

초음속 고등훈련기 가로-방향축 모델역변환 비행제어법칙 설계

김종섭^{1†} · 지창호² · 조인제³

^{1,2}한국항공우주산업(주) 비행제어팀

Lateral-Directional Dynamic Inversion Control Applied to Supersonic Trainer

Chongsup Kim^{1†} Changho Ji² and In-Je Cho³

^{1,2,3}Korea Aerospace Ltd.. Flight Control Team

Abstract : The modern version of aircrafts is allowed to guarantee the superior handling qualities within the entire flight envelope by imposing the adequate stability and flying qualities on a target aircraft through the various techniques of flight control law design. Generally, the flight control law of the aircraft in service applies the various techniques of the verified control algorithm, such as dynamic inversion and eigenstructure assignment. The supersonic trainer employs the RSS(Relaxed Static Stability) 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 of both beta-beta-dot feedback and simple roll rate feedback with proportional control method in order to guarantee aircraft stability. In this paper, the lateral-directional flight control law is designed by applying dynamic inversion control technique as a different method from the current supersonic trainer control technique, where the roll rate command system is designed at the lateral axis for the rapid response characteristics, and the sideslip command system is adopted at the directional axis for stability augmentation. The dynamic inversion of a simple 1st order model is applied. And this designed flight control law is confirmed to satisfy the requirement presented from the military specification. This study is expected to contribute to design the flight control law of KF-X(Korean Fighter eXperimental) which will proceed into the full-scale development in the near future.

Key Words : Flight Control Law, Dynamic Inversion, Roll Rate Command System, Sideslip Command System, Reference Model, Error Dynamics

1. 서 론

현재 개발되고 있는 군용항공기는 안정성 및 비행성을 보장하기 위하여 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통(digital Fly-By-Wire flight control system)을 채택하고 있다. 따라서 전기식 비행제어계통의 비행제어법칙 설계는 전 비행영역(flight envelope)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록 대상 항공기에 적절한 안정성 및 비행성을 부과하는 작업이다. 대부분의 운용되고 있는 양산항공기는 고전

제어(classical control)를 적용하고 있으며, 연구목적으로 최적제어(optimal control) 및 지능제어(intelligent control)와 같은 다양한 제어기 설계기법을 적용하고 있다. 현대에 들어, 다양한 비행제어법칙 설계 방법 중에 고전적인 설계 접근 방식을 보완한 모델역변환(dynamic inversion) 제어는 최근 수년 동안 항공기 제어공학자들 사이에서 큰 인기를 얻어 양산 및 연구목적의 항공기에 적용하고 있는데, ATTAS(Advanced Technologies Testing Aircraft System), NF-15B, F-18, F-117, YF-22, F-35 JSF(Joint Strike Fighter), SU-27 및 X-38 등 다양한 형상의 항공기와 미사일에 적용하여 시험 비행한 바 있다[1]. 독일의 경우, 항공우주연구센터(German

Received: March ##, ##### Revised: July ##, ##### Accepted: June ##, #####

† Corresponding Author

Tel:+82-55-851-6987#,E-mail: robocskim@koreaero.com

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

Aerospace Center, DLR)에서는 시험항공기인 ATTAS의 REAL(Robust and Efficient Autoland control Law Design) 비행제어법칙 내부루프(inner-loop)를 모델역변환 제어알고리즘을 적용하여 비행시험을 수행한 바 있다[2]. 그리고 미국에서는 NASA(National Aeronautics and Space Administration) NF-15B IFCS(Intelligent Flight Control System)에 적응비행제어시스템을 기반으로 한 신경망과 모델추종제어(model following control) 기법을 연구목적으로 적용하여 비행시험을 수행한 바 있다[3]. 또한, 보잉사에서는 F/A-18 시험항공기와 UCAV(Unmanned Combat Aircraft Vehicle) 전단계의 28% 축소형의 X-36 무인항공기에 재형상 비행제어법칙 설계를 모델역변환 제어기법에 신경망 알고리즘을 적용하여 결함(failure), 손상(damage) 및 모델의 불확실성(uncertainties)에 대한 영향성을 검증한 바 있다[4-7]. Honeywell 연구센터에서는 다변수 강인제어(robust multivariable control)와 모델역변환 분야의 발전에 많은 공헌을 했는데, 고전제어 개념의 외부루프(outer loop), 다변수 강인제어와 비선형 모델역변환 개념의 내부루프를 결합한 모듈화된 소프트웨어인 MACH (Multi-Application Control by Honeywell)를 개발하였다. MACH는 1995년에서 1997년 록히드마틴사의 F-35 JSF의 초기 제어기 설계에 적용한 바 있으며, X-38 V132에 적용하여 성공적인 비행시험을 완료하였다[8,9]. 이후, 록히드마틴사에서는 MATLAB 기반의 비행제어법칙 설계 툴(in-house)을 개발하여 F-35에 적용하고 있다. 마지막으로 국내에서 개발하고 양산에 성공한 초음속 고등훈련기의 경우, 세로축 제어법칙을 PI(Proportional- Integral) 제어기를 기반으로 한 저차화된 1차 형태의 모델역변환 기법을 적용하였다[10]. 따라서 현대의 항공기 제어에 있어 모델역변환 제어의 적용은 연구단계에서 벗어나 양산항공기에 보편화되어 적용되고 있는 추세에 있다.

현재, 초음속 고등훈련기의 가로-방향축 비행제어법칙은 단순롤각속도 궤환(simple roll rate feedback) 제어와 미끄럼각-미끄럼각속도 궤환(beta- betadot feedback) 제어를 혼합하여 적용하고 있다. 본 연구에서는 또 다른 제어방법으로 초음속 고등훈련기 모델을 기반으로 간략화된 모델역변환 제어방법을 적용하

여 가로-방향축 비행제어법칙을 설계하였다. 가로축은 롤각속도 명령을 추종(roll rate command system)하고, 방향축은 미끄럼각 명령을 추종(sideslip command system)할 수 있도록 하였다. 설계 및 평가는 CONDUIT(Control Designer's Unified Interface)을 활용하였으며, 군사규격서(military specification)에 제시하고 있는 요구도를 기준으로 평가하였다.

2. 모델역변환 비행제어법칙 설계

본 절에서는 모델역변환 제어개념, 제어법칙 전체구조도, 역운동모델(inverse plant), 참조모델(reference model) 및 궤환보상기(error dynamics)에 1차 모델역변환 제어방법을 적용하여 가로-방향축 비행제어법칙을 설계한 결과를 제시한다.

2.1 개념

일반적으로 항공기 동역학적 상태방정식은 Eq. 1과 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \tag{1}$$

여기서 $f(x)$ 는 상태 동역학 함수(state dynamic inversion)이고 $g(x)$ 는 제어입동함수(control distribution function)이다. 만약, $g(x)$ 가 상태변수의 모든 값에 대해서 역변환이 가능하다고 가정한다면 Eq. 2와 같이 표현할 수 있다.

$$u = g^{-1}(x) \dot{x}_{des} - f(x) \tag{2}$$

따라서 설계자가 원하는 상태변화율을 x_{des} 라고 한다면, 이를 생성하기 위한 조종명령은 Eq. 3과 같이 표현할 수 있다.

$$u = g^{-1}(x) \dot{x}_{des} - f(x) \tag{3}$$

Fig. 1은 모델역변환 제어의 일반적인 개념을 나타내는데, 본 방식은 항공기의 동역학(dynamics)을 비행제어법칙에 삽입하여 기존의 불안정하거나 바람직하지 않은 동역학적 특성을 제거하고, 설계자가 요구하는 항공기 운동특성을 갖게 하는 제어기 설계방법 중

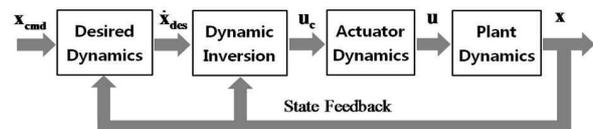


Fig. 1 Concept of Dynamic Inversion Control

의 하나이다. 그리고 설계에 대한 기본적인 가정은 모든 상태변수에 대해 $g(x)$ 가 역변환이 가능해야 하며, 구동기(actuator)를 포함하여 대상항공기의 완벽한 동역학 모델링이 준비되고 항공기의 상태변수를 완벽하게 측정 가능해야 피드백 함수로 설계자가 원하는 동역학적 특성을 획득할 수 있다. 그러나 이러한 가정은 현실적으로 불가능하기 때문에 모델역변환 제어기에는 모델링의 불확실성으로 인한 바람직하지 않은 작동을 억제할 수 있을 정도로 일정수준의 강건성을 요구한다. 따라서 통상적으로 모델링의 불확실성에 대한 강건성을 부여하기 위해 고전제어방식 또는 신경망 알고리즘 등과 같은 케환보상기를 함께 설계한다. 아울러 이러한 설계 한계를 극복하기 위해서 모델역변환 제어기는 외부루프 제어기와 결합하여 설계된다.

2.2 제어법칙 구조

빠른 응답특성을 요구하는 전투기의 롤축 명령시스템은 통상적으로 롤각속도 명령시스템(roll rate command system)을 채택하며, 방향축은 안정성 증강을 위해 미끄럼각 명령시스템(sideslip command system)으로 설계하였다. 모델 역변환 제어시스템은 항공기의 응답특성이 저차화된 명령모델을 추종할 수 있도록 하여 비행조종성을 향상시키는데 목적이 있다. 제어시스템의 구성은 원하는 명령을 생성하는 저차화(low-ordered)된 참조모델(reference model), 외란을 억제하고 비행체를 안정화하기 위한 케환보상기(Error Dynamics) 및 역운동모델(inverse plant)로 구성된다. 이러한 구조의 제어시스템을 역운동모델이 정확하게 표현하는 비선형 모델로 구성한다면 항공기 응답이 명령모델을 오차 없이 추종할 수 있다. 그러나 항공기 모델링의 불확실성 및 구동기(actuator) 등의 비선형(nonlinearity) 특성으로 완벽하게 참조모델을 추종하기 어렵다. 그리고 선형모델을 기반으로 한 1차 형태의 저차의 모델을 이용할 경우에는 선형화 과정에서 발생하는 가정으로 모델의 간략화로 인해 역운동모델을 완벽하게 모사할 수 없다. 따라서 위와 같은 효과로 발생하는 항공기의 응답과 명령모델 간의 오차를 보정하기 위해 케환보상기를 설계하여 제어기의 강인성을 보장한다. Fig. 2는 가로-방향축 모델역변환 제어법칙의 외부(outer) 및 내부(inner) 루프의 제어법칙 구조를 나타낸다. 외부루프는 미끄럼각 명령시스템으

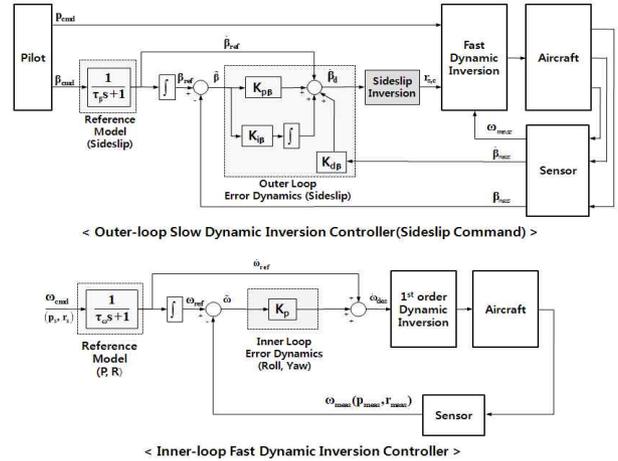


Fig. 2 Architecture of Lateral-Direction Dynamic Inversion control

로 1차형태의 참조모델, 미끄럼각과 미끄럼각속도를 센서로부터 케환 받아 PID(Proportional- Integral- Derivatives) 제어기를 구성한 케환보상기 및 미끄럼각속도 변화율 명령을 요우각속도 명령으로 변환하기 위한 미끄럼각 역변환(sideslip inversion) 모델로 구성된다. 그리고 내부루프는 가로축에는 롤각속도, 방향축에는 요우각속도 명령시스템으로 1차 형태의 참조모델, 롤각속도와 요우각속도를 케환 받아 비례(Proportional) 제어를 구성한 케환보상기 및 1차 형태의 모델역변환으로 구성된다.

2.3 참조모델

참조모델은 사용자가 원하는 동적 응답을 생성하는 알고리즘으로 식 (4)과 같이 저차화(low-ordered)하여 구성하였다. 가로축의 롤각속도 참조모델 1차, 방향축은 미끄럼각과 요우각속도 참조모델을 1차로 설계하였다.

1차의 참조모델에서 가로축은 롤각속도, 방향축은 미끄럼각 및 요우각속도 명령에 대한 최적의 참조응답을 생성할 수 있도록 식 (4)와 같이 설계하였다. 이때, 1차 참조모델의 계수는 각각의 응답 특성에 대한 최적의 시정수(time constant)를 적용하였다.

$$x = \frac{1}{\tau s + 1} \tag{4}$$

where roll : $x = p, \tau = \tau_p$
 yaw : $x = \beta$ or $r, \tau = \tau_\beta$ or τ_r

참조모델의 계수는 MIL-STD-1797에 정의된 요구도를 만족시킬 수 있도록 선정하였으며, 제어이득과

같이 최적화 과정에도 고려하여 관련 요구도를 만족시킬 수 있도록 하였다[11-12].

2.4 역운동모델

모델 역변환 제어는 이론상으로는 정확한 공력데이터가 제공되고, 비선형 모델을 역운동화 한다면 궤환보상기가 필요 없는 시스템이다. 본 연구에서 사용되는 역운동모델은 1차의 간략화된 모델로 선형화 모델에서 공력계수를 추출하였다.

외부루프에서 느린 동역학 역변환(slow dynamic inversion)에서 미끄럼각속도를 간략화하면 Eq. 5와 같이 나타낼 수 있다.

$$\beta \approx p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{g}{V_t} \cos \theta \sin \phi \quad (5)$$

따라서 빠른 동역학 역변환(fast dynamic inversion)에서 필요로 하는 요구되는 요우각속도 명령($r_{s,c}$)은 Eq. 6과 같이 구할 수 있다.

$$r_{s,c} = - \begin{bmatrix} \dot{\beta}_d - p \sin \alpha - \frac{g}{V_t} \cos \theta \sin \phi \\ \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (6)$$

항공기의 빠른 응답 특성에 있어 롤각속도 및 요우각속도 변화율에 대한 가로-방향축 응답은 Eq. 7과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{p} &= L_p p + L_r r + L_\beta \beta + L_{\delta_{lat}} \delta_{lat} + L_{\delta_{dir}} \delta_{dir} \\ \dot{r} &= N_p p + N_r r + N_\beta \beta + N_{\delta_{lat}} \delta_{lat} + N_{\delta_{dir}} \delta_{dir} \end{aligned} \quad (7)$$

Eq. 7을 정리하면 제어입력에 대한 간략화된 가로-방향축 역운동모델은 Eq. 8과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \delta_{lat} \\ \delta_{dir} \end{bmatrix}_c = \begin{bmatrix} \delta_{lat} & L_{\delta_{dir}} \\ N_{\delta_{lat}} & N_{\delta_{dir}} \end{bmatrix}^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix}_d - \begin{bmatrix} L_p & L_r & L_\beta \\ N_p & N_r & N_\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ r \\ \beta \end{bmatrix}_m \right\} \quad (8)$$

2.5 궤환보상기

항공기 및 구동기 등의 모델링 오차에 의한 제어기의 강건성을 유지하고, 비행체의 응답과 명령 간의 오차를 보정하기 위해 궤환보상기를 설계하였다. 궤환보상기는 Eq. 9와 같이 비례-미분-적분(PID: Proportional-Integral-Derivatives) 제어를 설계하였다.

$$\begin{aligned} \dot{\beta}_d &= \dot{\beta}_{ref} + K_{p\beta} \beta + K_{i\beta} \int \beta dt + K_{d\beta} \dot{\beta}_{meas} \\ \omega_{des} &= \omega_{ref} + K_p \omega \\ \text{where } \omega &= p_s \text{ and } r_s \end{aligned} \quad (9)$$

3. 설계영역 및 설계계수 최적화

본 논문에서는 고도 10Kft에서 아음속 영역인 M0.8, 천음속 영역인 M0.95 및 초음속 영역인 M1.05 비행영역에서 비무장인 F0(Clean) 형상을 기반으로 비행제어법칙을 설계하였다. 복잡한 제어시스템에서 제어이득(control gain)과 같은 설계계수를 설계자가 시행착오(trial and error)를 통해 설계하는 것은 개발기간의 증가로 개발비용을 증가시킨다. 따라서 본 연구에서는 고정익 및 회전익 비행제어법칙 개발 소프트웨어인 CONDUIT을 활용하여 설계계수를 최적화하고 검증하였다. CONDUIT에서 제공하는 규격은 MIL-F-8785C를 근간으로 하는 고정익 규격서, ADS-33E-PRF를 근간으로 하는 회전익 규격서와 제어기 설계에 공통으로 적용하는 일반적인 규격으로 구분 할 수 있다. 각각의 규격은 안정도 기준(stability criteria)을 정의하는 Hard(H), 비행성(handling quality) 기준을 정의하는 Soft(S) 및 성능(performance)과 작동기 사용 기준을 정의하는 Objective(O) 제약(constraint) 등으로 구분된다. CONDUIT 최적화 과정에서 설계자로부터 설정된 제약 조건에 의해 단계적(Phase 1 ~ 3)으로 설정된 규격을 만족하는 설계계수를 최적화 한다. Table 1은 설계계수 최적화 및 해석에 적용한 규격을 나타낸다. 항공기의 안정성과 관련된 안정도 여유(stability margin)와 고유값(eigenvalue) 규격은 Hard제약 조건으로 설정하였으며, 비행성과 관련된 더치율 감쇄비(damping ratio) 및 주파수(frequency), 롤모드 시정수(time constant) 및 시간지연(time

Table 1 Optimization Parameters

Requirement	Source	Channel	Constraint Type
Eigenvalues	Ames	Roll, Yaw	Hard
Stability Margin	9490D	Roll, Yaw	Hard
DR Damping Ratio	1797A	Roll, Yaw	Soft
DR Frequency	1797A	Roll, Yaw	Soft
Roll Mode TC	1797A	Roll	Soft
Roll Equi. TD	1797A	Roll	Soft
Spiral Stability	1797A	Roll, Yaw	Soft
Dist. Response	Ames	Roll, Yaw	Check
Step Response	Ames	Roll, Yaw	Check

delay) 등의 규격은 Soft 제약 조건으로 설정하였다. 그리고 시간영역 응답특성 등에 대한 규격은 Check 제약 조건으로 두어 규격의 만족 여부를 확인하였다.

4. 평가결과

본 연구에서는 CONDUIT 상용소프트웨어를 이용하여 가로-방향축의 모델역변환 제어법칙을 설계하였으며, 군사규격서를 만족할 수 있도록 제어기내의 주요 설계계수를 최적화하였다. Fig. 3은 시스템 전체의 고유값, 안정도 여유, 더치롤모드 감쇄비 및 주파수, 롤모드 시정수, 스파이럴 안정도, 외란에 대한 응답특성 및 롤각속도와 미끄럼각의 계단 입력에 대한 응답특성에 대한 CONDUIT 해석결과를 나타낸다. 항공기의 기본 안정성과 관련된 고유값은 S-평면의 왼쪽에 모두 위치함을 확인하였으며, 롤 및 방향축의 안정도 여유는 MIL-STD-1797A에 제시하고 있는 이득여유는 6dB 이상, 위상여유는 45도 이상을 만족함을 확인

하였다. 가로-방향축의 주요 운동 모드인 롤모드 시정수는 0.28초로 빠른 롤 응답특성을 만족할 수 있었으며, 등가 롤모드 시간지연은 0.047초로 0.1초 이하의 요구조건을 만족시킨다는 것을 확인할 수 있었다. 그리고 스파이럴 안정도 및 더치롤모드 감쇄비/주파수 요구조건은 만족함을 확인하였으나, 등가저차시스템 (Low Order Equivalent System, LOES)의 정확도 목표인 Cost 값이 30 이상으로 주파수 대역의 해석결과를 신뢰할 수 없었다. 따라서 가로-방향축 주요 응답특성은 각 축에 대해 임펄스(impulse) 입력을 가하여 시간에 따라 안정화되는 정도를 평가할 수 있는 시간영역 시뮬레이션을 수행하였다. 대표적으로 Fig. 4는 짧은 시간동안의 펄스 입력을 오른쪽 러더페달 입력으로 제어시스템에 인가하여 시뮬레이션을 수행한 결과로 펄스 입력 후에 가로축이나 방향축으로의 발산 (divergence) 특성 없이 곧바로 안정화 된다는 것으로

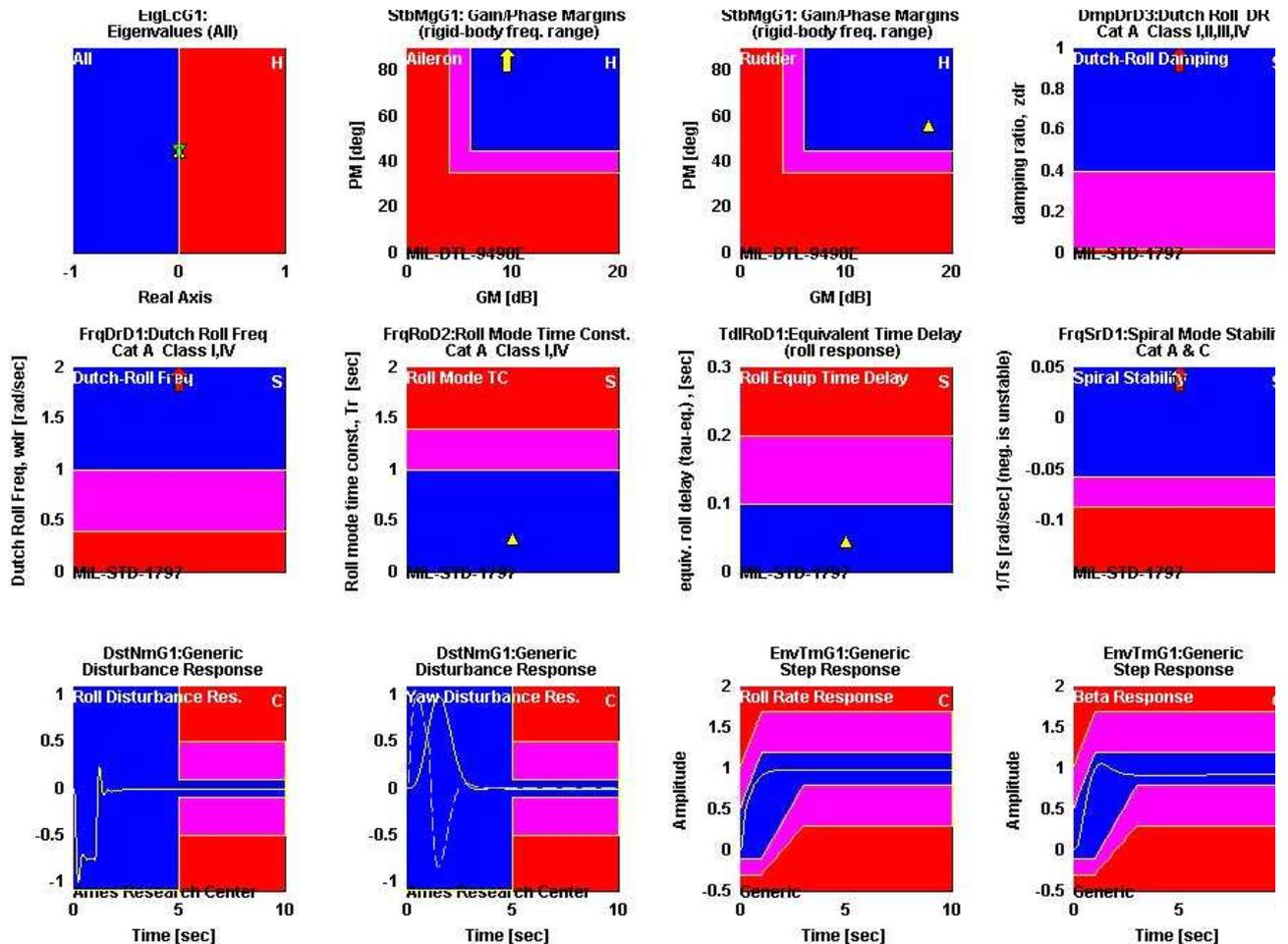


Fig. 3 CONDUIT Analysis Result(M0.8@10K, UA, F0)

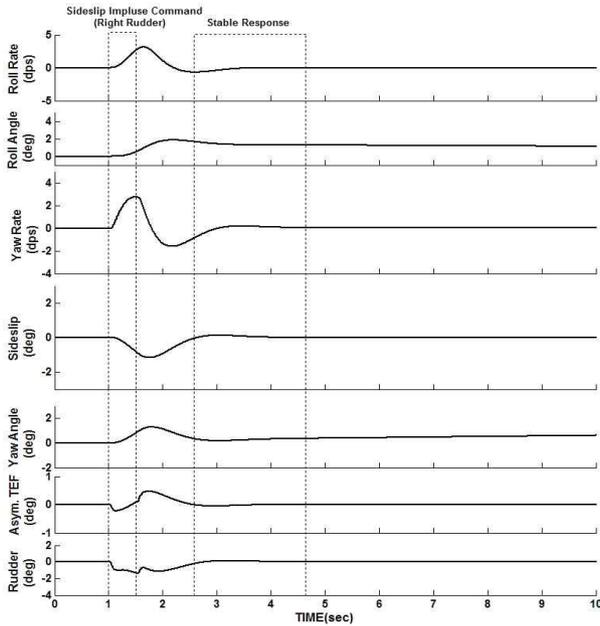


Fig. 4 Result of Response for Sideslip Impulse Command (M0.8@10K, UA, F0)

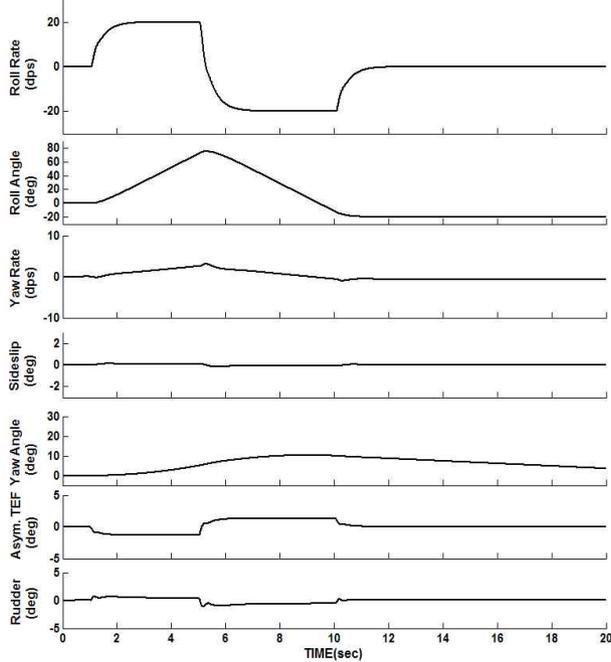


Fig. 5 Result of Response for Roll Rate Step Command (M0.8@10K, UA, F0)

확인할 수 있다. 따라서 더치를 모드 및 스피어럴 안정성을 간접적으로 만족함으로 확인할 수 있었다. 그리고 외란에 대한 제어시스템의 강건성을 평가하기 위해 롤각속도, 요우각속도 및 미끄럼각에 대한 펄스입력을 제어시스템에 인위적으로 인가하여 안정성 여유

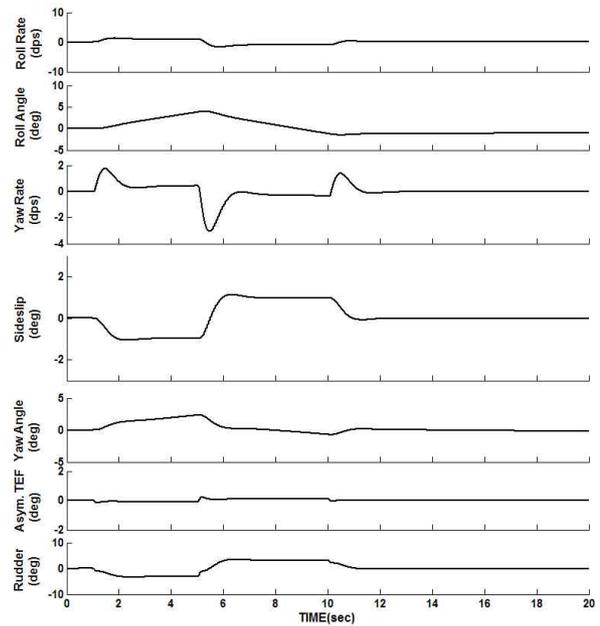


Fig. 6 Result of Response for Sideslip Step Command (M0.8@10K, UA, F0)

를 평가한 결과, 외란입력 후에 곧바로 안정화된다는 것을 확인할 수 있었다. 마지막으로 제어시스템이 조종명령을 만족스럽게 추종하는지를 평가하기 위해 각축에 대해 계단(step) 입력을 인가하여 추종특성을 평가하였다. Fig. 5는 좌·우측 롤방향으로 $\pm 20 \text{ deg/sec}$ 계단입력을 인가하여 입력에 대한 롤각속도의 추종특성을 평가한 결과를 나타낸다. 롤각속도의 계단입력에 대해 롤각속도 추종 특성은 만족스러우며, 롤명령 시에 미끄럼각은 $\pm 0.05 \text{ deg}$ 로 방향축 안정성이 유지된다는 것을 볼 수 있다. Fig. 6은 좌·우측 방향축으로 $\pm 1 \text{ deg}$ 의 계단입력을 인가하여 입력에 대한 미끄럼각 추종특성을 평가한 결과를 나타낸다. 오른쪽 방향축 계단입력에 대해 요우각속도는 양의 방향으로 미끄럼각은 음의 방향으로 발생하여 계단 입력에 대한 추종특성이 만족함을 확인할 수 있다, 그리고 음의 미끄럼각에 대해 롤 응답특성은 양의 롤각속도를 발생시킴으로써 가로 안정성(lateral stability)을 갖는다는 것을 확인할 수 있었다. 또한, 가로-방향축의 모델역변환 기법을 적용함으로써 축간 연계효과 제거를 위해 별도의 제어기 설계가 필요하지 않는 장점이 있었으며, 간략화된 항공기의 모델을 적용함으로써 모델링 및 제어기의 복잡도를 증가시키지 않고 구현할 수 있는 이점이 있다.

5. 결론

현대에 들어, 군용항공기는 보다 향상된 기동성 (maneuverability)을 확보하고, 저 피탐성(low observability)을 목표로 다소 불안정한 특성을 갖는 항공기를 설계하고 있다. 따라서 저하된 항공기의 안정성(stability)을 확보하고 비행성(flying qualities)을 향상시키기 위해 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통(digital Fly-By-Wire flight control system)을 채택하고 있다. 따라서 전기식 비행제어계통의 비행제어법칙 설계는 전 비행영역(flight envelope)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록 대상 항공기에 적절한 안정성 및 비행성을 부과하는 작업이다. 그리고 다양한 비행제어법칙 설계 방법에 고전적인 설계 접근 방식을 보완한 모델역변환(dynamic inversion) 제어는 최근 수년 동안 항공기 제어공학자들 사이에서 큰 인기를 얻어 양산 및 연구 목적의 항공기에 적용하고 있다. 특히 국내에서 개발되고 운용하고 있는 초음속 고등훈련기의 종축 비행제어법칙 설계개념은 간략화된 모델역변환 제어방식을 채택하고 있다. 본 논문에서는 상용소프트웨어인 CONDUIT를 기반으로 하여 초음속 고등훈련기 모델을 이용하여 1차 형태의 간략화된 모델역변환 제어방법을 적용하여 가로-방향축 비행제어법칙을 설계하였다. 명령시스템은 통상적으로 전투기에서 적용하고 있는 방식인 롤각속도 명령을 추종(roll rate command system) 및 미끄럼각 명령을 추종(sideslip command system)을 적용하였다. 가로-방향축 주요 모드를 기반으로 한 주파수 및 시간영역의 요구도를 기준으로 설계된 비행제어법칙을 평가한 결과, 대부분의 요구조건을 만족함을 확인할 수 있었다. 향후, 확장된 개념으로 비선형 모델역변환 개념을 연구하고 성능 및 개발의 복잡도와 관련하여 기존의 연구결과와 장·단점을 비교 분석할 예정이다. 이러한 결과는 T/FA-50의 성능 개량 사업과 추후에 체계개발이 진행될 한국형전투기개발사업(KF-X: Korean Fighter eXperimental)에서 핵심기술을 개발하는데 기여하리라 기대한다.

참고 문헌

[1] Gary J. Balas and John Hodgkinson, "Control design methods for good flying qualities," AIAA

Atmospheric Flight Mechanics Conference 10 - 13 August 2009, Chicago, Illinois

- [2] Lambregts, A. A, "Vertical flight path and speed control autopilot design using total energy principles," AIAA-1983-2239.
- [3] Richard R. Larson, John J. Burken and Bradley S. Butler, "Implementation of an Adaptive Controller System from Concept to Flight Test," AIAA 2009-2055.
- [4] Christopher J. Miller¹, "Nonlinear Dynamic Inversion Baseline Control Law: Flight-Test Results for the Full-scale Advanced Systems Testbed F/A-18 Airplane," AIAA.
- [5] Bugaski, D. J., Enns, D. F., and Elgersma, M. R., "A Dynamic Inversion Based Control with Application to the F-18 HARV," AIAA Paper 90-3407, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Portland, OR, 1990, pp. 826-839.
- [6] Brinker, J.S., Wise, K.E., "Flight Testing of Reconfigurable Control Law on the X-36 Tailless Aircraft," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol.24, no.5, 2001, pp. 903-909.
- [7] Calise, A.J., "Development of a reconfigurable flight control law for the X-36 tailless fighter aircraft," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-2000-3940, 2000
- [8] Honeywell Technology Center and Houston Engineering Center, "'Application of MACH to X-38 Drop Test Vehicle,'" HTC Contract Number 7028327, for NASA Johnson Space Center, June 1997.
- [9] Gregory P. Walker and David A. Allen, "X-35B STOVL FLIGHT CONTROL LAW DESIGN AND FLYING QUALITIES," Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit 5-7 November 2002, Williamsburg, Virginia
- [10] [3] C. S. Kim, B. M. Hwang, and S. J. Kim, "'A study on longitudinal flight control law of T-50,'" Journal of Control, Automation and Systems

Engineering, vol. 11, no. 11, pp. 963-969, 2005.

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

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

저 자 소 개

김 종 섭



2000년 한국기술교육대학교 제어기계 공학과 졸업. 2002년 한양대학교 대학원 전기전자제어계측공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) 비행제어팀. 관심분야는 고정익 및 회전익 비행제어법칙설계 및 해석, 고반응각 제어법칙 설계, 전환장치 알고리즘, 시스템 모델링.

지 창 호



2000년 경상대학교 기계공학과 졸업. 2002년 부산대학교 대학원 기능기계공학 석사. 2002년~현재 한국항공우주산업(주) 비행제어팀. 관심분야는 고정익 비행제어법칙설계 및 해석.

조 인 제



1984년 경북대 전자과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 1986년~현재 한국항공우주산업(주) 비행제어팀 수석연구원. 관심분야는 안전 중시 소프트웨어 설계/검증.