

항공기 세로 동특성 해석을 위한 시뮬레이터 설계 (The Simulator Design for the Analysis of Aircraft Longitudinal Dynamic Characteristics)

윤 선 주(Sun-Ju Yoon)¹⁾

요 약

운동하는 물체의 동특성 해석을 위한 상태 공간 모델 방식이 컴퓨터에 의한 미분방정식 해석의 수학적 도구로서 도입되었다. 시스템 표현이 간단한 행렬 연산 형태로 이루어지므로 선형 및 비선형, 시변 및 시불변 시스템과 단변수 및 다변수 시스템 등에 대하여 통일된 방식의 모델이 사용가능하다. 그리고 이러한 상태 공간 모델을 해석하기 위해서는 복잡한 벡터 연산을 하여야 하지만 패킷 소프트웨어의 특정함수를 사용하여 쉽게 해석할 수가 있다. 그러나 최근에는 상용 프로그램의 발전에 따라 동특성 해석을 위한 상태 공간 모델을 대화형 도형 처리를 하여 매우 간단하게 동특성을 시뮬레이션 할 수 있는 방법이 제공되고 있다. 본 논문은 운동하는 물체의 동특성 해석을 하는 데 교육용으로 활용할 수 있는 시뮬레이터를 개발하는 목적으로 항공기의 세로 동특성 해석을 위한 시뮬레이션을 수행하고자 하였으며 항공기 세로 안정성에 대한 과도응답 특성을 해석하는 시뮬레이터를 설계하였다.

ABSTRACT

State-space method for the analysis of the dynamic characteristics of a body motion is set up as mathematical tool for the solution of differential equation by computer. Representation of a system is described as a simple form of matrix calculation and unique form of model is available for the linear or nonlinear, time variant or time invariant, mono variable or multi variable system etc. For the analysis of state-space method a complicated vector calculation is required, but this analysis can be simplified with the specific functions of a software package. Recently as the Graphical User Interface softwares are well-developed, then it is very simplified to execute the simulation of the dynamic characteristics for the state-space model with the interactive graphics treatment. The purpose of this study is to developed the simulator for the educational analysis of the dynamic characteristics of body motion, and for the analysis of the longitudinal dynamic characteristics of an aircraft that is primarily to design the simulator for the analysis of the transient response of an aircraft longitudinal stability.

논문접수 : 2006. 7. 10.

심사완료 : 2006. 8. 4.

1) 정회원 :인하공업전문대학 항공기계과 정교수

1. 서론

최근에는 운동방정식의 해를 구하는데 거의 어려울 것이 없다고 본다. 그 이유는 강력한 계산도구를 용이하게 이용될 수가 있기 때문이다. 새로운 소프트웨어의 등장으로 컴퓨터에 의한 수치적인 행렬계산을 수행하는데 있어서 매우 편리해졌으며, 특히 선형 동적 시스템(linear dynamic system) 문제를 해석 하는데 직접적인 행렬 계산 방식을 사용하는 것이 현대 응용수학에 있어서 중요한 과제가 되고 있다. 특히, 디지털 컴퓨터를 이용한 행렬 계산 방식은 현대 제어시스템 이론의 비교적 새로운 영역으로 개척되고 있다.

미소한 교란(small disturbance)이 발생하는 항공기의 운동 특성은 선형 동적 시스템의 전형적인 사례가 되고 있으며, 이러한 항공기 운동방정식의 해석은 비행 조종 계통의 설계 해석에 길잡이가 되고 있다. 따라서 운동방정식의 해를 구하는 데 있어서 다변수 시스템을 다룰 수 있는 이론적인 방식을 사용하는 것이 편리하고 올바른 방법이다. 그러나 무엇보다도 먼저 운동방정식을 적합한 형태로 정리할 필요가 있다. 상태·공간 모델(state-space model)을 사용하는 것이 미소 교란을 받는 항공기의 운동방정식을 해석하는데 용이하다고 본다. 계산구조가 행렬 대수학의 사용을 근거로 하기 때문에 디지털 컴퓨터에 의해 매우 편리하게 처리할 수 있을 뿐만 아니라 적합한 패킷 소프트웨어(software package)를 활용할 수가 있다.

상태·공간 모델의 도구를 도입하는 주된 이유는 운동방정식의 해를 구하는 데 있어서 매우 능률적이고 편리하다는 점이고, 이러한 해석결과가 비행 제어의 특성에 있어서 보다 더 심도 있는 해석에 쉽게 도달할 수 있는 형태로 구해진다는 점이다. 따라서 이러한 해석절차는 일반적으로 쉽게 설명될 수가 없지만 소프트웨어 알고리즘에 내재된 수학적 처리절차를 안다는 것이 매우 중요하다. 일반적인 시스템을

서술하고 있는 상태·공간 방정식(state-space equation)의 해석방법에 관한 설명은 Barnett[1], Shinnars[2], Owens[3], 및 Cook[4] 등의 연구에서 언급한 최신 제어 시스템 이론 등의 참고 문헌에서 쉽게 찾을 수 있다. 그리고 항공기의 세로 동특성 해석(longitudinal dynamic analysis)[5, 6]을 하기 위한 상태·공간 모델의 해석은 본 저자의 이전 논문[7]에서 체계적으로 정리하였다. 그 논문에서는 항공기 승강타(elevator)의 조작에 따른 항공기 세로 섭동 운동 방정식(longitudinal perturbation equation of motion)의 상태·공간 모델을 적용하여 과도 응답(transient response)과 주파수 응답(frequency response)을 구한 것이다. 이는 Matlab 패킷 소프트웨어를 이용하여 스텝 입력(step input)에 대한 개루프 시스템(open loop system)의 도식적인 결과를 얻은 것이다.

본 논문의 목적은 이전 논문[7]의 이론적인 배경을 가지고 GUI(Graphical User Interactive) 소프트웨어인 Matlab Simulink 및 Labview와 같은 패킷 소프트웨어를 이용하여 항공기 세로 동역학 특성을 매우 용이하게 해석하고 대화형 도형처리 방식(graphic interactive method)을 도입한 시뮬레이터(simulator)를 설계하는 것이다. 그 결과는 특히 자동 제어 시스템의 선형 동적 해석을 교육하기에 매우 바람직한 결과라고 본다.

2. 항공기 세로 운동방정식

항공기 세로 운동(aircraft longitudinal motion)이란 대칭 세로 면(longitudinal plane of symmetry)에 한정된 교란에만 대응하는 운동이다. 따라서 그 운동은 축력(axial force) X , 수직력(normal force) Z 및 기울어 모멘트(pitching moment) M 에 관한 방정식으로 기술할 수 있다. 이 때 가로운동(lateral motion)과의 커플링효과(coupling effect)는 매우 작다고 가정하거나 무시한다.

마찬가지로 항공기의 도움날개(aileron) 또는 방향타(rudder)의 변위는 대칭 세로 면의 운동을 유발하지 않기 때문에 그들 변위에 의한 커플링 도함수(coupling derivative)도 무시할 수 있다. 따라서 세로 대칭 운동방정식은 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} m\dot{u} - X_w\dot{w} &= X_uu + X_w w + (X_q - mw_0)q \\ &\quad - mg\theta \cos\theta_0 + X_\eta\eta \\ (m - Z_w)\dot{w} &= Z_uu + Z_w w + (Z_q + mu_0)q \\ &\quad - mg\theta \sin\theta_0 + Z_\eta\eta \\ I_y\dot{q} - M_w\dot{w} &= M_uu + M_w w + M_q q + M_\eta\eta \end{aligned} \quad (1)$$

그리고 커플링 방정식(coupling equation)으로부터 다음 식을 구할 수 있다.

$$\dot{\theta} = q \quad (2)$$

식 (1)은 항공기의 동체 축(body axes)에 대한 세로 대칭 운동방정식의 가장 일반적인 방정식이다. 여기서 트림 상태(trim condition)의 항공기가 받는 미소 교란 성분(component of small disturbance) 중에서 u 는 축방향의 교란 속도 성분, w 는 수직방향의 교란 속도 성분, q 는 교란 킨율이 변화율(disturbance pitch rate), θ 는 교란 킨이각(disturbance pitch angle), η 는 교란 승강타 각(disturbance elevator angle) 그리고 θ_0 는 트림 상태에서의 평형 킨이 각(equilibrium pitch angle)을 나타낸다.

3. 상태 · 공간 모델

3.1 운동방정식의 상태 · 공간 변환

선형 동적 시스템에서의 운동, 즉 상태(state)는 상태 변수(state variable)라고 일컫는 최소 집합의 변수로 서술될 수 있다. 시스템의 운동

을 완전하게 서술하는 데 요구되는 상태 변수의 수는 시스템이 가지고 있는 자유도(degree of freedom)에 따라 달라진다. 따라서 시스템의 운동은 상태 공간(state space)이라고 불리는 다차원의 벡터 공간에서 서술되고, 상태 변수의 수는 차원의 수와 동일해진다. 선형 · 시불변 다변수 시스템(linear time invariant multi-variable system)의 운동방정식, 즉 상태 방정식은 다음과 같이 서술된다.

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \quad (3)$$

여기에서 $\mathbf{x}(t)$ 는 n 개의 상태 변수(상태 벡터)의 열 벡터(column vector)이고, $\mathbf{u}(t)$ 는 m 개의 입력 변수(입력 벡터)의 열 벡터이다. 그리고 \mathbf{A} 는 $(n \times n)$ 의 상태 행렬(state matrix), \mathbf{B} 는 $(n \times m)$ 의 입력 행렬(input matrix)이며 행렬 \mathbf{A} 와 \mathbf{B} 의 요소는 상수이다.

식 (3)은 n 차 연립 선형 미분방정식에 대응하는 행렬이며 이러한 형태로 항공기의 섭동 운동방정식을 구성하는 것은 매우 쉬운 일이다. 여러 시스템에 있어서 특정한 상태 변수는 접근하기가 불가능하거나 그 값을 직접적으로 결정할 수가 없을 수도 있다. 따라서 2차적인 방정식이 시스템의 출력 변수를 결정하는 데 필요하게 된다. 출력 방정식은 일반적인 형태로 다음과 같이 서술할 수 있다.

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}\mathbf{u}(t) \quad (4)$$

단, $\mathbf{y}(t)$ 는 r 개의 출력 변수(출력 벡터), \mathbf{C} 는 $(r \times n)$ 의 출력 행렬, \mathbf{D} 는 $(r \times m)$ 의 순행 행렬(direct matrix)이고 \mathbf{C} 와 \mathbf{D} 의 요소는 상수이다.

대부분의 항공기 동역학 문제에 있어서 출력 변수를 다음과 같이 상태 변수로 선정하는 것이 용이하다.

$$y(t) = x(t) \quad \text{그리고 } r = n$$

결과적으로 $C=I$ 로서 ($n \times n$)의 항등 행렬 (identity matrix), $D=0$ 로서 ($n \times m$)의 영 행렬이 된다. 그 결과, 출력 방정식은 다음과 같이 단순화 시킬 수가 있다.

$$y(t) = Ix(t) \equiv x(t)$$

그리고 항공기의 운동방정식으로부터 단지 상태 방정식만 유도할 필요가 있다.

식 (1)과 (2)를 결합하여 다음과 같은 행렬 형태로 서술할 수 있다.

$$M\dot{x}(t) = A'x(t) + B'u(t) \quad (5)$$

이 때,

$$x^T(t) = [u \quad w \quad q \quad \theta], \quad u^T(t) = [\eta]$$

$$M = \begin{bmatrix} m & -X_{\dot{w}} & 0 & 0 \\ 0 & (m - Z_{\dot{w}}) & 0 & 0 \\ 0 & -M_{\dot{w}} & I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$A' = \begin{bmatrix} X_u & X_w & (X_q - mw_0) & -mg \cos \theta_0 \\ Z_u & Z_w & (Z_q + mu_0) & -mg \sin \theta_0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B' = \begin{bmatrix} X_{\eta} \\ Z_{\eta} \\ M_{\eta} \\ 0 \end{bmatrix}$$

세로 상태 방정식은 질량 행렬 M 의 역 행렬을 식 (5)에 곱하여 다음과 같이 구할 수가 있다.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t)$$

여기에서

$$A = M^{-1}A', \quad B = M^{-1}B' \quad (6)$$

상태행렬 A 의 계수들은 단순형태(concise form)로 된 항공역학 안정 도함수(aerodynamic stability derivative)들이다. 상태행렬 B 의 계수들도 또한 단순형태로 된 항공역학 조종 도함수(aerodynamic control derivate)들이다. 따라서 항공기의 세로 상태 방정식과 출력 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q & x_\theta \\ z_u & z_w & z_q & z_\theta \\ m_u & m_w & m_q & m_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_\eta \\ z_\eta \\ m_\eta \\ 0 \end{bmatrix} [\eta] \quad (7)$$

$$y(t) = Ix(t) = \begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q & x_\theta \\ z_u & z_w & z_q & z_\theta \\ m_u & m_w & m_q & m_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (8)$$

명확히, 항공기 세로 미소 섭동운동은 4개의 상태 변수 u, w, q 및 θ 로 서술할 수 있다. 그리고 식 (8)은 출력 변수가 앞서와 마찬가지로 4개의 상태 변수로 선정된다는 것을 보여주고 있다.

그리고 이 상태방정식의 해석 절차는 복잡한 행렬 연산에 의해 주어진 입력에 대한 출력을 구할 수 있으며 자세한 대응은 본 저자의 이전 논문[7]에 제시되어 있다. 하지만 이 실제 연산은 Matlab의 상태·공간 특성 함수에 의해 매우 간단히 처리할 수 있으므로 굳이 복잡한 절차를 통할 필요가 없다고 본다.

3.2 항공역학 안정 도함수와 상태 방정식

항공역학 안정 도함수와 무차원 안정 도함수의 관계는 표 1과 같은 관계를 가지고 있다.

<표 1> 세로 항공역학 안정 도함수
 <Table 1> Longitudinal aerodynamic stability derivatives

Dimensionless	Multiplier	Dimensional
$C_{X_u}, C_{X_w}, C_{Z_u}, C_{Z_w}$	$\frac{1}{2}\rho V_0 S$	$X_u, X_w, Z_u, Z_w,$
$C_{X_{\dot{w}}}, C_{Z_{\dot{w}}}$	$\frac{1}{2}\rho S \bar{c}$	$X_{\dot{w}}, Z_{\dot{w}}$
C_{X_q}, C_{Z_q}	$\frac{1}{2}\rho V_0 S \bar{c}$	$X_q, Z_q,$
C_{M_u}, C_{M_w}	$\frac{1}{2}\rho V_0 S \bar{c}$	M_u, M_w
$C_{M_{\dot{w}}}$	$\frac{1}{2}\rho S \bar{c}^2$	$M_{\dot{w}}$
C_{M_q}	$\frac{1}{2}\rho V_0 S \bar{c}^2$	M_q
$C_{X_{\dot{\eta}}}, C_{Z_{\dot{\eta}}}$	$\frac{1}{2}\rho V_0^2 S$	$X_{\dot{\eta}}, Z_{\dot{\eta}}$
$C_{M_{\dot{\eta}}}$	$\frac{1}{2}\rho V_0^2 S \bar{c}$	$M_{\dot{\eta}}$

일반적으로 항공역학을 전공하는 경우, 주로 무차원 변수 및 도함수를 일반적으로 사용하고 있다. 따라서 이러한 무차원 도함수와 상태 방정식의 계수 행렬을 연계시키기 위해서는 식 (9), (10), (11) 및 (12)와 같은 행렬을 구해야 하지만 행렬의 각 요소의 계산은 복잡하여 그 유도 과정은 생략한다.

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m' & -\frac{C_{X_{\dot{w}}}\bar{c}}{V_0} & 0 & 0 \\ 0 & \left(m' - \frac{C_{Z_{\dot{w}}}\bar{c}}{V_0}\right) & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{C_{M_{\dot{w}}}\bar{c}}{V_0} & I'_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\mathbf{A}' = \begin{bmatrix} C_{X_u} & C_{X_w} & (C_{X_q} - m'w_0) & -m'g \cos \theta_0 \\ C_{Z_u} & C_{Z_w} & (C_{Z_q} + m'u_0) & -m'g \sin \theta_0 \\ C_{M_u} & C_{M_w} & C_{M_q}\bar{c} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\mathbf{B}' = \begin{bmatrix} V_0 C_{X_{\dot{\eta}}} \\ V_0 C_{Z_{\dot{\eta}}} \\ V_0 C_{M_{\dot{\eta}}} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

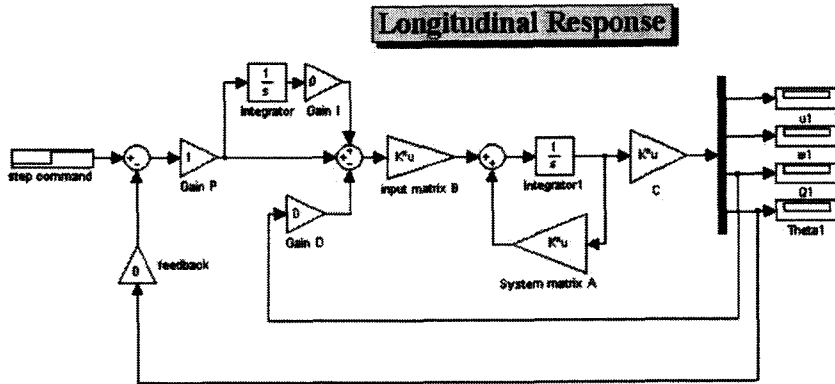
$$m' = \frac{m}{\frac{1}{2}\rho V_0 S} \quad \text{그리고} \quad I'_y = \frac{I_y}{\frac{1}{2}\rho V_0 S \bar{c}} \quad (12)$$

4. 시뮬레이터 설계 및 결과 검토

4.1 항공역학 변수 및 안정 도함수 결정

시뮬레이터를 설계하기 위한 항공역학 변수 값을 결정하기 위해 우리나라에서 사용하고 있는 소형항공기의 표 2와 같은 제원을 사용하고자 하며 이 항공기는 매우 안정성과 기동성이 좋은 항공기이다.

표 2에서 γ_0 는 비행 경로각, α_0 는 트림상태의 받음각(angle of attack), ρ 는 공기밀도, S 는 날개면적, V_0 는 트림상태의 비행속도, \bar{c} 는 평균 공력 시위(mean aerodynamic chord), m 은 항공기 중량, b 는 날개스팬(wing span), g 는 중력가속도, 그리고 I_y 항공기 가로축에 대한 관성 모멘트를 나타낸다. 이 항공역학 변수 값을 표 1에서와 같이 계산하면 표 3과 같은 무차원 세로 항공역학 안정 도함수 값을 구할 수 있다.



[그림 1] 시뮬레이터 블럭선도
[Fig. 1] Block diagram of the simulator

<표 2> 항공역학 변수

<Table 2> Aerodynamic variables

$\gamma_0 = 0^\circ$	$\alpha_0 = 9.4^\circ$
$\rho = 0.3809\text{kg/m}^3$	$S = 49.239\text{m}^2$
$V_0 = 178\text{m/s}$	$\bar{c} = 4.889\text{m}$
$m = 17642\text{kg}$	$b = 11.787\text{m}$
$g = 9.81\text{m/s}^2$	$I_y = 165669\text{kg} \cdot \text{m}^2$

<표 3> 무차원 세로 항공역학 안정도함수

<Table 3> Dimensionless longitudinal aerodynamic stability derivatives

$C_{X_u} = 0.0076$	$C_{Z_u} = -0.7273$	$C_{M_u} = 0.0340$
$C_{X_w} = 0.0483$	$C_{Z_w} = -3.1245$	$C_{M_w} = -0.2169$
$C_{X_{\dot{w}}} = 0$	$C_{Z_{\dot{w}}} = -0.3997$	$C_{M_{\dot{w}}} = -0.5910$
$C_{X_q} = 0$	$C_{Z_q} = -1.2109$	$C_{M_q} = -1.2732$
$C_{X_{\dot{\eta}}} = 0.0618$	$C_{X_{\eta}} = -0.3741$	$C_{M_{\eta}} = -0.5581$

그리고 초기 값은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\theta_0 \approx \alpha_0 = 9.4^\circ$$

$$u_0 = V_0 \cos \theta_0 = 178\text{m/s} \times \cos 9.4^\circ = 175.61\text{m/s}$$

$$w_0 = V_0 \sin \theta_0 = 178\text{m/s} \times \sin 9.4^\circ = 29.072\text{m/s}$$

그결과, 상태방정식의 계수 값은 식 (9), (10) 및 (11)을 식 (6)에 대입하여 값을 구하여 다음과 같이 식 (7)의 형태로 행렬 결과를 구할 수가 있다.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 7.18 \times 10^{-4} & 4.570 \times 10^{-3} & -29072 & -9.678 \\ -0.0687 & -0.2953 & 174868 & -1.601 \\ 1.73 \times 10^{-3} & -0.0105 & -0.4462 & 1.277 \times 10^{-3} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} 1.041 \\ -6.294 \\ -4.888 \\ 0 \end{bmatrix} [\eta]$$

(13)

4.2 시뮬레이터 설계 및 결과

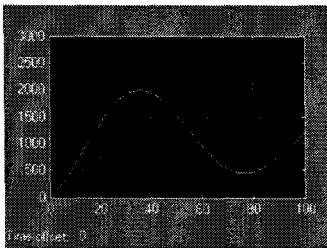
항공기 세로 동특성 해석용 시뮬레이터를 설

계하기 위하여 2 종류의 패킷 소프트웨어로서 Matlab Simulink와 Labview를 사용하였다.

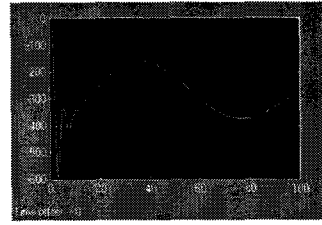
시뮬레이터는 개루프 시스템에 있어서 스텝 입력(step input: $\eta = 상수$)을 주도록 하였으며, 페루프 시스템으로는 비례·미분 제어 시스템(proportional-differential control system: $\eta = K_p \delta_e + K_d \dot{\delta}_e$)을 선정하였다. 여기서 η 는 입력벡터이며 δ_e 는 승강타 변위 각을 나타낸다. K_p 는 비례 요소 게인(gain of proportional element), K_d 는 미분 요소 게인(gain of differential element)을 나타낸다. 출력은 과도응답(transient response)의 특성으로 제한하였다.

Matlab Simulink의 프로그램 작성은 바로 자동 제어 요소를 그림 1과 같은 블록선도로 구성함으로써 시뮬레이터를 설계 구성하였으며, 그 결과로써 스텝입력에 따른 축방향의 교란 속도 성분(u : 그림 2a), 수직 방향의 교란 속도 성분(w : 그림 2b), 교란 기놀이 변화율(q : 그림 2c) 및 교란 기놀이 각(θ : 그림 2d)의 출력상태를 볼 수 있다.

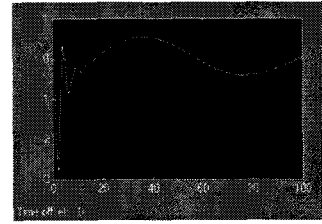
Labview의 패킷 소프트웨어를 이용하는 경우, 보다 복잡한 자동 제어 요소를 이용하며 그림 3과 같은 프런트 페이지(front page)와 복잡한 관계로 본 논문에 제시하지 않은 블록 다이어그램(block diagram)을 이용하여 시뮬레이터를 설계하였으며, 그 결과도 Matlab Simulink와 마찬가지로 스텝



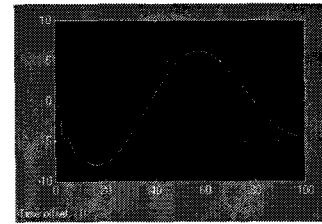
(a)



(b)

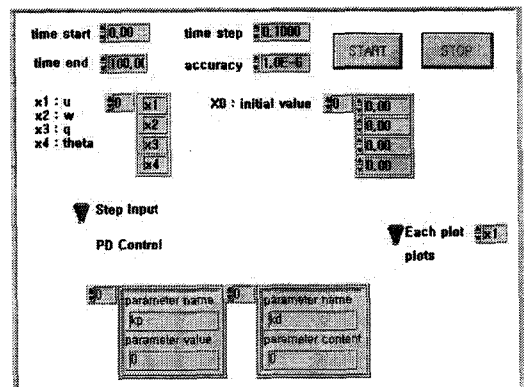


(c)

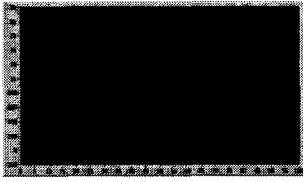


(d)

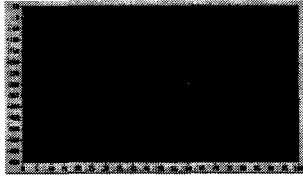
[그림 2] Matlab Simulink 출력 결과
[Fig. 2] Output results of Matlab Simulink



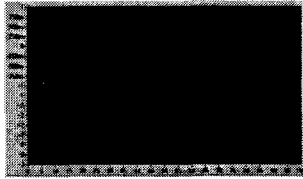
[그림 3] Labview 프런트 페이지
[Fig. 3] Front page of Labview



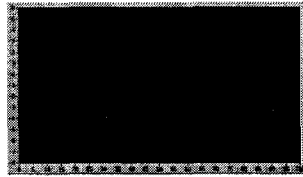
(a)



(b)



(c)



(d)

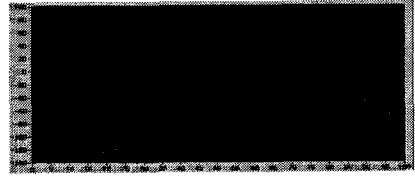
[그림 4] Labview 출력 결과

[Fig. 4] Output result of Labview

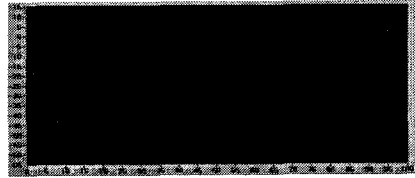
입력에 따른 그림 4a, 4b, 4c, 및 4d와 같은 출력 상태를 볼 수가 있다. 이 2가지 패킷소프트웨어의 출력은 초기 값의 변화와 시간 스텝 및 정밀도를 일치시켰을 때 정확히 일치하였다.

비례·미분 제어시스템에 있어서는 축 방향 교란 속도 성분 u 값의 변화가 게인 값 $K_p=0.0$ 및 $K_d=0.0$ (그림 5a1), $K_p=0.1$ 및 $K_d=0.0$ (그림 5a2) 그리고 $K_p=0.2$ 및 $K_d=0.0$ (그림 5a3)로 나타나며, 수직 방향 교란 속도 성분 w 값의 변화가 게인 값 $K_p=0.0$ 및 $K_d=0.0$ (그림 5b1), $K_p=0.1$ 및

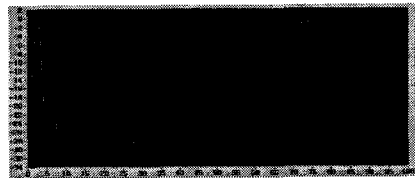
$K_d=0.0$ (그림 5b2) 그리고 $K_p=0.2$ 및 $K_d=0.0$ (그림 5b3)로 나타난다. 이는 비례요소 게인 K_p 가 동적 진동의 수렴성에 연관을 가지고 있으므로 게인 값이 커질수록 진동의 수렴이 빠르게 이루어진다는 것을 보여주고 있다.



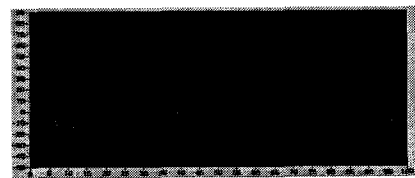
(a1)



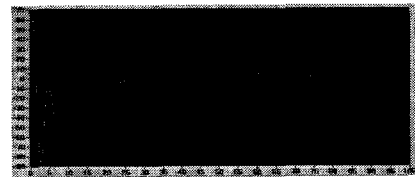
(a2)



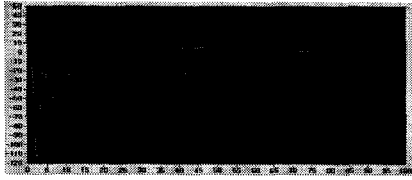
(a3)



(b1)



(b2)

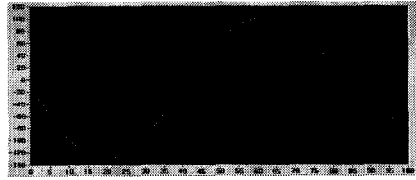


(b3)

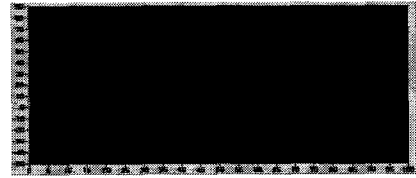
[그림 5] 축 방향 및 수직 방향의 교란속도에 대한 비례요소 게인 값의 영향

[Fig. 5] Effect of proportion element gain value for axial and normal disturbance velocity

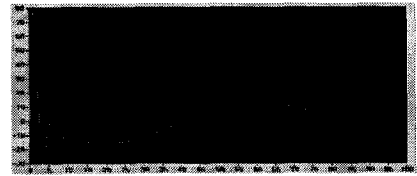
또한 그림 6에서 축 방향 교란 속도 성분 u 값의 변화가 게인 값 $K_p=0.0$ 및 $K_d=0.0$ (그림 6c1), $K_p=0.0$ 및 $K_d=0.1$ (그림 6c2) 그리고 $K_p=0.0$ 및 $K_d=0.2$ (그림 6c3)로 나타나며, 수직 방향 교란 속도 성분 w 값의 변화가 게인 값 $K_p=0.0$ 및 $K_d=0.0$ (그림 6d1), $K_p=0.0$ 및 $K_d=0.1$ (그림 6d2) 그리고 $K_p=0.0$ 및 $K_d=0.2$ (그림 6d)로 나타난다. 이는 미분요소 게인 K_d 가 동적 진동의 감쇠성에 영향을 미치므로 그림 6에서 볼 수 있듯이 초기 진동의 횡수가 게인 값의 증가에 따라 명확히 줄어드는 것을 보여준다.



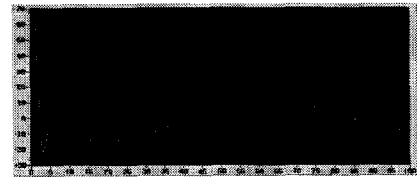
(c3)



(d1)



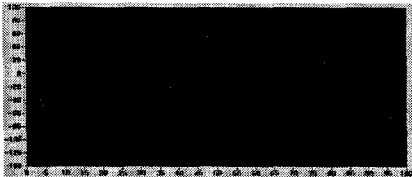
(d2)



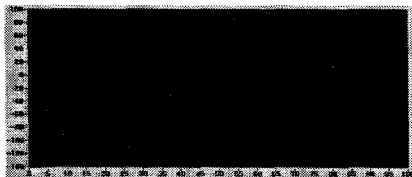
(d3)

[그림 6] 축 방향 및 수직 방향의 교란속도에 대한 미분요소 게인 값의 영향

[Fig. 6] Effect of proportion element gain value for axial and normal disturbance velocity



(c1)



(c2)

4. 결론

본 논문은 패킷소프트웨어를 이용하여 항공기 세로 동특성 해석을 수행할 수 있는 시뮬레이터를 설계하고자 하였다. 항공기의 세로 섭동 운동방정식은 상태·공간 모델로 변환하여 행렬 연산의 형태로 구성 되었으며, 2 종류의 패킷 소프트웨어를 이용하여 시뮬레이션 프로그램

램을 작성하여 그 결과를 출력 비교 검토하였다. 그 결과 개루프 시스템의 스텝입력에 대한 과도응답 특성은 2 가지 시뮬레이션에 의한 결과가 정확히 일치되었다.

시뮬레이터에 의해 비례·미분 제어 시스템인 폐루프 시스템에서의 비례 및 비분요소의 게인 값의 영향도 이론적인 특성과 일치되는 것을 볼 수 있었다.

따라서 패킷 소프트웨어의 발전과 신뢰성 향상에 따라 동적 특성의 기본원리를 이해하면 대화형 도형처리 프로그램에 의해 그 해석 절차와 출력 상태를 곧바로 확인할 수 있으므로써 동역학 교육에 많은 기여를 할 수 있다고 본다.

참고문헌

1. S. Barnett, "Introduction to Mathematical Control Theory", Clarendon Press, Oxford, 1975.
2. S. M. Shinnars, "Modern Control System Theory and Application", Addison Wesley Pub. Co, Reading, Massachusetts, 1980.
3. D. H. Owens, "Multi variable and Optimal Systems", Academic Press, London, 1981.
4. M. V. Cook, "Dynamics Principles", John Wiley & Sons Inc., 1996.
5. Etkin Bernard, "Dynamics of Flight Stability and Control", 2nd Edition, John Wiley & Sons Inc., 1979.
6. H. R. Hopkin,, "A Scheme of Notation and Nomenclature for Aircraft Dynamics and Associated Aerodynamics", Aeronautical Research Council, Reports and Memoranda No. 3562, 1970.
7. 윤선주, "상태 공간 모델에 의한 항공기 세로 동특성 해석", 인하공전 논문집 Vol. 32, 2005.

윤선주



1976년 2월 한국항공대학교 항공기계공학과 졸업 (공학사)

1985년 2월 단국대학교 기계 공학과 졸업(공학 석사)

1994년 2월 한양대학교 기계 공학과 졸업 (공학 박사)

2004년 8월~2005년 8월 Univ. of British Columbia in Canada 객원교수

1980년 3월~현재 인하공업전문대학 항공기계과 정교수

관심분야 : 항공역학, 비행역학, 자동비행조종