

T-50 가로-방향축 비행제어법칙 설계 및 궤환이득의 변화에 따른 항공기 동특성에 관한 연구

A Study on the Flight Control Law and the Dynamic Characteristic about Variation of Feedback Gains of T-50 Lateral-Directional Axis

김 종 섭*, 황 병 문, 강 영 신

(Chong-sup Kim, Byung-moon Hwang, and Young-shin Kang)

Abstract : The T-50 advanced trainer aircraft combines advanced aerodynamic features and a fly-by-wire flight control system in order to produce a stability and highly maneuverability. The flight control system both longitudinal and lateral-directional axes to achieve performance enhancements and improve stability. The T-50 employs the RSS concept in order to improve the aerodynamic performance in longitudinal axis and the longitudinal control laws employ the dynamic inversion with proportional-plus-integral control method. And, lateral-directional control laws employ the blended roll system both beta-betadot feedback and simple roll rate feedback with proportional control method in order to guarantee aircraft stability. This paper details the design process of developing lateral-directional control laws, utilizing the requirement of MIL-F-8785C and MIL-F-9490D. And, this paper propose the analysis of aircraft characteristics such as dutch-roll mode, roll mode, spiral mode, gain and phase margin about gains for lateral-directional inner loop feedback.

Keywords : RSS (Relaxed Static Stability), FLCS (Flight Control System), FBW (Flight-By-Wire)

I. 서론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 조종성능을 향상시키기 위해 정적으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화개념의 적용을 보편화하고 있다. 또한, 불안정하게 설계된 항공기의 안정성 및 조종성능을 보장하기 위하여 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통(digital Fly-By-Wire flight control system)의 채택은 필수적이다. 따라서 FBW(Fly-By-Wire) 비행제어계통의 비행제어법칙설계는 전비행영역(flight envelope)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록 대상 항공기에 적절한 안정성 및 조종성을 부과하는 작업이다. 항공기의 제어법칙은 다음과 같은 과정을 거쳐 설계된다. 먼저 공력, 추진, 중량 및 힌지 모멘트로 구성된 데이터베이스로부터 평형상태를 계산하는 트림과정을 수행하고, 각 트림 조건에서 항공기의 선형화 모델을 구한 후, 항공기 모델에 대한 선형해석을 이용하여 제어법칙을 설계한다. 전비행영역에 대해 제어법칙을 스케줄링한 후 비선형 6-자유도 시뮬레이션을 통하여 제어법칙을 검증하고 보완한다. 마지막으로 HQS (Handling Quality Simulator)에 의한 항공기의 조종성능을 검증하는 단계를 거치면 제어법칙설계 작업은 종결된다. 이와 같은 비행제어법칙의 설계에 적용되는 설계 요구조건에 대한 연구가 많이 진행되어 왔다[1-4]. 그러나 유인 항공기(piloted aircraft)의 조종성능을 해석 적으로 정확히 예측하는 설계 요구조건의 정립은 조종사의 조종부하(pilot

workload)가 주어진 비행 임무, 비행 시의 외부환경 및 조종사의 상태에 따라 다르기 때문에 대단히 어렵다. 따라서 발전된 비행제어계통은 조종사에게 비행임무에 따라 다양하게 최적의 비행제어 모드를 제공하는 것이 궁극적 목표이다.

본 논문에서는 가로-방향축 설계 개념을 이용하여 제어이득의 설계 기법에 대하여 기술하였으며, 미 군사규격에 정의되어 있는 요구조건을 이용하여 제어이득을 설계하였다. 또한 궤환이득의 변화에 따른 항공기의 가로-방향축 운동을 분석하였다. 본 연구를 위하여 T-50 고등훈련기의 데이터베이스를 활용하였으며, 조종성능 요구조건은 MIL-F-8785C 및 MIL-STD-1797A에 기술되어 있는 더치롤 모드(dutch-roll mode), 롤모드(roll mode), 스파이럴 모드(spiral mode) 및 안정도 여유(stability margin)에 관한 요구조건을 적용하였다[5-7].

II. T-50 가로-방향축 제어법칙 설계

1. 가로-방향축 제어법칙

T-50 가로-방향축 비행제어법칙은 미끄럼각-미끄럼각속도($\beta - \dot{\beta}$) 궤환 구조의 제어기법을 이용하여 궤환이득을 설계한다. 그러나 비대칭 무장형상에서 세로축 기동 시 발생하는 롤운동 현상을 제거하기 위해 세로축 기동과 같이 작은 롤 조종입력이나 롤각속도가 작은 영역에서 롤각속도 궤환이득을 상대적으로 증기시켜 롤축 조종사 명령이득과 동일하게 사용하는 단순 롤각속도 궤환 구조의 제어법칙을 가로축에 일부 적용하였다[8].

Fig. 1은 가로-방향축 제어법칙구조를 나타낸다. 항공기의 가로축과 방향축 운동은 서로 연결(coupling)되어 있다.

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2005. 10. 14., 채택확정 : 2006. 1. 8.

김종섭, 황병문 : 한국항공우주산업(주)

(roboskim@koreaero.co.kr/hwangbm@koreaero.co.kr)

강영신 : 한국항공우주연구원(kangys@kari.re.kr)

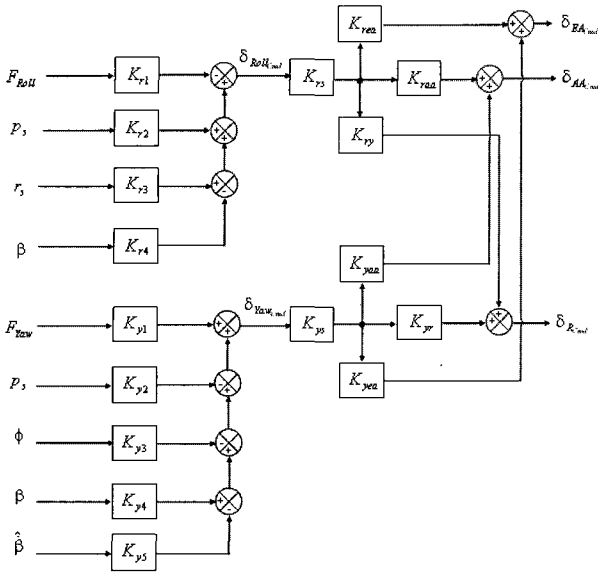


그림 1. 가로-방향축 제어법칙.

Fig. 1. Blended roll system in lateral-directional control law.

그러므로 항공기가 균형선회(coordinated turn)를 하기 위해서는 그에 필요한 요우 각속도가 발생되어야 하므로 플레퍼론의 작동 시 그에 상응하도록 러더가 작동되어야 한다. 그러므로 제어면합성(control surface blending)을 통해 항공기가 균형선회를 할 수 있도록 가로-방향축을 분리시키기 위한 제어이득(ARI : Aileron Rudder Interconnection)이 추가 되어 있다.

가로축 제어는 플레퍼론과 수평꼬리날개를 사용한다. 조종사의 조종간에 의한 명령은 롤명령 기울기(roll command gradient)에 의해 롤각속도(roll rate)로 변환되어 사용된다. 항공기의 이탈현상(departure)과 롤에 의한 연계현상(roll coupling)을 막기 위하여 최대 롤각속 도는 동압(dynamic pressure), 수평꼬리날개 변위(horizontal tail deflection) 및 받음각에 의해 제한된다. 그러므로 순항비행 및 이 · 착륙시의 최대 롤각속도는 상기의 3가지 변수에 의해 줄어들게 된다.

가로축 궤환변수는 롤모드 시상수(roll mode time constant) 또는 안정미계수 L_p 를 증강시키기 위하여 롤각속도를 궤환시키며, 이 롤각속도는 안정축(stability axis)에 대한 롤을 위한 것이다. 이는 항공기가 안정축 또는 바람축(wind axis)에 대하여 롤을 하지 않게 되면 수평비행시의 받음각은 롤을 함에 따라 미끄럼각으로 나타나 바람직하지 않은 연계현상이 발생하기 때문이다. 또한, 롤각속도 및 요우각속도 궤환루프에는 구조적인 공진현상의 영향을 줄이기 위하여 구조연계현상 제거필터를 사용한다.

방향축 제어는 수직꼬리날개를 사용한다. 조종사의 러더 명령은 러더명령구배(rudder command gradient)에 의해 미끄럼각 명령으로 변환되며, 고받음각에서의 이탈현상을 방지하기 위하여 롤각속도의 증가에 따라 그 크기가 감소하게 된다. 방향축 궤환변수는 롤각속도와 미끄럼각과 미끄럼각속도로서 주로 더치를 모드(dutch roll mode)의 고유진동수와 감쇄율의 증강에 사용된다.

T-50 가로-방향축 이득은 미끄럼각-미끄럼각속도 궤환 구조를 적용하여 설계하며, 일부 영역에서는 단순 롤각속도 궤환 구조를 따른다. 본 논문에서는 비행단계 부류 A에 대해서 미끄럼각-미끄럼각속도 궤환 제어기법을 이용하여 제어이득을 산출하는 기법을 소개한다[10,11].

1.1 가로축 제어이득 설계

가로-방향축 운동방정식에서 방정식의 단순화를 위해 $Y_p \approx Y_r \approx Y_{\delta_{yaw}} \approx Y_{\delta_{roll}} \approx 0$ 라고 가정하면, 운동방정식은 (1)에서 (3)와 같이 표현할 수 있다[9].

$$\dot{p} = L_{\beta}\beta + L_p p + L_r r + L_{\delta_{roll}} \delta_{Roll} \tag{1}$$

$$\dot{r} = N_{\beta}\beta + N_p p + N_r r + N_{\delta_{yaw}} \delta_{Yaw} \tag{2}$$

$$\dot{\beta} = -R + \frac{Y_{\beta}}{u_0} \beta, \text{ where } R = r - \frac{g}{u_0} \sin\phi \cos\theta \tag{3}$$

Fig. 1의 블록선도에서 롤 제어명령은 (4)와 같이 표현할 수 있다.

$$\delta_{Roll_{cmd}} = -K_{r1} F_{Roll} + K_{r2} p + K_{r3} r - K_{r4} \beta \tag{4}$$

정상상태 응답($\delta_{Roll} = \delta_{Roll_{cmd}}$)을 고려하고, 피드백을 구하기 위해 조종사의 롤명령은 없다고 가정($F_{Roll} = 0$)하면 (1)과 (4)는 (5)와 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{p} = (L_p p + K_{r2} L_{\delta_{roll}}) p + (L_r + K_{r3} L_{\delta_{roll}}) r + (L_{\beta} - K_{r4} L_{\delta_{roll}}) \beta \tag{5}$$

(5)에서 요우각속도 및 미끄럼각에 의한 롤을 제거하기 위한 K_{r3} , K_{r4} 를 구하면 (6)과 같다.

$$K_{r3} = -\frac{L_r}{L_{\delta_{roll}}}, \quad K_{r4} = \frac{L_{\beta}}{L_{\delta_{roll}}} \tag{6}$$

유압작동기를 1차 지연 필터로 가정하면 (7)과 같이 표현할 수 있다. (4)에서 요우각속도 및 미끄럼각에 의한 롤이 없고, 조종사 롤 입력이 없다고 가정하여, (7)에 대입하고 행렬 형태로 쓰면 (8)과 같다.

$$\dot{\delta}_{Roll} = -w_A \delta_{Roll} + w_A \delta_{Roll_{cmd}} \tag{7}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{\delta}_{Roll} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_p & L_{\delta_{roll}} \\ w_A K_{r2} & -w_A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ \delta_{Roll} \end{bmatrix} \tag{8}$$

(8)의 특성방정식의 두 근을 롤모드 진동수(ω_R)와 페루프 유압작동기 모드의 진동수(ω_A)로 정의하고 계수를 비교하여 K_{r2} 이득을 구하면 (9)와 같다.

$$K_{r2} = \frac{(\omega_R + L_p)(\omega_R - \omega_A)}{L_{\delta_{roll}} \omega_A} \tag{9}$$

설계되어진 K_{r3} , K_{r4} 이득에 의해 요우각속도 및 미끄럼각에 의한 롤 성분이 소거되었다고 가정하고, (1)과 (4)에 최대 롤명령에 대한 정상상태조건($\delta_{Roll} = \delta_{Roll_{cmd}}$, $\dot{p} = 0$, $F_{Roll} = F_{Roll}^{Max}$, $p = p_{ss}^{Max}$)을 적용하여 방정식을 풀면 K_{r1} 을 (10)과 같이 구할 수 있다.

$$K_{r1} = \frac{p_{ss}^{Max}}{F_{Roll}^{Max}} \left(K_{r2} + \frac{L_p}{L_{\delta_{roll}}} \right) \quad (10)$$

위에서 구해진 롤축 이득은 롤기동과 같이 롤 조종입력이 많이 요구되거나 롤각속도가 큰 영역에서 적용되며, 피치기동과 같이 롤 조종입력이 작게 요구되거나 롤각속도가 작은 영역에서는 K_{r1} 과 K_{r2} 을 속도 스케줄로 하여 동일하게 적용한다. 이는 비대칭 무장형상에서 순수 세로축 기동 시 발생하는 롤 현상(roll-off)을 제거하기 위해 K_{r2} 를 대체적으로 증가시켜 K_{r1} 과 동일하게 사용하는 단순 롤각속도 제한 구조의 제어기법을 가로축에 일부 적용한 결과이다[8].

1.2 방향축 제어이득 설계

Fig. 1의 블록선도에서 요우 제어명령은 (11)과 같이 표현할 수 있다.

$$\delta_{Yaw_{Cmd}} = K_{y1}F_{Yaw} - K_{y2}p - K_{y3}\phi + K_{y4}\beta - K_{y5}\dot{\beta} \quad (11)$$

정상상태 응답($\delta_{Yaw} = \delta_{Yaw_{Cmd}}$)을 고려하고, 피드백을 구하기 위해 조종사의 요우명령은 없다고 가정($F_{Yaw} = 0$)하고, (2), (3) 및 (11)을 이용하여 풀면 (12)와 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\beta} = & \left(\frac{g}{u_0} \cos\theta \cos\phi - N_p + K_{y2}N_{\delta_{yaw}} \right) p + \left(K_{y3}N_{\delta_{yaw}} - N_r \frac{g}{u_0} \cos\theta \right) \phi \\ & - (N_\beta + K_{y4}N_{\delta_{yaw}})\beta + \left(\frac{Y_\beta}{u_0} + K_{y5}N_{\delta_{yaw}} \right) \dot{\beta} - N_r R \quad (12) \end{aligned}$$

(12)에서 방향축 운동만을 고려하기 위해 롤각속도와 롤 자세각에 대한 항을 소거하기 위한 K_{y2} , K_{y3} 를 구하면 (13)과 같다.

$$K_{y2} = \frac{\frac{g}{u_0} \cos\theta \cos\phi - N_p}{N_{\delta_{yaw}}}, \quad K_{y3} = \frac{N_r \frac{g}{u_0} \cos\theta}{N_{\delta_{yaw}}} \frac{180}{\pi} \quad (13)$$

유압작동기를 1차 지연 필터로 가정하면 (14)와 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{\delta}_{Yaw} = -\omega_A \delta_{Yaw} + \omega_A \delta_{Yaw_{Cmd}} \quad (14)$$

(11)에서 롤각속도 및 롤 자세각 항은 소거하고, 조종사 요우 입력이 없다고 가정하여, (14)에 대입하여 정리한다. 정리된 식을 (12)와 (3)을 이용하여 행렬 형태로 표현하면 (15)와 같다

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & \omega_A K_{y5} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{R} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\delta}_{Yaw} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_r & N_\beta & N_{\delta_{yaw}} \\ -1 & \frac{Y_\beta}{u_0} & 0 \\ 0 & \omega_A K_{y4} & -\omega_A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R \\ \beta \\ \delta_{Yaw} \end{bmatrix} \quad (15)$$

(15)의 특성방정식에서 더치롤모드(ζ_{DR} , ω_{DR})와 유압작동기 모드의 진동수(ω_A)로 정의하고 계수를 비교하여 K_{y4} , K_{y5} 이득을 구하면 (16)과 같다.

$$K_{y4} = \frac{\omega_{DR}^2 \omega_B - N_r \frac{Y_\beta}{u_0} \omega_A - N_{\beta} \omega_A}{N_{\delta_{yaw}} \omega_A} \quad (16)$$

$$K_{y5} = \frac{2\zeta_{DR} \omega_{DR} \omega_B - N_r \frac{Y_\beta}{u_0} + N_r \omega_A + \frac{Y_\beta}{u_0} \omega_A - N_\beta}{-N_{\delta_{yaw}} \omega_A}$$

$$\text{where } \omega_B = -N_r - \frac{Y_\beta}{u_0} + \omega_A - 2\zeta_{DR} \omega_{DR}$$

설계되어진 K_{y2} , K_{y3} , K_{y5} 이득에 의해 롤각속도, 롤 자세각 및 미끄럼각속도에 의한 요우 성분이 소거되었다고 가정하고, (2)와 (11)에 최대 요우명령에 대한 정상상태조건 ($\delta_{Yaw} = \delta_{Yaw_{Cmd}}$, $\dot{r} = 0$, $F_{Yaw} = F_{Yaw}^{Max}$, $\beta = -\beta_{ss}^{Max}$)을 적용하여 방정식을 풀면 K_{y1} 을 (17)과 같이 구할 수 있다.

$$K_{y1} = \frac{-\beta_{ss}^{Max}}{F_{Yaw}^{Max}} \left(K_{y4} + \frac{N_\beta}{N_{\delta_{yaw}}} \right) \quad (17)$$

1.3 가로-방향축 조종면 흡성 제어이득 설계

Fig. 1의 블록선도에서 조종면이 발생시키는 모멘트는 (18)에서 (24)와 같다.

$$L_{\delta_{roll}} = K_{rs} (K_{rea} L_{\delta_{EA}} + K_{raa} L_{\delta_{AA}} + K_{ry} L_{\delta_r}) \quad (18)$$

$$N_{\delta_{roll}} = K_{rs} (K_{rea} N_{\delta_{EA}} + K_{raa} N_{\delta_{AA}} + K_{ry} N_{\delta_r}) \quad (19)$$

$$L_{\delta_{yaw}} = K_{ys} (K_{yea} L_{\delta_{EA}} + K_{yaa} L_{\delta_{AA}} + K_{yr} L_{\delta_r}) \quad (20)$$

$$N_{\delta_{yaw}} = K_{ys} (K_{yea} N_{\delta_{EA}} + K_{yaa} N_{\delta_{AA}} + K_{yr} N_{\delta_r}) \quad (21)$$

ARI 이득을 구하기 위해 롤 분산비(Roll Split Ratio)를 (22)와 같이 적용하자.

$$\frac{K_{rea}}{K_{raa}} = DEAPDAA = \text{func}(M, \text{Alt}, \alpha) \quad (22)$$

가로축과 방향축을 분리시키기 위해 $N_{\delta_{roll}} = L_{\delta_{yaw}} = 0$ 라고 가정하고, (22)를 (19)에 대입하여 정리하면 (23)과 같이 K_{ry} 를 구할 수 있다.

$$K_{ry} = -\frac{DEAPDAA \cdot N_{\delta_{EA}} + N_{\delta_{AA}}}{N_{\delta_r}} K_{raa} \quad (23)$$

또한, 요우 명령에 의한 수평꼬리날개의 비대칭 변위는 발생하지 않는다고 가정하고, (20)을 풀면, K_{yaa} 를 (24)와 같이 구할 수 있다.

$$K_{yaa} = -\frac{L_{\delta_{EA}}}{L_{\delta_{AA}}} K_{yr} \quad (24)$$

(23), (24)에서 $K_{raa} = K_{yr} = 1$ 이라 가정하면, K_{ry} , K_{yaa} 를 구할 수 있다.

K_{rs} , K_{ys} 는 조종력 요구도를 적용하여 결정될 수 있다. 조종력 요구도는 동압의 함수이고, (18)과 (19)에 의해 (25)와 같이 구할 수 있다.

$$K_{rs} = \frac{\text{func}(\bar{q})}{K_{rea} L_{\delta_{EA}} + K_{raa} L_{\delta_{AA}} + K_{ry} L_{\delta_r}} \quad (25)$$

$$K_{ys} = \frac{\text{func}(\bar{q})}{K_{yea} N_{\delta_{EA}} + K_{yaa} N_{\delta_{AA}} + K_{yr} N_{\delta_r}}$$

2. 가로-방향축 제어법칙 설계 절차

가로-방향축 제어법칙의 설계절차를 정립하면 아래와 같이 간략하게 표현할 수 있다.

① (26)과 같이 가로-방향축 제어법칙의 설계 목표를 선정한다. 설계 목표는 최대 롤각속도, 미끄럼각 편위량, 더치롤 모드 고유진동수 및 감쇄비, 롤모드 시상수이다.

$$p_{ss}, \beta_{ss}, \omega_{DR}, \zeta_{DR}, \tau_R \quad (26)$$

② 설계 목표에 따라 2.1절에서 구한 이득설계식을 이용하여 초기 이득 값을 설정한다.

③ 초기 이득 값을 고차시스템(HOS: Higher Order System)에 적용하고 최대공산추정법(Maximum Likelihood Estimation)을 이용하여 등가저차시스템(LOES: Low Order Equivalent System)을 계산한다.

④ 등가저차시스템으로부터 스파이럴모드의 고유값(Eigenvalue)이 설계 목표($\lambda_{spiral} < \frac{\ln 2}{20}$) 이하로 감소할 때까지 제어 이득을 수정하여 반복 계산하며, 별도의 최적화 과정은 거치지 않는다.

3. 설계 요구도

미 군사규격인 MIL-F-8785C와 MIL-STD-1797A에 규정되어 있는 가로-방향축 대한 설계 요구조건을 적용하였다. table 1은 더치롤 모드 및 안정도 여유 요구조건을 나타내며, table 2는 롤모드 시상수 및 스파이럴 요구 조건을 나타낸다[5-7].

Table 1, 2에 정의된 요구도는 제어가 포함되지 않은 항공기에 대해 동특성을 정의하였다. 그러나 제어를 포함하고 있는 FBW 항공기는 조종특성을 향상시키기 위해 제어법칙 내에 다수의 필터와 적분기를 포함하고 있는 고차시스템이다. 그러므로 table 1, 2의 요구도를 적용하기 위해 등가저차시스템으로 등가 시켜 판별해야 한다. 본 논문에서는 등가저차기법에 관한 자세한 다루진 않는다.

표 1. 더치롤 모드 요구도(category A).

Table 1. Requirement of minimum dutch-roll frequency and damping(category A).

Level	Dutch Roll Mode			Margin	
	ζ_{DR}	$\zeta_{DR} \cdot \omega_{DR}$ (rad/sec)	ω_{DR} (rad/sec)	G.M	P.M
1	0.19	0.35	1.0	LGM > 6 dB HGM > 6 dB	$\phi > 45^\circ$
2	0.02	0.05	0.4	-	-
3	0.005	-	0.4	-	-

표 2. 롤모드 시상수 및 Time to Bank 요구도(category A).

Table 2. Requirement of maximum roll mode time constant and minimum time to doublet amplitude(category A).

Level	τ_R Max(sec)	T2min(sec)
1	1.0	12
2	1.4	8
3	10	4

III. 제어이득 설계 및 해석

1. 시험영역 및 항목 선정

본 논문에서는 Fig. 2에서 도시한 것과 같이 시험영역을 고도 M0.8@10kft, M0.95@10kft 및 M1.05@10kft에서 받음각을 0°, 2.5° 및 5°로 하여 9가지 영역에 대해 가로-방향축 제어법칙 설계 절차를 적용하여 제어이득을 설계하였다. 그리고 Fig. 2에서 도시한 전비행영역에서 가로-방향축 제환이득의 변화에 따른 항공기의 가로-방향축 동특성 및 안정도 여유에 대해 분석하였다.

2. 가로-방향축 제어법칙 모델

본 논문에서는 T-50 고등훈련기의 공력 데이터베이스를 사용하였다. 항공기의 가로-방향축 안정성을 개선하기 위해, 2.1 절에서 제시한 미끄럼각-미끄럼각가속도 제환 기법을 적용하여 가로-방향축 제어법칙 설계하였다.

무게중심이 평균공력시위(MAC: Mean Aerodynamic Chord)의 34.66%에 위치하는 항공기에 대해 비선형 운동방정식을 이용하여 트림조건을 계산한 결과는 table 3과 같으며, 각 트림 조건에서 근사식으로 선형화한 유차원 공력계수를 구하면 table 4와 같으며, L_β 가 음의 큰 값을 가진다. 이는 가로축 안정성(lateral stability)의 척도인 C_l 가 음의 큰 값을 가짐으로 제어를 포함하지 않은 항공기는 가로축으로 안정하다는 것을 알 수 있다[9].

3. 제어이득 설계 및 선형해석 결과

시험 영역에 대해 설계목표를 정하고, 2.1 절에서 설계한

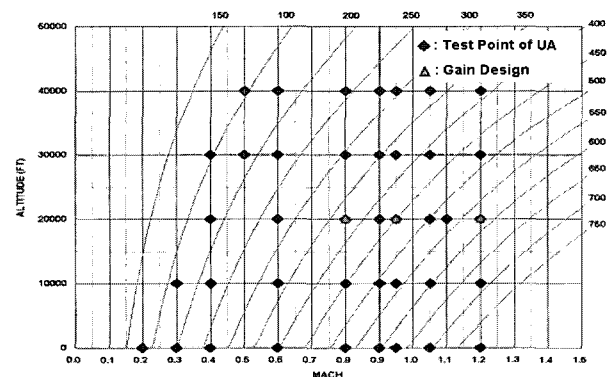


그림 2. 시험영역.

Fig. 2. Test points.

표 3. 1-g 수평 트림 결과.

Table 3. Result of 1-g wing level trim.

Case	Altitude (kft)	Mach	AoA (deg)	VCAS (knots)	HT (deg)	Thrust (%)
1	20	0.8	0	373	-1.417	63.8
2	20	0.8	2.5	373	1.279	69.4
3	20	0.8	5	373	4.081	85.6
4	20	0.95	0	449	-1.05	80.9
5	20	0.95	2.5	449	1.39	99.5
6	20	0.95	5	449	3.88	119.6
7	20	1.2	0	578	-1.51	125.9
8	20	1.2	2.5	578	-0.27	130.0
9	20	1.2	5	578	1.07	130

표 4. 가로-방향축에 대한 항공기 공력 특성.

Table 4. A/C property of lateral-directional axis.

Case	L_p (sec ⁻¹)	$L_{\dot{\beta}}$ (sec ⁻²)	L_r (sec ⁻¹)	$L_{\delta AA}$ (sec ⁻²)	$L_{\delta EA}$ (sec ⁻²)	$L_{\delta R}$ (sec ⁻²)	N_p (sec ⁻¹)	$N_{\dot{\beta}}$ (sec ⁻²)	N_r (sec ⁻¹)	$N_{\delta AA}$ (sec ⁻²)	$N_{\delta EA}$ (sec ⁻²)	$N_{\delta R}$ (sec ⁻²)	Y_p (ft/sec)	$Y_{\dot{\beta}}$ (ft/sec ²)	Y_r (ft/sec)	$Y_{\delta AA}$ (ft/sec ²)	$Y_{\delta EA}$ (ft/sec ²)	$Y_{\delta R}$ (ft/sec ²)
1	-3.38	-39.8	0.99	-81.9	-30.9	17.9	-0.071	11.1	-0.47	-3.86	-7.41	-8.01	-0.0000	-(-0.242)	-0.9933	0.025	0.045	0.062
2	-3.37	-49.9	1.56	-80.1	-30.9	16.5	0.003	12.1	-0.53	-0.64	-5.79	-8.65	0.0001	-(-0.241)	-0.9929	0.030	0.056	0.060
3	-3.41	-66.5	2.09	-81.3	-33.3	17.0	0.070	14.2	-0.63	3.06	-4.00	-9.25	0.0004	-(-0.229)	-0.9926	0.037	0.052	0.059
4	-4.06	-23.9	1.21	-87.8	-34.8	12.3	-0.092	19.5	-0.58	-4.36	-11.18	-6.37	0.0000	-(-0.321)	-0.9933	0.037	0.059	0.037
5	-4.04	-55.8	1.87	-74.3	-38.8	13.4	-0.005	18.5	-0.63	-0.93	-9.27	-7.03	0.0002	-(-0.310)	-0.9931	0.036	0.070	0.038
6	-3.97	-85.6	2.54	-64.7	-42.8	12.9	0.077	21.8	-0.75	2.33	-7.05	-7.47	0.0005	-(-0.304)	-0.9929	0.035	0.073	0.036
7	-6.39	-85.9	1.30	-36.6	-94.4	13.5	-0.165	17.9	-0.82	-4.29	-9.12	-6.63	-0.0000	-(-0.343)	-0.9946	0.029	0.033	0.030
8	-6.41	-89.4	1.97	-38.4	-83.8	12.5	0.011	32.6	-0.89	-2.84	-7.61	-6.96	0.0001	-(-0.395)	-0.9944	0.037	0.045	0.026
9	-6.37	-99.3	270	-39.5	-82.6	13.2	0.182	42.3	-1.04	-1.16	-3.32	-7.54	0.0004	-(-0.428)	-0.9940	0.040	0.044	0.024

표 5. 가로-방향축에 대한 이득의 최적화 결과.

Table 5. Gain optimization of lateral-directional axis.

Case	Desired					Gain Optimization																
						Roll Axis Gain				Yaw Axis Gain					Blended Gain							
	ω_{DR} (rad/sec)	ζ_{DR}	τ_r (sec)	β_{ss} (dps)	β_{ss} (deg)	K_{r1}	K_{r2}	K_{r3}	K_{r4}	K_{y1}	K_{y2}	K_{y3}	K_{y4}	K_{y5}	K_{rs}	K_{ys}	K_{rea}	K_{raa}	K_{ry}	K_{yaa}	K_{yca}	K_{yr}
1	4.63	0.6	0.287	200	6	0.034	0.0008	0.0097	0.155	2.001	0.014	0.0022	-0.64	0.501	1	1	0.25	1	-0.53	0	0	1
2	4.63	0.6	0.288	194	6	0.038	0.0009	0.0170	0.218	1.861	0.004	0.0024	-0.48	0.453	1	1	0.25	1	-0.17	0	0	1
3	4.63	0.6	0.285	178	6	0.040	0.0010	0.0242	0.308	1.752	-0.003	0.0027	-0.23	0.405	1	1	0.25	1	0.14	0	0	1
4	5.09	0.55	0.241	200	4	0.034	0.0007	0.0102	0.026	3.050	0.019	0.0029	-0.02	0.580	1	1	0.40	1	-1.38	0	0	1
5	5.09	0.55	0.241	187	4	0.042	0.0008	0.0191	0.074	2.774	0.005	0.0029	-0.18	0.529	1	1	0.40	1	-0.62	0	0	1
6	5.09	0.55	0.245	176	4	0.049	0.0010	0.0308	0.135	2.627	-0.006	0.0032	0.27	0.465	1	1	0.40	1	-0.06	0	0	1
7	5.87	0.5	0.154	145	2	0.063	0.0006	0.0127	0.194	3.887	0.029	0.0032	-1.22	0.623	1	1	0.50	1	-1.33	0	0	1
8	5.87	0.5	0.153	135	2	0.070	0.0007	0.0214	0.223	3.722	0.002	0.0033	0.91	0.476	1	1	0.50	1	-0.96	0	0	1
9	5.87	0.5	0.175	110	2	0.075	0.0008	0.0315	0.266	4.609	-0.021	0.0035	1.00	0.357	1	1	0.50	1	-0.37	0	0	1

표 6. 가로-방향축에 대한 해석 결과.

Table 6. Result of lateral-directional linear analysis.

Case	Dutch Roll Mode		Roll Mode	Spiral Mode	Cost	Stability Margin						Level Requirement
	ω_{DR} (rad/sec)	ζ_{DR}	τ_r (sec)	Root (1/sec)		Asym. HT		Asym. TEF		Rudder		
						G.M (dB)	P.M (deg)	G.M (dB)	P.M (deg)	G.M (dB)	P.M (deg)	
1	4.57685	0.53816	0.39992	-0.01113	3.02	62.11	N/A	49.80	N/A	23.57	68.87	Yes
2	4.57591	0.54145	0.37887	-0.01058	2.97	59.72	N/A	51.57	N/A	24.14	73.18	Yes
3	4.56874	0.56220	0.38875	-0.00699	2.98	59.41	N/A	39.25	N/A	24.62	80.04	Yes
4	5.14233	0.54535	0.34008	-0.00845	3.83	54.94	N/A	50.15	N/A	23.61	81.83	Yes
5	5.10959	0.52953	0.35617	-0.00818	3.81	51.26	N/A	52.52	N/A	24.13	82.29	Yes
6	5.15202	0.55229	0.36356	-0.00223	3.50	49.27	N/A	38.93	N/A	24.82	92.12	Yes
7	5.78315	0.45034	0.25435	-0.00639	2.96	51.67	N/A	52.67	N/A	22.05	69.45	Yes
8	6.23605	0.53057	0.26137	-0.00506	3.51	48.86	N/A	51.07	N/A	24.72	99.18	Yes
9	6.80412	0.41398	0.26991	0.00067	3.22	49.79	N/A	51.89	N/A	27.67	118.29	Yes

N/A : A gain or phase margin does not exist at this flight condition.

제어이득을 산출한 결과는 table 5와 같다. 현재, T-50 조종면 합성 제어법칙에는 항공기 균형선회를 위한 ARI(kry) 이득과 롤명령을 비대칭 수평꼬리날개가 분담하도록 되어 있는 이득(K_{rea})이 반영되어 있다. 따라서 K_{yca} 및 K_{yaa} 이득은 고려되어 있지 않으며, K_{raa} , K_{yr} , K_{rs} 및 K_{ys} 이득은 상수 1로 반영되어 있다. 미끄럼각-미끄럼각속도 케환 구조로 제어이득을 산출할 경우, 롤각속도 케환이득(K_{r2})은 가로축 조종사이득(K_{r1})보다 상대적으로 작게(1/10) 설계된다. 이러한 설계기법상의 문제로 인해, 비대칭 무장형상에서 순수 피치 기동을 수행할 때, 롤운동이 발생한다. 이러한 문제를

해결하기 위해, 가로축 제어법칙을 F-16과 같이 롤각속도 케환이득을 상대적으로 증가시키고, 롤속 조종사 이득(K_{r1})과 롤각속도 케환이득(K_{r2})을 동일한 이득으로 적용하는 단순 롤각속도 케환구조를 일부 영역에 적용하였다. K_{rea} 이득은 수평꼬리 날개의 롤제어 비율을 나타내는 것으로 M0.8 이하의 속도에서는 25%, M 1.05이상에서는 50%이며, M0.8과 M1.05사이의 천이 영역에서는 선형적으로 연결하였다. 이는 롤 제어력을 증가시키기 위한 것이고, 한편으로는 고아음속 및 천음속 영역에서 롤기동시 주익에 가해지는 피치모멘트를 줄이기 위한 것이다.

미끄럼각-미끄럼각속도 궤환 기법으로 설계한 가로-방향측 제어이득을 평가하기 위하여 선형해석을 수행하였다. 검증항목은 이득여유, 위상여유, 더치롤 모드 감쇄비 및 고유진동수, 롤모드 시상수, 스파이럴 모드에 관한 설계 요구 조건의 만족 여부를 해석하였다.

Table 6은 가로-방향측 선형해석 결과를 나타낸다. 선형해석 결과, table 5에서 설계한 이득을 적용하였을 때, table 1과 2에서 제시한 더치롤모드, 롤모드 및 스파이럴모드 요구조건을 모두 만족한다는 것을 알 수 있다. 따라서 T-50 고등훈련기는 제어법칙을 적용함으로써 항공기의 안정성 및 조종성능을 향상시킬 수 있다.

IV. 궤환이득의 변화에 따른 영향성 분석

1. 궤환이득의 변화에 따른 가로-방향측 동특성

시험영역은 Fig. 2와 같이 T-50 전비행영역에 대해 선정하였으며, 항공기 형상은 CAT(category) 1의 대표적인 형상인 F0(clean) 형상을 선택하였다. 궤환이득의 변화에 따른 항공기 동특성 및 안정도 여유를 해석하기 위해 가로-방향측에 대하여 선형해석을 수행하였다. 선형해석을 통해 궤환이득의 변화에 따른 이득여유(gain margin)에 대한 영향성 분석을 수행하였다. 또한 궤환이득의 변화에 따라서 등가저차시스템(equivalent system)에 의해서 결정되어지는 더치롤 모드 감쇄비 및 고유진동수, 롤모드 시상수, 스파이럴 모드에 대한 영향성을 분석하였다. 궤환이득의 변화 범위는 50%에서 150%로 설정하였으며, 변화량은 25%씩 증감을 하였다. 여기서 100%의 의미는 증감을 하지 않은 최적화된 이득이다. 고도 및 마하수에 의한 영향성을 파악하기 위해 고도를 고정시키고 마하수를 변화시켰다.

선형해석을 수행한 결과, 가로-방향측 운동에 많은 영향을 미치는 궤환이득은 가로측에는 롤각속도 및 요우각속도 이득이고, 방향측에는 미끄럼각 및 미끄럼각속도 이득이었다. 본 논문에서는 고도 20kft에서 미끄럼각 및 미끄럼각속도에 대한 해석 결과를 대표적으로 도시하였다.

1.1 미끄럼각 궤환이득

미끄럼각 궤환이득은 더치롤모드 고유진동수에 영향을

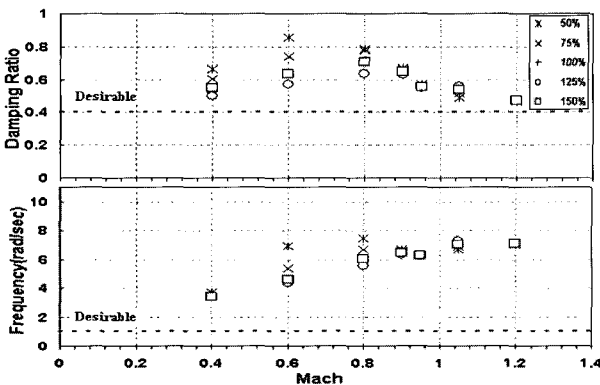


그림 3. 방향측 미끄럼각 궤환이득의 변화에 따른 더치롤모드 감쇄비 및 주파수.

Fig. 3. Dutch-roll mode damping and frequency with variation of beta feedback gain in yaw axis.

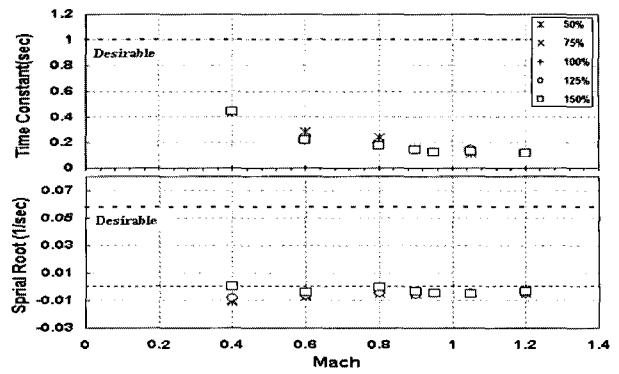


그림 4. 방향측 미끄럼각 궤환이득의 변화에 따른 롤모드 시상수 및 스파이럴 모드근.

Fig. 4. Roll mode time constant and spiral mode root with variation of beta feedback gain in yaw axis.

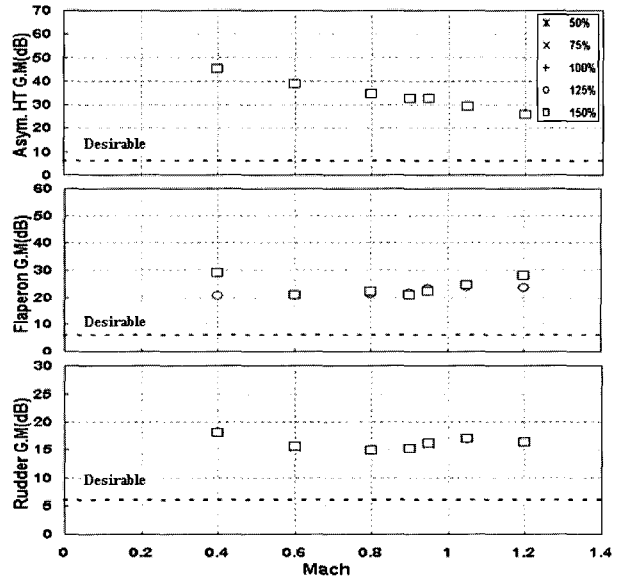


그림 5. 방향측 미끄럼각 궤환이득의 변화에 따른 안정도 여유.

Fig. 5. Stability margin with variation of beta feedback gain in yaw axis.

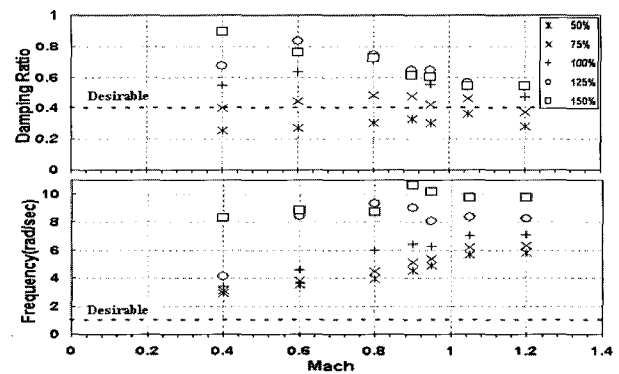


그림 6. 방향측 미끄럼각속도 궤환이득의 변화에 따른 더치롤모드 감쇄비 및 주파수.

Fig. 6. Dutch-roll mode damping and frequency with variation of betadot feedback gain in yaw axis.

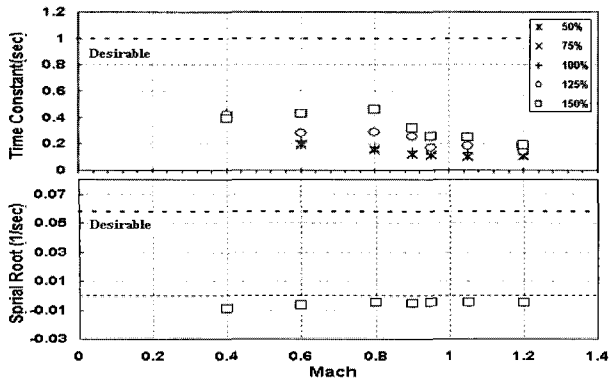


그림 7. 방향축 미끄럼각속도 귀환이득의 변화에 따른 롤모드 시정수 및 스파이럴 모드근.

Fig. 7. Roll mode time constant and spiral mode root with variation of betadot feedback gain in yaw axis.

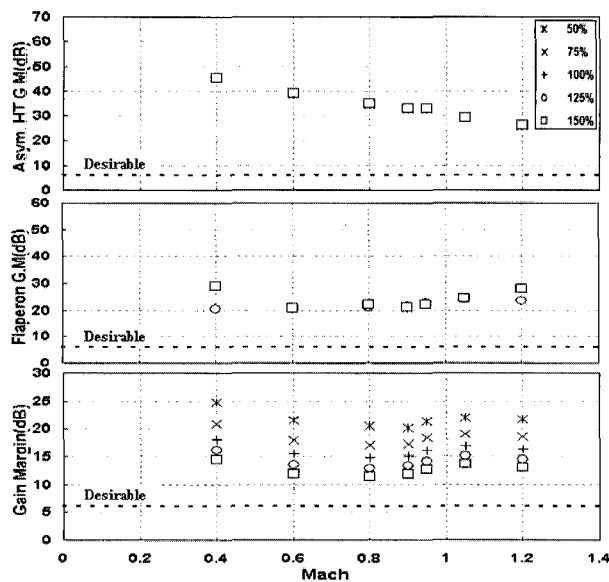


그림 8. 방향축 미끄럼각속도 귀환이득의 변화에 따른 안정도 여유.

Fig. 8. Stability margin with variation of betadot feedback gain in yaw axis.

미치며, 러더의 안정도 여유에 많은 영향을 미쳤다.

Fig. 3은 미끄럼각 귀환이득의 변화에 따른 더치롤 모드 감쇄비 및 고유진동수의 변화를 나타낸다. 귀환이득의 변화에 대해서 더치롤모드 감쇄비는 고도 및 속도에 따라 경향성은 동일하였으나, 그 변화폭은 달랐다. 고도가 증가할수록 변화폭이 커지는 경향성을 보였으며, 동일 고도에서 아음속영역에서 변화폭이 컸다. 그리고 귀환이득이 감소할수록 감쇄비가 증가하는 경향성을 나타내었다. 귀환이득의 변화에 대해서 더치롤 고유진동수는 고도에 따라 경향성을 동일하였으나, 속도에 따라서는 경향성이 다르게 나타났다. 저고도 영역에서 귀환이득의 변화에 따라 변화폭이 컸다. 동일 고도에서 아음속영역에서는 이득이 감소할수록 더치롤 고유진동수는 증가하는 경향성을 보였으며, 천음속 및 초음속 영역에서는 감소하는 경향성을 보였다.

Fig. 4, 5는 귀환이득의 변화에 따른 롤모드 시정수, 스파이럴 모드 근 및 안정도 여유를 나타내는데, 거의 영향을 미치지 않는다는 것을 볼 수 있다.

1.2 미끄럼각속도 귀환이득

미끄럼각속도 귀환이득은 더치롤 모드와 수직꼬리날개의 안정도 여유에 많은 영향을 미쳤다.

Fig. 6은 미끄럼각속도 귀환이득의 변화에 따른 더치롤 모드 감쇄비 및 고유진동수의 변화를 나타낸다. 귀환이득의 변화에 대해서 더치롤 모드 감쇄비 및 고유진동수는 고도 및 속도에 따라 경향성은 동일하였다. 동일 고도에서 귀환이득이 감소할수록 감쇄비 및 고유진동수가 감소하는 경향성을 나타내었다. 또한 과도하게 이득을 감소시킬 경우, 감쇄비는 요구도를 만족하지 못하였다. 또한 고유진동수는 귀환이득을 감소시킬 때보다 증가시킬 때가 변화폭이 컸다.

Fig. 7은 귀환이득의 변화에 따른 롤모드 시정수 및 스파이럴 모드 근의 변화를 나타낸다. 귀환이득의 변화에 대해서 롤모드 시정수는 고도 및 속도에 따라 다른 경향성을 나타내었다. 고고도로 갈수록 귀환이득의 변화에 따른 그 영향성이 작았으며, 동일 고도에서 귀환이득이 감소할수록 시정수는 작아졌다. 그러나 고고도에서는 일정한 경향성을 가지지 않았다. 미끄럼각속도 귀환이득은 스파이럴 모드에는 거의 영향을 미치지 않는다.

Fig. 8은 귀환이득의 변화에 따른 항공기의 안정도 여유를 나타낸다. 귀환이득의 변화에 따라 이득여유는 동일한 경향성을 나타내었다. 동일 고도에서 귀환이득이 감소하면 이득여유는 증가하였다.

2. 더치롤 모드에 대한 이득정밀교정의 예제

본 논문에서 제시한 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조는 풍동시험에서 구한 항공기 모델이 정확하다는 전제하에서 유용한 기법이다. 그러나 풍동 시험에서 구한 항공기 모델은 실제 항공기와 오차가 존재한다. 만약 오차가 있는 항공기 모델로 설계한 제어이득은, 항공기의 조종성능과 안정성을 만족시킬 수 없을 것이다. 이러한 오차는 선형 및 비선형 해석으로 예측했던 항공기 운동과 실제 비행 시험을 진행하면서 나타나는 항공기 운동을 비교함으로써 항공기 모델을 보정할 수 있으며, 보정 방법으로는 두 가지가 있다. 항공기 모델을 비행시험 결과를 바탕으로 보정하고 선형해석을 통하여 이득을 최적화(gain optimization)하는 방법이 있고, 또 다른 방법은 비행시험을 수행하면서 직접 제어이득을 정밀교정(gain tuning)을 하는 방법이 있다. 후자의 방법은 비행시험 시에 FCTP(Flight Control Test Panel)를 이용하여 이득을 조정하면서 원하는 항공기 응답을 얻을 수 있다. 본 논문에서는 비행시험 시, 항공기 모델의 부정확성으로 인해 발생하는 원하지 않는 항공기 운동을 이득의 정밀교정을 통하여 개선하는 방법을 제시한다.

본 절에서는 가로-방향축 항공기 모델의 부정확성으로 인해 발생하는 더치롤 모드 운동 특성을 분석하였다. 더치롤 모드는 주로 미끄럼각과 요우 운동의 조합으로 나타남으로 주로 롤 운동을 제거하고 근사화한다. 따라서 C_{n_r} , C_{y_r} 및 C_{y_p} 에 오차를 가하고, 가로-방향축으로 가진하는 조종입력(roll-yaw doublet)을 이용한 비선형해석을 수행하였다. 비

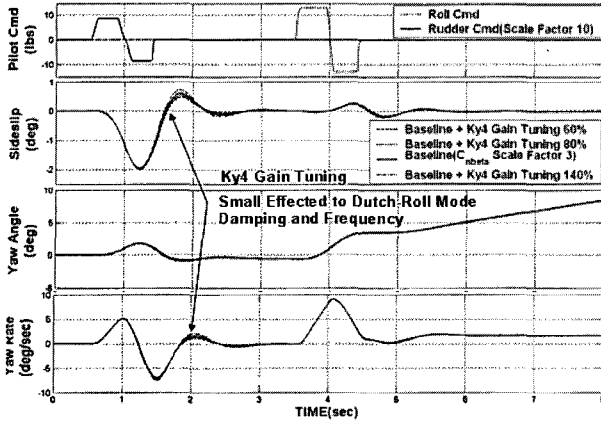


그림 9. 방향축 미끄럼각 귀환이득의 조율에 대한 비선형 해석 결과(M0.6@20kft).

Fig. 9. Nonlinear analysis with beta feedback gain tuning in directional axis.(M0.6@20kft).

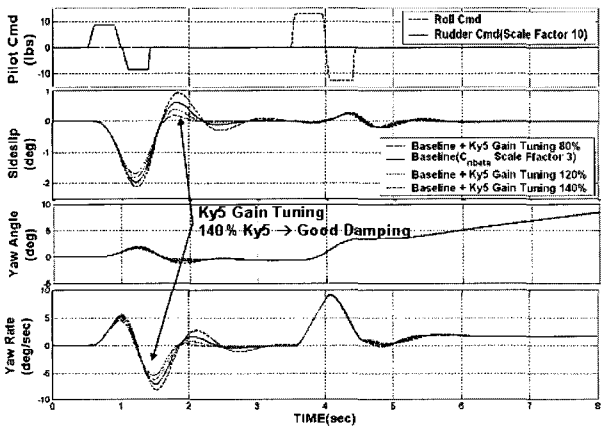


그림 10. 방향축 미끄럼각속도 귀환이득의 조율에 대한 비선형 해석 결과(M0.6@20kft).

Fig. 10. Nonlinear analysis with beta-dot feedback gain tuning in directional axis.(M0.6@20kft).

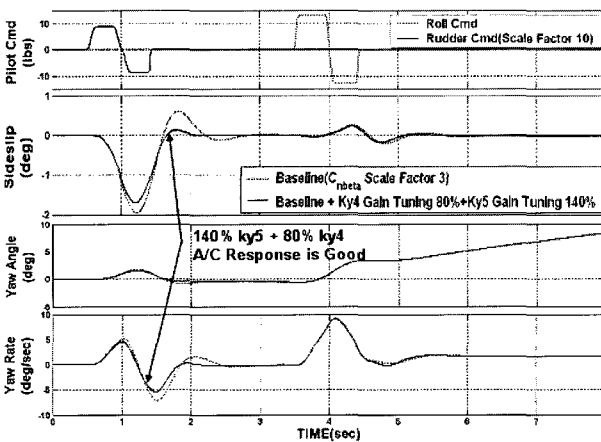


그림 11. 방향축 미끄럼각 및 미끄럼각속도 귀환이득의 조율에 대한 비선형 해석 결과(M0.6@20kft).

Fig. 11. Nonlinear analysis with beta and beta-dot feedback gain tuning in directional axis.(M0.6@20kft).

선형 해석 결과, $C_{n\dot{\beta}}$ 의 변화가 항공기 방향축 운동에 많은 영향을 미쳤다. $C_{n\dot{\beta}}$ 를 증가시키면 더치를 모드 고유진동수는 증가하고 감쇄비가 감소하는 경향성을 보였다. 그리고 $C_{n\dot{\beta}}$, $C_{y\dot{\beta}}$ 및 $C_{y\dot{\beta}}$ 의 변화에 대해서는 거의 영향을 미치지 않았다. 이는 table 4에서 볼 수 있듯이 N_{β} 의 값이 상대적으로 큰 값을 가진다는 결론과 일치한다.

Fig 9, 10 및 11은 $C_{n\dot{\beta}}$ 에 오차가 포함된 항공기 모델에 대해 제어이득을 정밀교정을 하면서 가로-방향축으로 가진하는 조종입력(roll-yaw doublet)을 통해 비선형 해석을 수행할 결과이다. 가로-방향축 항공기 모델의 부정확성을 모사하기 위해 공력계수인 $C_{n\dot{\beta}}$ 에 +200%의 오차를 인위적으로 발생시켰으며, 오차가 포함되어 있지 않은 항공기 모델로 최적화된 제어이득을 적용하여 항공기 더치를 모드 운동을 관찰하였다. 그리고 모델 오차를 보정하기 위해 미끄럼각 및 미끄럼각속도 귀환이득을 정밀 교정하였다. 항공기 응답의 판단기준은 더치를 모드 감쇄비와 고유진동수가 적절하지 판단한다.

Fig 9, 10 및 11에서 볼 수 있듯이, 오차가 존재하는 항공기 모델에 설계된 이득을 적용할 경우 더치를 모드 감쇄비가 감소하여 응답특성이 부적절하다는 것을 볼 수 있다.

Fig. 9는 미끄럼각 귀환이득인 K_{y4} 이득을 조율한 결과이다. K_{y4} 이득의 변화량은 60%, 80%, 100% 및 140%로 하였다. 해석 결과, K_{y4} 귀환이득은 더치를 모드 감쇄비 및 고유진동수에 거의 영향을 미치지 않았다. 선형해석 결과와 같이 이득의 감소하면 감쇄비와 고유진동수는 증가하는 경향성을 보였다.

Fig. 10은 미끄럼각속도 귀환이득인 K_{y5} 이득을 조율한 결과이다. K_{y5} 이득의 변화량은 80%, 100%, 120% 및 140%로 하였다. 해석 결과, K_{y5} 이득은 더치를 모드 감쇄비 및 고유진동수에 많은 영향을 미쳤다. 선형해석 결과와 같이 이득을 증가시키면 감쇄비와 고유진동수는 증가하는 경향성을 보였다.

Fig. 11은 K_{y4} 와 K_{y5} 이득을 조율한 결과이다. K_{y4} 이득은 80%로 하고, K_{y5} 이득은 140%로 설정하여 더치를 모드 감쇄비와 고유진동수를 증가시켜 이득을 정밀 교정한 결과, 적절한 더치를 모드 응답 특성을 얻을 수 있었다. 선형해석 결과에서도 볼 수 있었듯이, 미끄럼각속도 귀환이득을 증가시키면 감쇄비 및 고유진동수를 증가시킬 수 있으나, 항공기의 안정도 여유가 감소하여 정적으로 불안정해질 수 있으므로 미끄럼각속도 귀환이득인 K_{y5} 이득은 적절한 범위 내에서 교정되어야 한다. 실제 비행시험에서 이득을 정밀 조율할 경우, 선형 해석을 통해 귀환이득의 변화에 따른 항공기 안정도를 해석하여 이득 조율의 범위를 미리 결정하여야 한다.

V. 결론

T-50 고등훈련기는 안정성 및 고기동성능을 보장하기 위해 제어법칙을 적용하고 있다. 가로-방향축 비행제어법칙 구조는 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조와 단순 각속도 귀환구조가 혼합되어 있다.

본 논문에서는 미끄럼각-미끄럼각속도 궤환구조를 이용한 제어이득의 설계 절차를 제시함으로써 비행제어법칙의 체계적인 데이터베이스를 구축할 수 있었다. 또한 궤환이득의 변화가 항공기 가로-방향축 운동에 미치는 영향을 분석하였다. 이러한 결과를 이용하여 비행시험 시에 발생할 수 있는 항공기 모델의 오차에 의한 원하지 않는 항공기 운동에 대하여, 적절한 항공기 운동 특성을 갖도록 제어이득 조정기법을 제시하였으며, 결과는 아래와 같이 요약할 수 있다.

① 가로축 궤환이득에서 롤각속도 및 요우각속도 궤환이득, 방향축 궤환이득에서 미끄럼각 및 미끄럼각속도 궤환이득의 변화가 가로-방향축 운동에 많은 영향을 미쳤다.

② 가로축에 적용되어 있는 롤각속도 궤환이득은 롤모드 시상수 및 비대칭 수평꼬리날개 및 비대칭 플레퍼론의 안정도 여유에 다소 많은 영향을 미쳤다.

③ 가로축에 적용되어 있는 요우각속도 궤환이득은 스파이럴 모드에 다소 많은 영향을 미쳤다. 그러나 항공기 안정도 여유에는 영향을 미치지 않았다.

④ 방향축에 적용되어 있는 미끄럼각 궤환이득은 더치를 모드에 많은 영향을 미쳤다. 그러나 항공기 안정도 여유에는 영향을 미치지 않았다.

⑤ 방향축에 적용되어 있는 미끄럼각속도 궤환이득은 더치를 모드에 가장 많은 영향성을 미쳤으며, 롤모드 시상수 및 수직꼬리날개의 안정도 여유에 많은 영향을 미쳤다.

본 논문에서는 가로-방향축 제어법칙 설계 절차와 제어이득의 조정기법을 제시함으로써, 차기 항공기에 개발 시에 소려되는 설계기간을 단축시킬 수 있을 뿐만 아니라, 비행시험 시 항공기 모델에 오차가 발생할 경우, 적절한 이득조정을 수행하는 기법을 제시함으로써 항공기 개발에 시행착오를 줄일 수 있을 것으로 기대된다.

참고문헌

[1] T. P. Neal and R. E. Smith, "An inflight investigation

to develop system design criteria for fighter airplanes," *Air Force Flight Dynamics laboratory*, WPAFB, Ohio, AFFDL TR-70-74, 1970.

[2] G. E. Cooper and R. P. Harper, "The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities," *NASA TN-D 5153*, 1969.

[3] M. R. Anderson and D. T. Schmidt, "Closed-loop pilot vehicle analysis of the approach and landing task," *Journal of Guidance and Control*, vol. 10, no. 2, pp. 187~194, 1987.

[4] D. T. McRuer and D. T. Schmidt, "Pilot-vehicle analysis of multi-axis tasks," *Journal of Guidance and Control*, vol. 13, no. 2, pp. 348~355, 1990.

[5] "Military specification-flying qualities of piloted aircraft," MIL-F-8785, Nov. 1980.

[6] "Military standard-flying qualities of piloted aircraft," MIL-STD-1797A, Jan, 1990.

[7] R. D. Toles, "Flying qualities design guide for the T-50 aircraft revision 2," *Aeronautics Company-Fort Worth* vol. 1, no. 2, pp. 27~80, 2000.

[8] C. S. Kim, M. H. Bae, and B. M. Hwang, "A study on improvement of aircraft handling quality for asymmetric loading configuration," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, vol. 33, no. 2, pp. 106-112, 2005.

[9] J. Roskam, "Airplane flight dynamic and automatic flight controls," *Roskam Aviation and Engineering Corporation*, Rev. no. 1, 1979.

[10] W. D. Zwerneman, "T-50 flight control law functional block diagrams," Lockheed Martin.

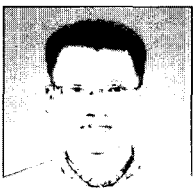
[11] Y. S. Kang, "FBW 비행제어 시스템의 제어법칙 설계," Korea Aerospace Industries, LTD.

기 호

p	Roll rate	K_{r1}	Roll command gain
r	Yaw rate	K_{r2}	Stability axis roll rate feedback gain
β	Sideslip angle	K_{r3}	Stability axis yaw rate feedback gain
ϕ	Bank angle	K_{r4}	Beta feedback gain in roll axis
θ	Pitch attitude angle	K_{y1}	Yaw command gain
\dot{p}	Roll acceleration	K_{y2}	Stability axis roll rate feedback gain in yaw axis
\dot{r}	Yaw acceleration	K_{y3}	Roll attitude gain
$\dot{\beta}$	Rate of change of sideslip angle	K_{y4}	Beta feedback gain in yaw axis
g	Acceleration of gravity	K_{y5}	Beta-dot feedback gain
u_0	Forward velocity along x axis	K_{rs}	Roll scaling gain
q	Dynamic pressure	K_{raa}	Differential flap gain.(split ratio)
L_{β}	Rolling moment about x with sideslip	K_{rea}	Aileron-to-tail interconnect gain
L_p	Rolling moment about x with roll rate	K_{ry}	Aileron-to-rudder interconnect gain
L_r	Rolling moment about x with yaw rate	K_{ys}	Yaw scaling gain
$L_{\delta_{EA}}$	Rolling moment about x with Asym. HT	K_{yaa}	Rudder-to-aileron interconnect gain

$L_{\delta_{AA}}$	Rolling moment about x with Aileron
L_{δ_R}	Rolling moment about x with Rudder
N_{β}	Yawing moment about z with sideslip
N_p	Yawing moment about z with roll rate
N_r	Yawing moment about z with yaw rate
$N_{\delta_{EA}}$	Yawing moment about z with Asym. HT
$N_{\delta_{AA}}$	Yawing moment about z with Rudder
N_{δ_R}	Yawing moment about z with yaw deflection
Y_{β}	Ys-force with sideslip
Y_p	Ys-force with roll rate
Y_r	Ys-force with yaw rate
$Y_{\delta_{EA}}$	Ys-force with Asym. HT
$Y_{\delta_{AA}}$	Ys-force with Aileron
Y_{δ_R}	Ys-force with Rudder

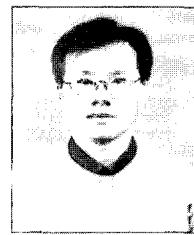
K_{yca}	Rudder-to-tail interconnect gain
K_{yr}	Rudder gain.(split ratio)
F_{Roll}	Roll control force
F_{Yaw}	Yaw control force
$\delta_{Roll_{Cmd}}$	Roll command in roll axis
$\delta_{Yaw_{Cmd}}$	Yaw command in yaw axis
$\delta_{EA_{Cmd}}$	Differential elevator command deflection
$\delta_{AA_{Cmd}}$	Differential Aileron command deflection
$\delta_{R_{Cmd}}$	Rudder command deflection
ω_R	Roll mode frequency(rad/sec)
ω_{DR}	Dutch-roll mode frequency(rad/sec)
ζ_{DR}	Dutch-roll mode damping ratio
ω_A	Actuator model frequency(rad/sec)



김 종 섭

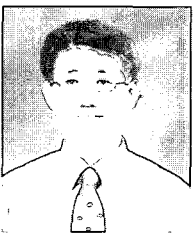
2000년 한국기술교육대학교 제어기계 공학과 졸업. 2002년 한양대학교 대학원 전기전자제어계측공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) T/A-50 비행제어팀. 관심분야는 비행제어법칙 설계 및 해석, 고발음각 제어법칙 설계, 시스템 모델링.

계, 시스템 모델링.



황 병 문

1984년 경북대 전자과 졸업. 1987년 동 대학원 석사. 1986년~현재 한국항공산업주식회사 T/A-50 비행제어팀 팀장. 관심분야는 시스템 설계 및 해석, 제어법칙 설계.



강 영 신

1992년 인하대학교 항공공학과 졸업. 1994년 서울대학교 항공우주학과 석사. 1994년~2004년 한국항공우주산업 비행역학팀. 2004년~현재 한국항공우주연구원 스마트무인기기술개발사업단. 관심분야는 유인 및 무인 항공기 제어법칙 설계, 유도 및 항법제어.

제어법칙 설계, 유도 및 항법제어.