

고기동 전투기 내부루프 제어법칙 개발

김종섭^{1†} 성재민² 양인석³ 강명수⁴ 조인제⁵ 황병문⁶

- I. 서론
- II. 모델역변환 제어 설계
- III. 설계 목표 및 평가 방안
- IV. 평가 결과
- V. 결론 및 향후계획

요 약

비행제어법칙의 내부루프 설계는 불안정하게 설계된 항공기의 안정성을 보장하고, 전비행영역에서 만족스러운 조종성을 부과한다. 대부분의 전투기는 성능이 기 검증된 고전제어방식을 채택하고 있으며, 최근에 운용되고 있는 항공기의 경우에는 고전적인 설계접근 방식을 보완한 모델역변환제어를 적용하고 있는 추세에 있다. 이러한 예로, 초음속 고등훈련기는 종축의 제어법칙에 선형모델을 활용한 모델역변환 제어방식, F-35의 경우에는 종, 횡-방향축 전체의 제어법칙을 비선형 모델을 활용한 모델역변환 제어를 적용한 바 있다. 본 논문에서는 전투기급 항공기의 제어법칙 개발사례를 분석하고, 고기동 전투기에서 필요로 하는 내부루프 비행제어법칙을 제시하고자 한다. 아울러, 고등훈련기 모델을 기반으로 하여 횡-방향축 모델역변환 제어를 설계하고, 군사규격서 기반의 요구도를 기준으로 평가한 결과를 제시하였다.

<핵심어> 내부루프 비행제어법칙, 모델역변환 제어, 제어력 할당

1† 한국항공우주산업(주) KFX비행제어팀 책임연구원 (E-mail : robocskim@koreaaero.com)

2 한국항공우주산업(주) KFX비행제어팀 선임연구원

3 한국항공우주산업(주) KFX비행제어팀 선임연구원

4 한국항공우주산업(주) KFX비행제어팀 연구원

5 한국항공우주산업(주) KFX비행제어팀 팀장

6 한국항공우주산업(주) 세부계통실 실장

논문접수일 : 2016년 11월 4일 게재확정일 : 2016년 12월 16일

논문수정일 : 2016년 12월 1일(1차), 2016년 12월 9일(2차)

Inner-Loop Control Law Development of High Performance Fighter Aircraft

Kim, Chongsup^{1†} Sung, Jaemin² Yang, Inseok³
Kang, Myungsoo⁴ Cho, Inje⁵ Hwang, Byungmoon⁶








Abstract

The aim of designing the inner-loop flight control law is to satisfy the stability of the RSS(Relaxed Static Stability), and to achieve adequate handling quality requirement in overall flight envelopment. Traditionally, aircrafts have adopted classical control method of which performances have been verified. However, for modern aircraft, the DMI(Dynamic Model Inversion) is considered as the primary flight control system to improve the design techniques from the previous one; for example, the linearized DMI for longitudinal control of the supersonic advanced trainer, and the nonlinear DMI for lateral-directional control of the F-35. In this paper, flight control laws for various fighter aircrafts are analyzed first, and then the inner-loop flight control law for highly performance aircraft is proposed. Moreover, the DMI is designed as the lateral-directional controller of the advanced trainer; finally, the performance test results based on the requirements established by military specification are provided.

<Keywords> *Inner-Loop Flight Control Law, Dynamic Model Inversion(DMI), Control Allocation*

1. 서론

현재 개발되고 있는 군용항공기는 안정성(Stability) 및 비행성(Flying Qualities)을 보장하기 위하여 고도로 발달된 디지털 제어기술에 의한 전기식 비행제어계통(Digital Fly-By-Wire Flight Control System)을 채택하고 있다. 따라서 전기식 비행제어계통의 비행제어법칙 설계는 전비행영역(Flight Envelope)에서 우수한 조종성능이 보장될 수 있도록 대상 항공기에 적절한 안정성 및 비행성을 부과하는 작업이다. 항공기의 비행제어법칙은 다양한 제어방식을 활용하여 설계가 가능하다. LQR(Linear Quadratic Regulator)/LQG(Linear Quadratic Gaussian: LQG) 등의 최적제어(Optimal Control), 신경망(Neural Network) 등의 지능제어(Intelligent Control), 극-영점 배치 방법(Pole-Zero Placement Method)과 같은 다양한 제어 설계기법으로 항공기의 안정성 및 비행성 확보가 가능하나, 대부분의 양산항공기는 고전적인 제어방식인 비례-적분-미분(Proportional-Integral-Derivatives: PID) 제어 방식을 적용하여 비행성을 확보하고 있다¹⁾. 그림 1은 대표적인 고기동 전투기의 비행제어법칙 설계개념을 나타낸다. 대부분의 전투기는 고전적인 제어 방식을 채택하고 있으나, 근래의 최신 전투기의 경우에는 고전적인 제어방식을 보완한 모델역 변환제어(Dynamic Model Inversion: DMI)를 적용하고 있는 추세에 있으며, 모델기반의 제어법칙 설계프로세스를 적용하고 있다. 대표적인 사례로, 초음속 고등훈련기의 제어법칙은

	F-16	F-18	LAVI	JAS-39	F-22	T-50	F-35A
Aircraft							
Nation	USA	USA	Israel	Sweden	USA	KOREA	USA
Manufacturer	Lockheed Martin	McDonnell Douglas	IAI	SAAB	Lockheed Martin	KAI	Lockheed Martin
First Flight	1974	1978	1986	1988	1997	2002	2006
Control Effectors	Horizontal Tails Flaperons Single Rudder LEF	Horizontal Tails Ailerons/TEF Twin Rudders LEF/LEX Spoilers	Horizontal Tails Flaperons Single Rudder LEF Canard	Horizontal Tails Flaperons Single Rudder LEF Canard	Horizontal Tails Flaperons Twin Rudders LEF TVC	Horizontal Tails Flaperons Single Rudder LEF	Horizontal Tails Flaperons Twin Rudders LEF
Control Method	Classical Control Method	Classical Control Method	Classical Control with Optimal Control Methods	Phase Compensation Technique	Classical control with Eigen-structure Assignment	Classical Control with Dynamic Inversion	Nonlinear Dynamic Inversion

<그림 1> 전투기급 항공기의 제어법칙 개발사례

1) Gary J. Balas and John Hodgkinson, "Control Design Methods for Good Flying Qualities", *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 10-13 Aug., 2009, Chicago, IL., USA.

중축으로는 항공기의 선형모델(Linear Model)을 기반으로 한 모델역변환제어²⁾, 횡-방향축으로는 미끄럼각-미끄럼각속도($\beta-\dot{\beta}$) 궤환 제어방식을 채택하고 있다³⁾. 특히, 최근에 비행 시험 중에 있는 F-35 JSF(Joint Strike Fighter)는 비선형 모델역변환 제어(Nonlinear Dynamic Inversion Control)와 제어력 할당(Control Allocation)을 통합적으로 설계하여 비행성을 확보한 바 있다⁴⁾.

본 연구에서는 최신 전투기의 제어법칙 개발 동향을 분석하여 고기동 전투기의 안정성 및 비행성 확보를 위한 내부루프 비행제어법칙 개발 방안을 제시하고자 한다. 이를 위하여 초음속 고등훈련기의 선형모델을 기반으로 하여 횡-방향축 모델역변환 제어법칙을 설계하였으며, 선형해석/비선형 시뮬레이션 평가 및 민감도해석(Sensitivity Analysis)을 통해 설계된 제어법칙의 강건성 평가를 수행하였다.

2. 모델역변환 제어 설계

본 절에서는 모델역변환 제어방식의 개발 및 적용사례, 설계 개념 및 간략한 구조를 제시하고, 초음속 훈련기 선형모델 기반의 간략화된 모델역변환 제어법칙 설계 결과를 제시한다.

2.1 개발 사례

그림 2는 모델역변환 제어 방식의 개발 및 적용사례를 나타낸다⁵⁾. 모델역변환 제어는 고전적인 비행제어법칙 설계 방식을 보완한 방법으로, 최근 항공기 제어공학자들에게 큰 관심을 받고 있으며, ATTAS(Advanced Technologies Testing Aircraft System: ATTAS), NF-15B, F-18, F-117, YF-22, F-35 JSF(Joint Strike Fighter: JSF), SU-27, X-38 등 다양한 항공기에 적용되고 있다. 독일의 경우, 항공우주연구센터(German Aerospace Center: DLR)에서는 시험항공기인 ATTAS의 REAL(Robust and Efficient Autoland control Law Design: REAL) 비행제어법칙 내부루프(Inner-Loop)를 모델역변환 제어알고리즘을 적용하여 비행시험을 수행한 바 있다⁶⁾. 그리고 미국에서는 미국항공우주국(National Aeronautics

2) 김중섭 외, 『T-50 세로축 비행제어법칙 설계에 관한 연구』, 제어로봇시스템학회논문지, 제11권, 제11호, 2005, 963-969쪽.

3) 김중섭 외, 『T-50 가로-방향축 비행제어법칙 설계 및 궤환이득의 변화에 따른 항공기 동특성에 관한 연구』, 제어로봇시스템학회논문지, 제12권, 제7호, 2006, 621-630쪽.

4) Steven Baeri, "F-35A High Angle-of-Attack Testing," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 16-20 June, 2014, Atlanta, GA., USA.

5) Roger Wacker, Steve Munday and Scott Merkle, "X-38 Application of Dynamic Inversion Flight Control," *24th Annual Guidance and Control Conference*, 31 Jan.-4 Feb., 2001, Breckenridge, CO., USA.

6) A. A. Lambregts, "Vertical Flight Path and Speed Control Autopilot Design Using Total Energy principles," *Guidance and Control Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences*, 1983, AIAA-83-2239.

고기동 전투기의 내부루프 제어법칙 개발

and Space Administration: NASA) NF-15B IFCS(Intelligent Flight Control System: IFCS)에 적용 비행제어시스템을 기반으로 한 신경망과 모델추종제어⁷⁾ 아울러, 미국 보잉 사에서는 F/A-18 시험항공기와 무인공격기(Unmanned Combat Aircraft Vehicle: UCAV) 전단계인 28% 축소형의 X-36 무인항공기의 재형상 비행제어법칙 설계로 모델역변환 제어 기법에 신경망 알고리즘을 적용하여 결함(Failure), 손상(Damage) 및 모델의 불확실성(Uncertainties)에 대한 영향성을 검증한 바 있다⁸⁾. 특히, 미국 Honeywell 연구센터에서는 다변수 강인제어(Robust Multi-Variable Control)와 모델역변환 분야의 발전에 많은 공헌을 했는데, 고전제어 개념의 외부루프(Outer-Loop), 다변수 강인제어와 비선형 모델역변환 개념의 내부루프를 결합한 모듈화 된 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 완료하였다⁹⁾.

Program/Vehicle	Years	Current Maturity
F-18 High Angle-of-attack Research Vehicle (HARV)	1991-1995	HW-in-the-loop sim.
Joint Defense Attack Munitions (JDAM)	1992	Engineering sim
DC-X, high-AOA atmospheric maneuvering	1993	Engineering sim.
F-117 USAF Multivariable Control Design Guidelines	1993-1996	Engineering sim.
YF-22, USAF Multivariable Control Design Guidelines	1993-1996	Engineering sim.
MCT/F-16, USAF Multivariable Control Design Guidelines	1993-1996	Engineering sim.
Lockheed-Margin Joint Strike Fighter (JSF), Marine STOVL	1995-1999	Piloted sim.
X-38 V132 FF3	1996-1999	Flight test
X-38 V131R	1999-2001	Flight test
X-38 V201	1998-2002	Engineering sim.
T-50 Advanced Supersonic Trainer(Longitudinal Control) (1 st order dynamic inversion with PI Classical Control)	1999-2006	Flight test (MATRIXx)
Lockheed-Margin Joint Strike Fighter (JSF)	2000-2015	Flight test (MATLAB)

<그림 2> 모델역변환 제어 방식의 적용 사례

7) Richard R. Larson, John J. Burken and Bradley S. Butler, "Implementation of an Adaptive Controller System from Concept to Flight Test," *AIAA Infotech@ Aerospace Conference and Exhibit*, 6-9 Apr., 2009, Seattle, WA., USA, AIAA 2009-2055.

8) Christopher J. Miller, "Nonlinear Dynamic Inversion Baseline Control Law: Flight-Test Results for the Full-scale Advanced Systems Testbed F/A-18 Airplane," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 8-11 Aug., 2011, Portland, OR., USA, AIAA 2011-6468.

9) 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, Jun. 1997.

이후, 록히드마틴사에서는 MATLAB 기반의 비행제어법칙 설계 툴(In-House)을 개발하여 F-35에 적용하고 있다. 마지막으로 국내에서 개발에 성공한 초음속 훈련기의 경우, 종축 제어법칙을 비례-적분(Proportional-Integral: PI) 제어를 기반으로 한 간략화된 모델역변환 기법을 적용하였다. 따라서 현대의 항공기 제어에 있어 모델역변환 제어의 적용은 연구수준을 넘어서 양산항공기에 보편화되어 적용되고 있는 추세에 있다.

2.2 제어 개념 및 구조

그림 3은 모델역변환 제어의 간략한 구조를 나타내는데, 본 방식은 항공기의 동역학을 비행제어법칙에 삽입하여 기존의 불완전하거나 바람직하지 않은 동역학적 특성을 제거하고, 설계자가 요구하는 바람직한 항공기 운동특성을 갖게 하는 제어기 설계방법 중 하나이다. 본 방법의 설계에 대한 기본적인 가정은 식 (1)의 $g(x)$ 가 역변환이 가능해야 하며, 작동기(Actuator)를 포함하여 대상항공기의 완벽한 동역학 모델링 확보 및 항공기의 상태변수를 완벽하게 측정 가능해야 한다. 상기 가정을 만족할 때, 제어법칙 설계자는 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 강건성이 요구된다. 따라서 통상적으로 모델링의 불확실성에 대한 강건성을 부여하기 위해 고전제어방식 또는 신경망 알고리즘 등과 같은 케환 보상기를 설계한다.

일반적으로 항공기 동역학적 상태방정식은 식 (1)과 같이 표현할 수 있다.

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

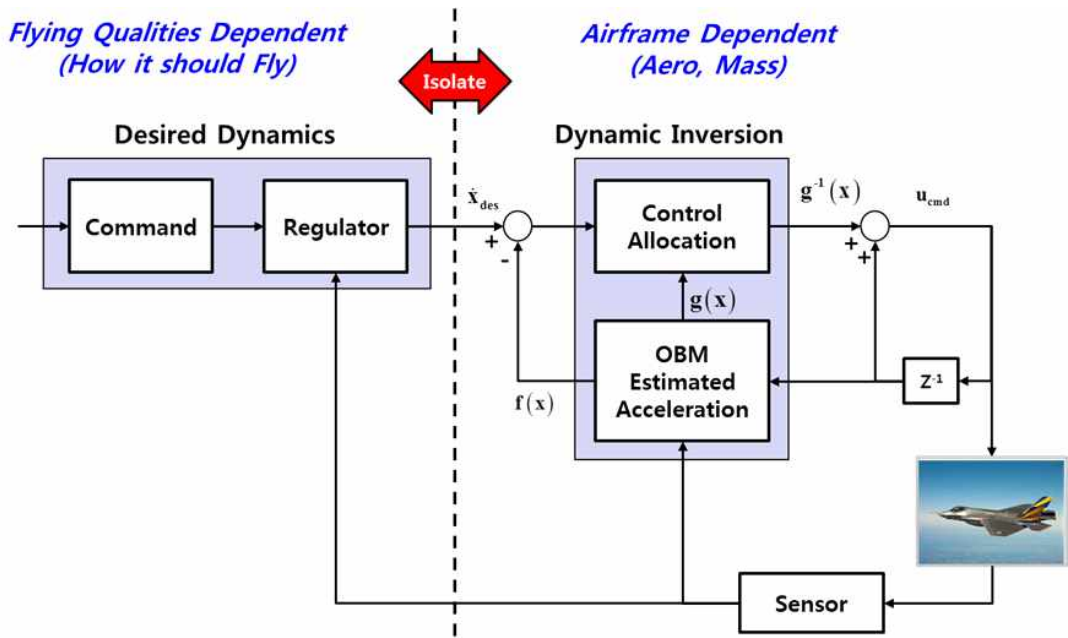
여기서 $f(x)$ 는 상태 동역학 함수(State Dynamic Function)이고 $g(x)$ 는 제어섭동함수(Control Distribution Function)이다. 만약, $g(x)$ 가 모든 x 값에 대해서 역변환이 가능하다고 가정한다면 식 (2)와 같이 표현할 수 있다.

$$u = g^{-1}(x)[\dot{x} - f(x)] \quad (2)$$

따라서 설계자가 원하는 상태변화율을 \dot{x}_{des} 라고 한다면, 이를 생성하기 위한 조종명령은 식 (3)과 같이 표현할 수 있다.

$$u_{cmd} = g^{-1}(x)[\dot{x}_{des} - f(x)] \quad \text{where } \dot{x}_{des} = \begin{bmatrix} \dot{p}_{des} \\ \dot{q}_{des} \\ \dot{r}_{des} \end{bmatrix} \quad (3)$$

식 (3)의 모델역변환 제어기를 식 (1)에 삽입하면, 식 (4)의 결과를 얻게 된다.



<그림 3> 모델역변환 제어 구조¹⁰⁾

$$\begin{aligned}
 \dot{x} &= f(x) + g(x)u_{cmd} \\
 &= f(x) + g(x)g^{-1}(x)[\dot{x}_{des} - f(x)] \\
 &= \dot{x}_{des}
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

식 (4)로부터 모델역변환을 통하여, 항공기의 동역학적 특성은 설계자가 요구하는 운동특성으로 변경되었음을 확인할 수 있다. 모델역변환은 크게 원하는 동역학을 생성하고 오차에 대한 강건성을 확보하기 위한 참조모델(Desired Dynamics)과 역운동모델(Inverse Dynamic Model)로 구분할 수 있으며, 제어력 할당 기법을 적용함으로써 항공기가 보유하고 있는 제어조건면을 효율적으로 사용할 수 있는 이점이 있다. 본 절에서는 고등훈련기에 적용하고 있는 모델역변환 제어 구조를 소개한다.

1) 참조모델(Desired Dynamics)

참조모델은 설계자가 원하는 동적응답을 생성하고, 비행제어 센서(Sensor), 작동기 및 모델링 오차에 대처하여 제어법칙의 강건성을 확보함으로써, 항공기의 안정성을 보장하기 위한 기능이다. 참조모델의 설계는 비례제어, 비례-적분제어, 비행성(Flying Qualities) 등과

10) 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 Nov., 2002, Williamsburg, Virginia.

같은 다양한 형태가 있다.

중축의 공대공 형상(Up and Away: UA) 모드의 참조모델은 식 (5)와 같이 비례-적분 제어 방식으로 설계되며, 제어이득(Control Gains)은 MIL-STD-1797A에서 제시하고 있는 단주기(Short-Period) 모드 주파수 및 감쇄비 설계 목표(Design Goals)로 최적화한다. 중축의 조종명령은 빠른 기동특성을 보장하기 위해 수직가속도(Normal Acceleration) 명령을 추종할 수 있도록 설계한다.

$$\dot{q}_{des} = \left(K_f + \frac{K_{ni}}{s} \right) n_{cmd} - \left(K_{np} + \frac{K_{ni}}{s} \right) n_n - K_q q - K_\alpha \alpha \quad (5)$$

항공기의 조종특성을 개선하기 위해 세로축 조종명령 단에는 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. 중축의 피치각속도의 동특성 전달함수에 극점-영점 상쇄(Pole-Zero Cancellation)를 적용하면 (6)을 얻을 수 있으며, 임의의 궤환시스템에 대해 진상필터를 사용하여 조종특성을 향상시켜 설계목표를 만족시킬 수 있다.

$$\frac{K_{fn}s+1}{K_{fd}s+1} = \frac{T_{\theta 2}^{des}s+1}{T_{\theta 2}s+1} \quad (6)$$

초음속 고등훈련기의 중축 모델역변환 제어법칙은 1400여 회의 비행시험을 통해 기 검증된 바 있다.

횡-방향축의 참조모델은 식 (7)과 같이 비례제어 방식으로 설계하였으며, 롤모드 시상수(Roll Mode Time Constant), 더치롤 모드 주파수 및 감쇄비(Dutch-Roll Damping and Frequency)를 설계목표로 하였다. 횡축의 조종명령은 빠른 롤각속도(Roll Rate) 응답 특성을 보장하기 위해 롤각속도, 방향축의 조종명령은 옆미끄럼각(Sideslip)을 추종할 수 있도록 설계하였다.

$$\begin{aligned} \dot{p}_{des} &= -K_{rc} p_{cmd} + K_{r2} p \\ \dot{r}_{des} &= -K_{yc} \beta_{cmd} + K_\beta \beta - K_\beta \dot{\beta} \end{aligned} \quad (7)$$

2) 역운동 모델(Inverse Dynamic Model)

항공기의 비선형 운동 모델은 축 간의 연계효과(Coupling Effect)등의 요인으로 상당히 복잡하다. 모델역변환 제어는 이론상으로는 완벽한 공력데이터가 제공되고, 이러한 비선형 모델을 역운동화 한다면, 참조모델이 필요 없는 제어시스템이다. 그러나 전비행영역에서 연

계효과 등의 동특성을 수학적인 모델인 데이터베이스로 정확하게 표현할 수가 없고 계산처리능력과 같은 비행제어컴퓨터의 소프트웨어 탑재 능력의 제한됨으로써 간략화된 구조의 역변환 모델을 적용하고 있다.

항공기의 빠른 응답 특성에 있어 피치각속도, 롤각속도 및 요우각속도 변화율에 대한 종축 및 횡-방향축의 응답은 식 (8)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{p} &= L_p p + L_r r + L_\beta \beta + L_{\delta_{EA}} \delta_{EA} + L_{\delta_{AA}} \delta_{AA} + L_{\delta_R} \delta_R \\ \dot{q} &= M_\alpha \alpha + M_q q + M_\delta \delta_{ES} \\ \dot{r} &= N_p p + N_r r + N_\beta \beta + N_{\delta_{EA}} \delta_{EA} + N_{\delta_{AA}} \delta_{AA} + N_{\delta_R} \delta_R \end{aligned} \quad (8)$$

식 (8)을 정리하면 제어입력에 대한 역운동모델은 식 (9)과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta_{ES_{cmd}} &= \frac{1}{M_\delta} \left\{ \dot{q}_{des} - (M_\alpha \quad M_q) \begin{pmatrix} \alpha_{meas} \\ q_{meas} \end{pmatrix} \right\} \\ \begin{pmatrix} \delta_{EA} \\ \delta_{AA} \\ \delta_R \end{pmatrix}_{cmd} &= \begin{pmatrix} L_{\delta_{EA}} & L_{\delta_{AA}} & L_{\delta_R} \\ N_{\delta_{EA}} & N_{\delta_{AA}} & N_{\delta_R} \end{pmatrix}^{-1} \left\{ \begin{pmatrix} \dot{p}_{des} \\ \dot{r}_{des} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} L_p & L_r & L_\beta \\ N_p & N_r & N_\beta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p_{meas} \\ r_{meas} \\ \beta_{meas} \end{pmatrix} \right\} \end{aligned} \quad (9)$$

3) 제어력 할당(Control Allocation)

개발되고 있는 항공기의 경우에는 높은 기동성 등 다양한 요구조건을 만족하기 위하여 기존 조종면에 여유의 조종면을 적용하고 있는 추세이다. 이에 따라, 각 조종면을 효율적으로 관리하기 위한 새로운 기법의 필요성이 대두되어 왔다. 제어력 할당 방식은 다수의 조종면을 관리하는 기법 중 하나로 항공기의 성능을 만족하기 위한 최적의 조종면 변위를 찾는 방법으로 모델역변환 제어 방식에 효율적으로 적용 가능하다.

만약 식 (10)의 선형시스템을 식 (11)과 같이 가상입력($v \in R^p$)이 인가된 시스템으로 표현 가능하다고 가정하자.

$$\dot{x} = Ax + B_u u \quad (10)$$

$$(11)$$

여기서 그리고 이다. 그러면 제어력 할당은 식 (12)를 만족하는 최적의 입력()을 구하는 문제가 된다.

$$B_u u = B_v v \tag{12}$$

subject to $u_{\min} \leq u \leq u_{\max}$

여기서 u_{\max} 와 u_{\min} 은 u 의 최대값과 최소값을 나타낸다. 식 (12)에서 행렬 $B_u \in R^{n \times m}$ 는 항공기의 상태변수와 제어면 사이의 관계를 보여주는 행렬로, 크기에 따라 다른 형태의 입력값, u 를 갖게 된다.

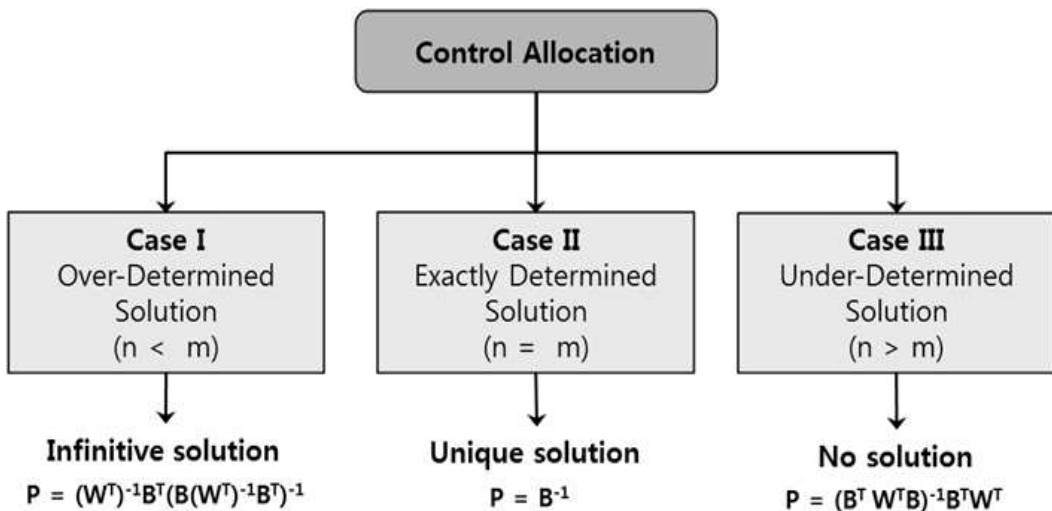
사실, 상기 제어력 할당 방식은 고전적으로 수학 분야에서 역문제(Inverse Problem)로 알려져 왔으며, 제어공학, 광학 및 의료공학 등의 다양한 분야에 적용되고 있다. 제어공학에서는 제어법칙에서 계산된 3축의 제어명령을 항공기의 작동기에 효율적으로 분배하는 방식에 적용하고 있으며, 의사역행렬(Pseudo-Inverse), Daisy-Chain, 최적화 기법 등 다양한 기법이 제시되어 왔다.

그림 4는 행렬 B_u 의 행의 개수, n 과 열의 개수, m 에 따른 Pseudo-Inverse 기법을 이용한 결과를 보여준다. 여기서 n 은 상태변수의 개수이며, m 은 작동기의 개수가 된다. 즉, 그림 5의 Case I은 방정식의 개수가 미지수의 개수보다 많은 경우로, 무수히 많은 해가 존재하게 된다. 이 경우 최적의 해는 식 (13)과 같이, 무수히 많은 해 중에 제어입력의 크기를 최소화하는 방법(Minimum Norm Solution)으로 산출하게 된다.

$$\min u^T W^{-1} u \tag{13}$$

subject to $B_u u = B_v v$

여기서 $W \in R^{m \times m}$ 는 가중치(Weighting)를 나타내는 행렬이다. 식 (13)으로부터 입력 u 는 식 (14)와 같이 표현될 수 있다.



<그림 4> 의사역행렬 기법을 이용한 제어력 할당11)

$$u = W^{-1}B_u^T(B_u W^{-1}B_u^T)^{-1}B_v v \quad (14)$$

반면, Case III는 방정식의 개수보다 미지수의 개수가 작은 경우로, 일반적으로 해가 존재하지 않는다. 이 경우 최적의 해는 식 (15)과 같이 이상적인 해에 대한 오차를 최소화하는 방법(Least Square Error)으로 산출하게 된다.

$$\min (B_u u - B_v v)^T W^{-1} (B_u u - B_v v) \quad (15)$$

여기서 $W \in R^{n \times n}$ 는 가중치(Weighting)를 나타내는 행렬이다. 식 (15)로부터 입력 u 는 다음과 같이 표현된다.

$$u = (B_u^T W^{-1} B_u)^{-1} B_u^T W^{-1} B_v v \quad (16)$$

제어력 할당 기법은 조종면 고장에 대처하여 항공기 안전성 확보하는데 유용하게 적용될 수 있다. 예를 들어, 항공기 조종면에 고장이 발생한 경우, 제어력 할당 기법은 정상적으로 동작하는 조종면에 제어명령을 재분배하여 고장으로 인하여 감소된 항공기 성능을 보장하게 된다. 이러한 방식은 내부루프 제어법칙의 설계 시에 제어이득 및 제어 구조를 재설계하여 고장에 대처하는 다른 고장대처 기법과 비교하여, 간단하면서도 전체시스템의 안정성에 영향을 주지 않으면서 고장대처가 가능한 장점이 있다.

3. 설계 목표 및 평가 방안

3.1 설계 목표

표 1은 참조모델 내의 제어이득을 설계하고 평가하기 위한 횡-방향축의 설계목표 및 평가기준을 나타낸다. 설계목표는 등가저차시스템(Low Order Equivalent System: LOES) 기법을 활용하여 롤모드 시상수, 더치롤 모드 주파수 및 감쇠를 선정하였으며, 스파이럴 안정성(Spiral Stability)과 등가 시간지연(Time Delay)의 만족 여부를 평가하였다. 추가적으로, MIL-STD-1797A¹²⁾에서 제시하고 있는 대역폭(Bandwidth) 및 깁슨 기준(Gibson Criteria)과 MIL-F-9490¹³⁾에서 제어시스템의 강건성 평가 지표인 안정성 여유(Stability Margin)를

11) K. Bordignon, and J. Bessolo, "Control Allocation for the X-35B," *2002 Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit*, 5-7 Nov., 2002, Williamsburg, VA., USA, AIAA-2002-6020, 2002.

12) MIL-HDBK-1797, *Flying Qualities of Piloted Aircraft*, 19 Dec., 1997.

13) MIL-F-9490D(USAF), *Flight Control Systems-Design, Installation and Test of Piloted Aircraft*, General Specification for, 6 Jun., 1975.

평가하였다.

제어법칙의 설계는 축 간 연계효과(Coupling Effect) 및 소프트웨어 복잡도 완화를 목표로 종축 및 횡-방향축을 분리하여 설계하였으며, 항공기 모델은 비행시험으로 검증된 초음속 고등훈련기 모델을 기반으로 전비행영역(Flight Envelope)에서 설계목표를 만족할 수 있도록 517개의 설계점(Design Point)에서 고도, 마하수 및 받음각 조합에 따라 참조모델의 제어이득을 최적화 하였다.

<표 1> 설계 목표 및 평가 기준

Requirement	Channel	Source	Comment
Dutch-Roll Mode Frequency & Damping	R, Y	MIL-STD-1797	Design Goal
Roll Mode Time Constant	R	MIL-STD-1797	Design Goal
Spiral Stability	R, Y	MIL-STD-1797	Check
Equivalent Time Delay	P, R, Y	MIL-STD-1797	Check
Stability Margin	P, R, Y	MIL-DTL-9490	Check
Bandwidth	P, R, Y	MIL-STD-1797	Check
Gibson Criteria	P, R, Y	MIL-STD-1797	Check

3.2 평가 방안

고등훈련기의 종축 제어법칙 설계개념은 선형모델 기반의 모델역변환 제어로써, 개발 기간 동안 비행시험을 통해 비행을 검증된 바 있다. 따라서 본 논문에서는 표 2에서 제시하고 있는 대표적인 비행영역에서 새로이 설계된 횡-방향축의 모델역변환 제어 설계에 대하여 평가를 수행하였다. 공대공 형상(UA)에서는 기본적인 항공기 비행을 평가하는 영역인 300knots@20Kft, 동압이 큰 영역인 M0.8@5Kft, 동압이 낮은 영역인 M0.4@20Kft, 천음속 영역인 M0.95@30Kft, 초음속 영역인 M1.2@30Kft, 고고도 영역인 M0.9@40Kft 및 고받음각 영역인 받음각 25°@30Kft에서 평가하였다.

비행성 평가는 표 1에서 제시하고 있는 기준에 대한 만족 여부를 평가하기 위해 주파수 영역(Frequency Domain)에서 선형해석을 수행하였으며, 주요 공력특성 및 센서 오차에 대해 설계된 제어법칙의 강건성을 평가하였다. 주요 공력특성으로는 항공기 전체의 측력(Side Force: SF), 롤링모멘트(Rolling Moment: RM) 및 요잉모멘트(Yawing Moment: YM)를 선정하였으며, 센서는 제어이득의 산출에 영향을 미치는 대기정보센서(Airdata Sensor)의 오차를 선정하였다. 대기정보센서는 항공기의 고도, 속도 및 받음각을 측정한다. 최종적으로 6-자유도 시뮬레이션 환경인 TLISTA(Trim, Linearization, and Simulation Tool for Aircraft: TLISTA)에서 정형화된 조종사 입력에 대한 시뮬레이션(Open-Loop Response Simulation)을 수행하여 항공기의 안정성 및 비행을 평가하였다.

<표 2> 평가 영역

Flight Condition					Config	Variables for Sensitivity Analysis(%)			
Cases	States	Mach/ VCAS (knots)	Alt. (Kft)	AoA (deg)		Side Force (SF) (%)	Rolling Moment (RM) (%)	Yawing Moment (YM) (%)	Airdata (%)
1	High AoA	-	30	25	UA	-30	-30	-30	-30
2	Low q	0.4	20	-		-20	-20	-20	-20
3	Nominal	300	20			-10	-10	-10	-10
4	High q	0.7	10	-		0	0	0	0
5		0.8	5	-		+10	+10	+10	+10
6	High Alt.	0.9	40			+20	+20	+20	+20
7	Transonic	0.95	30			+30	+30	+30	+30
8	Supersonic	1.2	30	-					

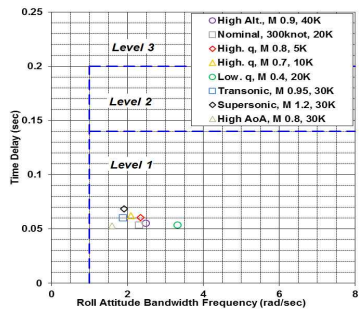
4. 평가 결과

4.1 주파수 영역 선형해석

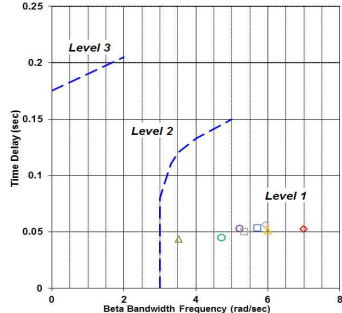
선형해석은 비행제어법칙의 제어이득설계에 실제 광범위하게 사용되고 있으며, 다양한 판별법을 이용하여 기본적인 비행을 파악할 수 있다. 본 절에서는 선형제어시스템 환경에서 주파수 영역의 선형해석을 수행하여 설계된 제어법칙의 비행을 평가한 결과를 제시한다. 주요 선형해석 항목으로는 등가저차시스템, 안정성 여유, 대역폭 및 깎은 기준을 선정하였다. 그림 5는 대표적인 비행영역에서의 선형해석 결과를 나타낸다. 모든 비행영역에서 비행성 수준 1의 요구조건이 만족되는 것을 확인 할 수 있다.

1) 등가저차시스템

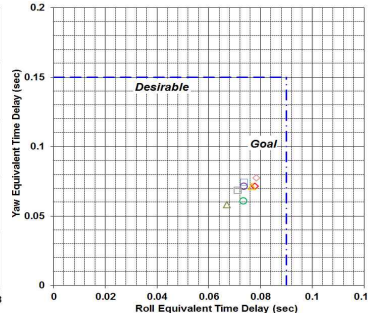
비행제어법칙을 채택하는 항공기는 복잡한 제어법칙을 포함하고 있기 때문에 MIL-STD-1797A에서 제시하고 있는 기준을 평가하기 위해서는 등가저차시스템 기법을 활용하여 제어시스템을 저차화 하여야 한다. 이러한 판별법을 이용하여 가로-방향축의 주요모드인 더치를 주파수 및 감쇠, 롤모드 시상수, 스파이럴 안정성 및 시간지연 특성의 요구조건에 부합하는지를 평가할 수 있다. 등가저차시스템 해석 결과, 고받음각 영역에서의 더치 감쇄비 및 저속영역에서의 롤모드 시상수를 제외하고 전반적으로 설계목표에 근접하는 결과를 보이고 있으며, 비행성 설계 목표인 수준 1을 만족하였다. 이때, 오차가격함수(Mismatch Cost Function)는 10 이하로 해석결과와 신뢰성은 충분히 보장됨을 확인하였다.



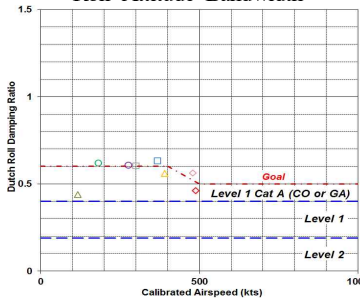
Bandwidth Analysis
- Roll Attitude Bandwidth



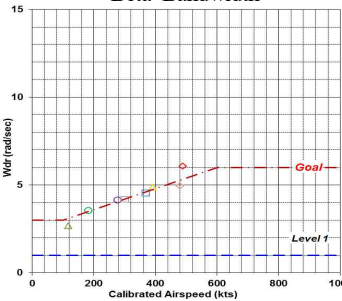
Bandwidth Analysis
- Beta Bandwidth



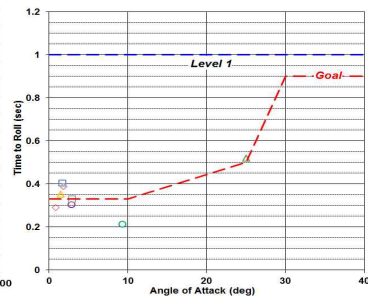
Equivalent Time Delay



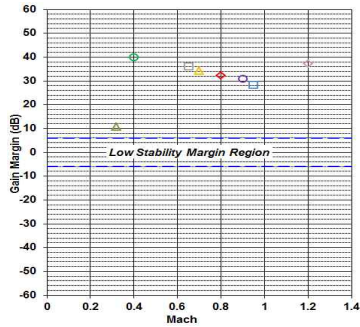
Dutch Roll Damping



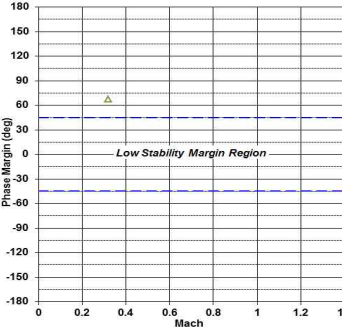
Dutch Roll Frequency



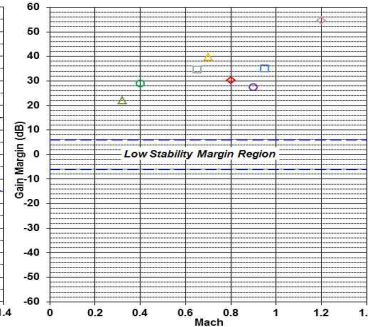
Roll Mode
Time Constant



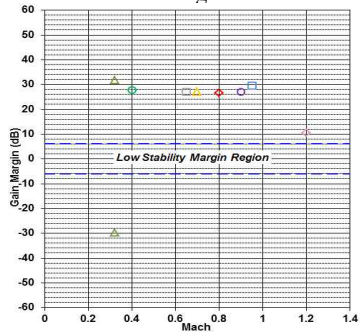
Gain Margin-HA



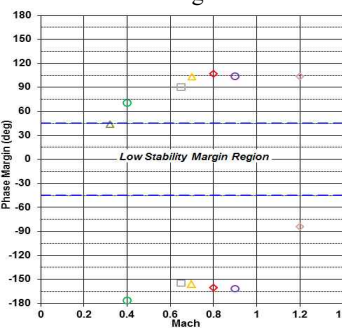
Phase Margin-HA



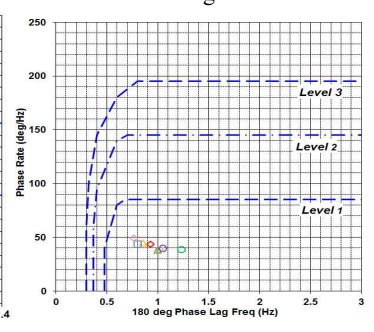
Gain Margin-FA



Gain Margin-HA



Phase Margin-HA



Phase Rate

2) 안정성 여유

안정성 여유 해석은 시스템의 상대 안정도를 평가하기 위한 판별법으로, 구조연계필터를 포함한 전체시스템의 보드선도가 $\pm 6\text{dB}$ 이상의 이득여유와 $\pm 45^\circ$ 이상의 위상여유를 갖는지 평가하는 판별법이다. 고등훈련기의 가로-방향축 제어는 주로 플레퍼론의 비대칭 변위와 수직미익의 리더 변위를 사용하는데, 플레퍼론에 가해지는 하중을 줄여주기 위해서 수평미익의 비대칭 변위를 아음속(Subsonic)영역에서는 가로축 명령의 25%, 초음속 영역에서는 50%를 스케줄링 하여 사용한다. 또한 가로-방향축 연계효과를 방지하기 위해서 가로축운동 시 수직꼬리날개를 사용하여 롤에 의한 미끄럼각을 상쇄시켜 균형선회(Coordinate Turn)를 가능하게 한다. 본 논문에서는 기존과는 다른 제어방식인 모델역변환 제어와 제어력 할당 방식을 설계하여 가로-방향축의 롤 및 요우축의 제어명령을 수평미익의 비대칭 변위, 플레퍼론의 비대칭 변위 및 수직미익의 리더 변위를 조합하여 항공기 전체의 롤-요우 조종력을 확보하였다. 안정성 해석 결과, 설계 전 영역에서 전반적으로 충분한 안정성 여유를 확보하지 있으나, 고받음각 영역에서 리더의 위상여유가 44° 정도로 여유가 부족한 것으로 나타났는데, 이는 고받음각에서 리더 조종면의 효과 부족의 영향으로 보인다.

3) 대역폭

제어시스템의 차수가 높은 복잡한 제어법칙을 적용하거나, 등가저차시스템에 비해 오차가 큰 제어법칙을 갖는 항공기에 대해 대역폭 기준을 적용한다. 대역폭 판단기준은 조종사가 원하는 주파수 영역에서 충분한 안정도 여유(이득여유 $> 6\text{dB}$, 위상여유 $> 45^\circ$)를 만족하는지 판단하는 기준이며, 고주파수 영역에서 위상지연으로 발생하는 시간지연의 판단기준을 제시한다. 롤자세각 및 옆미끄럼각의 대역폭 주파수에서 시간지연은 비행성 수준 1을 만족하는 것을 확인할 수 있다.

4) 깁슨 기준(Gibson Criteria)

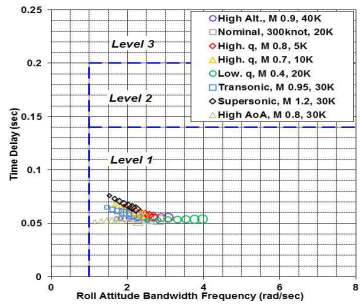
BAE사의 Gibson이 제안한 시간 및 주파수 영역 판별기준은 항공기 상태변수의 전달함수를 시간영역으로 재해석한 요구도이다. 시간영역 판단기준은 제어법칙 설계목표 선정 시에만 사용되며, 해석에서의 판단기준으로 직접 적용하고 있지 않다. 주파수 영역에서의 판단기준은 위상각속도, 조종사 유발진동(Pilot Induced Oscillation: PIO) 및 피치자세각 보드선도의 위상지연에 대한 이득 크기에 대한 판단기준이 적용되고 있다. 깁슨 기준은 180° 위상지연 주파수에서 위상변화율(Phase Rate)이 $50^\circ/\text{Hz}$ 이하의 수준으로 비행성 수준 1을 만족하는 것을 확인할 수 있다.

4.2 민감도 해석

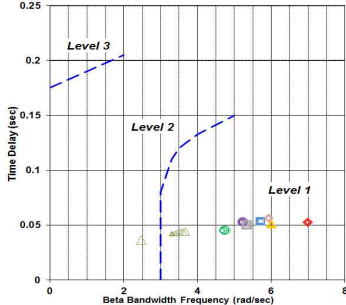
모델기반 제어법칙의 설계 방식의 적용을 위해서는 풍동시험으로 산출되는 항공기 수학적 모델과 대기정보센서의 정확도가 상당히 중요하다. 그러나 실제의 항공기를 수학적으로 표현하는 것에는 한계가 있으므로 설계되는 제어법칙은 어느 정도의 강건성(Robustness)을 갖도록 설계되어야 한다. 본 절에서는 모델링 및 대기정보센서의 오차에 대하여 항공기가 갖는 강건성을 확인하기 위해 민감도 해석을 수행하였다. 민감도 해석은 표 2에서 정의한 비행조건에 대하여, 추력, 롤링 모멘트, 요잉 모멘트와 공기데이터 오차(-30~30%, 10% 간격)에 대하여 평가를 수행하였다. 표 3은 민감도 해석 결과를 나타내고, 그림 6은 롤링모멘트 오차에 대해 민감도 해석을 수행한 결과를 대표적으로 나타낸다. 표 3에서 보듯이 추력 오차에 대해서는 전반적으로 민감하지 않아 충분한 강건성을 가지고 있다고 보여진다. 롤링 모멘트에 대해서는 안정성 여유(비대칭 수평 미익 및 플레퍼론 이득 여유)에 대해서는 민감하게 반응하나, 비행성에 대해서는 민감하지 않는 것으로 확인된다. 요잉 모멘트에 대해서는 안정성 여유(러더의 이득 및 위상 여유)에 민감하여 안정성 저하 가능성이 있으며, 공기데이터 오차에 대해서는 비행성(더치롤 모드 감쇠 등)에 민감하고, 고속 영역에서 안정성 여유도 민감하게 반응하는 것으로 확인되어 다소 정확한 대기정보가 요구된다. 하지만 표 3과 그림 7의 결과 수준은 기존 제어법칙의(옆미끄럼각-옆미끄럼 각속도 궤환 구조)의 설계에 상응하는 민감도를 갖는 것으로 평가되었다. 설계된 모델역변환 제어는 횡-방향축 주요 변수 오차에 대해 기존의 옆미끄럼각-옆미끄럼 각속도 궤환 구조의 설계에 상응하는 민감도를 갖는 것으로 평가되었다. 고받음각 비행영역에서 오차에 대해 다소 민감한 특성을 나타내었는데, 이는 고받음각 영역에서 제어면이 제공하는 제어력의 부족으로 인해 발생하는 것으로 예측된다. 그리고 대기 속도가 증가할수록 대기정보센서의 오차에 설계된 제어법칙이 민감하게 반응함으로써, 항공기 개발 시에 센서의 정확도가 확보되어야 할 것으로 판단된다. 해 기존의 옆미끄럼각-옆미끄럼 각속도 궤환 구조의 설계에 상응하는 민감도를 갖는 것으로 평가되었다. 고받음각 비행영역에서 오차에 대해 다소 민감한 특성을 나타내었는데, 이는 고받음각 영역에서 제어면에서 제공하는 제어력의 부족으로 인해 발생하는 것으로 예측된다. 그리고 대기 속도가 증가할수록 대기정보센서의 오차에 설계된 제어법칙이 민감하게 반응함으로써, 항공기 개발 시에 센서 측정의 정확도가 확보되어야 할 것으로 판단된다.

<표 3> 횡-방향축 민감도 해석 결과

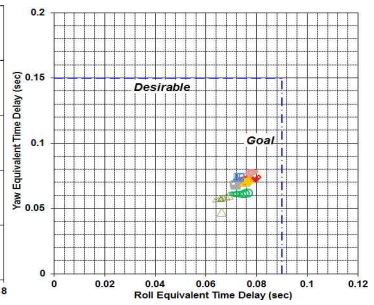
Param	Cases	Bandwidth		Equivalent System				Stability Margin						Gibson	
		ϕ_{res}	β_{res}	ω_{dr}	ζ_{dr}	τ_r	Time Delay	DH		DF		Rudder			Phase Rate
								Gain	Phase	Gain	Phase	Gain	Phase		
SF	V300@20K														
	M0.80@ 5K														
	M0.70@10K														
	M0.40@20K														
	M0.95@30K														
	M1.20@30K														
	M0.90@40K														
	AoA25@30K														
RM	V300@20K														
	M0.80@ 5K														
	M0.70@10K														
	M0.40@20K														
	M0.95@30K														
	M1.20@30K														
	M0.90@40K														
	AoA25@30K														
YM	V300@20K														
	M0.80@ 5K														
	M0.70@10K														
	M0.40@20K														
	M0.95@30K														
	M1.20@30K														
	M0.90@40K														
	AoA25@30K														
Airdata	V300@20K														
	M0.80@ 5K														
	M0.70@10K														
	M0.40@20K														



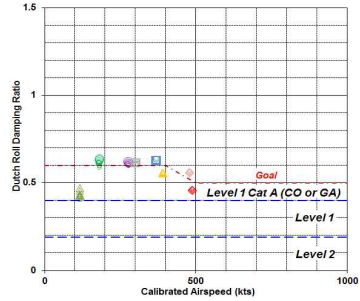
Bandwidth Analysis - Roll Attitude Bandwidth



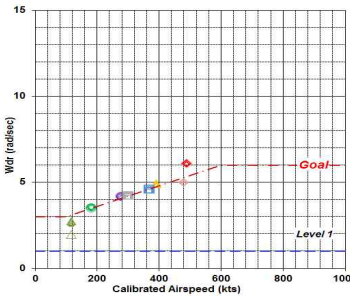
Bandwidth Analysis - Beta Bandwidth



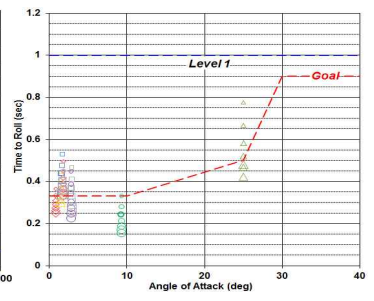
Equivalent Time Delay



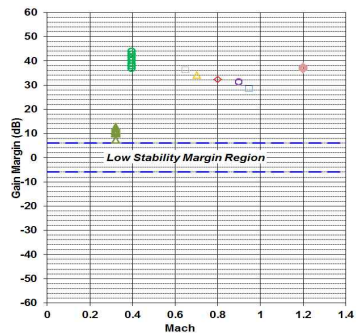
Dutch Roll Damping



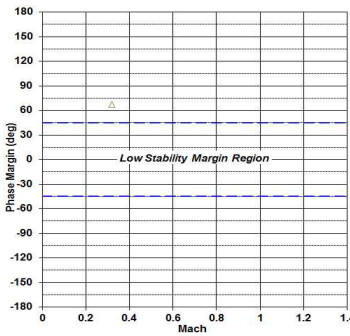
Dutch Roll Frequency



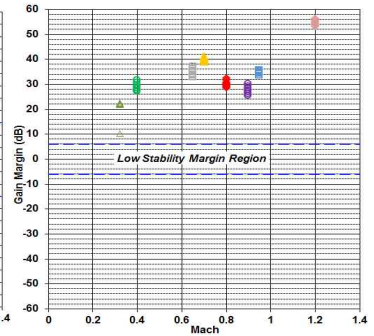
Roll Mode Time Constant



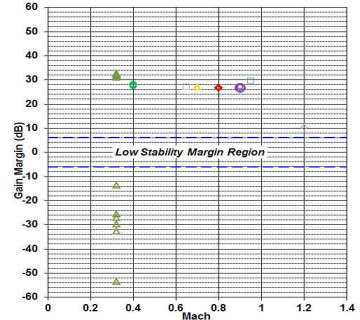
Gain Margin-HA



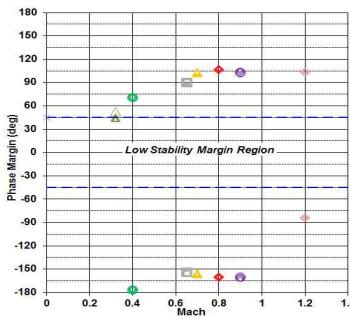
Phase Margin-HA



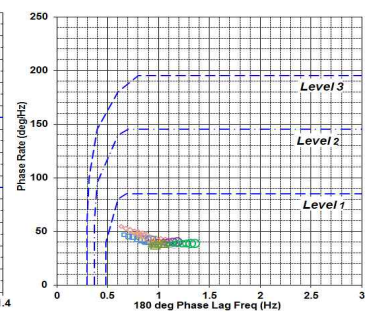
Gain Margin-FA



Gain Margin-FA



Phase Margin-FA

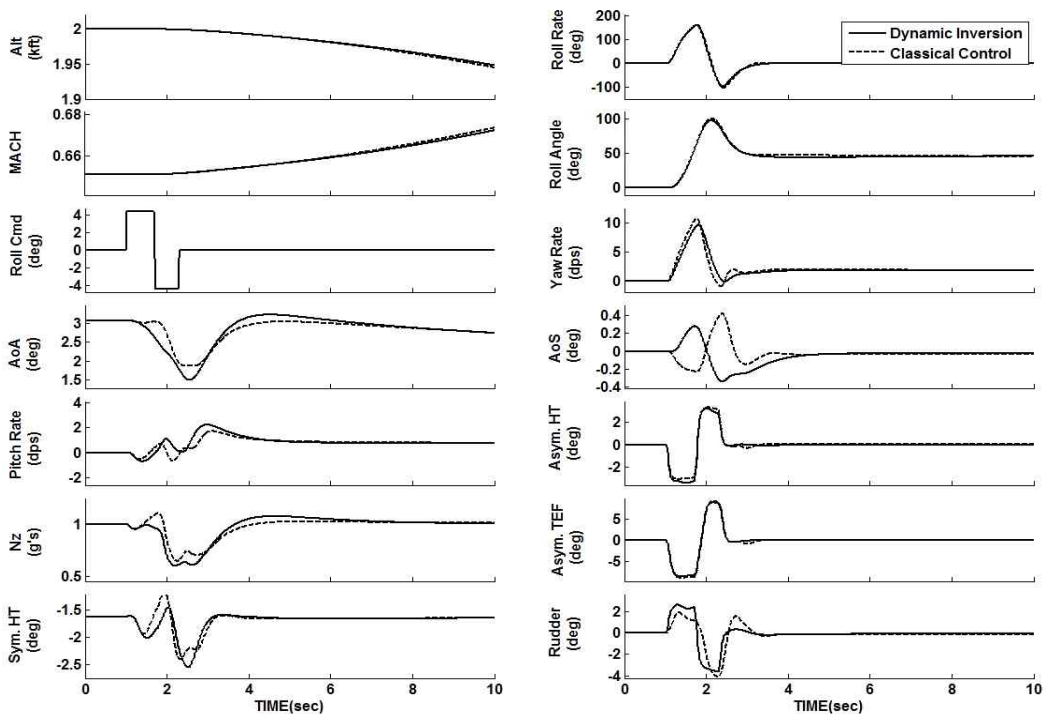


Phase Rate

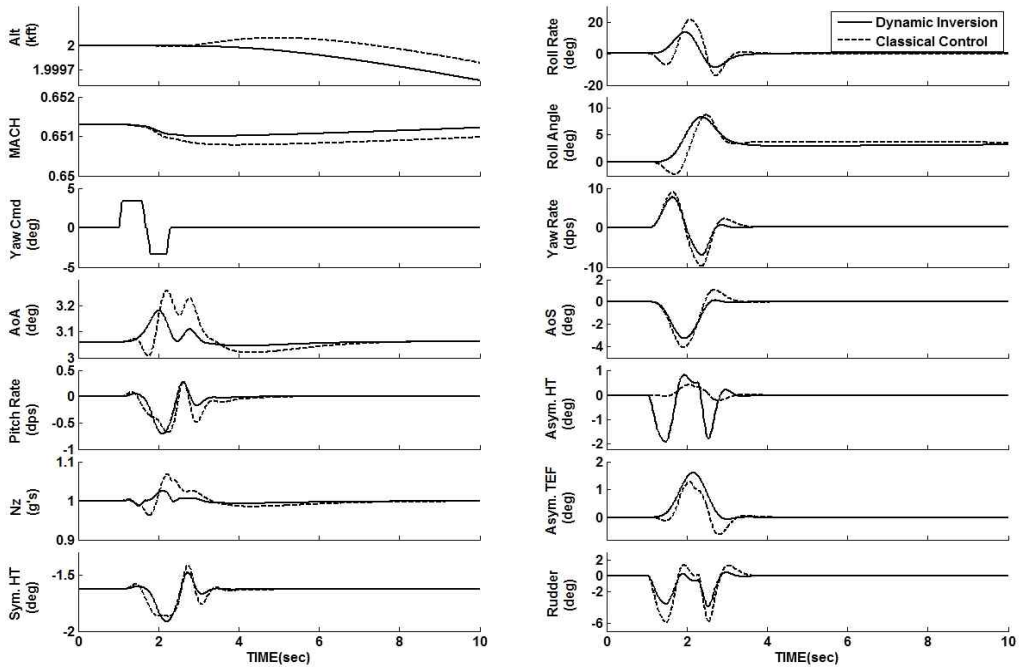
4.3 시간 영역 시뮬레이션

본 절에서는 비선형 6-자유도 시뮬레이션 환경인 TLISTA에서 각각의 트림 조건에서 정형화된 조종입력에 의한 횡-방향축의 개루프 응답특성을 분석하였다. 응답특성을 평가하기 위해 횡축 및 방향축 가진(doublet), 최대 360도 롤 및 WLSS(Wing-Level Side-Slip: WLSS) 기동을 수행하였다. 본 절에서는 기존의 고등훈련기 횡-방향축 제어법칙과 새로이 개발된 모델역변환 제어법칙에서 시뮬레이션 한 결과를 비교 분석하였으며, 대표적으로 속도 300knots, 고도 20Kft의 시뮬레이션 결과를 도시하였다.

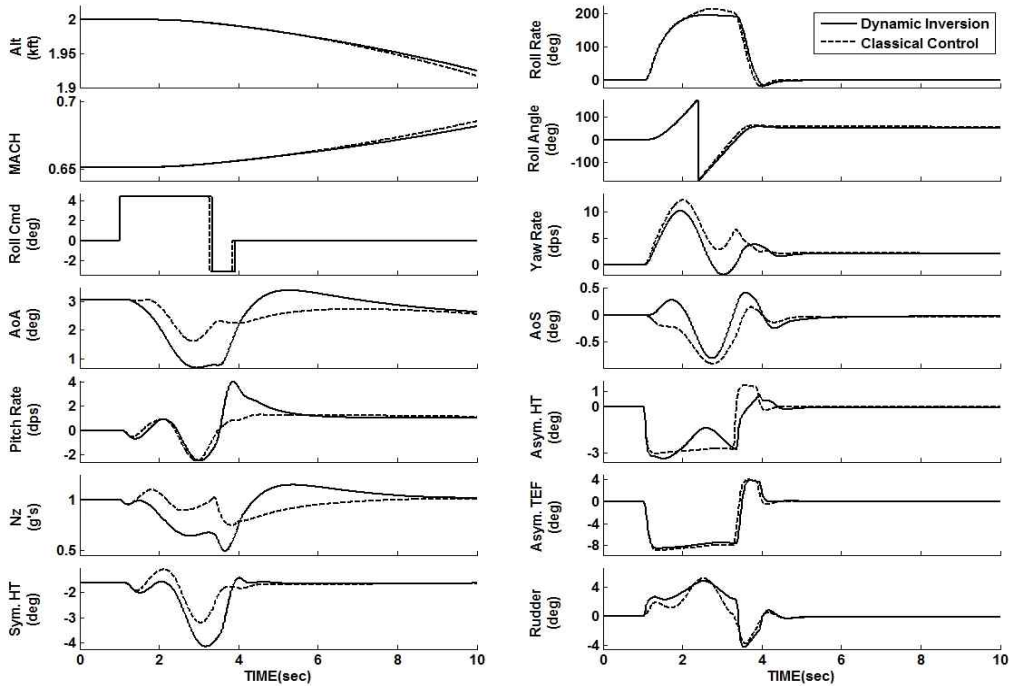
그림 7과 8은 다소 작은 조종 입력에 대한 횡-방향축의 응답 특성을 나타낸다. 그림 8은 횡축으로의 가진 입력에 대한 항공기 응답 특성을 시뮬레이션 결과이다. 횡축 가진 입력에 따른 롤각속도 및 롤자세각 특성은 기존의 특성과 유사하다는 것으로 확인할 수 있었다. 그리고 요우각속도의 감쇠 특성은 다소 증강되었으며, (+) 롤링 운동에 대해 (+) 옆미끄럼각을 발생시켜 횡-방향축의 응답특성이 다소 안정화된다는 것으로 볼 수 있었으며, MIL-STD-1797A에서 제시하고 있는 작은 횡축 조종입력에 대한 추가적인 옆미끄럼각 요구도(Sideslip Excursion Limitation)를 만족한다는 것을 확인할 수 있다. 아울러, 설계된 횡-방향축의 제어법칙은 작은 횡축 조종입력에 대해서는 종축 응답 특성 변화에 영향이 적은 것으로 나타났다. 그림 9는 방향축으로 가진 입력에 대한 항공기 응답 특성을 보여주는 시뮬레이션 결과이다. 방향축 가진 입력에 대해 옆미끄럼각 및 요우각속도 감쇠 특성은 대체



<그림 7> 횡축 가진 시뮬레이션 결과(300knots@20K, UA)

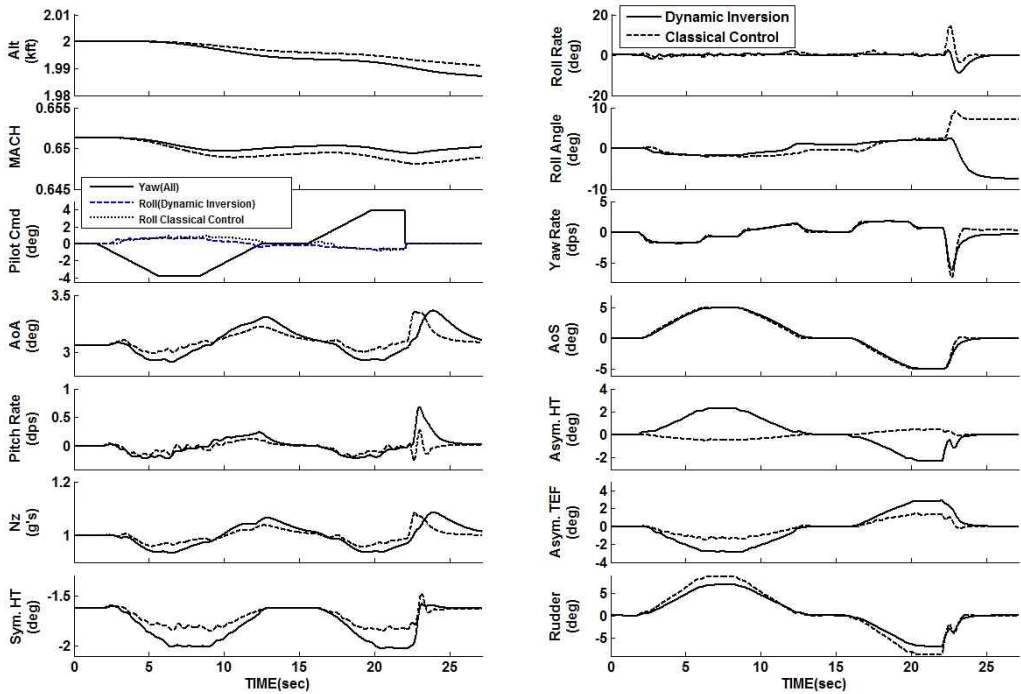


<그림 8> 방향축 가진 시뮬레이션 결과(300knots@20K, UA)



<그림 9> WLSS(Wing-Level Sideslip) 시뮬레이션 결과(300knots@20K, UA)

고기동 전투기의 내부루프 제어법칙 개발



<그림 10> 최대 360도 롤기동 시뮬레이션 결과(300knots@20K, UA)

적으로 증강되었으며, 방향축으로의 작은 조종 입력에 대한 종축의 연계효과는 줄어드는 것을 확인 할 수 있다. 그리고 설계된 모델역변환 제어방식은 (+) 요잉 운동에 대해 곧바로 (+) 롤링 운동을 발생하게 하여 기존의 제어법칙 구조보다 항공기의 횡-방향축 안정성을 증가시키는 것으로 나타났다.

그림 9와 10은 다소 큰 조종 입력에 대한 횡-방향축의 응답 특성을 나타낸다. 그림 9는 WLSS 기동에 대한 항공기 응답 특성을 시뮬레이션 결과이다. 조종사의 (-) 방향의 러더페달 명령에 대해 (-) 옆미끄럼각을 생성하는 것으로 확인할 수 있으며, 수평비행 유지를 위해 (+) 방향의 횡축 조종간 명령을 발생시킴으로 방향축 조종입력에 대한 횡축의 안정성이 보장된다는 것을 확인할 수 있다. 그러나 전반적으로 방향축의 조종입력에 대해 비대칭 수평미각 및 플레퍼론의 변위가 다소 많이 요구되는 것을 확인할 수 있는데, 이는 제어력 할당에서 항공기의 동역학 특성을 반영한 결과라 예측이 된다. 향후, 받음각 및 속도에 따른 비행영역에 따라 가중치 행렬(Weighting Matrix) 스케줄링 하여, 비행특성에 따라 최적의 제어조종면을 활용할 수 있도록 설계하여 최적으로 조종면을 활용할 계획이다. 그림 10은 최대 360도 롤기동에 대한 항공기의 응답 특성을 시뮬레이션 결과이다. 횡축 조종입력에 대한 최대 롤각속도 응답특성은 모델역변환 제어가 다소 안정적인 것을 확인할 수 있다. 그러나 롤링에 대한 종축의 연계특성이 다소 많이 발생하는 것으로 보이는데, 이는 롤링 운동에 대한 요잉 운동 특성이 변화되어 발생하는 것으로 예측이 된다.

시간영역의 시뮬레이션 결과, 가로-방향축의 모델역변환 제어와 제어력 할당 기법을 적용함으로써, 축간 연계효과 최소화를 위해 별도의 제어법칙 설계의 적용 없이 횡-방향축의

연계효과를 감소시켜 개선할 수 있다는 것으로 확인할 수 있다. 향후, 비행영역에 따라 항공기의 구조중면을 효율적으로 활용할 수 있도록 가중치 행렬을 이용하여 제어력 할당 설계를 최적화 할 계획이다. 아울러, 모델역변환 제어 및 제어력 할당 설계를 통해 고받음각 영역에서의 기동성을 확보할 수 있는 제어법칙 설계를 진행할 계획이다.

5. 결론

공력성능, 기동성 및 저피탐성을 확보하기 위해 현대의 고기동 전투기는 정적으로 불안정하게 항공기 형상을 설계하는 정안정성안화 개념을 채택하고 있다. 따라서 항공기의 안정성 및 비행성 저하의 문제가 제기되었으며, 이를 극복하기 위한 방안으로 조종권한증강(Stability and Control Augmentation) 개념이 적용된 전 조종권한(Full Control Authority)을 가진 비행제어시스템의 채택이 필수적이다. 2000년대 이전의 전투기에서는 성능이 기 검증된 고전제어방식의 PID 제어가 폭넓게 적용되어 왔으나, 풍동시험(Wind Tunnel)을 통한 전 운용 비행영역에서의 항공기 데이터베이스와 대기정보 센서 정확도의 향상 및 제어이론의 발전으로 고전적인 설계접근 방식을 보완한 비선형 모델역변환제어를 적용하고 있는 추세에 있다. 모델역변환 제어의 대표적인 강점은 3축의 제어명령을 항공기에 장착되어 있는 전체의 제어면(Control Surface)을 통합적으로 활용할 수 있는 제어력 할당(Control Allocation) 기법을 효율적으로 적용할 수 있음으로 비행성 및 조종성을 향상시킬 수 있다. 대표적인 개발 사례로 F-35 JSF가 있으며, 국내에서 개발된 초음속 고등훈련기의 경우에는 중축으로 선형화 모델을 기반으로 한 모델역변환 제어가 부분적으로 설계되어 있다.

본 논문에서는 고기동 전투기의 내부루프 비행제어법칙 개발방안을 제시하였으며, 고등훈련기 모델을 기반으로 선형화 모델 기반의 횡-방향축 모델역변환 제어의 설계 및 평가 결과를 제시하였다. 평가 결과, 주파수 영역의 평가기준인 더치롤 모드 감쇠 및 주파수, 롤 모드 시상수, 대역폭, 시간지연 및 안정성 여유 조건을 대부분 만족하였으며, 주요 공력계수 및 대기정보 센서의 오차에 대한 제어법칙 민감도는 기존의 옆미끄럼각-옆미끄럼각속도 제어법칙 구조와 상응하는 수준으로 평가되어 설계된 제어법칙의 강건성(Robustness)을 확인할 수 있었다.

본 연구를 통하여, 해외의 고기동 전투기에 적용되고 있는 모델역변환 제어를 독자적으로 설계 및 항공기 비선형 모델에 적용하여, 기존 제어기 보다 향상된 성능을 확보할 수 있었다. 이를 통하여 고기동 전투기 내부루프 제어법칙의 독자적인 설계 기술을 확보할 수 있었다.

Nomenclatures

α	: Angle of attack	δ_{ES}	: Symmetric elevator deflection
β	: Sideslip	δ_{EA}	: Asymmetric elevator deflection
p	: Stability-axis roll rate	δ_{AA}	: Asymmetric ailerons deflection
q	: Stability-axis pitch rate	δ_R	: Rudder deflection
r	: Stability-axis yaw rate	v	: Virtual input

Subscripts

cmd	: Command signal	$meas$: Measured signal
des	: Desired signal		

Abbreviations

ATTAS	: Advanced Technologies Testing Aircraft System
CDR	: Critical Design Review
DMI	: Dynamic Model Inversion
HQS	: Handling Quality Simulator
IFCS	: Intelligent Flight Control System
JSF	: Joint Strike Fighter
LOES	: Low Order Equivalent System
LQG	: Linear Quadratic Gaussian
LQR	: Linear Quadratic Regulator
MACH	: Multi-Application Control by Honeywell
OBM	: On-Board Model
PDR	: Preliminary Design Review
PID	: Proportional-Integral-Derivatives
PIO	: Pilot Induced Oscillation
REAL	: Robust and Efficient Autoland control Law Design
RM	: Rolling Moment
RSS	: Relaxed Static Stability
SF	: Side Force
TLISTA	: Trim, Linearization, and Simulation Tool for Aircraft
UCAV	: Unmanned Combat Aircraft Vehicle
WLSS	: Wing-Level Side-Slip
YM	: Yawing Moment

참고문헌

○ 저서 및 논문

- [1] Gary J. Balas and John Hodgkinson, "Control Design Methods for Good Flying Qualities", *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 10-13 Aug., 2009, Chicago, IL., USA.
- [2] 김종섭 외, 『T-50 세로축 비행제어법칙 설계에 관한 연구』, 제어로봇시스템학회논문지, 제11권, 제11호, 2005, 963-969쪽.
- [3] 김종섭 외, 『T-50 가로-방향축 비행제어법칙 설계 및 케환이득의 변화에 따른 항공기 동특성에 관한 연구』, 제어로봇시스템학회논문지, 제12권, 제7호, 2006, 621-630쪽.
- [4] Steven Baeri, "F-35A High Angle-of-Attack Testing," *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 16-20 June, 2014, Atlanta, GA., USA.
- [5] Roger Wacker, Steve Munday and Scott Merkle, "X-38 Application of Dynamic Inversion Flight Control," *24th Annual Guidance and Control Conference*, 31 Jan.-4 Feb., 2001, Breckenridge, CO., USA.
- [6] A. A. Lambregts, "Vertical Flight Path and Speed Control Autopilot Design Using Total Energy principles," *Guidance and Control Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences*, 1983, AIAA-83-2239.
- [7] Richard R. Larson, John J. Burken and Bradley S. Butler, "Implementation of an Adaptive Controller System from Concept to Flight Test," *AIAA Infotech@ Aerospace Conference and Exhibit*, 6-9 Apr., 2009, Seattle, WA., USA, AIAA 2009-2055.
- [8] Christopher J. Miller, "Nonlinear Dynamic Inversion Baseline Control Law: Flight-Test Results for the Full-scale Advanced Systems Testbed F/A-18 Airplane," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 8-11 Aug., 2011, Portland, OR., USA, AIAA 2011-6468.
- [9] 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, Jun. 1997.
- [10] 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 Nov., 2002, Williamsburg, Virginia.
- [11] K. Bordignon, and J. Bessolo, "Control Allocation for the X-35B," *2002 Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit*, 5-7 Nov., 2002, Williamsburg, VA., USA, AIAA-2002-6020, 2002.
- [12] MIL-HDBK-1797, *Flying Qualities of Piloted Aircraft*, 19 Dec., 1997.
- [13] MIL-F-9490D(USAF), *Flight Control Systems-Design, Installation and Test of Piloted Aircraft, General Specification for*, 6 Jun., 1975.