

論文

상태 · 공간 방식에 의한 항공기 동특성 해석 교육 시뮬레이터 개발

윤 선 주*

Development of the Educational Simulator for Aircraft Dynamic
Characteristic Analysis with the State-Space Method

Sun-Ju Yoon*

ABSTRACT

The analysis of an aircraft flight dynamics is recently very convenient because of the introduction of state-space method and a well-developed package software. The representation of a dynamic system is described as a simple form of matrix calculation and the unique form of model is available for the linear or nonlinear, time variant or time invariant, mono variable or multi variable system with state-space method. And this analysis can be simplified with the specific functions of a package software and it is very simplified to execute the simulation of the dynamic characteristics for an aircraft model with an interactive graphical treatment. The purpose of this study is to develop an educational flight simulator for the students who need to analyze the dynamic characteristics of an aircraft that is primarily to execute the simulation for the analysis of the transient response and frequency response of an aircraft stability. Furthermore the dynamic characteristics of an aircraft motion is set up as dynamical animation tool for the control response on 3-axis motions of an aircraft.

Key Words : State-Space(상태 · 공간), Dynamic Characteristic(동특성), Transient Response(과도응답), Frequency Response(주파수 응답), Aircraft Stability(항공기 안정성), Flight Simulator(비행 시뮬레이터)

1. 서 론

종래까지는 항공기 운동에 따른 동특성을 해석하기가 매우 까다로워 이를 학습하는데도 상당한 어려움이 있었다. 하지만 근래에는 선형 방정식을 간단하게 해석할 수 있는 패킷 프로그램(package software)이 많이 이용되고 있음으로써 이러한 동특성을 매우 쉽게 다룰 수가 있는 편의

성을 갖게 되었다. 따라서 항공기 동특성을 학습하는 경우, 항공기 운동방정식 유도과정만을 이해하고, 해석하고자 하는 항공기의 항공역학적 변수(aerodynamic variables)와 항공역학적 안정도함수(aerodynamic stability derivatives)의 값만 결정되면 그 항공기의 세로 동특성과 가로 · 방향 동특성을 곧바로 해석할 수 있는 과도 응답(transient response)과 주파수 응답(frequency response)을 바로 구할 수가 있다.

그리고 항공역학적 조종도함수(aerodynamic control derivatives)의 값을 결정하면, 그 항공기의 조종 특성이 판단될 수가 있으며, 이를 제어할 수 있는 제어 요소(control element)를 입력으

2009년 1월 13일 접수 ~ 2009년 3월 26일 심사완료

* 인하공업전문대학 항공기계과
연락처, E-mail : sunju@inhac.ac.kr
인천시 남구 용현동 253 번지

로 제공함으로써 이론적인 조종 응답이 예측될 수가 있다. 특히 이러한 예측 결과는 항공기 동적 특성의 교란이 일어난 순간, 즉시 제어가 이루어져야 하기에 항공기 운동 특성을 비선형으로 해석하기보다 선형으로 해석하는 것이 해석의 신뢰성에 문제가 되지 않다고 보며, 보다 효율적이란 면에서 상용의 선형 패킷 프로그램을 사용하여 도출한 자료도 실제 항공기에 대한 동적 특성 예측자료로서 손색이 없다고 본다. 다시 말해 미소 교란(small disturbance)에 의한 즉각적인 제어가 이루어지는 항공기의 운동 특성은 선형 동적 시스템의 전형적인 사례로 간주될 수 있다.

운동방정식의 해를 구하는 데 있어서 다 변수 시스템을 다룰 수 있는 이론적인 방식이 사용되는 것이 편리하고 올바른 방법이다. 그러나 무엇보다도 먼저 운동방정식이 적합한 형태로 정리될 필요가 있다. 상태·공간 모델(state-space model)이 사용되는 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 소프트웨어를 활용할 수가 있다.

상태·공간 모델의 도구가 도입되는 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 Barnett¹⁾, Shinnars²⁾, Owens³⁾, 및 Cook⁴⁾ 등의 연구에서 언급한 제어 시스템 이론 등의 참고 문헌에서 쉽게 찾을 수 있다. 그리고 항공기의 세로 동특성 해석(longitudinal dynamic analysis)^{5),6)}이 이루어지기 위한 상태·공간 모델의 해석은 이전 논문^{7),8)}에서 체계적으로 정리하였다. 그 논문에서는 항공기 승강타(elevator), 도움날개(aileron) 및 방향타(rudder)의 조작에 따른 항공기 세로 섭동 운동 방정식(longitudinal perturbation equation of motion) 및 가로·방향 섭동 운동방정식(lateral-directional perturbation equation of motion)의 상태·공간 모델을 적용하여 과도 응답(transient response)과 주파수 응답(frequency response)을 구한 것이다. 이는 Matlab Simulink 패킷 소프트

웨어를 이용하여 스텝 입력(step input)에 대한 개루프 시스템(open loop system)의 도식적인 결과를 얻은 것이다.

본 논문의 목적은 이전 논문^{7),8)}의 이론적인 배경을 가지고 GUI(Graphical User Interactive) 소프트웨어인 Matlab Simulink 패킷 소프트웨어를 이용하여 항공기 동역학 특성이 매우 쉽게 해석될 수 있는 대화형 도형 처리 방식(graphic interactive method)을 도입하여 항공 공학도를 위한 교육 시뮬레이터(educational simulator)를 개발 제시하고자 하였다. 그 결과, 동역학 특성이 매우 쉽게 해석될 수 있을 뿐만 아니라, 3-축에 대한 항공기 조종 응답 특성이 트림 상태(trim condition)로 수렴되어가는 운동 상태를 동적인 화면으로 보여줄 수가 있었다. 따라서 이러한 항공기 동특성 교육 시뮬레이터는 어렵지 않은 개념에서 교육용으로의 효과적인 시뮬레이터로 활용될 수 있다고 본다.

II. 항공기 운동 방정식

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 킨놀이 모멘트(pitching moment) M 에 관한 방정식으로 기술할 수 있다. 이 때 가로운동(lateral motion)과의 커플링 효과(coupling effect)는 매우 작다고 가정하여 무시한다.

항공기 가로 및 방향 운동(aircraft lateral and directional motion)이란 가로축과 수직축에 한정된 교란에만 대응하는 운동이다. 따라서 그 운동은 측분력(side force) Y 와, 옆놀이 모멘트(rolling moment) L 및 빗놀이 모멘트(yawing moment) N 에 관한 방정식으로 기술할 수 있다. 이 때 세로 운동(longitudinal motion)과의 커플링 효과(coupling effect)는 매우 작다고 가정하여 무시한다.

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

$$\begin{aligned} m\dot{v} &= Y_v v + (Y_p + mw_0)p + (Y_r - \mu_0)r \\ &\quad + mg\phi\cos\theta_0 + mg\psi\sin\theta_0 + Y_\xi\xi + Y_\zeta\zeta \\ I_x\dot{p} - I_{xz}\dot{r} &= L_v v + L_p p + L_r r + L_\xi\xi + L_\zeta\zeta \\ -L_{xz}\dot{p} + I_z\dot{r} &= N_v v + N_p p + N_r r + N_\xi\xi + N_\zeta\zeta \end{aligned} \quad (2)$$

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

$$\dot{\phi} = p, \quad \dot{\theta} = q, \quad \dot{\psi} = r \quad (3)$$

식 (1)과 (2)는 항공기의 동체 축(body axes)에 대한 세로 및 가로·방향 운동방정식의 가장 일반적인 형태이다. 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 킨율이 각(disturbance pitch angle), η 는 승강타 변위 각(elevator angle), 그리고 θ_0 는 트림 상태에서의 평형 킨율이 각(equilibrium pitch angle)을 나타낸다. 또한 v 는 가로방향의 교란 속도 성분, p 는 교란 옆놀이 변화율(disturbance roll rate), r 는 교란 빗놀이 변화율(disturbance yaw rate), ϕ 는 교란 옆놀이 각(disturbance roll angle), ψ 는 교란 빗놀이 각(disturbance yaw angle), ξ 는 도움날개 변위 각(aileron angle), ζ 는 방향타 변위 각(rudder angle)을 나타낸다.

III. 상태·공간 모델

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

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{Ax}(t) + \mathbf{Bu}(t) \quad (4)$$

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 상태 행렬(state matrix), \mathbf{B} 는 입력 행렬(input matrix)이며 행렬 \mathbf{A} 와 \mathbf{B} 의 요소는 상수이다. 그리고 출력 방정식은 다음과 같이 단순화 시킬 수가 있다.

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{Ix}(t) = \mathbf{x}(t) \quad (5)$$

단, 이러한 상태·공간 모델을 행렬 관계식으로 변형하기 위해서는 무차원화 된 항공역학적 안정 도함수와 항공역학적 조종 도함수의 도입이 필요하고, 몇 가지의 행렬 연산이 필요하나 이 과정은 이전 논문^{7,8)}에 제시되어 있다.

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

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q & x_\theta \\ z_u & z_w & z_q & z_\theta \\ m_u & m_w & m_q & m_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_\eta \\ z_\eta \\ m_\eta \\ 0 \end{bmatrix} [\eta] \quad (6)$$

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{Ix}(t) = \begin{bmatrix} x_u & x_w & x_q & x_\theta \\ z_u & z_w & z_q & z_\theta \\ m_u & m_w & m_q & m_\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

명확히, 항공기 세로 미소 섭동운동은 4개의 상태 변수 u , w , q 및 θ 로 서술할 수 있다. 그리고 식 (7)은 출력 변수가 앞서와 마찬가지로 4개의 상태 변수로 선정된다는 것을 보여주고 있다.

그리고 항공기의 가로 및 방향 운동 방정식의 상태 방정식과 출력 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_v & y_p & y_r & y_\phi & y_\psi \\ l_v & l_p & l_r & l_\phi & l_\psi \\ n_v & n_p & n_r & n_\phi & n_\psi \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} y_\xi & y_\zeta \\ l_\xi & l_\zeta \\ n_\xi & n_\zeta \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi \\ \zeta \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{I}\mathbf{x}(t) = \begin{bmatrix} y_v & y_p & y_r & y_\phi & y_\psi \\ l_v & l_p & l_r & l_\phi & l_\psi \\ n_v & n_p & n_r & n_\phi & n_\psi \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} \quad (9)$$

명확히, 항공기 가로 및 방향 미소 섭동운동은 5개의 상태 변수 v, p, r 및 ϕ, ψ 로 서술할 수 있다. 그리고 식 (9)은 출력 변수가 앞서와 마찬가지로 5개의 상태 변수로 선정된다는 것을 보여주고 있다.

IV. 계산 및 결과 검토

4.1 항공역학변수 및 안정도함수 결정

시뮬레이션을 하기 위한 항공역학 변수 값을 결정하기 위해 우리나라에서 사용하고 있는 소형항공기의 <Table 1>과 같은 제원을 사용하고자 하며, 이 항공기는 매우 안정성과 기동성이 좋은 항공기이다. 단, 항공기 가로축에 대한 관성 모멘트 $I_y = 165669\text{kg} \cdot \text{m}^2$ 이다. <Table 1>에서 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 날개 스패ن(wing span), g 는 중력가속도, 그리고 I_x 는 항공기 세로축에 대한 관성 모멘트, I_z 는 항공기 수직축에 대한 관성 모멘트, I_{xz} 는 항공기 세로 및 수직축에 대한 극관성 모멘트를 나타낸다.

Table. 1 항공역학적 변수

$\gamma_0 = 0^\circ$	$\alpha_0 = 9.4^\circ$
$\rho = 0.3809\text{kg/m}^3$	$S = 49.239\text{m}^2$
$V_0 = 178\text{m/s}$	$\bar{c} = 4.889\text{m}$
$m = 17642\text{kg}$	$b = 11.787\text{m}$
$g = 9.81\text{m/s}^2$	$I_x = 33898\text{kg} \cdot \text{m}^2$
$I_z = 189496\text{kg} \cdot \text{m}^2$	$I_{xz} = 2952\text{kg} \cdot \text{m}^2$

그리고 초기 값은 다음과 같이 설정할 수 있다.

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

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

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

Table. 2 무차원 세로 안정 도함수

$C_{Xu} = 0.0076$	$C_{Zu} = -0.7273$	$C_M = 0.0340$
$C_{Xw} = 0.0483$	$C_{Zw} = -3.1245$	$C_{Mw} = -0.2169$
$C_{Xv} = 0.0$	$C_{Zv} = -0.3997$	$C_{Mv} = -0.5910$
$C_{Xq} = 0.0$	$C_{Zq} = -1.2109$	$C_{Mq} = -1.2732$
$C_{X\eta} = 0.0618$	$C_{Z\eta} = -0.3741$	$C_{M\eta} = -0.5581$

Table. 3 무차원 가로 및 방향 안정 도함수

$C_{Yv} = -0.5974$	$C_{Lv} = -0.1048$
$C_{Nv} = 0.0987$	$C_{Yp} = 0.0$
$C_{Lp} = -0.1164$	$C_{Np} = -0.0045$
$C_{Yr} = 0.0$	$C_{Lr} = 0.0455$
$C_{Nr} = -0.1132$	$C_{Y\xi} = -0.0159$
$C_{L\xi} = 0.0454$	$C_{N\xi} = 0.00084$
$C_{Y\xi} = 0.1193$	$C_{L\xi} = 0.0086$
$C_{N\xi} = -0.0741$	

그 결과, 세로 동특성을 해석하는 경우, 상태방정식의 계수 값은 다음과 같이 정리된다.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 7.181 \times 10^{-4} & 4.570 \times 10^{-3} & -29.072 & -9.678 \\ -0.0687 & -0.2953 & 174.868 & -1.601 \\ 1.730 \times 10^{-3} & -0.0105 & -0.4462 & 1.277 \times 10^{-3} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 1.041 \\ -6.294 \\ -4.888 \\ 0 \end{bmatrix}$$

그리고 가로 및 방향 동특성을 해석하는 경우, 계수 행렬은 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} -0.0565 & 29.072 & -175.610 & 9.6783 & 1.6022 \\ -0.0601 & -0.7979 & -0.2996 & 0 & 0 \\ 9.218 \times 10^{-3} & -0.0179 & -0.1339 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -0.2678 & 2.0092 \\ 4.6982 & 0.7703 \\ 0.0887 & -1.3575 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

4.2 결과 검토

항공기 동특성 해석 교육 시뮬레이터를 개발하기 위하여 패킷 소프트웨어로서 Matlab

Simulink를 사용하였다. 시뮬레이터는 Fig. 1과 Fig. 2의 세로조종 블록선도와 가로 및 방향조종 블록선도에서 보여 주듯이 키놀이 입력(pitch command : $\theta = 15^\circ$), 옆놀이 입력(roll command : $\phi = 30^\circ$) 및 빗놀이 입력(yaw command : $\psi = 20^\circ$)을 입력한다. 이 입력에 따른 PID 제어기(PID controller)와 동적 해석 모듈(dynamic analysis module)로 구성된 페루프 시스템을 이용하여 조종 입력에 대한 세로 응답특성과 가로 응답특성 및 방향 응답특성을 구할 수 있다.

특히, 각각의 응답 특성에서 승강타(elevator)에 의한 키놀이 각과 변화율(pitch angle & rate), 그리고 도움날개(aileron)에 의한 옆놀이 각과 변화율(roll angle & rate) 및 방향타(rudder)에 의한 빗놀이 각과 변화율(yaw angle & rate)의 동적 응답 특성을 모터 구동 모듈(motor drive

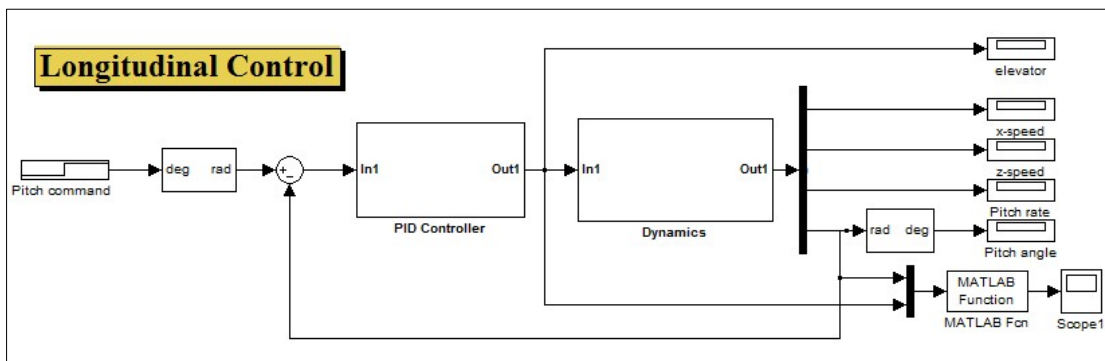


Fig. 1 세로 조종 블록선도

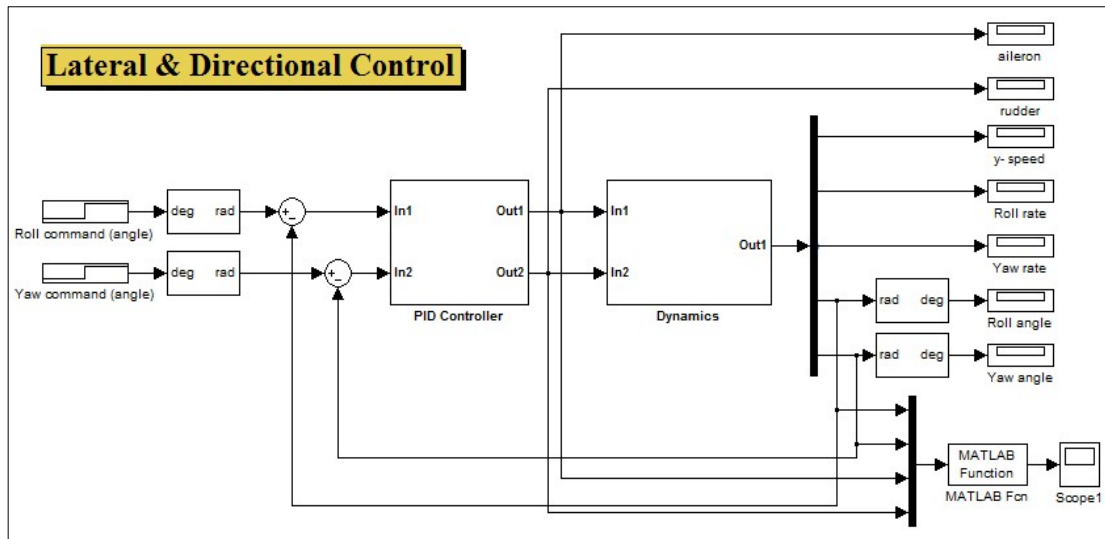


Fig. 2 가로 및 방향 조종 블록선도

module)로 연결하여 실시간의 항공기 동적 운동 특성을 동화상 모드로 표현할 수 있었다. Fig. 3은 모터 구동 모듈이 작동되기 시작 전의 항공기 수평 트림자세(trim attitude)를 보여주고 있다.

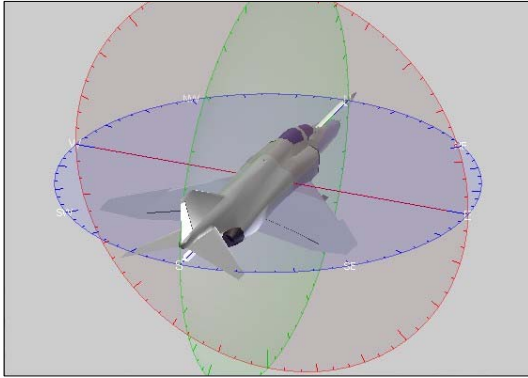


Fig. 3 항공기 수평 트림자세

세로 조종응답으로는 비행속도(x-speed), 수직속도(z-speed), 기놀이 변화율(pitch rate) 및 기놀이 각(pitch angle)에 대한 과도응답(transient response)을 구할 수가 있다. 그리고 가로 및 방향 조종응답으로는 가로속도(y-speed), 옆놀이 변화율(roll rate)과 빗놀이 변화율(yaw rate) 및 옆놀이 각(roll angle)과 빗놀이 각(yawl angle)에 대한 과도응답(transient response)을 구할 수가 있다. 또한 각각의 응답에 대해 Matlab의 선형 해석 도구(linear analysis tool)를 이용하여 해당 모드에 따른 주파수 응답(frequency response) 특성을 구할 수가 있다.

한편, 조종 응답특성은 PID 제어기의 비례, 적분 및 미분제어의 이득(gain) 값을 변경함에 따라, 반응 속도와 감쇠 효과 및 오차의 보정 등을 조절하여 다양한 동적 응답 특성을 동화상으로 표현시킬 수가 있다. 다만 이 논문 상에서는 동적 반응이 끝난 상태인 해당 트림자세를 정적으로 보여줄 수밖에 없다.

세로 동특성 해석을 위해 항공기의 빗놀이 각을 $\theta = 15^\circ$ 로 설정하였다. 세로 조종 제어를 위해 비례요소 이득 $K_p = 1.5$, 적분요소 이득 $K_I = 2$, 미분요소 이득 $K_D = 2$ 로 제어한 결과, 기놀이 각이 동적으로 변화하다가 Fig. 4와 같은 기놀이 각 트림 자세로서의 정적자세를 갖추게 된다. 이때의 기놀이 각 동적 변화는 Fig. 5와 같은 과도응답 특성과 일치하였으며, 이 동특성은 Fig. 6과 같은 주파수 응답특성으로 해석할 수 있다. 이 논문에서는 보여주지 못했지만, 실제 교육용으로

사용될 때에는 PID 조정기의 3가지 이득을 변화 시킴으로써 단주기 운동과 장주기운동(phugoid motion)의 특성을 도출할 수 있을 것으로 생각된다. 이 논문은 다만 교육 시뮬레이터를 개발하는 것으로 한정하고자 하였다.

가로 및 방향 동특성 해석을 위해 항공기의 옆놀이 각과 빗놀이 각을 각각 $\phi = 30^\circ$, $\psi = 20^\circ$ 로 설정하였다. 가로 및 방향 동특성 해석을 동시에 수행하는 것은 가로 및 방향 동특성이 서로 커플링 효과(coupling effect)를 갖기 때문이며, 조종 응답 역시 옆놀이 침하 모드(roll subsidence mode), 나선 모드(spiral mode) 및 더치 롤 모드(Dutch roll mode)가 옆놀이와 빗놀이 운동의 복합적인 현상으로 나타나기 때문이다. 가로 및 방향 조종 제어를 위해 비례요소 이득 $K_p = 1$, 적분요소 이득 $K_I = 1.5$, 미분요소 이득 $K_D = 2$ 로 설정하였다. 옆놀이 각과 빗놀이 각이 동적으로 변화하다가 Fig. 7와 같은 옆놀이 각 및 빗놀이 각 트림 자세로서의 정적자세를 갖추게 된다. 이때의 옆놀이 각 동적 변화는 Fig. 8과 같은 과도응답 특성과 일치하였으며, 빗놀이 각의 동적 변화는 Fig. 10과 같은 과도응답 특성과 일치하였다. 이들의 동특성은 Fig. 9와 Fig. 11과 같은 주파수 응답으로 해석할 수 있으며, 이 교육 시뮬레이터의 PID 조정기를 미세하게 조정하는 경우, 옆놀이 침하 모드와 나선 모드 및 더치 롤 모드의 동특성 모드를 구할 수 있으리라 판단하지만 해석하는 과정에서 이를 확인하지 못했으나, 차후의 논문에 제시할 수 있도록 지속적인 노력이 필요할 것으로 판단된다.

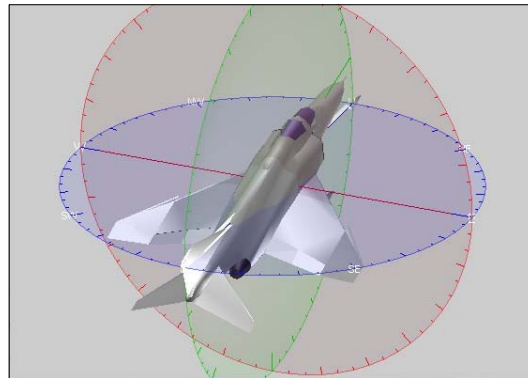


Fig. 4 기놀이 각 트림자세

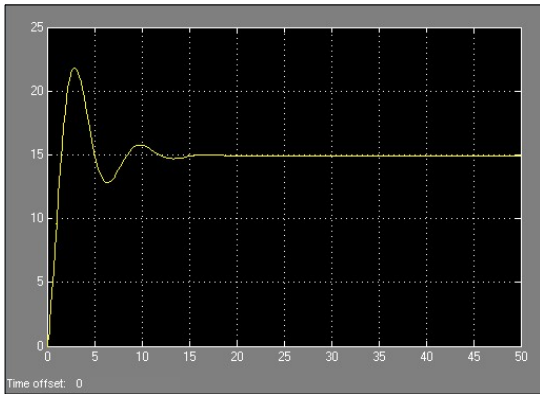


Fig. 5 키놀이 각 과도 응답

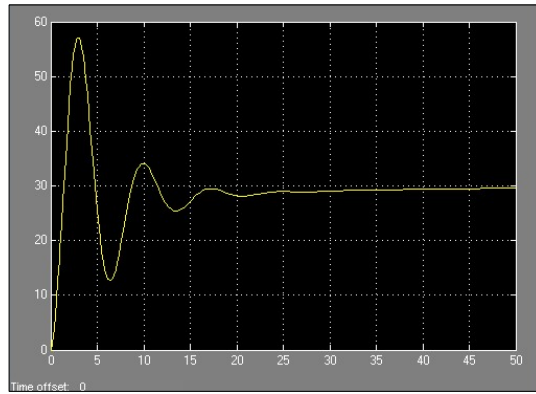


Fig. 8 옆놀이 각 과도 응답

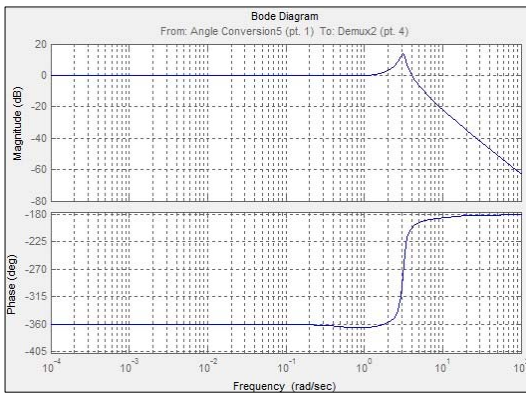


Fig. 6 키놀이 각 주파수 응답

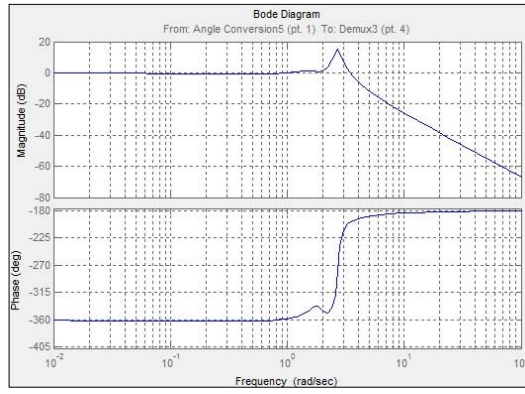


Fig. 9 옆놀이 각 주파수 응답

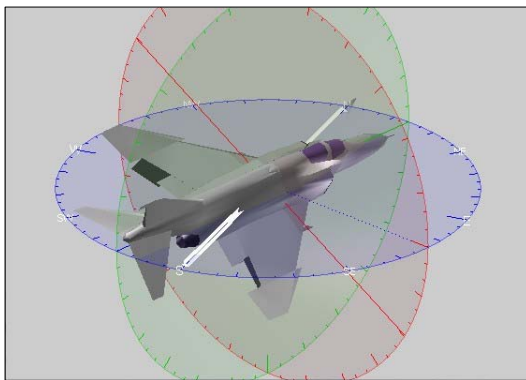


Fig. 7 옆놀이 각 및 빗놀이 각 트림자세

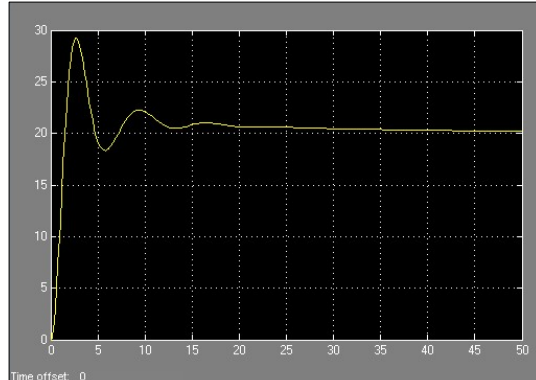


Fig. 10 빗놀이 각 과도 응답

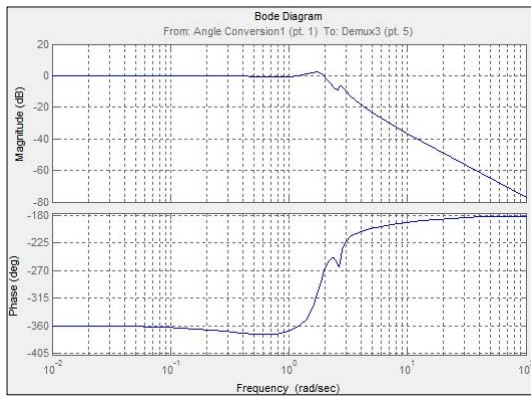


Fig. 11 빛놀이 각 주파수 응답

V. 결 론

본 논문은 항공기 동특성 교육 시뮬레이터를 개발하고자 패킷 소프트웨어인 Matlab Simulink를 이용하였으며, 그 조종 출력을 모터 구동 모듈을 활용하여 실시간 동화상 모드를 표현하였다. 또한 이러한 항공기 동특성의 각각의 변수에 대한 과도응답과 주파수응답을 구할 수 있으므로 항공기 동특성 해석이 상당히 용이하게 이루어질 수 있다고 본다. 본 논문에서는 교육 시뮬레이터를 단순히 개발하고자 하는 목적이었기에 이를 구체적으로 구현하지 못했지만, 차후에 PID 조정기를 세밀하게 조절하는 경우, 이 교육 시뮬레이터로 세로 조종 응답으로서의 단주기 및 장주기 운동, 그리고 가로 및 방향 조종 응답으로서 옆놀이 침하모드, 나선모드 및 더치를 모드를 표현할 수 있다고 본다. 이는 항공기의 운동방정식으로부터 3가지의 비례, 적분 및 미분요소의 이득을 모두 반영하여 프로그램을 구성했기 때문이다. 다만 이번에는 이러한 해석을 수행할 수 있는 항공기 동특성 교육 시뮬레이터를 개발하고자 하였으며, 기본적인 과도 응답과 주파수 응답을 제시하고자 하였다. 결론적으로 이를 활용하여 항공기의 동특성을 보다 쉽게 이해할 수 있는 항공기 동특성 교육 시뮬레이터를 개발 제시한 것으로 본다.

후 기

이 논문은 2007학년도 인하공업전문대학 교내 연구비 지원에 의하여 연구되었음.

참 고 문 헌

- [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.
- [8] 윤선주, "상태 공간 방식에 의한 항공기 가로 및 방향 동특성 해석", 한국기계기술학회지, 제9권 제3호, pp. 29~36. 2007.