파수로 Resampling하고 여기에 최소자승법을 적용하여 저역에서의 주파수특성을 얻고 있다[4].

3.3. Identification 실험

먼저, 입력신호로서 의사백색신호인 M계열신호를 인가하여 시스템의 Rolling각도와 Yawing각도를 주기 $T_s = \frac{1}{f_s} = 100ms$ 로 Sampling한 데이터를 얻는다. 여기서 얻어진 입출력 데이터 $\{u_k, y_k\}$ 를 저역통과필터에 입력해서, 그 출력을 Sampling주기 $f_d = \frac{f}{d}$ 로 Resampling한다. 이 과

정은 결국 (d-1)개의 간격을 두고 기존의 입출력 데이터를 Sampling하는 것을 의미한다. 일반적으로 $d=1,2,4,8,\dots$ 로 한다. 본 연구에서는 $d=1,2,4$ 로 두었다.

이렇게하여 얻어진 3쌍의 입출력 데이터에 대해 각각 최소자승법 등을 적용하여 각각의 대역에 있어서의 전달함수의 추정치 $G_d(z^{-1})$ 를 구하고, 각각의 전달함수에

$$z^{-1} = \exp\left(-\frac{j\omega}{f_d}\right)$$

를 대입하여 주파수특성을 계산한다. 다시, 각대역별로 얻어진 주파수특성을 서로 합성하여 전주파수대역에 있어서의 주파수추정치로 사용한다. 이와같은 주파수분할법을 이용함으로써 저주파영역에서의 특성을 정확히 얻을 수 있을 수 있을 뿐만 아니라, 상기과정에서 사용한 저역통과필터의 특성으로 인하여 고역에서의 잡음성분이 제거되어 SN비가 향상되어 추정의 정도가 높아진다.

3.4. 불확정성 영역의 계산

상기의 Identification과정을 10개의 입출력 데이터를 이용하여 10회 수행하여 얻어진 주파수특성곡선으로부터 알 수 있는 바와같이 Identification결과에는 반드시 불확정성영역이 있음을 알 수가 있다. 이 결과를 이용하여 제어기의 설계에 사용되는 불확정성의 영역을 평가한다.

먼저, 승법적불확정성의 영역의 표현

$$G(s) = \{1 + \Delta(s)W(s)\}G_{nom}(s) \quad (2)$$

를 생각한다. 여기서, $W(s)$ 는 승법적불확정성영역을 나타내는 가중함수이며, $\Delta(s)$ 는 $\|\Delta(s)\|_{\infty} < 1$ 을 만족하는 안정한 전달함수이며, $G_{nom}(s)$ 는 Nominal모델의 전달함수이다.

먼저, 상기의 Identification과정에서 구한 10개의 모델로부터 구한 주파수특성을 참고로 해서, 이것과 가장 근접한 특성을 나타내는 비교적 저차인 시스템의 전달함수를 구하여 이것을 Nominal모델로 한다.

$$G_{nom}(s) = \frac{20.5s^3 - 2130s^2 + 120470s - 3049320}{s(4s^4 + 400s^3 + 18390s^2 + 247900s + 3360500)} \quad (3)$$

식(2)로부터

$$\Delta(s)W(s) = \frac{G(s)}{G_{nom}(s)} - 1 \quad (4)$$

가 만족되기 때문에 위의 과정에서 구한 10개의 $\hat{G}(s)$ 를 식(4)에 대입하여 $\Delta(s)W(s)$ 를 계산했다. 이 결과 얻어진 10개의 $\Delta(s)W(s)$ 의 이득특성을 전부 포함되도록 주파수합수를 설정하면 이것이 가중함수 $W(s)$ 가 된다. 여기서는

$$W(s) = \frac{(0.4s+1)}{(s+1)} \times 50 \quad (5)$$

와 같이 설정했다.

4. 제어계의 설계

4.1. 설계사양

비행체가 공중정지중의 자세제어를 수행할 경우, 제어계의 설계사양은 다음과 같다.

- 제어대상이 고주파영역에서 변동이나 모델링과정의 오차를 가지는 경우에도 안정성을 보증한다.
- 제어대상에 걸리는 일정한 크기 이하의 외란을 억제할 수가 있다.

위의 (a), (b)를 주된 설계목적으로 하면서 공중정지중의 자세변위(Rolling각도)를 가능한 한 작게 유지할 수 있도록 설계한다.

4.2. 일반화 플랜트

Robust안정과 외란을 억제할 수 있는 목적을 동시에 달성하는 제어를 설계한다. 이때, Subsystem을 1입력 1출력인 시스템으로 간주해서 이것에 대해 제어를 구해 $K_1(s)$, $K_2(s)$, $K_3(s)$ 로 둔다.

상기의 식(3)으로 주어진 제어대상은 비수축상에 극점을 가지기 때문에 일반적인 H^∞ 제어문제의 조건을 만족하지 않는다. 따라서 이 문제를 해결하기 위해 다음 그림과 같은 일반화 플랜트를 구성한다.

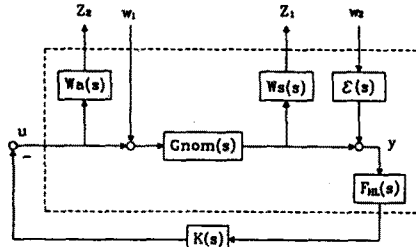


그림 2. H^∞ 제어에 대한 일반화 플랜트
Fig.2. Generalized plant for H^∞ control

일반화 플랜트에서 w_1 에서 y 까지의 직류이득이 0으로 되기 때문에 $D_{21}=0$ 로 되어 표준적인 H^∞ 제어문제의 조건을 만족하지 않는다. 이것을 해결하기 위해 미소한 전달함수 $\epsilon(s)$ 를 가지는 외란 입력 w_2 를 도입했다. 가중함수 $w_n(s)$ 로는 식(5)에서 구한 제어대상의 승법적변동의 상한을 이용했으며, $w_n(s)$ 로는 일반적인 감도함수로서 저주파수영역에서 감소되며, 또한 정상편차가 0이 될 수 있도록 적분기를 하나 추가하여 사용했다. $F_{HL}(s)$ 는 Anti-Aliasing 필터이다. $w_n(s)$ 를 제한한 가중함수들은 실제로 MATLAB를 이용하여 약간의 시행착오를 반복하면서 설정되었다.

$$W_n(s) = \frac{s+250\pi}{s}, \quad \epsilon(s) = \frac{s}{s+3000\pi}$$

$$F_{HL}(s) = \frac{1}{1+T_{HC}s}, \quad T_{HC} = \frac{T_s}{\pi} \sim \frac{2T_s}{\pi}$$

이상과 같은 전달함수를 사용하여 구한 제어기의 전달함수는 다음과 같다.

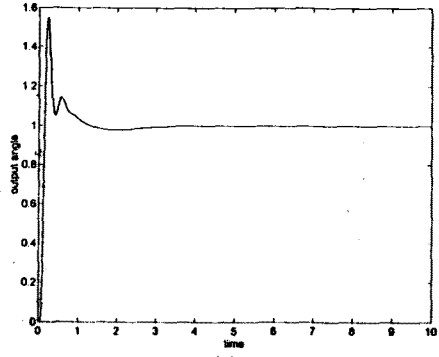
$$K_1(s) = \frac{a_{n1}s^5 + b_{n1}s^4 + c_{n1}s^3 + d_{n1}s^2 + e_{n1}s + f_{n1}}{s^6 + a_{d1}s^5 + b_{d1}s^4 + c_{d1}s^3 + d_{d1}s^2 + e_{d1}s + 1}$$

$$K_2(s) = \frac{a_{n2}s^5 + b_{n2}s^4 + c_{n2}s^3 + d_{n2}s^2 + e_{n2}s + f_{n2}}{s^6 + a_{d2}s^5 + b_{d2}s^4 + c_{d2}s^3 + d_{d2}s^2 + e_{d2}s + 1}$$

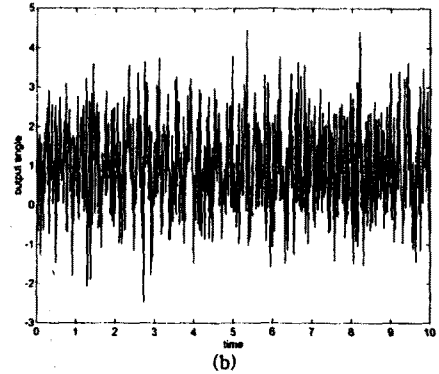
여기서, $a_{n1}, b_{n1}, d_{n1}, \dots, a_{d1}, b_{d1}, c_{d1}, \dots$ 은 상수이고, 또한, $a_{n2}, b_{n2}, d_{n2}, \dots, a_{d2}, b_{d2}, c_{d2}, \dots$ 도 상수이다.

5. 제어실험

부상체의 모델링식에 앞에서 얻은 Robust 제어를 연결하여, 부상기의 부상중(Hovering)의 자세, 위치 및 미리 설정된 목표궤적을 추종할 수 있는지를 위한 Simulation을 실행하여 보았다. 그림3(a)와 (b)는 각각 단위 스텝입력에 대해 외란이 없는 경우의 부상기의 기울어짐 각과 외란이 있는 경우의 부상기의 기울어짐 각을 보여준다.



(a)



(b)

그림 3. 시뮬레이션 결과
Fig.3. Simulation result

6. 결론

플랜트에 대한 정확한 모델링을 위해 다양한 샘플링 주기를 갖는 M계열 신호에 대한 부상기의 물리적 데이터를 얻을 필요가 있다. 제어대상 동적특성의 불안정과 지연효과등으로 인해 비행고도에 따라 시스템의 감도 및 파라메타가 수시로 변화하는 불확정성을 정량적으로 설계에 반영하고, 강인한 제어를 설계하여 Simulation하였다. 그 결과 외란이 없는 경우에는 안정성과 입력에 제대로 추종하는 Servo System을 설계할 수 있었고, 외란이 있는 경우에도 많은 진동을 가지고 있지만 잘 추종하는 결과를 보여주었다. 연속계에서 설계한 제어를 이산화과정과 적절한 샘플링시간을 결정하고 Microprocessor를 이용하여 제어를 실현한 결과 만족스런 제어성능을 보여 주었다.

참고문헌

- [1] J.A. Franklin, "Control of V/STOL aircraft", Aeronautical Journal, pp.157-173, May 1986.
- [2] P.Apkarian et al : A Two-Feedback-Loop Robust Helicopter Controller Based on Engenspace Technique and H^∞ Synthesis, Proc. of 29th CDC, IEEE, 2600/2606
- [3] L. Ljung : System Identification - Theory for the User, Prentice-Hall(1987)
- [4] S.Adachi et al : System Identification by Multi Decimation, SICE(in Japanese), Vol.26, No.9, pp.1029-1035, 1990.