T-50 세로축 비행제어법칙 설계에 관한 연구

A Study on the Longitudinal Flight Control Law of T-50

김 종 섭*, 황 병 문, 김 성 준
(Chong-sup Kim, Byung-moon Hwang, and Seong-Jun Kim)

Abstract : An advanced method of Relaxed Static Stability (RSS) is utilized for improving the aerodynamic performance of modern version supersonic jet fighter aircraft. The flight control system utilizes RSS criteria in both longitudinal and lateral-directional axes to achieve performance enhancements and improve stability. The T-50 advanced trainer employs the RSS concept in order to improve the aerodynamic performance and the flight control law in order to guarantee aircraft stability. The T-50 longitudinal control laws employ the dynamic inversion and proportional-plus-integral control method. This paper details the design process of developing longitudinal control laws for the RSS aircraft, utilizing the requirement of MIL-F-8785C. In addition, This paper addresses the analysis of aircraft characteristics such as damping, natural frequency, gain and phase margin about state variables for longitudinal inner loop feedback design.

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 envelop)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 해석적으로 정확히 예측하는 설계 요구조건의 정립은 조종사의 조종부하(pilot workload)가 주어진 비행임무 시의 외부환경 및 조종사의 상태에 따라 다르기 때문에 대단히 어렵다. 따라서 발전된 비행제어계통은 조종사에게 비행임무에 따라 다양하게 최적의 비행제어 모드를 제공하는 것이 궁극적 목표이다.

* 책임저자(Corresponding Author)
논문접수 : 2005. 6. 7., 채택확정 : 2005. 10. 6.
김종섭, 황병문 : 한국항공우주산업(주)
(robocskim@koreaaero.co.kr/hwangbm@koreaaero.co.kr)
김성준 : 한국공군(karil67@yahoo.co.kr)

본 논문에서는 세로축으로 정안정성 완화개념이 적용되어 음의 정적여유(negative static margin)를 가지는 불안정한 항공기에 대해 안정성 및 조종성능 요구조건을 만족시키는 비행제어법칙의 설계절차를 제시하였다. 또한 귀환이득과 세로축 단주기 모드의 운동 특성, 이득 및 위상여유와의 상관관계를 분석하였다. 본 연구를 위하여 T-50 고등훈련기의 데이터베이스를 활용하였으며, 세로축 조종성능 요구조건은 MIL-F-8785C에 기술되어 있는 단주기 모드의 요구조건을 적용하였다.

II. T-50 세로축 제어법칙 설계

1. 세로축 제어법칙 설계

T-50 세로축 비행제어법칙 구조는 Fig. 1과 같이 모델 역변환설계기법과 비례-적분 제어방식을 채택하고 있으며, 또한 기동 시 초기 피치각가속도의 증강을 위한 개루프 제어명령(open loop feed forward control command)이 사용된다.

조종명령은 비행단계 부류 A(flight phase category A, UA: up & away mode)의 경우는 수직가속도 추종시스템(normal acceleration following system)이고, 비행단계 부류 C(flight phase category C, PA : power approach mode)는 정밀한 자세제어를 위한 피치각속도(pitch rate) 추종시스템이다[6].

세로축 제어법칙의 내부루프 귀환(inner loop feedback)에 사용되는 상태변수는 받음각(angle of attack), 피치각속도 및 수직가속도이다. 여기서 받음각 귀환은 정적으로 불안정한 항공기를 안정한 상태로 바꾸어 주고, 항공기의 단주기 특성(short period characteristic)의 고유진동수를 증강시켜 준다. 피치각속도 귀환은 단주기 특성의 감쇄율(damping ratio)을 증강시켜 주는 역할을 한다. 한편, 수직가속도 귀환은 무게중심점의 수직가속도가 아닌 가속도계 위치에서의 수직가속도로, 이를 귀환시키면 무게 중심점의 수직가속도 및 피치각가속도도 귀환시키는 결과를 가져오며, 단주기 특성의 고유 진동수와 감쇄율 모두를 증강시킨다.

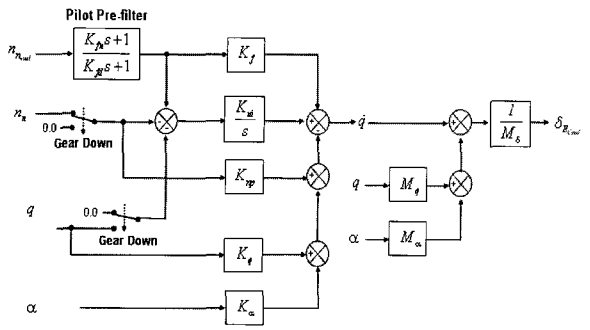


그림 1. 세로축 제어법칙.
Fig. 1. Longitudinal control law.

T-50 세로축 제어이득은 모델 역변환설계기법을 적용하여 설계한다. 이러한 설계 기법은 항공기의 동력학을 제어법칙에 삽입하여 설계자가 원하는 항공기 운동특성을 갖는 제어기 설계기법이다. 일반적으로 모델 역변환설계기법은 제어이득설계가 필요 없다고 알려져 있으나, 항공기의 동력학은 각 비행영역에 대해 비선형 특성을 가지고 있으며, 요구조건이 다르기 때문에 모든 비행영역에 대해 스케줄링이 필요하다. 본 논문에서는 비행단계 부류 A에 대해서 제어이득을 산출하는 기법을 소개한다.

Fig. 1에서 개회로 및 폐회로에 대한 조종명령을 구하고 설계자가 원하는 피치각속도의 특성을 q_{DES} 라고 정의하면 (1)와 (2)로 표현할 수 있다.

$$\delta_{E_{cmd}} = \frac{1}{M_\delta}\{\dot{q}_{DES} - (M_\alpha \alpha + M_q q)\} \tag{1}$$

$$\dot{q}_{DES} = \left(K_f + \frac{K_{ni}}{s}\right) n_{n_{cmd}} - \left(K_{np} + \frac{K_{ni}}{s}\right) n_n - K_q q - K_\alpha \alpha \tag{2}$$

무게중심의 수직가속도는 (3)과 같이 표현될 수 있으며, 선형시스템의 관계식으로부터 받음각은 (4)과 같이 피치각속도로 표현 할 수 있다[5].

$$n_{n_{CG}} = \frac{V_T}{g}(q - \dot{\alpha})\frac{\pi}{180} \tag{3}$$

$$\alpha = \frac{T_{\theta 2}}{T_{\theta 2}s + 1} q \tag{4}$$

(3)과 (4)를 이용하여 (2)는 (5)와 같은 전달함수의 형태로 표현할 수 있다.

$$\frac{\dot{q}}{n_{n_{cmd}}} = \frac{(K_f s + K_{ni})(T_{\theta 2}s + 1)}{a s^3 + b s^2 + c s + d}$$
$$a = T_{\theta 2}$$
$$b = T_{\theta 2}K_p + 1 \tag{5}$$
$$c = K_{np}\frac{V_T}{g}\frac{\pi}{180} + K_q + T_{\theta 2}K_\alpha$$
$$d = K_{ni}\frac{V_T}{g}\frac{\pi}{180}$$

(3)의 전달함수에서 분자에 있는 $T_{\theta 2}$ 를 소거하기 위해, 폐회로의 특성방정식을 (6)과 같이 표현 할 수 있으며, 항공기의 세로축 운동방정식으로부터 단주기 모드의 조종명령에 대한 피치각속도의 동특성은 (7)과 같이 표현할 수 있다[5].

$$\Delta = (s^2 + 2\zeta w s + w^2)(T_{\theta 2}s + 1) \tag{6}$$

$$\frac{q}{n_{n_{cmd}}} = \frac{K_\theta (T_{\theta 2}s + 1)e^{-T_{\theta 2}s}}{s^2 + 2\zeta w s + w^2} \tag{7}$$

따라서 (5)와 (6)을 이용하여 계수 비교를 하면, (8)과 같이 세로축 이득을 산출할 수 있다. 그리고 T-50 세로축 제어법칙에는 받음각을 귀환변수로 사용하지만, 피치각속도 및 수직가속도 귀환만으로 원활한 제어가 가능함으로 K_α 이득은 설계하지 않는다.

$$K_f = \left(\frac{g}{V_T}\right)\left(\frac{180}{\pi}\right) T_{\theta 2} w^2$$
$$K_{ni} = \left(\frac{g}{V_T}\right)\left(\frac{180}{\pi}\right) w^2 \tag{8}$$
$$K_{np} = \left(\frac{g}{V_T}\right)\left(\frac{180}{\pi}\right) T_{\theta 2}(w^2 - K_\alpha)$$
$$K_\alpha = 0$$
$$K_q = 2\zeta w$$

항공기의 조종특성을 개선하기 위해 세로축 조종명령단에는 진상필터가 설계되어 있다. 일반적으로 시스템의 영점(zero)은 피드백시스템에 의해 영향을 받지 않으며, 항공기 자체의 공력특성에 의해서 결정된다. 그러나 영점의 위치는 조종특성에 영향을 미치기 때문에 원하는 조종특성을 얻기 위해서는 이를 조절할 필요가 있다. (7)에 극점-영점 상쇄(pole-zero cancellation)를 적용하면 (9)를 얻을 수 있다.

$$\frac{q_{DES}}{n_{n_{cmd}}} = \frac{(T_{\theta 2}^{DES}s + 1)}{(T_{\theta 2}s + 1)} \frac{q}{n_{n_{cmd}}} \tag{9}$$

(9)로 부터 임의의 피드백시스템에 대해 진상필터를 사용하여 조종특성을 향상시켜 설계목표를 만족시킬 수 있다.

$$\frac{T_{\theta 2}^{DES}s + 1}{T_{\theta 2}s + 1} = \frac{K_{fn}s + 1}{K_{fd}s + 1} \tag{10}$$

(10)의 필터는 UA 및 PA 모드에 대해 세로축 조종사 명령축에 적용되었으며, 이를 조종사 필터(pilot prefilter)라고 한다[7].

2. 세로축 제어법칙 설계 절차

세로축 제어법칙의 설계절차를 정립하면 아래와 같이 간략하게 표현할 수 있다.

1) 설계 목표에 따라 CAP(Control Anticipation Para-meter) 값을 정하고 (11)을 이용하여 단주기 주파수를 구한다.

$$CAP = \frac{w^2}{n_\alpha} \tag{11}$$

2) 설계 목표에 따라 단주기 감쇄비를 결정하고 (8)을 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.

표 1. 세로축 단주기모드 요구조건.

Table 1. Requirement of longitudinal short-period mode(category A & C).

Level	Damping		CAP		Gain Margin	PhaseMargin
	Min	Max	Min	Max		
1	0.35	1.30	0.28	3.60	LGM > 6 dB HGM > 6 dB	ϕ > 45°
2	0.25	2.00	0.16	10.00	-	-
3	0.15	-	0.16	-	-	-

4) 등가저차시스템으로부터 등가조종특성매개변수를 구할 수 있으며, 이 값이 초기 설계목표와 오차범위 내에 수렴할 때까지 반복 연산하여 요구조건에 만족하는 이득을 구한다.

3. 설계 요구도

미 군사규격인 MIL-F-8785C와 MIL-F-9490D에 규정되어 있는 세로축 단주기 모드에 대한 설계 요구조건은 Table 1과 같다[8].

Table 1에 정의된 요구도는 제어기가 포함되지 않은 항공기에 대해 동특성을 정의하였기 때문에 4차의 비행운동방정식으로 기술되어 있다. 그러나 제어기를 포함하고 있는 FBW 항공기는 조종특성을 향상시키기 위해 제어법칙 내에 다수의 필터와 적분기를 포함하고 있는 고차시스템이다. 그러므로 table 1의 요구도를 적용하기 위해 등가저차시스템으로 등가 시켜 판별해야 한다. 본 논문에서는 등가저차기법에 관한 내용은 다루지 않는다.

III. 해석 및 결과

1. 시험영역 및 항목 선정

정안정성 완화 개념을 채택하고 있는 T-50 고등훈련기는 고아음속(high subsonic) 및 천음속(transonic)영역에서 항공기 고유특성은 불안정하며, 초음속에서는 공력중심(Aerodynamic Center)이 후방으로 이동하여 안정화된다. 본 논문에서는 Fig. 2와 같이 항공기 고유특성이 불안정한 영역에 대해 항공기 안정성을 보장하고 기동성능을 향상시키기 위해 제어법칙 설계 절차를 이용하여 세로축 제어이득을 설계하였다. 그리고 세로축 귀환이득이 항공기의 세로축 단주기 모드 운동 특성, 이득 및 위상 여유에 미치는 영향을 분석하였다.

2. 세로축 제어법칙 모델

본 논문에서는 정안정성 완화 개념으로 설계한 T-50 고등훈련기의 공력 데이터베이스를 사용하였다. 불안정한 항공기의 단주기 특성을 개선하기 위해, 2.1 절에서 제시한 모델역변환설계기법을 적용하여 세로축 제어법칙 설계하였다.

무게중심이 평균공력시위(MAC: Mean Aero dynamic Chord)의 34.66%에 위치하는 항공기에 대해 비선형 운동방정식을 이용하여 트림조건을 계산한 결과는 Table 2와 같으며, 각 트림 조건에서 단주기 근사식으로 선형화하여 유차원 공력계수를 구하면 table 3과 같다. 그리고 Fig. 3은 제어기를 포함하지 않은 항공기의 개루프 극(closed loop pole)을 나타낸다.

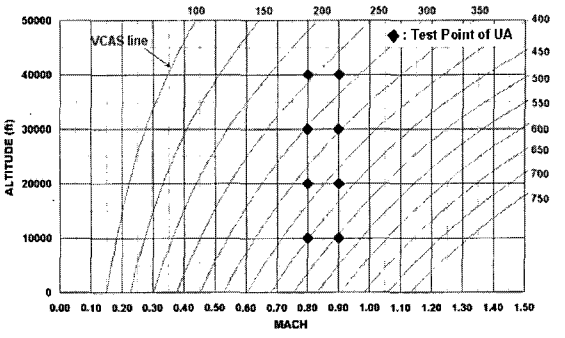


그림 2. 설계영역의 선정.

Fig. 2. Test points.

표 2. 1-g 수평비행조건에서의 트림 결과.

Table 2. Result of 1-g wing level trim.

Case	Altitude (kft)	Mach	VCAS (knots)	AoA (deg)	HT (deg)	Thrust (%)
1	10	0.8	448.54	1.02	0.31	76.96
2	10	0.9	507.08	0.65	0.14	86.76
3	20	0.8	373.08	1.55	0.26	65.81
4	20	0.9	423.57	0.97	0.11	78.23
5	30	0.8	303.89	2.62	0.53	58.07
6	30	0.9	346.23	1.59	0.32	68.04
7	40	0.8	242.21	4.39	0.90	60.92
8	40	0.9	276.71	2.78	0.27	68.81

표 3. 단주기 모드 근사를 통한 항공기 공력계수에 대한 결과.

Table 3. A/C property of short-period mode.

Case	M_α (1/sec^2)	Z_α (ft/sec^2)	M_q (1/sec)	M_δ (1/sec^2)	Z_δ (ft/sec^2)	Static Margin
1	8.217	-1.653	-1.131	-31.817	-3.415	-4.538
2	9.769	-1.890	-1.452	-40.536	-3.985	-4.193
3	6.019	-1.082	-0.794	-21.599	-2.345	-5.278
4	5.158	-1.292	-1.006	-27.672	-2.897	-3.667
5	2.968	-0.786	-0.538	-14.196	-1.553	-3.734
6	2.621	-0.958	-0.658	-17.937	-1.934	-2.404
7	1.528	-0.495	-0.348	-9.070	-0.960	-3.138
8	0.853	-0.605	-0.397	-11.265	-1.254	-1.274

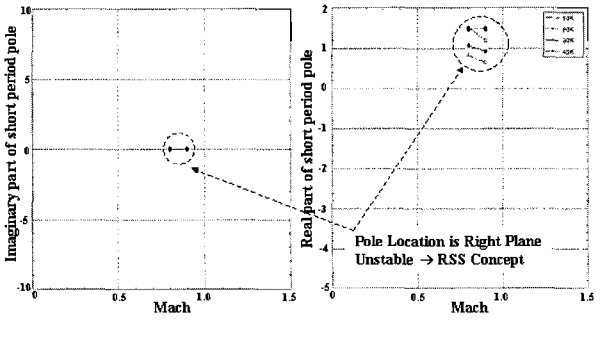


그림 3. 제어기가 포함되지 않은 항공기의 극점.

Fig. 3. Pole location of bare aircraft.

제어기를 포함하지 않은 항공기에 대한 해석 결과, 항공기는 양의 값을 갖는 M_α의 영향으로 음의 정적여유를 가지며, 모든 개루프 극이 오른쪽 반평면에 존재함으로써 항공기의 고유 특성은 불안정하다는 것을 볼 수 있다[5]. 따라서 불안정한 항공기를 안정화시키기 위해서는 제어기의 설계가 필요하다.

3. 제어이득 산출 및 선형해석 결과

시험 조건에 대해 설계목표를 정하고, 2.1 절에서 설계한 제어이득을 최적화한 결과는 table 4와 같다. 단, table 4에서 제시한 조종사 필터이득인 Kfd는 풍동시험으로부터 얻은 결과로 항공기 고유 특성을 나타낸다.

모델 역변환설계기법으로 설계한 세로축 이득을 단주기 모드에 적용하여 해석적으로 구한 제어이득을 검증하였다. 검증항목은 이득여유, 위상여유, 단주기 모드 주파수 및 감쇄에 관한 설계 요구조건의 만족 여부를 해석하였다.

Table 5는 단주기 모드에 대한 선형해석 결과를 나타낸다. 선형해석 결과, table 4에서 설계한 이득을 적용하였을 때, table 1에서 제시한 요구조건을 만족한다는 것을 알 수 있다. 따라서 정안정성 완화 개념으로 설계된T-50 훈련기의 불안정한 항공기 특성을 제어법칙을 적용함으로써 안정화시킬 수 있었다. 그러므로 T-50 고등훈련기에 정안정성 완화 개념을 적용함으로써 조종성능 및 공력성능을 향상시킬 수 있었으며, 제어법칙을 적용하여 항공기 안정성을 향상시킬 수 있었다.

표 4. 세로축 이득을 최적화한 결과.

Table 4. Gain optimization of longitudinal axis.

Case	Desired			Optimization Gain					
	CAP	ω_{sp} (rad/sec)	ζ_{sp}	Kf	Kni	Knp	Kq	K_{fn}	K_{fd}
1	0.59	5.22	1.1	21.334	34.859	19.200	9.210	0.331	0.612
2	0.58	5.83	1.1	19.662	37.529	18.049	9.789	0.281	0.524
3	0.63	4.26	1.1	24.370	26.894	23.638	7.460	0.420	0.906
4	0.60	4.82	1.1	21.080	30.977	20.658	8.177	0.336	0.681
5	0.65	3.60	1.1	27.683	22.462	19.765	6.868	0.509	1.232
6	0.63	4.14	1.1	25.014	23.979	24.512	7.295	0.435	1.043
7	0.85	3.19	1.1	35.434	19.293	16.310	6.364	0.570	1.836
8	0.74	3.49	1.1	29.693	20.111	20.350	6.425	0.517	1.476

표 5. 단주기 모드에 관한 선형해석 결과.

Table 5. Linear analysis of short-period mode.

Case	Short-Period			Margin			Level Requirement
	ω_{sp} (rad/sec)	ζ_{sp}	CAP	Second G.M	First G.M	P.M	
1	5.51	1.18	0.66	10.63	-13.67	50.91	Yes
2	5.71	1.08	0.56	10.34	-13.70	51.06	Yes
3	3.86	1.01	0.51	12.48	-11.16	56.56	Yes
4	4.45	0.99	0.51	11.63	-14.50	57.26	Yes
5	3.69	1.06	0.69	12.86	-28.78	59.36	Yes
6	4.32	1,14	0.69	12.44	-19.15	57.30	Yes
7	3.26	1,12	0.88	13.67	-38.20	63.42	Yes
8	3.46	1.11	0.72	13.60	N/A	62.88	Yes

4. 이득 값의 정밀교정(tuning)

제어이득과 단주기 모드의 감쇄, 주파수, 항공기의 이득 및 위상여유와의 상관관계를 관찰하기 위해, 대표적으로 case 4에 대하여 K_q, K_{np} 이득의 증감을 10%로 하여 -30%에서 30% 사이에서 변화시켰다.

Fig. 4에서 Fig. 8까지는 제어이득의 변화에 따른 단주기 모드의 감쇄, 주파수, 이득 및 위상여유의 변화를 나타낸다. Fig. 4, 5에서 볼 수 있듯이 K_q 및 K_{np}는 감쇄비와 고유진동수에 모두 영향을 주고, K_q는 K_{np}보다 감쇄비에 더 많은 영향을 준다. 또한 K_{np}는 감쇄비보다 고유진동수에 비교적 더 많은 영향을 준다. 또한 피치각속도귀환이득인 K_q는 세로축 단주기 모드 특성에 지배적으로 영향을 미친다는 것을 볼 수 있다.

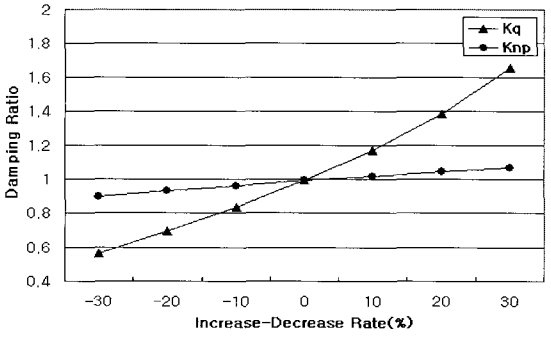


그림 4. 이득 변화에 따른 단주기 모드 감쇄비(case 4).

Fig. 4. Short-period damping ratio by changing gains of case 4.

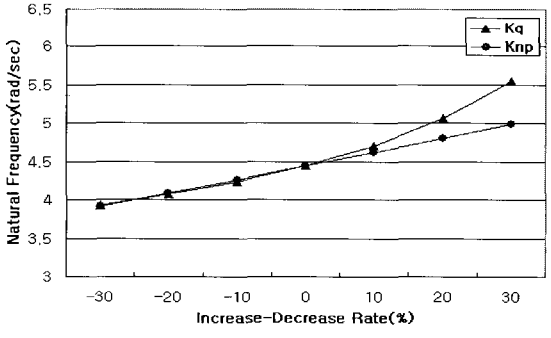


그림 5. 이득 변화에 따른 단주기 모드 주파수(case 4).

Fig. 5. Natural frequency by changing gains of case 4.

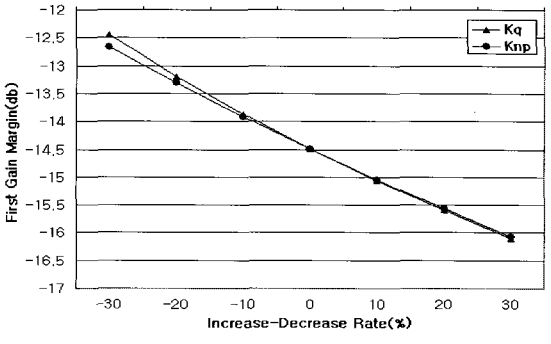


그림 6. 이득 변화에 따른 1차 이득여유(case 4).

Fig. 6. First gain margin by changing gains of case 4.

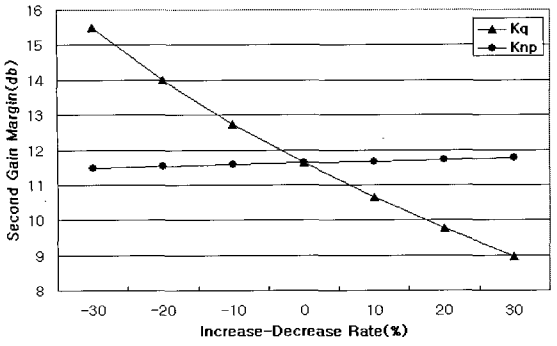


그림 7. 이득 변화에 따른 2차 이득여유(case 4).

Fig. 7. Second gain margin by changing gains of case 4.

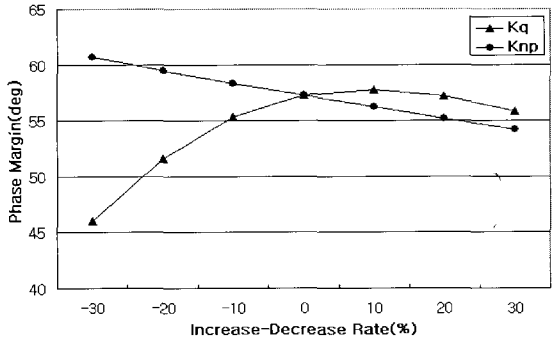


그림 8. 이득 변화에 따른 위상여유(case 4).

Fig. 8. Phase margin by changing gains of case 4.

Fig. 6, 7 및 8은 제어이득의 변화에 따른 이득 및 위상여유를 나타낸다. K_{np} 이득의 변화는 저주파수 영역에서 이득여유의 변화에 영향을 미치지만, 고주파수 영역에서는 그 영향은 작다. 또한 K_q 이득의 변화는 저주파수 및 고주파수 영역에서 이득여유의 변화에 영향을 미친 다. 또한 K_q 이득의 변화는 비선형 형태로 위상여유의 변화에 영향을 미치나, K_{np} 이득은 그 영향이 작은 것을 볼 수 있다.

위와 같은 결과는 (8)에서 볼 수 있듯이 K_q는 2차의 단주기 모드의 고유진동수와 감쇄비의 함수로 되어 있으므로, 항공기의 고유진동수와 감쇄에 영향을 미친다. 또한 감쇄비를 포함하고 있으므로 인해 이득 및 위상여유에 많은 영향을 미친다. 그리고 K_{np} 이득은 고유진동수에 관한 함수로 항공기의 고유진동수에 비교적 많은 영향을 미치며, 이득 및 위상여유에는 영향이 적다.

5. 이득정밀교정의 예제

본 논문에서 제시한 모델 역변환설계기법은 풍동시험에서 구한 항공기 모델이 정확하다는 전제하에서 유용한 기법이다. 그러나 풍동 시험에서 구한 항공기 모델은 실제 항공기와 오차가 존재한다. 만약 오차가 커다면 항공기 모델로 설계한 제어이득으로 원하는 항공기 조종특성과 안정성을 만족할 수 없을 것이다. 이러한 오차는 비행시험을 진행하면서 선형 및 비선형 해석으로 예측했던 항공기 운동과 실제 비행시험 시에 나타나는 항공기 운동을 비교함으로써 항공기 모델을 보정할 수 있으며, 보정된 항공기 모델을 이

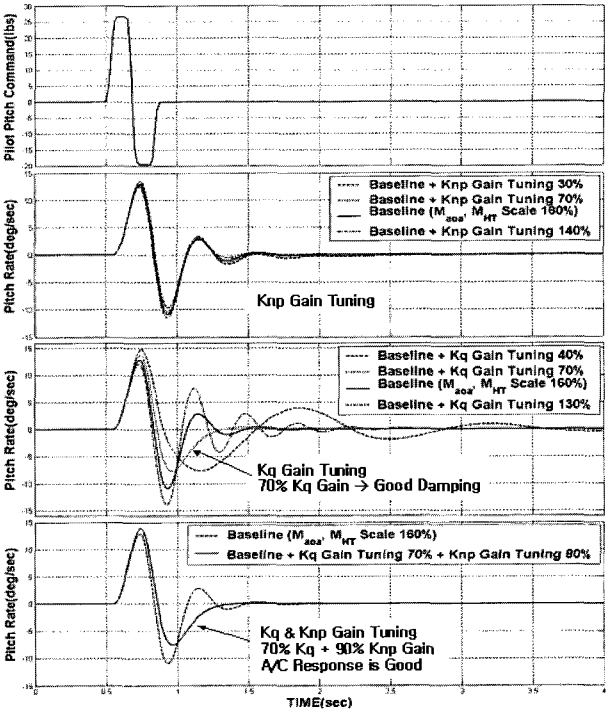


그림 9. 세로축 제어이득 조절을 통한 비선형해석(case 4).

Fig. 9. Nonlinear analysis with pitch axis gain tuning(case 4. M0.9@20K).

용하여 이득을 최적화(gain optimization)할 수 있다. 또 다른 방법은 이득을 정밀교정(gain tuning)을 하는 방법이 있다. 이러한 방법은 비행시험 시에 FCTP(Flight Control Test Panel)를 이용하여 이득을 조정하면서 원하는 항공기 응답을 얻어낼 수 있다. 본 절에서는 비행시험 시, 항공기 모델의 부정확성으로 인해 발생하는 원하지 않는 항공기 운동을 이득의 정밀교정으로 개선하는 방법을 제시한다.

Fig. 9는 오차가 포함된 항공기 모델에 대해 이득을 정밀교정을 하면서 비선형 해석을 수행할 결과이다. 항공기 응답의 판단기준은 단주기 모드 감쇄와 주파수가 적절한지 판단한다. 세로축 항공기 모델의 부정확성을 모사하기 위해 항공기 세로축 공력계수인 M_δ, M_α에 +60%의 오차를 주었으며, 오차가 포함되어 있지 않은 항공기 모델로 최적화한 제어이득을 적용하여 항공기 세로축 단주기 모드 운동을 관찰하였다. 세로축 방향으로 단주기 모드의 운동을 관찰하기 위해 세로축으로 가진하는 조종입력(pitch doublet)을 가한 결과, 최적화된 세로축 이득이 항공기 모델의 오차로 인해 감쇄가 감소하여 단주기 운동 특성이 적절하지 않다는 것을 볼 수 있다. 이러한 항공기 응답을 보정하기 위해 귀환이득을 조정하였다. 단주기 감쇄 및 주파수를 증가시켜, 단주기 모드 응답 특성을 개선하기 위해 피치각속도 귀환이득 K_q와 수직가속도 귀환이득 K_{np}을 조정하였다. K_{np} 이득의 변화량은 30%, 70%, 100% 및 140%, K_q 이득의 변화량은 40%, 70%, 100% 및 130% 하였다. 이득조정 결과, K_{np}는 K_q보다 항공기 단주기 운동에 영향이 적다. K_q는 단주기 모드의 감쇄 및 주파수에 많은 영향을 미친다. 또한 K_q

를 증가시키면 항공기의 주파수가 증가하여 응답이 빨라지고 감쇄가 증가하여 항공기는 단주기 진동특성을 나타낸다. 그리고 K_q를 감소시키면 항공기의 주파수가 감소하여 응답은 느려지고 감쇄가 감소하여 장주기 진동특성을 나타낸다. 따라서 K_q 이득을 적절한 범위 내에서 교정을 하면, 항공기에 적절한 감쇄를 부여할 수 있어 단주기모드 운동특성을 개선할 수 있다. 시뮬레이션 결과, K_{np} 이득을 90%, K_q이득의 70%로 이득교정을 하였을 때 항공기의 단주기 모드 응답 특성을 최적화할 수 있었다.

V. 결론

현대의 군용 항공기는 조종성능 및 안정성을 동시에 만족시키기 위해, 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완화개념을 채택하고 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통을 이용하여 제어법칙을 항공기에 적용하고 있다. T-50 고등 훈련기의 세로축 비행제어법칙 구조는 모델 역변환설계기법과 비례-적분 제어기법을 적용하고 있다.

본 논문에서는 모델 역변환설계기법을 이용한 제어이득의 설계 절차를 제시함으로써 비행제어법칙의 체계적인 데이터베이스를 구축할 수 있었다. 또한, 비행시험 시에 고아음속 및 천음속 영역에서 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) 피치각속도 귀환이득인 K_q는 세로축 단주기 모드 응답 특성에 많은 영향을 미치며, 특히 감쇄율의 변화에 지배적인 영향을 미친다. 또한 저주파수 및 고주파수 영역의 이득 및 위상여유에 영향을 미친다.

2) 수직가속도 귀환이득인 K_{np}는 세로축 단주기 모드 응답 특성에 영향을 미치나, 감쇄율의 변화에는 영향이 적으며, 주파수의 변화에 다소 영향이 많다. 또한 저주파수 영역에서 이득여유에 영향을 주며, 고주파수 영역에서는 영향이 거의 없다. 또한 위상여유의 변화에 영향을 미친다.

3) 공력계수에 오차를 적용하여 이득조정을 수행한 결과, K_q 이득의 영향이 단주기 모드 응답을 결정하는데 지배적이었다. 따라서 이득조정을 수행할 경우, K_q 이득으로 적절한 감쇄를 조정한 후, K_{np} 이득을 조정함으로써 적절한 응답 특성을 얻을 수 있다.

본 논문에서는 제어법칙 설계 절차와 제어이득의 조정기법을 제시함으로써, 차기 항공기에 개발 시에 소비되는 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] John Hodgkinson, "Aircraft handling qualities," *Air Force Institute of Technology Wight-Patterson Air Force Base,* Ohio, vol. 1, pp. 21~86, 1999.

[6] 김종섭, 배명환, 황병문, "비대칭 무장형상의 조종성 개선에 관한 연구," 한국항공우주학회지, 제33권 2호, pp. 106-112, 2005.

[7] 김종섭, 황병문, 고기옥, 배명환, "T-50 정밀추적 성능 향상을 위한 세로축 제어법칙에 관한 연구," 한국항공우주학회지, 게재예정.

[8] 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.

기호

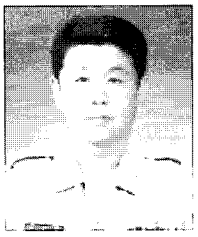
α	받음각(Angle of Attack)
g	중력 가속도(Gravity Acceleration)
q	피치각속도(Pitch Rate)
q_{DES}	목표 피치각속도(Desired Pitch Rate)
M_α	받음각에 대한 피치 모멘트 변화율
M_q	피치각속도에 대한 피치 모멘트 변화율
M_δ	수평꼬리날개에 대한 피치 모멘트 변화율
$\delta_{E_{cmd}}$	수평꼬리날개 변위
$n_{n_{cmd}}$	조종사 수직가속도 명령
V_T	진대기속도(True Airspeed)
$T_{\theta 2}$	피치자세 시상수(Time Constant)
$T_{\theta 2}^{DES}$	목표 피치자세 시상수(Time Constant)
ζ	감쇠계수(Damping Ratio)
w	고유진동수(Natural Frequency)
Δ	특성방정식(Characteristic Equation)
$a \sim d$	특성방정식 계수
K_f	조종사 앞먹임 이득(Pitch Stick Feed-Forward Gain)
K_{ni}	적분기 이득(Integral Gain)
K_{np}	수직가속도 귀환 이득
K_q	피치각속도 귀환 이득
K_{fd}	조종사 필터 이득
K_{fn}	목표 조종사 필터 이득
K_α	받음각 귀환 이득

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, 고받음각 제어법칙 설계, 시스템 모델링, 로봇생체모방제어.

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.



김 성 준

1990년 공군사관학교 전상학과 졸업. 2000년 고려대학교 전자공학과 대학원 석사. 현재 공군 항공 사업단 소속 T-50 비행제어 OFP 연수교육 중. 관심분야는 비행제어법칙 설계 및 해석.