

論文

모델추종 적응제어기법을 이용한 초음속 고등훈련기의 고장허용제어기 설계

김승균*, 이호진*, 윤승호*, 한용수*, 김유단**, 김종섭***, 조인제***

Fault Tolerant Controller Design for Supersonic Advanced Trainer Using Model Following Adaptive Technique

Seungkeun Kim*, Hojin Lee*, Seungho Yoon*, Youngsu Han*
Youdan Kim**, Chongshup Kim*** and Inje Cho***

ABSTRACT

In this study, a new fault tolerant controller based on a model following adaptive technique is applied to the reconfiguration mode of supersonic advanced trainer. The designed controller is applied to the flight control system of high performance aircraft. To verify the performance of the proposed controller, numerical simulations are executed using a non-realtime nonlinear verification tool.

초 록

본 연구에서는 기존의 초음속 고등훈련기 재형상 모드에 모델추종 적응제어 기법을 적용하여 새로운 개념의 고장허용 제어기를 설계하였다. 실제 비행제어 시스템에 적용할 수 있도록 제어기 설계와 자동 탑재코드 생성에 사용되고 있는 시스템을 이용하여 제어기를 구현하였다. 초음속 고등훈련기의 비실시간 비선형 검증도구로 사용되고 있는 프로그램을 이용하여 시뮬레이션을 수행하여 성능을 검증하였다.

Key Words : Fault Tolerant Control(고장허용제어), Model Following Technique(모델추종기법), Adaptive Control(적응제어), Optimization(최적화)

1. 서 론

최근 항공기의 고장으로 발생될 수 있는 경제 적 피해와 인명 손실에 대처하기 위해 고장허용 제어기(Fault Tolerant Control) 설계에 대한 연구가 활발히 수행되고 있다. 제어법칙은 항공기의 최대 구조한계 내에서 요구되는 동력학적 요구조건, 안정성 및 기동성능을 부여하기 위해 설계되어야 한다. 또한, 이러한 요구조건을 이용하

여 시스템의 기능에 따라 어떠한 제어모드를 적용할 것인지를 정의해야 한다. 현재 초음속 고등 훈련기의 비행 모드는 정상 (Normal), 재형상 (Reconfiguration), 및 훈련(Training) 모드로 구성 되어 있고, 재형상 모드의 경우에는 고장이 발생 하면 기존의 제어이득에서 재형상 제어이득으로 전환하는 방법으로 설계되어 있다. 본 연구에서 는 기존의 재형상 모드에 모델추종 적응제어 (MRAC: Model Following Adaptive Control) 기 법을 적용하여 새로운 개념의 고장허용 제어기를 설계한 후, MATLAB Simulink 기반의 초음속 고등훈련기의 선형모델에 대하여 성능을 검증하 였다. 또한 한국항공에서 제어기 설계와 자동 탑 재코드 생성에 사용되고 있는 프로그램에 기반을 둔 제어기 설계를 수행하였다. 이를 비실시간 비

† 2008년 12월 11일 접수 ~ 2009년 4월 13일 심사완료

* 정희원, 서울대학교 공과대학 기계항공공학부 대학원

** 정희원, 서울대학교 공과대학 기계항공공학부

교신저자, E-mail : ydkim@snu.ac.kr

서울시 관악구 신림동 산 56-1

*** 정희원, 한국항공우주산업(주)

선형 검증도구로 사용되고 있는 도구를 이용하여 시뮬레이션을 수행하여 그 성능을 검증하였다.

본 논문은 다음과 같이 구성되었다. 2.1절에서는 모델추종 적응제어기를 설계하고, 2.2절에서는 중/횡으로 분리하여 설계된 모델추종 제어기의 구현방법에 대해 설명한다. 2.3절에서는 모델추종 적응제어기의 성능 검증을 위하여 비선형 시뮬레이션을 수행한 결과를 제시한다. 마지막으로 3장에서는 결론과 향후과제를 논의한다.

II. 본 론

2.1 모델추종 적응제어기[1,2]

항공기의 선형화된 운동방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + d \\ y &= Cx \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 x 는 항공기의 상태변수 벡터, u 는 제어 입력 벡터, d 는 외란 벡터, y 는 출력변수 벡터이고, A 는 시스템 행렬, B 는 제어입력 행렬, C 는 출력 행렬이다. 항공기가 추종해야 하는 기준모델은 다음과 같다.

$$\dot{y}_M = A_M y_M + B_M r \quad (2)$$

여기서 y_M 은 추종해야 하는 출력변수 벡터, r 은 기준입력 벡터이고, A_M 과 B_M 은 각각 기준모델의 시스템 행렬과 입력 행렬이다.

제어입력 u 을 구하기 위한 출력변수의 1차 시간미분 항은 다음과 같다.

$$\dot{y} = CAx + CBu + Cd \quad (3)$$

식 (3)은 기준모델의 \dot{y}_M 과 동일한 값을 가져야 하기 때문에 식 (4)을 만족해야 한다.

$$CAx + CBu + Cd = A_M y_M + B_M r \quad (4)$$

여기서 일반적인 항공기 시스템에 대한 CB 의 역행렬이 존재한다고 가정하면 식 (5)와 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} u &= (CB)^{-1} * [A_M y_M + CAx + B_M r - Cd] \\ &= (CB)^{-1} * [(A_M C + CA)x + B_M r - Cd] \\ &= (CB)^{-1} (A_M C + CA)x + (CB)^{-1} B_M r + B_M r (-Cd) \end{aligned} \quad (5)$$

따라서 기준입력 r 을 추종하기 위한 제어입력 u 를 다음과 같은 형태로 설정할 수 있다.

$$u = C_0 r + C_0 G_0 x + C_0 v \quad (6)$$

여기서 v 는 제어변수 벡터이고, C_0 , G_0 는 제어변수 이득행렬이다. 식 (6)을 식 (1)에 대입하여 미분하면 다음과 같다.

$$\dot{y} = (CA + CBC_0 G_0)x + CBC_0 r + CBC_0 v + Cd \quad (7)$$

식 (7)을 식 (2)와 비교하여 제어변수와 이득행렬을 다음과 같이 설정한다.

$$CA + CBC_0^* G_0^* = A_M C \quad (8)$$

$$CBC_0^* = B_M \quad (9)$$

$$CBC_0^* v^* = -Cd \quad (10)$$

여기서 C_0^* 와 G_0^* 는 항공기 출력변수와 기준모델 출력변수가 동일하게 되도록 하는 이상적인 제어입력 이득행렬을 의미한다.

시스템의 출력변수와 추종해야 할 출력변수 오차를 $e = y - y_M$ 으로 정의하면, 출력변수 오차의 시간미분 값을 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{e} &= \dot{y} - \dot{y}_M \\ &= A_M e + [CA + CB(C_0^* + C_0 - C_0^*)G_0 - A_M C]x \\ &\quad + CB(C_0 - C_0^*)r + CB(C_0^* + C_0 - C_0^*)v - CBC_0^* v^* \\ &= A_M e + B_M(G_0 - G_0^*)x + B_M(C_0^{*-1}C_0 - I)G_0 x \\ &\quad + B_M(C_0^{*-1}C_0 - I)r + B_M(C_0^{*-1}C_0 - I)v + B_M(v - v^*) \end{aligned} \quad (11)$$

식 (6)을 이용하여 식 (11)을 간단하게 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{e} = A_M e + B_M \Delta G_0 x + B_M \Psi u + B_M \Delta v \quad (12)$$

여기서 $\Delta G_0 = G_0 - G_0^*$, $\Psi = C_0^{*-1} - C_0^{-1}$, $\Delta v = v - v^*$ 이다. 식 (12)의 모델추종 오차를 이용하여 이득행렬의 적응법칙을 유도하기 위한 르야프노프 후보함수를 다음과 같이 선택한다.

$$V = e^T P e + tr\left(\frac{\Delta G_0^T \Delta G_0}{\gamma_1} + \frac{\Psi^T \Psi}{\gamma_2}\right) + \frac{\Delta v^T \Delta v}{\gamma_3} \quad (13)$$

$$A_M^T P + P A_M = -Q \quad (14)$$

식 (13)을 미분하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -e^T Q e + 2tr\left[\frac{1}{\gamma_1} \Delta G_0^T (\Delta \dot{G}_0 + \gamma_1 B_M^T P e x^T) \right. \\ &\quad \left. + \frac{1}{\gamma_2} \Psi^T (\dot{\Psi} + \gamma_2 B_M^T P e u^T) \right] + \frac{1}{\gamma_3} \Delta v^T (\Delta \dot{v} + \gamma_3 B_M^T P e) \end{aligned} \quad (15)$$

식 (15)로부터 ΔG_0 , Ψ , Δv 가 다음 조건들을 만족하면, 식 (19)와 같이 \dot{V} 이 negative semi-definite 조건을 만족한다.

$$\Delta \dot{G}_0 = -\gamma_1 B_M^T P e x^T \quad (16)$$

$$\dot{\Psi} = -\gamma_2 B_M^T P e u^T \quad (17)$$

$$\Delta \dot{v} = -\gamma_3 B_M^T P e \quad (18)$$

$$\dot{V} = -e^T Q e \leq 0 \quad (19)$$

식 (16), (17), (18)을 제어변수 이득행렬 G_0 , C_0 와 제어변수 벡터 v 에 대하여 나타내면 다음과 같은 적응법칙이 유도된다.

$$\dot{G}_0 = -\gamma_1 B_M^T P e x^T \quad (20)$$

$$\dot{C}_0 = -\gamma_2 C_0 B_M^T P e u^T C_0 \quad (21)$$

$$\dot{v} = -\gamma_3 B_M^T P e \quad (22)$$

본 연구에서는 기준모델을 추종하기 위하여 제어입력 u 를 식 (6)과 같이 설계하고, 식 (20), (21), (22)의 적응법칙을 적용한다.

정리 1 식 (1)의 시스템은 식 (6)과 같은 제어입력 u 에 대하여 입력의 크기가 제한되고, 식 (20), (21), (22)의 적응법칙에 따를 경우, 출력변수의 크기가 제한되고, 추종오차 e 가 0으로 수렴한다.

증명 식 (19)로부터 르야프노프 함수 V 는 다음과 같다[1,2].

$$0 \leq V(t) \leq V(0) \quad (23)$$

$$\int_0^\infty e^T(t) Q e(t) dt = -\int_0^\infty \dot{V}(t) dt = V_0 - V_\infty \quad (24)$$

따라서 $V(t) \in L_\infty$ 이고, $e, \Delta G_0, \Psi, \Delta v \in L_\infty$ 가 성립되며, 출력변수 또한 크기가 제한된다. 식 (24)의 Q 는 양한정 행렬(positive definite)이므로 $e \in L_2$ 이다. 또한, 입력값이 한정된(bounded) 값이면, 식 (12)에 따라 $\dot{e} \in L_\infty$ 가 성립되므로 $\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0$ 이다. 따라서 BIBO(Bounded Input Bounded Output) stable 하다.

2.2 모델추종 적응제어기 구현

본 연구에서는 MatrixX 프로그램을 이용하여 모델추종 적응제어기를 구현하였다. MatrixX로

작성된 모델추종 적응제어기는 비실시간 비선형 시뮬레이션을 수행하기 위한 자동코드(autocode)로 생성되며, 성능해석 프로그램에 제어기 서브모듈로 이용된다. 프로그램 내에 구성된 제어기는 기존의 종/횡방향 제어기와 새롭게 설계된 모델추종 적응제어기로 구성된다.

본 논문에서 사용한 비행기의 제어면은 총 6개로 $u = [\delta_{ES} \delta_{AS} \delta_{LS} \delta_{EA} \delta_{AA} \delta_R]^T$ 이다. 여기서 δ_{ES} 는 엘리베이터 대칭, δ_{AS} 는 에일러론 대칭, δ_{LS} 는 앞전플랩 대칭, δ_{EA} 는 엘리베이터 비대칭, δ_{AA} 는 에일러론 비대칭, δ_R 는 러더 입력을 의미한다. 엘리베이터 대칭입력은 종방향 피치각속도 명령을 받아 작동되며, 에일러론 대칭입력은 피치 고장발생 상황에서 피치각속도 명령을 보상하기 위해 작동된다. 앞전플랩 대칭은 고양력 장치이며, 엘리베이터 비대칭은 에일러론 고장발생 상황에서 롤각속도 명령을 보상하기 위해 작동된다. 에일러론비대칭은 롤각속도 명령을 받아 작동되며, 러더는 요각속도 명령을 받아 작동된다.

2.2.1 종/횡방향 모델추종 적응제어기

모델추종 적응제어기는 종방향과 횡방향 제어기로 구성된다. 종/횡방향 제어기는 모델추종 적응제어를 수행하는 식 (6)의 제어입력에 필요한 $C_0 G_0 x$, $C_0 v$, $C_0 v$ 를 계산하는 함수를 포함하고 있다. 여기서 기준입력 v 은 종방향에서는 피치각속도 명령 q_m 이고, 횡방향에서는 롤각속도 명령 p_m 과 y 축 속도명령 V_y 이다. 종방향 제어기는 피치각속도 명령을 입력으로 받고, 종방향 제어입력 δ_{ES} 을 출력한다. 횡방향 제어기는 롤각속도 명령과 y 축 속도명령을 입력으로 받아 횡방향 제어입력 $\delta_{EA}, \delta_{AA}, \delta_R$ 를 각각 출력한다. 여기서 y 축 속도명령은 비행기 동체좌표계를 기준으로 하는 y 축 속도성분을 의미한다.

2.2.2 제어면 고장신호 모델링

본 연구에서는 모델추종 적응제어기의 성능을 검증하기 위하여 작동기 고장상황을 고려하였다. 고장이 시각 t_f 에 발생한다고 가정하고, 작동기 입력을 고장률에 따라 감소시키는 것으로 고장을 모델링하였다. 고장이 발생할 때 시간지연 없이 계단(step) 입력 형태로 발생하는 고장을 고려하면, 고장의 불연속에 의한 적분 알고리즘의 오류가 발생하게 된다. 따라서 고장의 발생이 시간지연을 가지고 부드럽고, 빠르게 나타날 수 있도록 시그모이드(sigmoid) 함수를 이용하였다. 시그모이드(sigmoid) 함수를 이용한 고장신호 모델은 다음 식과 같다.

$$y = \frac{1}{2} \left[-\frac{1}{0.5 + e^{-5(t-t_f)}} + 2 \right] \quad (25)$$

고장신호 모델은 0부터 1까지의 고장신호를 출력하며, 작동기 신호와 고장신호 출력을 곱하여 0%에서 100%의 작동기 고장상황을 구현한다.

2.3 비실시간 비선형 시뮬레이션

본 절에서는 MatrixX로 구현된 모델추종 적응제어기의 성능을 검증하기 위해 비선형 시뮬레이션을 수행하였다.

2.3.1 엘리베이터 조종면 고장

고장상황은 왼쪽 엘리베이터 제어면(HT_L)의 고장을 고려하였으며, 트림조건은 속도는 마하 0.8, 고도는 11,000 kft로 설정하였다. 조종사 명령은 피치스틱 명령을 표 1과 같이 적용하였다. 고장신호 모델은 식 (25)를 이용하여 그림 1에 보이고 있는 것과 같이 16초에 작동기 100% 고장상황을 고려하였다. 이 신호가 왼쪽 엘리베이터 작동기 신호와 곱해져 고장상황을 생성한다. 왼쪽 엘리베이터 조종면의 고장으로 인한 신호는 그림 2와 같다.

표 1. 조종사 피치스틱 명령

시간 (sec)	조종사 피치스틱 명령
0~15	0
15~17	5
17~19	-5
19~50	0

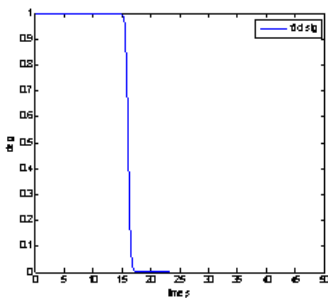


그림 1. 100% 고장을 고려한 고장신호

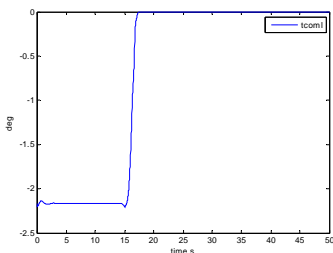


그림 2. 왼쪽 엘리베이터 고장신호

2.3.2 시뮬레이션 결과

본 연구에서 고려한 모델추종 적응제어기를 이용하여 비선형 시뮬레이션을 수행한 결과는 그림 3-9와 같다. 그림 3은 종방향 상태변수, 그림 4는 횡방향 상태변수 시간반응이다. 그림 5는 제어변수의 시간반응이다. 그림 3-5에서 보는 바와 같이 조종면 고장이 발생한 16초 전후에 피치스틱으로 인가된 피치각속도 명령을 잘 추종하는 것을 알 수 있다. 항공기의 왼쪽 엘리베이터에 고장이 발생한 시점인 16초에서 갑작스러운 고장에 적응하기 위하여 급격한 제어입력이 생성되고, 상태변수에도 약간의 급격한 변화가 발생한다. 고장 이후에 종방향, 횡방향의 상태변수들을 살펴보면 항공기가 위험한 상황에 들어가지 않고 비교적 정상상태를 유지하고 있음을 알 수 있다. 고장 이후에 종방향에서는 속도의 증가, 횡방향에서는 새로운 뱅크각으로 트림이 형성된다. 이는 비실시간 시뮬레이션 상에서 조종사의 추력

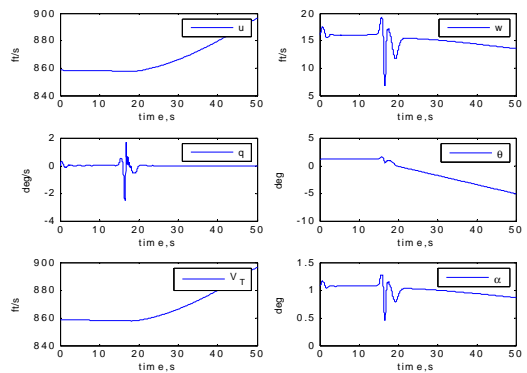


그림 3. 종방향 상태변수

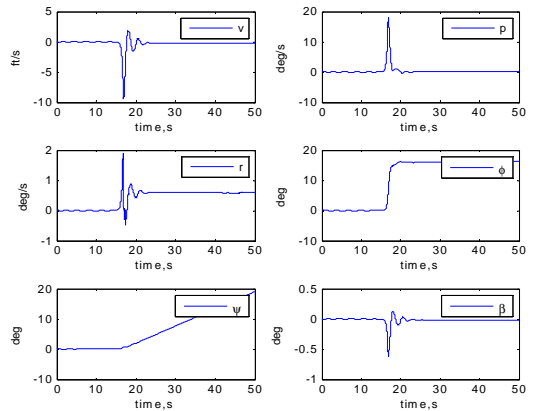


그림 4. 횡방향 상태변수

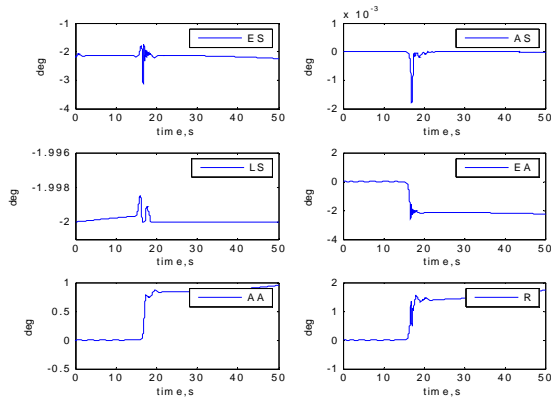


그림 5. 제어변수

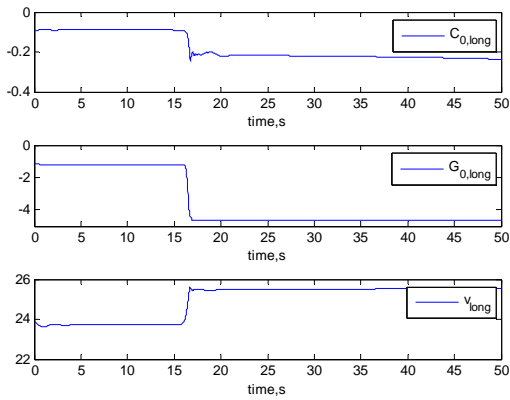


그림 6. 종방향 적응변수 ($C_{0, long}, G_{0, long}, v_{long}$)

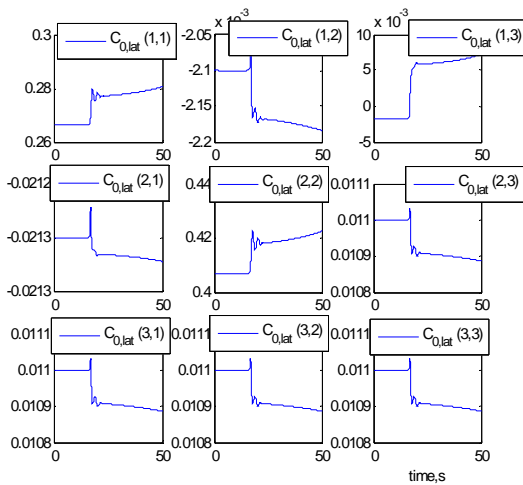


그림 7. 횡방향 적응변수 ($C_{0, lateral}$)

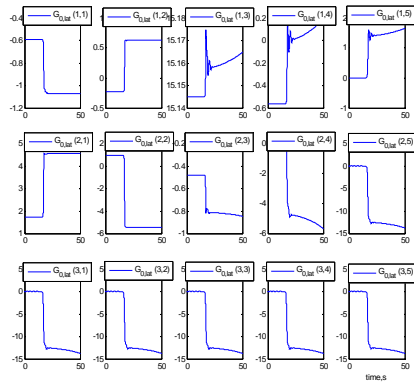


그림 8. 횡방향 적응변수 ($G_{0, lateral}$)

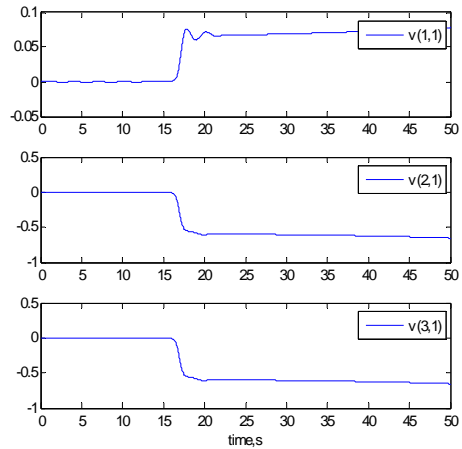


그림 9. 횡방향 적응변수 ($v_{lateral}$)

제어가 없기 때문에 발생하는 것으로 사료되며, 실제 조종사의 제어입력이 포함되는 경우에는 보다 안정된 비행이 달성될 수 있을 것이다.

그림 6은 고장상황에 대한 종방향의 적응변수를, 그림 7-9는 횡방향의 적응변수를 보여주고 있다. 조종면 고장 발생 이전에 일정하였던 적응변수들이 고장시점인 16초 이후 급격하게 변화하였고, 고장 이후에는 고장 이전과는 다른 값으로 수렴하여 정상상태를 유지하는 것이 확인되었다.

결론적으로 본 연구에서 고려한 모델추종 적응제어기가 고등훈련기 비선형 모델에 대해 적용한 결과 재형상 제어기로서 충분한 역할을 수행하고 있다고 할 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 모델추종 적응제어기를 이용하여 초음속 고등훈련기를 대상으로 재형상 제어기

를 설계하고, 대상 항공기에 대한 비실시간 비선형 시뮬레이션을 통하여 성능을 검증하였다. 모델추종 적응기법을 이용한 새로운 개념의 재형상 제어기는 고장에 대처하기 위한 고장허용제어를 수행할 수 있으며, 기존의 이득 스위칭 방식 재형상 제어기를 대체할 수 있는 가능성을 보여주었다.

후 기

본 연구는 서울대학교 항공우주신기술연구소 위탁과제 '6자유도 비행시뮬레이션용 제어법칙 알고리즘 개발' 과제의 일환으로 수행되었으며, 한국항공우주산업(주)의 지원에 감사드립니다.

참고문헌

1) 이금진, 모델추종 적응제어기법을 이용한 재형상 비행제어시스템 설계, 석사학위 논문, 서울대학교 기계항공공학부, 2001.
 2) K.S. Kim, K.J. Lee, and Y. Kim, "Reconfigurable Flight Control System Using Direct Adaptive Method", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.26, No.4, 2003, pp. 543-550.

3) Bodson, M., and Groszkiewicz. E., "Multivariable Adaptive Algorithm for Reconfigurable Flight Control", IEEE Transaction on control System Technology, Vol.5, No. 2, 1997, pp. 217 - 229.

4) Landau, I. D. and Courtiol B. "Adaptive Model Following Systems for Flight Control and Simulation", Journal of Aircraft, Vol.9, No.9, 1972, pp. 668-674.

5) D. Shin, and Y. Kim, " Reconfigurable Flight Control System Design Using Adaptive Neural Networks", IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol.12, No.1, 2004, pp. 87-100.

6) Slotine, J. J., and Li, W., Applied Nonlinear Control, Prentic-Hall International Inc, 1991.

7) 조동현, 모델추종제어기법을 이용한 슬라이딩 모드 재형상 비행제어시스템 설계, 석사학위 논문, 서울대학교 기계항공공학부, 2003.

8) Shin, D., and Kim, Y., "Design of Reconfigurable Flight Controller using Sliding Mode Control-Actuator Fault," ICCA 2002, Oct. 16-19, 2002, pp. 245-248.

9) MatrixX SystemBuild User Guide, National Instruments, April 2004.