

로바스트비행조종체계설계에서 무게함수에 대한 연구

최성일

위대한 령도자 김정일동지께서는 다음과 같이 교시하시였다.

《우리는 발전된 나라들에서 이룩한 과학기술의 성과를 널리 받아들이고 그것을 더욱 발전시킴으로써 최신과학기술의 높은 봉우리를 빨리 점령하여야 합니다.》(《김정일선집》증보판 제11권 142페이지)

선행연구[1, 2]에서는 선형행렬부등식(LMI)에 기초한 H_∞ 설계법과 μ 설계법을 리용한 로바스트비행조종체계의 일반적인 설계방법과 이 조종체계를 가지는 비행체의 동력학적 특성에 대하여 논의하였다.

논문에서는 로바스트조종체계설계에서 중요한 문제의 하나인 무게함수의 선정과 그 변화방식을 제기하고 로바스트속도/중요각조종체계를 가진 비행체의 동력학적특성을 해석하였다.

조종체계설계를 위한 구성도는 그림과 같다.

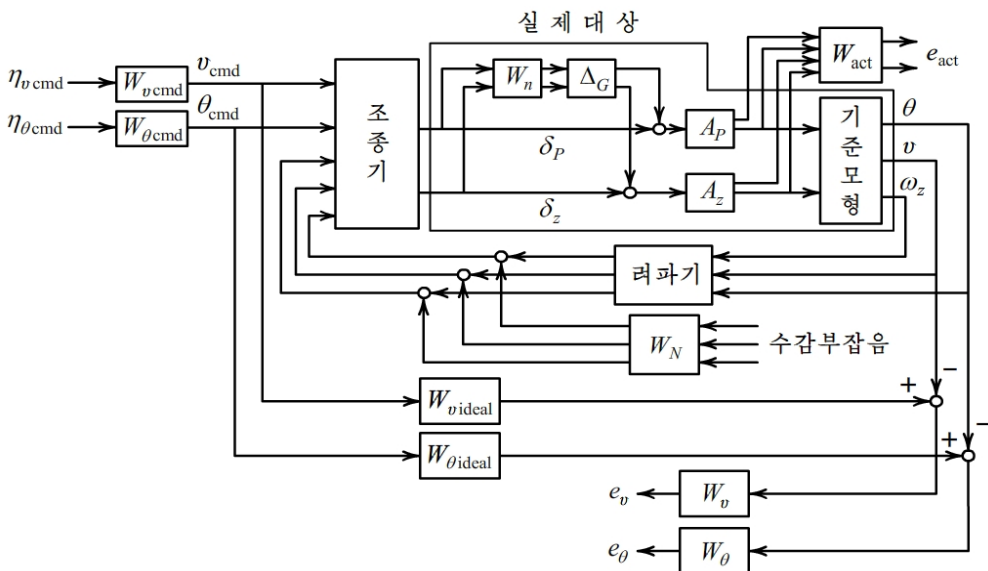


그림. 조종체계설계를 위한 구성도

그림에서 A_P 와 A_z 는 각각 기류변과 승강타에 대한 구동기모형이고 W_{act} 는 편각과 각속도에 대하여 제한을 설정하는 무게함수이며 e_{act} 는 해당한 신호에 대한 오차이다. 그리고 W_N 은 수감부잡음형성을 위한 성형리파기이고 $W_{v\text{ideal}}$, $W_{\theta\text{ideal}}$ 은 각각 속도와 중요각에 대한 리상응답의 전달함수이다.

로바스트조종체계를 설계하자면 먼저 비행체의 기준모형과 모형의 불확정성, 조종지령, 오차 등을 설정하여야 한다.

비행체의 중요한동에 대한 기준모형은 상태방정식 $\dot{X} = AX + Bu$, $Y = CX + Du$ 로 표시된다. 여기서 $X = [v, \alpha, \omega_z, \theta]^T$, $Y = [v, \alpha, \omega_z, \theta]^T$, $u = [\delta_p, \delta_z]^T$ 이며 v 는 비행속도(m/s), α 는 마중각(rad), ω_z 는 중요각속도(rad/s), θ 는 중요각(rad), δ_p 는 기류변열림도, δ_z 는 승강타편각(rad)이다.

비행체모형의 불확정성은 불확정성무게함수를 리용하여 모형화한다.

실제의 전달함수모형은 $G = G_n(I + \Delta_G W_n)$ 으로 표시할수 있는데 비행체의 모든 불확정성은 전달함수 Δ_G 에 반영되게 된다. 여기서 W_n 은 $W_n = \begin{pmatrix} W_1 & 0 \\ 0 & W_2 \end{pmatrix}$ 로 표시되는 불확정

성무게행렬이며 W_1 과 W_2 는 스칼라함수로서 각각 기류변입구와 승강타와 관련한 무게함수들이다. 이 무게함수들에 의하여 Δ_G 가 정규화되고 입구들에 대한 불확정성이 묘사되게 된다. 무게함수 $W_1(s)$, $W_2(s)$ 는 각각 주파수의 함수로 표시되는데 불확정성무게의 주파수에 대한 의존성은 비행체의 불확정성정도가 주파수에 의존된다는것을 의미한다.

조종체계의 설계목표는 $\|\Delta_G\|_\infty \leq 1$ 인 모든 섭동 Δ_G 에 대하여 섭동을 받는 닫힌체계가 안정하며 성능전달함수들이 $\|\cdot\|_\infty \leq 1$ 을 만족시키는 조종기를 설계하는것이다.

다음으로 조종입력과 추정입력에 대한 모형화를 진행한다.

여기서는 무게함수를 리용하여 새롭게 조종입력을 모형화하였다.

선행연구들에서는 조종입력을 무게함수가 없이 그대로 주었다. 그러나 조종입력들의 차원이 서로 다를 때 무게함수가 없이는 조종기를 설계하기 어렵다. 그리고 조종입력을 무게함수가 없이 주면 주파수특성을 정확히 반영할수 없게 된다.

그러므로 우리는 조종입력에 무게함수를 주고 그것을 변화시키면서 조종기를 설계하였다. 그렇게 되면 조종입력의 주파수특성은 보존하면서도 무게함수를 변화시키면서 최량인 조종기를 설계할수 있다.

조종입력으로서 속도와 중요각을 줄 때 무게함수를 리용한 모형화는 다음과 같이 진행한다.

$$V_{cmd} = W_{vcmd} \eta_{vcmd}, \quad \theta_{cmd} = W_{\theta cmd} \eta_{\theta cmd}$$

여기서 V_{cmd} , θ_{cmd} 는 각각 속도와 중요각조종입력값, W_{vcmd} , $W_{\theta cmd}$ 는 각각 조종입력들에 대한 무게함수, η_{vcmd} , $\eta_{\theta cmd}$ 는 $\|\eta_{vcmd}\|_\infty \leq 1$, $\|\eta_{\theta cmd}\|_\infty \leq 1$ 을 만족시키는 신호들이다.

무게함수 W_{vcmd} , $W_{\theta cmd}$ 의 변화에 따라 조종기의 질이 달라지게 되며 결국 조종체계의 설계과정은 무게함수를 구하는 과정으로 된다.

추정오차에도 같은 방법으로 무게함수 W_v , W_θ 를 주었다.

로바스트조종체계설계에서 기본은 무게함수의 선정이며 설계과정은 H_∞ 노름과 μ 값이 1보다 작아지는 무게함수를 찾는 과정이다. H_∞ 노름과 μ 값이 1보다 작아지는 무게함수를 구하자면 반복계산을 진행하여야 하는데 이 반복과정에서 중요한것은 어떤 량을 얼마나 변화시켜야 하는가 하는것이다.

이 문제를 해결하기 위하여 무게함수들을 다음과 같은 형태로 설정하였다.

모형의 불확정성은 주파수에 의존하므로 불확정성무게함수도 주파수에 의존하는 함수로 되어야 한다. 이 요구를 반영하여 불확정성무게함수를 $W_1 = W_2 = 2k_m(s+4)/(s+160)$ 로 설정하였다. 이 무게함수는 $k_m=1$ 일 때 저주파에서 모형의 오차가 5%에 도달할수 있

다는것을 보여준다.

조종입력에 대한 무게함수 $W_{v\text{cmd}}$, $W_{\theta\text{cmd}}$ 와 추정오차에 대한 무게함수 W_v , W_θ 들은 각각 다음과 같은 형태로 설정하였다.

$$W_{v\text{cmd}} = \frac{5}{k_1} \cdot \frac{0.05s+1}{5s+1}, W_{\theta\text{cmd}} = \frac{0.0873}{k_2} \cdot \frac{0.05s+1}{s+1}, W_v = \frac{10}{k_3} \cdot \frac{s+1}{0.01s+1}, W_\theta = \frac{573}{k_4} \cdot \frac{s+1}{0.01s+1}$$

조종입력에 대한 무게함수 $W_{v\text{cmd}}$, $W_{\theta\text{cmd}}$ 는 $k_1, k_2=1$ 일 때 저주파에서 조종입력이 5m/s, 5° 라는것을 의미하고 추정오차에 대한 무게함수 W_v, W_θ 들은 $k_3, k_4=1$ 일 때 저주파에서 추정오차가 각각 0.1m/s, 0.1° 이하로 되어야 한다는 요구를 반영하고있다. 비행체의 특성에 따라 결수들은 다르게 설정할수도 있다. 우와 같이 무게함수를 선정하면 k_1, k_2, k_3, k_4 를 변화시키면서 H_∞ 노름이나 μ 값이 1보다 작아지는 조종기를 설계할수 있다.

다음으로 중요한것은 어느 무게함수들을 어떻게 변화시키겠는가 하는것이다.

론문에서는 무게함수변화에서 닫힌체계의 보데선도가 한가지 기준이 될수 있다고 보고 연구를 진행하였다.

선행연구들에는 어떤 전달함수들의 조합에 대하여 얻어지는 H_∞ 노름이나 μ 값이 1보다 클 때 경험적으로 무게함수들을 수정하여야 한다고만 지적되어있고 구체적인 방법들은 제시되어있지 않다. 우에 제시된 노름값들이 전달함수들의 최대증폭결수값이므로 보데선도를 리용할수 있다. 그 과정은 다음과 같다.

체계의 보데선도에서 조종지령에 대한 타의 편각과 각속도의 전달함수에 대한 보데선도 1, 조종지령에 대한 무게붙은 출력오차의 전달함수에 대한 보데선도 2, 수감부잡음에 대한 타의 편각과 각속도의 전달함수에 대한 보데선도 3, 수감부잡음에 대한 무게붙은 출력오차의 전달함수에 대한 보데선도 4를 생각할수 있다.

모의결과에 의하면 H_∞ 노름과 μ 값이 1보다 크면 우의 보데선도들중의 어느 하나에서 특성곡선들의 가로자리표가 령보다 크거나 그것에 가깝게 되게 된다. 주의할것은 μ 값이 1보다 크다고 하여도 꼭 닫힌체계의 보데선도들중의 어느 하나에서 특성곡선들의 가로자리표가 령보다 큰것이 나타나는것은 아니라는것이다. 다만 그것에 가까운것이 존재하며 전달함수의 수정에서는 그것을 주목하면 된다. 그리고 H_∞ 노름이 1보다 작다고 하여도 꼭 닫힌체계의 보데선도들의 가로자리표가 령보다 작은것이 아니다. 그것은 H_∞ 조종기의 설계에서는 모형의 불확정성을 고려하지 못하기때문이다.

만일 보데선도 1의 어느 하나에 대하여 우와 같은 현상이 나타나면 리상응답의 전달함수나 조종지령에 대한 무게함수를 수정하여야 한다. 보데선도 2에서 그렇게 되면 리상응답의 전달함수나 조종지령에 대한 무게함수, 오차에 대한 무게함수를 수정하고 보데선도 3이 그렇게 되면 오차에 대한 무게함수를 수정하여야 한다. 보데선도 4에 대해서는 그런 현상이 거의 없지만 만일 나타나면 리상응답의 전달함수나 조종지령에 대한 무게함수, 오차에 대한 무게함수를 적당히 수정하면 된다. 수정할 전달함수가 여러개인 경우 성능에 대한 요구와 설계경험들을 종합적으로 고려하여 수정할 전달함수를 구체적으로 결정할수 있다.

질량 $M=990\text{kg}$, 주날개면적 $S=20\text{m}^2$, 날개폭 $b=9.8\text{m}$, 날개평균현길이 $c=0.56\text{m}$, 관성모멘트 $I_y=1\,540\text{kg}\cdot\text{m}^2$, 마중각 $\alpha_0=3^\circ$, 비행고도 $h_0=1\,000\text{m}$, 추진력 $P=1\,210\text{N}$, 수평비행속도 $V_0=40.3\text{m/s}$, 추진력의 속도에 관한 도함수 $P^V=15.2\text{N}\cdot\text{s/m}$, 추진력의 기

름변열림도에 관한 도함수 $P^{\delta_p} = 2\,880\text{N}$, 무게중심과 초점사이의 거리 $X_f = 0.16\text{m}$ 인 비행체에 대하여 우와 같은 방법으로 조종체계를 설계하고 모의를 진행하였다.

$k_m, k_1, k_2, k_3, k_4 = 1$ 일 때 닫힌체계의 보데선도를 보면 보데선도 3에서 가로자리표가 령보다 커진다.

따라서 우리는 추정오차에 대한 무게함수를 변화시키면서 조종체계를 설계하였다.

주어진 비행체에 대하여 $k_m, k_1, k_2 = 1$ 일 때 k_3, k_4 의 변화에 따르는 H_∞ 노름과 μ 값은 표와 같다.

표. 오차무게함수변화의 영향

k_3	k_4	H_∞ 노름	μ	k_3	k_4	H_∞ 노름	μ
1	1	0.812 0	1.610 6	1	5	0.806 6	0.984 4
1	3	0.811 6	1.189 7	4	8	0.804 8	0.911 1
1	4	0.811 3	1.136 9	8	8	0.792 9	0.890 0
1	5	0.810 9	1.119 7	10	8	0.785 5	0.858 3
3	5	0.808 5	0.988 4	20	16	0.736 9	0.768 5

표에서 보는바와 같이 $k_m, k_1, k_2 = 1, k_3 = 4, k_4 = 5$ 일 때의 조종기를 가진 비행체의 시간응답을 보면 속도에 대하여 리상응답과 실제의 응답사이의 차이는 평균적으로 $0.3 \sim 0.5\text{m/s}$ 로서 설정된 오차범위인 0.4m/s 내에 있고 정상비행속도 40.3m/s 의 1%미만으로서 허용할만 한 범위내에 있다. 그리고 주어진 조종입력에 대하여 마중각변동도 허용할만 한 범위내에 있다.

참 고 문 헌

- [1] 孙小倩 等; 西北工业大学学报, 15, 6, 30, 2008.
- [2] 王亮; 西北工业大学学报, 25, 1, 83, 2011.

주제105(2016)년 12월 5일 원고접수

Study on the Weight Function in Robust Control System Design of Unmanned Aerial Vehicle

Choe Song Il

We suggested design method of robust control system such as LMI-based H_∞ control and μ synthesis method using the weight function of control input and estimation error. We also designed the velocity/pitch angle control system by means of the weight function method, and investigated the influences of error weight function and model uncertainty.

Key words: robust control, uncertainty