

## 技術論文

## 비대칭 무장 형상의 조종성 개선에 관한 연구

김종섭\*, 배명환\*\*, 황병문\*\*\*

A Study on Improvement of Aircraft Handling Quality  
for Asymmetric Loading Configuration

Chong-sup Kim\*, Myung-whan Bae\*\* and Byung-moon Hwang\*\*\*

## ABSTRACT

Modern versions of supersonic jet fighter aircraft have several different weapon loading configuration to support air-to-air combat and air-to-ground delivery of weapon modes. These various aircraft loading conditions could result in asymmetric configurations to the aircraft once delivered. These asymmetric configurations could result in decreased handling qualities for the pilot maneuvering, stability, control issues and aerodynamic performance of the aircraft. In order to eliminate or decrease these adverse impacts on the pilot's ability, development of T-50 flight control law attempts to control the aircraft in both longitudinal and lateral-directional axes. Especially, the design of the lateral-directional roll axis control laws, utilizing a simple roll rate feedback structure and gains such as F-16, is developed for the T-50 aircraft to meet the aircraft's design requirements. Consequently, it is found that the improved control law decreases the roll-off phenomenon in lateral axes during pitch maneuver.

## 초 록

현대의 고성능 전투기는 공대공 및 공대지 전투 임무를 수행하기 위해 여러 가지 무장 형상을 하고 있고, 무장투하 시 비대칭 형상(Asymmetric Configuration)으로 임무를 수행하는 경우가 많다. 현재, 개발이 진행 중인 T-50 훈련기의 비대칭 무장형상 비행시험에서 세로축 기동 시 가로축 방향으로 조종사가 원하지 않는 운동이 발생하는데, 이는 항공기 안정성 및 조종성에 영향을 미칠 수 있다. 본 연구에서는 이러한 현상을 개선하기 위하여 기존의 가로축 제어법칙인 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환 구조를 F-16과 같이 단순 롤각속도 귀환구조로 적용하였다. 연구결과, 단순 롤각속도 귀환구조로 가로축 제어법칙을 변경하였을 때 비대칭 무장형상에서 세로축 기동 시 가로축 운동의 발생이 줄어들었으며, 시스템의 안정도 여유는 설계기준에 만족한다는 것을 알 수 있었다.

**Key Words** : RSS(Relaxed Static Stability, 정안정성 완화), FLCs(Flight Control System, 비행 제어 시스템), Gain Margin(이득여유), Phase Margin(위상여유)

† 2004년 10월 4일 접수 ~ 2004년 12월 30일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주산업, 경상대학교 대학원  
연락처, E-mail : robocskim@koreaero.co.kr  
경남 사천시 사남면 유천리 802번지

\*\* 정회원, 경상대학교 항공기계공학부, 공학연구원

\*\*\* 정회원, 한국항공우주산업

## 1. 서 론

현재 개발되고 있는 대부분의 군용 항공기는 공력특성 및 조종성능을 향상시키기 위하여 정적으로 항공기를 불안정하게 설계하는 정안정성 완

화 개념의 적용을 보편화하고 있다. 또한, 불안정하게 설계된 항공기의 안정성(Stability) 및 조종성(Controllability)을 보장하기 위하여 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어시스템(Digital Fly-By-Wire Flight Control System)의 채택은 필수적이다. 따라서 FBW(Fly-By-Wire) 비행제어시스템의 비행제어법칙(Flight Control Law) 설계는 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. 그 다음에는 전비행영역에 대해 제어법칙을 스케줄링(Scheduling)한 후 비선형 6-자유도 시뮬레이션을 통하여 제어법칙을 검증하고 보완한다. 마지막으로 HQS(Handling Quality Simulator)에 의한 항공기의 조종성능을 검증하는 단계를 거치면 제어법칙 설계 작업은 종결된다. 비행제어법칙의 설계에 적용되는 요구조건은 이와 같은 방법에 의해 연구가 많이 수행되어 오고 있다[1-4].

그러나 유인 항공기(Piloted Aircraft)의 조종성능을 해석적으로 정확히 예측하는 설계 요구조건의 정립은 조종사의 조종부하(Pilot Workload)가 주어질 비행임무, 비행 시의 외부환경 및 조종사의 상태에 따라 다르기 때문에 대단히 어렵다. 따라서 발전된 비행제어시스템은 비행임무에 따라 조종사에게 최적의 비행제어 모드를 제공하는 것이 궁극적 목표이다. 이러한 제어법칙의 적용으로 현대의 전투기는 공대공 및 공대지 전투에서 조종성능을 확보함과 동시에 안전성을 확보하게 된다.

현재, 우리나라에서 개발한 T-50 훈련기의 비행시험을 수행한 결과, 비대칭 무장 형상에서 세로축으로 기동 시, 가로축 방향으로 조종사가 원하지 않는 운동이 발생하는 문제점을 제기하였다. 이러한 현상은 비대칭 형상에서 전투임무를 수행할 때 안정성 및 조종성을 저해하는 요인이 될 수 있다.

본 연구에서는 상기와 같은 문제점을 개선하기 위해 T-50에 대한 가로축 제어법칙의 적용방향을 제시하는 것이 목적이다.

## II. 제어법칙 설계

### 2.1 세로축 제어법칙 설계

T-50 세로축 비행제어법칙 구조는 Fig. 1과 같이 모델 역변환설계기법(Dynamic Inversion)과 비례-적분(Proportional-plus-Integral) 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. 조종사의 조종간 입력은 수직가속도 추종시스템의 경우 피치명령구배(Pitch Command Gradient)에 의하여 수직가속도로 변환된 후 피치명령 제한기(Pitch Command Limiter)에 의해 최대/최소 수직가속도 명령이 제한된다. 피치각속도 추종시스템은 수직가속도 명령을 피치각속도 명령으로 변환시켜주기 위해  $g/V_T$ 가 곱해지며 이와 같이 조종사에 의해 발생된 조종명령은 정상상태 오차를 줄이기 위한 적분기를 통과한다.

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 무게 중심점의 수직가속도가 아닌 가속도계 위치에서의 수직가속도로 이를 귀환시키면, 무게 중심점의 수직

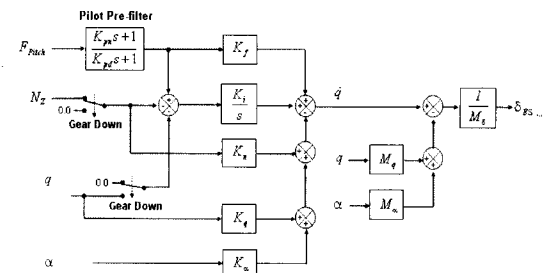


Fig. 1. Longitudinal control law

가속도 및 피치각가속도도 귀환시키는 결과를 가져오며, 단주기 특성의 고유 진동수와 감쇄율 모두를 증강시킨다. 피치각속도 귀환루프에는 제어기의 안정도 여유(Stability Margin)를 확보하기 위하여 진상필터(Lead Filter)가 사용되고, 피치각속도 및 수직가속도 귀환루프에는 구조적 진동에 의한 공진현상(Structural Resonance)을 억제하기 위하여 구조연계 필터(Structural Coupling Filter)가 사용된다. 외부루프는 UA모드의 경우에 조종사의 수직가속도 명령과 비교하기 위하여 수직가속도 귀환이 사용되며, PA모드의 경우에는 명령 시스템이 수직가속도에서 피치각속도로 전환되어 사용된다.

### 2.2 가로-방향축 제어법칙 설계

T-50 가로-방향축 비행제어법칙 구조는 미끄럼 각-미끄럼각속도( $\beta - \dot{\beta}$ ) 귀환모드이며, Fig. 2는 가로-방향축 제어법칙구조를 나타낸다. 항공기의 가로축과 방향축 운동은 서로 연결(Coupling)되어 있다. 그러므로 항공기가 균형선회(Coordinated Turn)를 하기 위해서는 그에 필요한 요우각속도가 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 추가되어 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 롤각속도는 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 귀환변수는 롤모드 시상수(Roll Mode Time Constant) 또는 안정미계수  $L_p$ 를 증강시키기 위하여 롤각속도를 귀환시키며, 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 귀환루프에는 구조적인 공진현상의 영향을 줄이기 위하여 구조

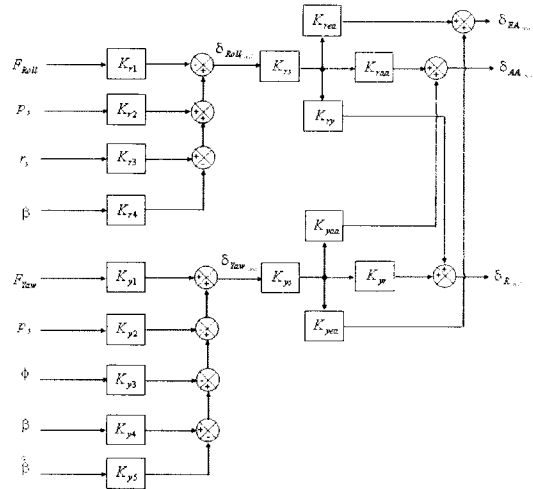


Fig. 2. Beta-beta-dot feedback in lateral directional control Law

연계현상 제거필터를 사용한다.

방향축 제어는 수직꼬리날개를 사용한다. 조종사의 러더페달 명령은 러더명령구배(Rudder Command Gradient)에 의해 미끄럼각 명령으로 변환되며, 고받음각에서의 이탈현상을 방지하기 위하여 롤각속도의 증가에 따라 그 크기가 감소하게 된다.

방향축 귀환변수는 롤각속도와 미끄럼각과 미끄럼각속도로서 주로 더치를 모드(Dutch Roll Mode)의 고유진동수와 감쇄율의 증강에 사용된다.

### 2.3 비행시험 및 제어법칙 변경

#### 2.3.1 T-50 비행시험

항공기 설계기준에 의하여 설계되어진 개발 항공기의 제어법칙은 여러 가지 형상에 대한 비행시험(Flight Test)을 통하여 항공기 안정성 및 조종성에 대한 평가를 수행하게 된다. 또한 설계기준을 만족하지 못하는 영역에 대해서는 데이터베이스의 수정을 통한 제어법칙 이득을 재설계하여 비행시험을 다시 수행하게 된다. 군용 항공기는 원활한 전투 임무를 위해서 여러 가지 무장 형상을 하고 있는데, 무장투하 시 발생할 수 있는 항공기 비대칭 형상(Asymmetric Configuration)에서 전투 임무를 수행하기 위한 안정성 및 조종성을 확보해야 한다.

T-50 항공기 형상은 무장 위치에 따라 CAT 1(Category 1), CAT 2 및 CAT 3 로 나누어진다. F11D1은 Fig. 3에서 1번 위치에 Launcher, 7번 위치에 AIM-9을 장착하고 있는 CAT 1에 대한

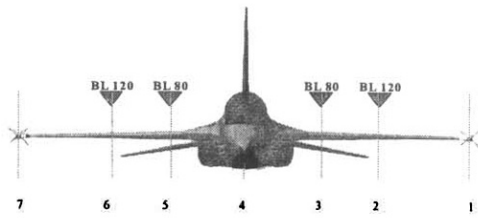


Fig. 3. Aircraft store loading

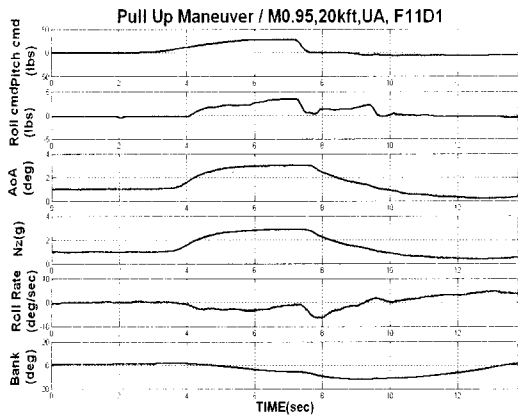


Fig. 4. Flight Test Data(F11D1, Push Up)

대표적인 비대칭 형상이다. 비대칭 무장형상인 F11D1에 대한 비행시험에서 순수 세로축 방향으로 기동 시 가로축 방향으로 조종사가 원하지 않는 운동이 발생하였다. Fig. 4에서 M0.95, 20kft, UA, F11D1 비대칭 형상에서 조종사가 세로축 방향으로 PU (Pull Up) 기동을 수행함에 따라서 가로축 방향으로 원하지 않는 운동이 발생하고 있는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 PU 기동에 의해 받음각(Angle of Attack)이 증가됨에 따라, AIM-9이 장착되어 있는 오른쪽 날개의 양력이 증가되어 왼쪽 방향으로 원하지 않는 롤이 발생한다.

### 2.3.2 가로축 제어법칙의 변경

T-50 가로-방향축 제어법칙은 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환 모드( $\beta - \dot{\beta}$ )를 채택하고 있다. Fig. 2에서 가로축은 최대 롤각속도는 200 deg/sec로 제한되고, 롤각속도 귀환이득(Kr2: Roll Rate Feedback Gain)은 가로축 조종사이득(Kr1)보다 상대적으로 작게 설계된다. 롤각속도 귀환이득이 작게 설계되는 것은 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환의 구조적인 문제이다. 비대칭 형상에서 항공기가 세로축 방향으로 기동할 때 가로축 방향의 운동을 억제하기 위해서는 롤각속도 귀환이득을 증

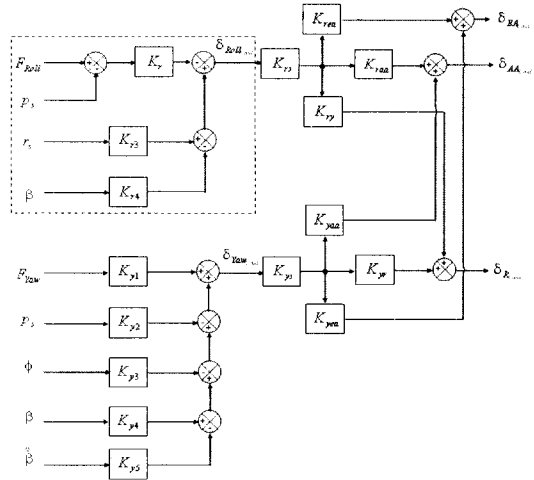


Fig. 5. Simple roll rate feedback in lateral directional control Law

가시켜야 한다. 그러나 롤각속도 귀환이득을 증가시키면 현재까지 수행된 해석방법을 적용하기 어렵다. 그러므로 방향축 제어법칙은 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환 모드로 유지하고, 가로축 제어법칙을 F-16과 같은 단순 롤각속도 귀환구조로 변경하였다.

가로축에 적용된 단순 롤각속도 귀환구조는 Fig. 5와 같이 롤축 조종사 이득과 롤각속도 귀환이득을 동일하게 사용하고, FCTP(Flight Control Test Panel)를 이용하여 최대 롤각속도를 제한할 수 있으며, 이득은 F-16에서 얻은 경험을 바탕으로 고도에 관계없이 대기속도에 대해서 스케줄링 하였다. 또한, 이득의 최대치는 FCTP를 이용하여 제한할 수 있다.

미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조에 적용된 롤각속도 이득은 조종사 이득의 1/10 정도로 작게 설계되어 있으나, 단순 롤각속도 귀환구조에 적용된 이득은 롤각속도 이득과 조종사 이득이 모두 증가되어 동일한 이득(Kr)으로 사용된다.

## III. 해석 및 결과

### 3.1 시험영역 및 요구도 선정

Table 1은 항공기의 정상모드 시 이득여유 및 위상여유에 대한 설계기준을, Table 2는 더치롤 모드(Dutch Roll Mode)에 대한 설계기준을 나타낸다.[5] T-50 훈련기의 CAT 1에 대한 1차 구조진동 모드(First Structure Mode)는 10Hz(= 62 rad/sec) 부근이다. 최소운용속도( $V_{0min}$ : Mini-

**Table 1. Primary control mode stability margin Requirement**

Mode Frequency(Hz)	Airspeed		
	$V_s$ to $V_{0min}$	$V_{0min}$ to $V_{0max}$	$V_{0max}$ to $V_L$
Frequency<0.06	±6 db No Phase Requirement	±4.5 db ±30°	±3 db ±20°
0.06<Frequency< First Structure Mode		±6 db ±45°	±4.5 db ±25°
Frequency>First Structure Mode		±8 db ±60°	±6 db ±45°

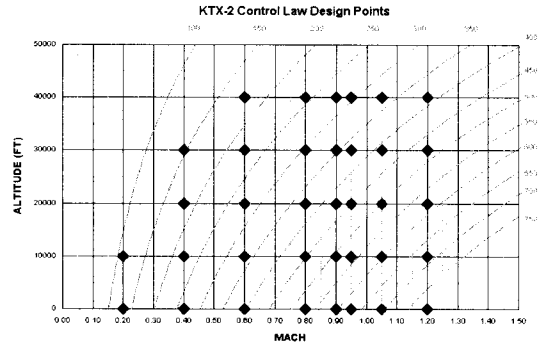
**Table 2. Minimum Dutch-Roll Frequency and Damping**

Level	Flight Phase Category	Minimum $\zeta_{DR}$	Minimum $\zeta_{DR} \cdot \omega_{DR}$ (rad/sec)	Minimum $\omega_{DR}$ (rad/sec)
1	A(CO/GA)	0.40	-	1.0
	A	0.19	0.35	1.0
	B	0.08	0.15	0.4
	C	0.08	0.15	1.0
2	All	0.02	0.05	0.4
3	All	0.005	-	0.4

CO - Air-to-Air Combat  
GA - Ground Attack

mum Operation Speed) 및 최대운용속도( $V_{0max}$ : Maximum Operation Speed)와 같은 속도 범위는 항공기 형상 및 비행 단계에 따라 차이가 있다. 본 논문에서는 CAT 1 형상에 대하여 해석을 수행하였으며, UA모드에서 A(CO/GA) 비행단계(Category A(CO/GA) Flight Phase)를 기준으로 하였다. A(CO/GA) 비행단계는 UA형상으로 급격한 항공기 기동과 정밀추적을 요하는 비행단계로, 공대공 및 공대지 전투가 포함되어 있다. 이러한 비행단계에서도 임무에 따라 속도범위에 차이가 있다. 본 논문에서는 급격한 기동을 필요로 하는 공대공 전투에 설계 기준을 두어, 최소운용속도( $V_{0min}$ : Minimum Operation Speed)는 받음각 15°로 속도는 약 141 knots이며, 최대운용속도( $V_{0max}$ : Maximum Operation Speed)는 650 knots(마하 1.2)이다.

시험 영역을 T-50 전비행영역, UA, CAT 1에 대해서 속도와 고도에 대한 영향성을 해석하기 위해서 Fig. 6과 같이 선정하였다. 단순 물각속도 귀환구조의 가로축 제어법칙은 가로축 조종사 이득과 물각속도 귀환이득은 FCTP를 이용하여 조



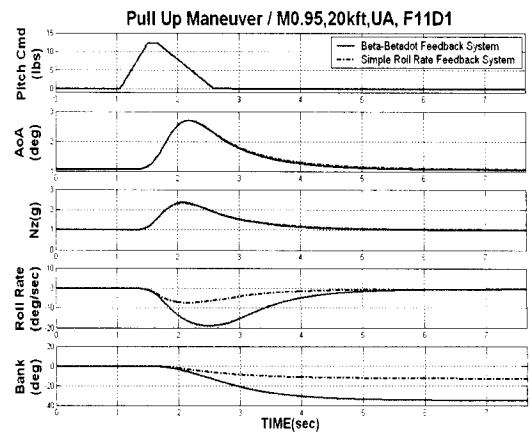
**Fig. 6. Test point**

종사가 최대이득을 선택할 수 있도록 되어 있다. 비대칭 형상에서 세로축 방향 기동에 대한 가로축 방향의 영향성을 해석하기 위하여 F11D1 비대칭 형상에서 세로축 방향으로 PU 기동을 수행하여 비선형 해석(Nonlinear Analysis)을 수행하였다. 또한, 물각속도 귀환이득의 증가로 인한 시스템의 안정도 여유(Stability Margin)를 해석하기 위해 선형화 모델을 이용하여 선형해석(Linear Analysis)을 수행하였다.

**3.2 비선형 해석**

비대칭 형상에서 세로축 방향으로 기동 시 발생하는 가로축 방향의 영향성을 해석하기 위하여 비선형 해석을 수행하였다. 6-자유도 시뮬레이션 프로그램 ATLAS(Aircraft Trim Linear and Simulation)를 이용한 F11D1 비대칭 형상에 대하여 세로축 방향으로 PU 기동의 비선형 해석을 수행하였다.

Fig. 7에는 마하 0.95, 고도 20kft에서 F11D1 비대칭 형상에 대한 비선형 해석결과를 나타낸



**Fig. 7. Nonlinear simulation**

것이다. 해석결과에서 볼 수 있는 것처럼 세로축 방향으로 기동 시 가로축 방향의 운동이 현저히 감소하는 것을 볼 수 있다. 또한, 세로축 방향으로 기동 시 가로축 방향으로의 운동을 완전히 제거하기 위해서는 보다 많은 롤각속도 귀환이득이 필요하다. 그러나 이득을 증가시키면 현재 롤각속도 귀환루프에 설계되어 있는 구조 연계필터 (Structural Coupling Filter)로 항공기의 구조연계현상을 방지할 수 없으며, 이로 인하여 시스템 안정도 여유에 좋지 않은 영향을 미칠 수 있으므로 롤각속도 이득의 양을 제한해서 사용하여야 한다.

### 3.3 선형 해석

단순 롤각속도 귀환구조로 가로축 제어법칙을 변경함으로 인해 시스템 안정도 여유를 해석하기 위해 선형화 모델을 이용하여 가로-방향축 선형 해석을 수행하였다. 해석범위를 시스템에 대한 이득여유(Gain Margin), 위상여유(Phase margin), 감쇄(Damping) 및 주파수(Frequency)로 하여 해석을 수행하였다.

가로축 제어는 플레퍼론을 주로 사용하며, 수평꼬리날개는 가로축 제어의 효율을 향상시키기 위해 아음속(Subsonic)영역에서는 플레퍼론의 25%, 초음속(Supersonic)영역에서는 50%를 사용한다. 또한 가로-방향축 연계효과를 방지하기 위해서 가로축 방향으로 운동 시 러더를 사용하여 롤에 의한 미끄럼각을 상쇄시킨다.

Fig. 8에는 가로축 제어의 주요종면(Primary Surface)인 플레퍼론에 대한 이득여유 및 위상여유를 나타내고 있다. 단순 롤각속도 귀환구조의 적용 시, 천이음속 영역(M0.8 ~ M1.0)에서 이득여유의 저하가 발생하지만, 설계기준은 만족하였다. 그리고 위상여유도 설계기준을 만족하였다.

Fig. 9와 Fig. 10에는 수평꼬리날개와 수직꼬리날개에 대한 이득여유와 위상여유를 나타내고 있는데, T-50 설계기준을 만족시키고 있음을 알 수 있다.

Fig. 11에는 가로-방향축의 주요 모드인 디치를 모드(Dutch Roll Mode) 감쇄와 주파수를 나타내고 있다. 감쇄는 M1.6@20K, 30K, 40K, M1.05@SL(Sea Level)에서 설계기준은 만족하지만, 감쇄계수가 0.38 정도로 작은 값을 가지고 있다. 그러나 본 영역에서는 항공기가 공대공 및 공대지 전투를 수행하는 영역이 아니므로, A 비행단계의 설계 요구도를 적용하였다. 주파수는 모든 영역에서 설계기준을 만족하였다. 선형해석 결과에서 알 수 있는 것처럼 천이음속 영역에서는 이득여

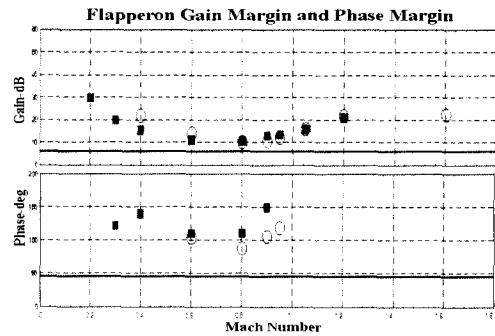


Fig. 8. Flap gain and phase margin

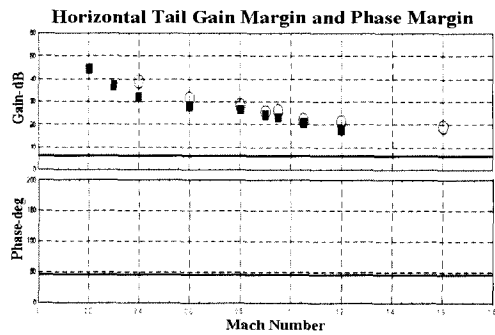


Fig. 9. HT gain and phase margin

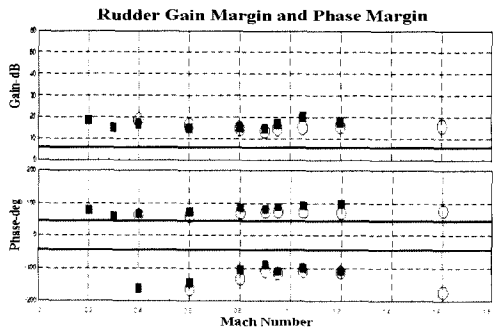


Fig. 10. Rudder gain and phase margin

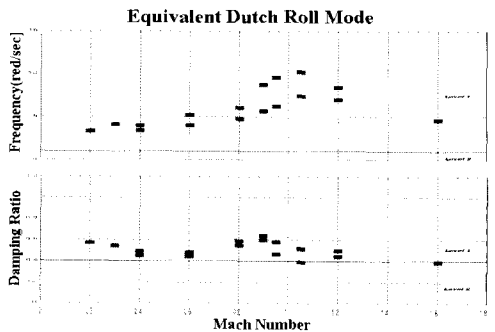


Fig. 11. Rudder gain and phase margin

유의 저하가 발생하였지만, T-50 설계기준을 만족시켰고, 감쇄 및 주파수도 설계기준을 만족시키고 있음을 볼 수 있다.

#### IV. 결 론

현대의 전투기는 조종성능과 안정성을 확보하기 위하여 제어법칙을 적용하고 있다. 현재, T-50은 비행시험을 통해 제어법칙을 지속적으로 보완하고 있는데, 가로-방향축 비행제어법칙에 적용되고 있는 미끄럼각-미끄럼각속도 귀환구조에서는 비대칭 형상에서 세로축 기동 시 가로축 방향으로 조종사가 원하지 않는 운동이 발생되어 개선을 위한 많은 노력을 하고 있다. 본 연구에서는 이러한 문제점 개선의 일환으로 가로축 제어법칙에 F-16과 같은 단순 롤각속도 귀환구조를 적용한 결과, 세로축 방향으로 기동할 때 가로축 방향에서 발생한 원하지 않는 운동을 감소시킬 수 있었으며, 시스템의 안정도에 영향을 미칠 수 있는 이득여유, 위상여유, 감쇄 및 주파수도 설계기준을 만족하였다.

현재까지 연구된 결과는 ATLAS를 이용한 선형 및 비선형 해석을 바탕으로 한 결과이다. 향후 과제는 실제 비행시험을 통하여 최적의 이득을 조율함으로써 롤 성능을 저하시키지 않고 비대칭 무장 형상에서 순수 기동 시 원하지 않는

가로축 운동을 제거함으로써 비대칭 무장형상의 조종성능을 개선할 수 있을 것이라 예상된다.

#### 참고문헌

- 1) Neal, T. P. and Smith, R. E., "An Inflight Investigation to Develop System Design Criteria for Fighter Airplanes", Air Force Flight Dynamics laboratory, WPAFB, Ohio, AFFDL TR-70-74, 1970.
- 2) Cooper, G. E. and Harper, R. P., "The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities", NASA TN-D 5153, 1969.
- 3) Anderson, M. R. and Schmidt, D. T., "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) McRuer, D. T. and Schmidt, D. T., "Pilot-Vehicle analysis of Multi-Axis Tasks", Journal of Guidance and Control, Vol. 13, No. 2, pp. 348 ~ 355, 1990.
- 5) Toles, R. D., "Flying Qualities Design Guide for the T-50 Aircraft Revision 2", Aeronautics Company-Fort Worth Vol. 1, No. 2, pp. 79 ~ 80, 2000.