

論文2002-39TE-4-4

무인비행체 자동조종장치의 강건성 해석에 관한 연구

(The Analysis of the Robustness of the Autopilot for the UAV)

林 虎 * , 朴 鍾 國 **

(Ho Lim and Chong Kug Park)

요 약

본 논문에서는 무인비행체를 특정 위치로 유도하기 위한 자동조종장치를 설계하였으며, 설계되어진 자동조종장치에 대해 외부 교란에 대한 강건성을 시험하였다. 무인비행체의 속도를 저속, 순항, 고속으로 분류하여 각각의 속도에 대한 자동조종장치를 설계하였으며, 설계되어진 자동조종장치의 이득에 대해 이득 스케줄링을 수행하였다. 무인비행체의 운용고도에 따라 대기교란 모델을 발생하였고, 모의실험을 통해 이에 따른 무인비행체 자동조종장치의 강건성을 증명하였다.

Abstract

In this paper, we designed 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, cruising and high speed, and designed autopilot gains are gain scheduled. We generated the turbulence for the operational altitudes and proved robustness of the designed autopilot for the turbulence using simulation.

Keyword : UAV, Autopilot, Turbulence Model, Robustness

I. 서 론

무인항공기는 이륙 후 원격조종되거나 자동비행을 수행하는 고정익 항공기이다. 무인항공기는 전투기의 사격훈련시 표적기로 사용되거나 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 무인항공기의 구조는 <그림 1>과 같다. 항공기를 자동으로 비행시키기 위한 자동조종장치의 설계는 여러 가지 목적의 항공기에 대한 연구들이 있으며 이에 따른 연구결과가 유용되고 있다^[2-5]. 자동조종장치의 설계는 항공기의 운동이 횡방향과 종방향으로 decouple 되어진다고 가정하고 수행되어진다.

본 논문에서는 군요구조건인 MIL-F-8785를 기준으로 하여 항공기의 횡방향운동에 대한 자동조종장치를

* 正會員, 城南技能大學 電子科

(Department of Electronic Engineering, Sungnam Polytechnic College)

** 正會員, 慶熙大學校 電子情報學部

(School of Electronics and Information, Electronic Engineering Major)

接受日字:2001年4月13日, 수정완료일:2002年10月11日

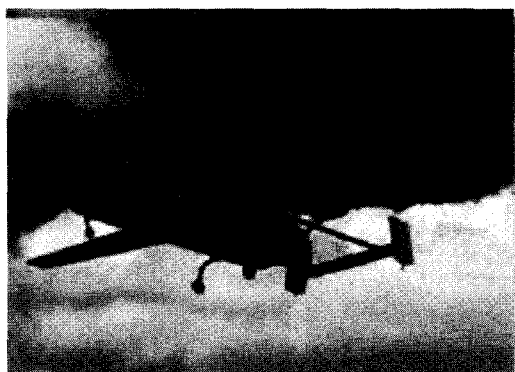


그림 1. 무인항공기의 구조
Fig. 1. The Configuration of the UAV.

설계하였으며, 설계되어진 자동조종장치의 강건성을 증명하였다. 항공기의 속도를 저속, 순항, 고속으로 분류하였으며, 각각의 속도에 따라 자동조종장치를 설계하여 이득 스케줄링을 수행하였다. 무인항공기가 전투시 운용되어지는 운용고도에 따라 난류를 발생시켰고^[6], 모의실험을 통해 발생되어진 난류에 대한 무인항공기 자동조종장치의 강건성을 증명하였다.

II. 자동조종장치의 설계

1. 시스템의 정의

비행조종장치는 항법, 유도, 그리고 비행조종의 기능을 갖는 제어 시스템으로서 관성항법장치(Inertial Navigation System, INS)와 비행조종컴퓨터(Flight Control Computer)로 구성된다. INS는 유도조종에 필요한 무인항공기의 위치, 고도, 자세를 측정 및 보정하여 FCC에 측정 데이터를 전송하며, FCC는 INS로부터 받은 측정 데이터와 지상 원격조종 명령이나 사전 프로그래밍된 명령을 이용하여 유도/조종 소프트웨어를 실행하고 그 결과로 각각의 조종면(Control Surface) 및 쓰로틀의 적절한 구동명령을 생성하여 원하는 비행자세를 유지하도록 한다.

2. 시스템 모델링//////////

무인항공기의 횡방향운동에 대한 상태방정식은 다음과 같다.

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

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

여기서 x 는 $n \times 1$ 상태벡터, u 는 $m \times 1$ 제어입력벡터, y 는 $n \times 1$ 출력벡터이다.

횡방향의 운동의 경우 상태방정식은 다음과 같이 차원 안정미계수에 의해 표현된다.

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

여기서, β 는 옆미끄럼각(Sideslip Angle), p 는 롤 각속도, r 은 요우 각속도, ϕ 는 롤 각, ψ 는 헤딩 각, δa 는 회전익 편향(Aileron Deflection), δr 은 방향타 편향(Rudder Deflection)이다. g 는 중력가속도, U 는 항공기 속도이고, Y, L, N 은 항공기 무게, 날개의 면적등에서 계산되어지는 무차원 안정미계수에 따른 값이다^[3].

항공기 속도가 30.53m/s인 경우 시스템 행렬은 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} -0.1453 & -0.0039 & -0.9858 & 0.3207 & 0 \\ -23.250 & -6.1850 & 3.3381 & 0 & 0 \\ 7.4232 & -0.6717 & -0.8143 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

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

항공기 속도가 38.84m/s인 경우 시스템 행렬은 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} -0.1937 & -0.0017 & -0.9879 & 0.2405 & 0 \\ -25.033 & -8.1859 & 2.6050 & 0 & 0 \\ 13.2596 & -0.5947 & -1.0332 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

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

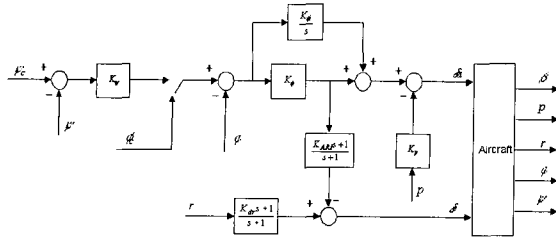


그림 2. 시스템의 블록선도
Fig. 2. Block Diagram of the System.

항공기 속도가 47.22m/s인 경우 시스템 행렬은 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} -0.2246 & -0.010 & -0.9886 & 0.2075 & -0.0059 \\ -26.4333 & -9.4764 & 2.3159 & 0 & 0 \\ 17.8324 & -0.5755 & -1.1864 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

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

측정행렬 C 는 INS에서 보상되어 FCC로 전송되어지고 모든 상태값을 측정가능하므로 항공기의 속도에 관계 없이 5 x 5 Identity Matrix를 갖는다.

3. 제어기의 설계

각각의 제어루프에 대한 블록선도는 <그림 2>와 같다. 롤을 이용한 방위제어형태의 제어루프를 구성하였으며 더치를 감쇠를 제거하기 위한 더치를 댐퍼와 adverse yaw를 제거하기 위한 washout filter를 추가하였다. 더치를 댐퍼는 yaw rate를 washout 회로를 거쳐 되먹임시켜 방향타를 구동하는 구조를 가지며, 항공기의 더치를 감쇠비를 증가시켜 선회시 옆미끄러짐각을 감소시켜 롤 응답 및 방위제어루프의 응답을 향상시키는 구조를 갖는다. 롤 제어루프는 롤 모드의 시상수를 감소시키기 위하여 비례제어기를 사용하여 롤 댐퍼를 구성하였으며, 비례 적분 제어기를 사용하여 스파이럴 모드를 안정화시켜 횡방향 전체의 안정성이 향상될 수 있도록 설계하였다. 방위제어루프는 내부 제어루프로 롤 제어루프를 사용하여 스파이럴 모드를 안정화시켜 횡방향 전체의 안정성이 향상될 수 있도록 설계하였다.

사용되어진 구동장치의 전달함수는 실험을 통해 얻어진 응답을 고려하여 식(4)와 같이 감쇠비 0.707, 대역폭 22rad/sec인 이차모델로 모델링하였으며 조종면의 지연

효과는 무시하였다.

$$\frac{\delta}{\delta_c} = \frac{484}{s^2 + 31.1s + 484} \tag{4}$$

여기서, δ 는 실제 구동기의 편향, δ_c 는 구동명령이다.

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

항공기 속도가 38.84m/s인 경우, 더치를 감쇠기 이득 K_{dr} 은 0.55, 방위 제어기 이득 K_v 은 1.0, 회전익과 방향타의 상호이득 K_{ARI} 은 0.75로 설계되어졌다.

항공기 속도가 47.22m/s인 경우, 더치를 감쇠기 이득 K_{dr} 은 0.47, 방위 제어기 이득 K_v 은 1.6, 회전익과 방향타의 상호이득 K_{ARI} 은 0.55로 설계되어졌다.

롤 감쇠이득 K_r 는 0.8로 선택되어졌으며, 롤 제어기 비례이득 K_p 는 0.8, 적분이득 K_i 는 0.01로 항공기 속도에 변화하지 않고 일정한 값으로 선택되어졌다.

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

$$K_{dr} = -0.0017U + 0.7630 \tag{5}$$

$$K_v = 0.0150U - 0.9967 \tag{6}$$

$$K_{ARI} = -0.0092U + 2.0802 \tag{7}$$

여기서, U 는 항공기의 비행속도이다.

III. 대기교란 모델링

자동조종장치의 성능, 항공기의 응답특성, 비행성능 (Flying Quality), 항공기 구조상의 부하에 대한 대기외란의 영향을 예측하기 위하여 대기교란모델이 사용되어진다. 대기교란 모델은 von Karman 모델과 Dryden 모델로 분류되어지며, 기체구조상의 응력(stress)에 의한 영향을 분석하기 위해서는 von Karman 모델을 사용하며 자동조종장치의 성능과 비행성능의 해석을 위해서는 Dryden 모델을 사용한다^[6].

대기교란 신호를 발생시키는 일반적인 방법은 대기교란모델의 PSD(Power Spectral Density)와 같은 분포를 발생시키기 위해 shaping filter를 사용하는 방법이다. 난수를 발생시키기 위해 다음과 같은 12항 방법을 사용하였다.

$$g_j = \sigma_r \left(\frac{12}{N} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\sum_{i=1}^N r_i - \frac{N}{2} \right) + \bar{r} \quad (8)$$

여기서, $g_j(j=1,2,\dots,M)$ 는 평균이 0이고 표준편차가 σ_r 인 가우스분포를 갖는 난수이다. r_i 는 균일분포를 갖는 난수이다.

Dryden 모델의 일반식은 다음과 같다.

$$y_{n+1} = c_1 y_n + c_2 y_{n-1} + d_1 x_n + d_2 x_{n-1} \quad (9)$$

여기서,

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

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

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

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

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

이다. Dryden spectrum을 사용하는 경우 횡방향 구성 성분은 다음과 같다.

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

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

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

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

IV. 모의실험

III장에서 얻어진 대기교란 모델을 사용하여 횡방향 운동에 대해 설계되어진 자동조종장치의 모의실험을 수행하였다. 순항고도인 2Km에 대한 대기상수로서 $V=7.5\text{m/sec}$, σ 는 0.2m/sec , Λ 는 530.3을 사용하였으며, 이러한 대기교란은 <그림 3>과 같다.

롤 제어기에 5초가 되었을 때, 롤 명령 15deg, 30deg를 인가하였을 때의 결과는 <그림 4>와 같다. 롤 명령을 추종하기 위하여 결과되어지는 보조익 편향은 <그림 5>와 같고, 방향타 편향은 <그림 6>과 같다.

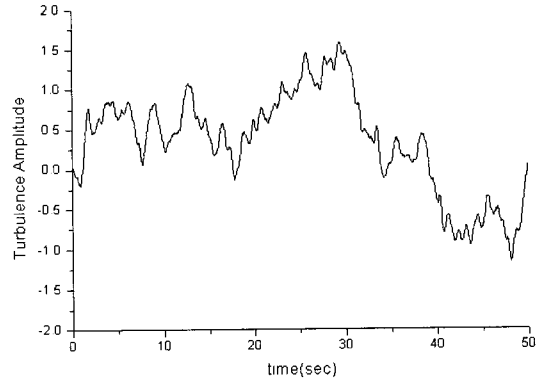


그림 3. 대기교란
Fig. 3. Wind Turbulence.

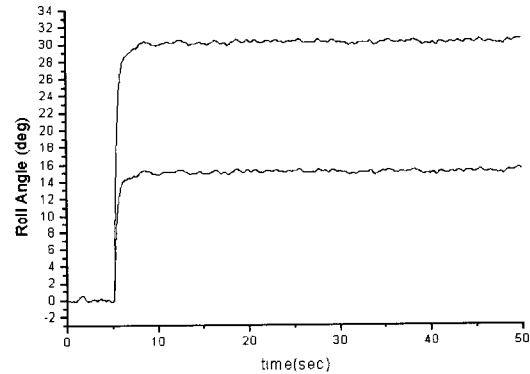


그림 4. 롤 응답
Fig. 4. Roll Response.

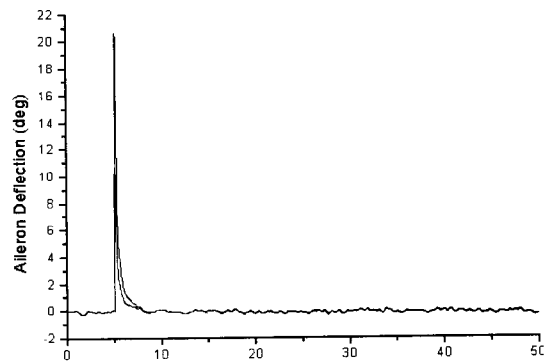


그림 5. 보조익 편향
Fig. 5. Aileron Deflection.

방위 제어기에 방위 명령 15deg, 30deg를 인가하였을 때의 결과는 <그림 7>과 같다.

모의실험의 결과로 무인항공기 운용고도인 2Km에서 대기교란이 발생하였을 경우에 설계되어진 자동조종장치는 주어진 명령을 추종함을 알 수가 있다.

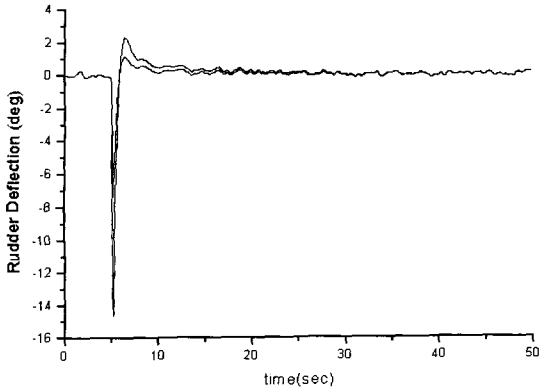


그림 6. 방향타 편향
Fig. 6. Rudder Deflection.

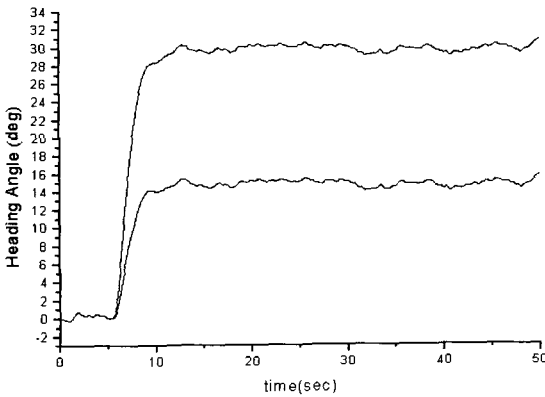


그림 7. 헤딩 응답
Fig. 7. Heading Response.

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 실제의 비행시험을 통한 데이터를 사용하여 시스템 매개변수를 추정하고 이에 따른 이득의 정밀한 미세조정이 필요하리라 생각한다.

참 고 문 헌

- [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. Gamell, 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.

저 자 소 개

林 虎(正會員) 第35卷 S編 第10號 參照

朴 鍾 國(正會員) 第37卷 CI編 第5號 參照