

무인항공기 자동조종장치의 강건성 해석에 관한 연구

임호* · 김기열** · 김호**

요 약

정보기술을 바탕으로 한 지도력의 역할은 지난 10년에 걸쳐서 많은 변화를 가져왔다. 이러한 변화에도 불구하고 최근에 정보기술이 지도력에 미치는 영향에 관한 경험적인 연구가 거의 되지 않고 있는 실정이다. 본 연구에서는 지도력에 있어서 정보를 제공하는 역할과 결정을 내릴 수 있는 역할 그리고 각 개인간의 역할과 같은 일반적인 지도력에 관련된 역할을 중심으로 하였다. 또한 직무의 특성별로 기획입안자, 직무 개선자, 연구개발 책임자, 마케팅 책임자, 관리자 및 운영 전략가 등과 같은 분야에서 근무하고 있는 지도자들의 지도력에 미치는 영향을 조사하였다. 정보기술을 사용하는 정보시스템 관리자들은 개인간의 지도력의 역할범위에 따라 그 미치는 영향이 다를 수 있으며 정보시스템이 현재의 위치에서 시간이 지나며 따라 부정적인 영향을 미칠 수도 있지만 변화를 추구하는 지도자의 역할에 있어서는 시간이 흐름에 따라 정보기술 사용의 범위와 전략적 책임의 범위 및 기업과 조직의 수익에 지대한 영향을 미칠 것으로 사료된다. 비록 일반적인 지도력의 역할에 관해서는 그 중요성이 지금까지 연구한 바는 있지만 정보시스템 기술이 지도력에 미치는 영향에 관한 체계적인 연구는 아직 미흡하므로 이 분야에 대해서 연구 조사를 중심으로 하였다.

1. 서론

무인항공기는 발사후 원격조종되거나 자동비행을 수행하는 프로펠러형 항공기이다. 무인항공기는 전투지역에서의 적군에 대한 실시간 화상정보를 포병대에 전송하여 포격의 정확성을 높이는 용도로 사용되며 걸프전에서 그 효용성이 입증된 바 있다. 무인항공기의 사용은 전투시 항공기 조종사에 대한 위험성을 감소시키며 조종사에 투입되는 훈련비용의 감소라는 이득을 가져온다[1]. 이러한 무인항공기를 자동으로 비행시키기 위한 자동조종장치의 설계는 여러 목적의 항공기에 대한 연구들이 있으며 이에 따른

연구결과가 유용되고 있다[2-5]. 자동조종장치의 설계는 항공기의 운동이 횡방향과 종방향으로 decoupled되어진다고 가정하고 수행되어진다. 본 논문에서는 균요구조건을 기준으로 하여 항공기의 횡방향운동에 대한 자동조종장치를 설계하였으며, 설계되어진 자동조종장치의 강건성을 해석하였다. 항공기의 속도에 따라 저속, 순항, 고속으로 분류하였고, 각각의 속도에 따라 자동조종장치를 설계하여 이득 스케줄링을 수행하였으며, 운용고도에 따라 난류를 발생시켰다[6]. 발생시킨 난류에 대해 무인항공기 자동조종장치의 성능을 비교, 분석하였다. 모의실험을 통해 설계되어진 무인항공기 자동조종장치가 난류와 돌풍에 대해 강건성을 가짐을 증명하였다.

* 성남기술대학 전자과
** 부천대학 컴퓨터 제어과

II. 자동조종장치의 설계

2.1 시스템의 정의

비행조종장치는 항법, 유도, 그리고 비행조종의 기능을 갖는 제어 시스템으로서 항법장치(Inertial Navigation System, INU)와 비행조종 컴퓨터(Flight Control Computer)로 구성된다. INU는 유도조종에 필요한 제어변수를 측정, 보정하여 FCC에 측정데이터를 전송하며, FCC는 INU로부터 받은 비행자세데이터와 지상원격조종 및 사전 프로그램된 명령을 이용하여 유도/조종 소프트웨어를 실행하고 그 결과로 각 조종면 및 쓰로틀의 적절한 구동명령을 생성하여 원하는 비행자세를 유지하도록 한다.

2.2 시스템 모델링

무인항공기의 횡방향운동에 대한 상태방정식은 다음과 같다.

$$x = Ax + Bu \tag{1}$$

$$y = Cx + Du \tag{2}$$

여기서 x 는 상태벡터, u 는 제어입력벡터, y 는 출력벡터이다.

횡방향의 운동의 경우 상태방정식은 다음과 같이 차원 안정미계수에 의해 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & \frac{Y_p}{U} & \frac{(Y_r - U)}{U} & \frac{-g \cos(\theta_0)}{U} & 0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_v & N_{p_w} & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta a} & Y_{\delta r} \\ L_{\delta a} & L_{\delta r} \\ N_{\delta a} & N_{\delta r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta a \\ \delta r \end{bmatrix} \tag{3}$$

여기서, β 는 옆미끄럼각, p 는 롤 각속도, r 은 요우 각속도, ϕ 는 롤 각, ψ 는 헤딩 각, δa 는 회전각의 편향, δr 는 방향타 편향이다.

항공기 속도가 30.53m/s인 경우 시스템 행렬은 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} -0.1453 & -0.0039 & -0.9858 & 0.3207 & 0 \\ -23.2500 & -6.1850 & 3.3381 & 0 & 0 \\ 7.4232 & -0.6717 & -0.8143 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0.0008 \\ 0.3698 & 0.0124 \\ -0.0410 & -0.0493 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

항공기 속도가 38.84m/s인 경우 시스템 행렬은 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} -0.1937 & -0.0017 & -0.9879 & 0.2405 & 0 \\ -25.0330 & -8.1859 & 2.6050 & 0 & 0 \\ 13.2596 & -0.5947 & -1.0332 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0.0010 \\ 0.6579 & 0.0221 \\ -0.0394 & -0.0877 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

항공기 속도가 47.22m/s인 경우 시스템 행렬은 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} -0.2246 & -0.0010 & -0.9886 & 0.2075 & -0.0059 \\ -26.4333 & -9.4764 & 2.3159 & 0 & 0 \\ 17.8324 & -0.5755 & -1.1864 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0.0012 \\ 0.8841 & 0.0297 \\ -0.0381 & -0.1178 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

측정행렬은 항공기의 속도에 관계없이 $I_{5 \times 5}$ 를 갖는다.

2.3 제어기의 설계

각각의 제어루프에 대한 블록선도는 그림 1과 같다. 롤 제어기는 P제어기로 구성되며 heading 제어기는 PI제어기로 구성하였다. 각각의 제어기에 대한 이득은 균요구조건에 맞추어 설계되었으며, 항공기 속도에 따라 설계되어진 자동조종장치의 이득은 다음과 같다.

항공기 속도가 30.53m/s인 경우, 더치를 감쇠기 이득 K_{dr} 은 0.57, heading 제어기 이득 K_{psi} 는 0.7, 회전익과 방향타의 상호이득 K_{ARI} 은 1.1로 설계되어졌다.

항공기 속도가 38.84m/s인 경우, 더치를 감쇠기 이득은 0.55, heading 제어기 이득은 1.0, 회전익과 방향타의 상호이득은 0.75로 설계되어졌다.

항공기 속도가 47.22m/s인 경우, 더치를 감쇠기 이득은 0.47, heading 제어기 이득은 1.6, 회전익과 방향타의 상호이득은 0.55로 설계되어졌다.

롤 감쇠이득 K_p 는 0.8로 선택되었으며, 롤 제어기 비례이득 K_{phi} 는 0.8, 적분이득 K_{phii} 는 0.01로 항공기 속도에 변화하지 않고 일정한 값으로 선택되어졌다.

항공기 속도에 따라 설계되어진 제어이득을 이득 스케줄링을 하면 다음과 같은 식에 의해 표현되어진다.

$$K_{dr} = -0.0017 V + 0.7630 \quad (4)$$

$$K_{\phi} = 0.0150 V - 0.9967 \quad (5)$$

$$K_{ARI} = -0.0092 V + 2.0802 \quad (6)$$

여기서, V 는 항공기의 비행속도이다.

III. 대기교란 모델링

자동조종장치의 성능, 항공기의 응답특성, 비행성능(Flying Quality), 항공기 구조상의 부하에 대한 대기외란의 영향을 예측하기 위하여 대기교란모델을 사용하였다. 대기교란 모델은 구조해석을 위해서는 von Karman 모델을 사용하며, 자동조종장치의 성능과 비행성능의 해석을 위해서는 Dryden 모델을 사용한다[6].

대기교란 신호를 발생시키는 일반적인 방법은 그림 2와 같다. 난수를 발생시키기 위해 다음과 같은 12항 방법을 사용하였다.

$$g_j = \sigma_r \left(\frac{12}{N} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\sum_{i=1}^N r_i - \frac{N}{2} \right) + \bar{r} \quad (7)$$

여기서, g_j ($j=1,2,\dots,M$)는 평균이 r 이고 표준편차가 σ_r 인 가우스분포를 갖는 난수이다. r_i 는 균일분포를 갖는 난수이다.

Dryden 모델의 일반식은 다음과 같다.

$$y_{n+1} = c_1 y_n + c_2 y_{n-1} + d_1 x_n + d_2 x_{n-1} \quad (8)$$

여기서,

$$c_1 = 2 \exp[-2a\pi \Delta t]$$

$$c_2 = -\exp[-4a\pi \Delta t]$$

$$d_1 = d \left[\frac{c}{b a^2} + \frac{c_1}{2} \left(\left(\frac{a-c/b}{a} \right) \Delta t - \frac{c}{b a^2} \right) \right]$$

$$d_2 = d \left[\frac{c}{b a^2} \left(-\frac{c_1}{2} - 1 \right) - \left(\frac{a-c/b}{a} \right) \Delta t \right] \frac{c_1}{2}$$

$$b = (2\pi)^{\frac{1}{2}}$$

Dryden spectrum을 사용하는 경우 longitudinal component는 다음과 같다.

$$a = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{V}{\Lambda} \right)$$

$$c = \frac{\sigma}{2\pi^2} \left(\frac{V}{\Lambda} \right)^{\frac{3}{2}}$$

$$d = \frac{\sigma}{\pi} \left(\frac{V}{\Lambda} \right)^{\frac{1}{2}}$$

lateral component는 다음과 같다.

$$a = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{V}{\Lambda} \right)$$

$$c = \frac{3\sigma}{2\pi^2} \left(\frac{V}{2\Lambda} \right)^{\frac{3}{2}}$$

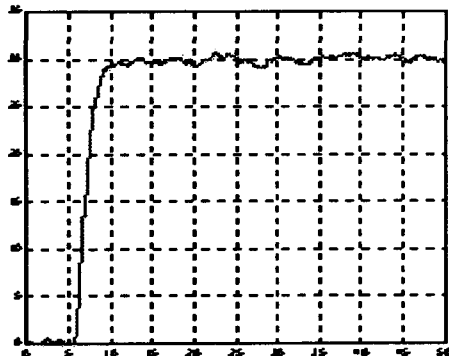
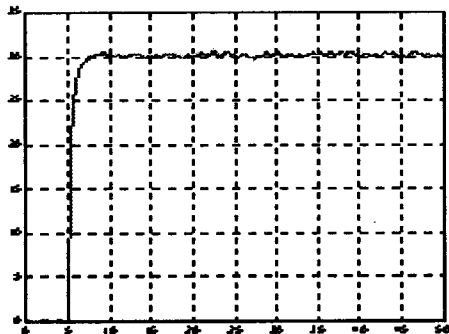
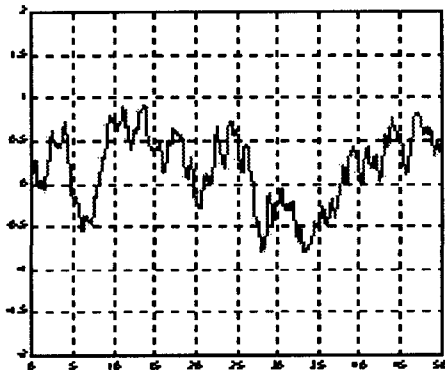
$$d = \frac{\sigma}{\pi} \left(\frac{V}{\Lambda} \right)^{\frac{1}{2}}$$

여기서, V 는 평균대기속도, σ 는 대기속도 섭동의 크기, Λ 는 integral length scale, Δt 는 샘플링 시간이다.

IV. 모의실험

3장에서 얻어진 대기교란 모델을 사용하여 횡방향운동에 대해 설계되었던 자동조종장치의 모의실험을 수행하였다. 순항고도인 2Km에 대한 대기상수로서 $V=7.5\text{m/sec}$, $\sigma=0.2\text{m/sec}$, Λ 는 530.3을 사용하였으며, 이러한 대기교란은 그림 2와 같다. 롤 제어기에 롤 명령 30deg를 인가하

였을 때의 결과는 그림 3과 같다. heading 제어기에 heading 명령 30deg를 인가하였을 때의 결과는 그림 4와 같다.



V. 결 론

항공기 속도에 따라 설계되어진 제어기 이득을 이득 스케줄링하였으며, 항공기 운항고도에 따라 대기교란 모델을 형성하여 부가하였을 때의 강건성을 평가하였다. NASA 데이터에 따른 대기교란 값을 부가하였을 때 설계되어진 자동조종장치가 주어진 명령을 발산하지 않고 수행함을 알 수 있었다. 다음 실험으로는 비행시험을 통한 데이터를 사용하여 시스템 매개변수를 추정하고 이에 따른 이득의 튜닝이 필요하리라 생각한다.

VI. 참고문헌

- [1] C. F. Lin, Advanced Control System Design, Prentice Hall, 1994
- [2] C. S. Buttril, P. D. Arbuckle, K. D. Hottler, Simulation Model of Twin-tail , High Performance Airplane, NASA, Langley Research Center, July. 1992
- [3] J. H. Blakelock, Automatic Control of Aircraft and Missile, John Wiley and Sons, Inc., 1991
- [4] P. Garnell, D. J. East, Guided Weapon Control System, Pergamon Press. pp. 87-133.
- [5] K. E. French, Flight Test Experience with an RPV Emergency Recovery System, Lockheed Missile and Space Company
- [6] Show-Tien Wang, Walter Frost, Atmospheric Turbulence Simulation Techniques with Application to Flight Analysis, NASA Report 3309, 1980

The Study of the Robustness Analysis of the autopilot for the UAV

Ho, Lim*, Ki-Yeoul, Kim**, Hyun, Kim**

Abstract

In this paper, we proposed an autopilot of the unmanned piloted vehicle to guide to the specific position, and analyzed robustness of the designed autopilot. We divide an aircraft velocity into the three case which are low, crusing and high speed, and designed autopilot gains are gain scheduled. We generated the turbulence for the operational altitudes and analyzed performance of the autopilot about it. We proved robustness of the designed autopilot for the turbulence and gust using simulation.

* Dept. of Electronic, Sunnam Polytechnic College

** Dept. of Computer Control, Bucheon College