

퍼지로직을 이용한 항공기 고장 검출 및 분리

A Study on Actuator Fault Detection and Isolation in Airplanes using Fuzzy Logic

이 장 호* **김 유 단****
Lee, Jang-Ho Kim, You-Dan

ABSTRACT

Fault detection and isolation(FDI) and reconfigurable flight control system provide better survivability even though actuator faults occur. In this study, a new fault detection and isolation algorithm is proposed using fuzzy logic. When the FDI system detects the actuator fault, the fuzzy logic investigates the state variables to find which actuator has fault. Proposed fuzzy detection algorithm detect not only a single fault but also multiple faults. After detecting the fault, the reconfigurable flight control system begins operating for compensating the effects of the fault. A numerical simulation using six degree-of-freedom nonlinear aircraft model is performed to verify the performance of the proposed fault detection and isolation scheme.

주요기술용어(주제어) : Fault Detection(고장 검출), Fault Isolation(고장 분리), Fuzzy Logic(퍼지 로직), Reconfigurable Flight Control(재형상 제어)

1. 머리말

본 논문에서는 항공기의 작동기에 고장이 발생한 경우에 대하여 강건한 고장검출 및 분리성능을 보장하기 위해 퍼지로직을 이용한 연구를 수행하였다. 퍼지로직은 고장이 발생하였을 경우, 상태변수의 동특성을 이용하여 단일 고장일 경우와 복수의 고장이 발생하였을 경우에 대하여 적용이 가능하도록 구성하였다. 특히, 퍼지 시스템에서 각 작동기 고장의 특성을 독립적으로 나타낼 수 있는 시스템 출력신호를 사용

하여 출력신호의 연성효과를 최소화하였다. 고장이 발생하였다고 판단되면 재형상 제어가 작동하여 원하는 임무를 수행하도록 하는 시스템을 설계하였다. 제안한 고장검출 및 분리 알고리즘의 성능을 검증하기 위해서 F-16 항공기에 대한 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 퍼지로직을 이용하여 고장을 검출한 후, 고장 위치를 검출하는 내용을 다루었다. 3장에서는 고장 발생 후 수행하는 작동되는 재형상 제어에 대한 내용을 다루었다. 그리고 본 논문의 4장에서는 수치 시뮬레이션을 통해 제안한 기법을 이용하여 항공기 고장검출 및 분리 성능과 재형상 제어시스템의 성능을 평가하였다.

† 2004년 5월 7일 접수~2004년 7월 15일 심사완료

* 한국항공우주연구원(KARI)

** 서울대학교(Seoul National University)

주저자 이메일 : jh7677@kari.re.kr

2. 퍼지로직을 이용한 고장 검출 및 분리

가. 고장검출

일반적인 항공기의 동특성을 살펴보면, 각속도 변수 p, q, r 의 동특성은 빠른 반면, 각도 변수인 ϕ, α, β 의 동특성은 상대적으로 느리다. 본 논문에서는 이러한 동특성을 이용하여 timescale separation 가정을 이용하였다. Timescale separation 가정하에 다음과 같이 표현된다.

Inner-loopsystem

$$x_1(t) = A_1x_1(t) + B_1u_1(t) + d_1 \quad (1)$$

$$y_1(t) = C_1x_1(t) \quad (2)$$

Outer-loopsystem

$$x_2(t) = A_2x_2(t) + B_2u_2(t) + d_2 \quad (3)$$

$$y_2(t) = C_2x_2(t) \quad (4)$$

여기서 $x_1 = [p, q, r]^T$, $x_2 = [\phi, \alpha, \beta]^T$ 이다. 시스템과 모델 간의 고장신호를 검출하기 위하여 출력오차를 다음과 같이 정의한다.

$$e(t) = x(t) - x_m(t) \quad (5)$$

$$e_0(t) = y(t) - y_m(t) = Ce(t) \quad (6)$$

여기서 $x(t)$ 는 시스템 상태변수를 나타내고, $x_m(t)$ 는 항공기 모델의 상태변수를 나타낸다.

항공기에 고장이 발생하지 않은 정상상태일 때에는 고장검출 신호의 값이 별로 크지 않을 것이다. 한편, 고장이 발생하면 고장검출 신호가 일정한 값(문턱값)을 넘어서게 되어 고장발생을 판별할 수 있게 된다. 이를 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\|e_0(t)\| = \|Ce(t)\| < \lambda ; \text{nofaultoccurs} \quad (7)$$

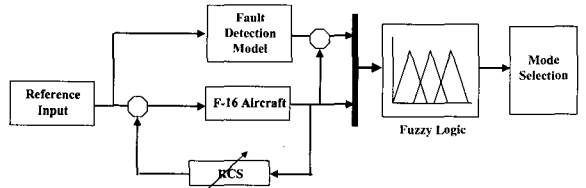
$$\|e_0(t_f)\| = \|Ce(t_f)\| \geq \lambda ; \text{faulthasoccurred} \quad (8)$$

고장검지 시스템의 특정변수인 문턱값 결정은 다양한 방법을 통하여 결정할 수 있다. 본 논문에서는 여러 고장상황에 대하여 시뮬레이션을 반복 수행하여 일정한 값의 문턱값을 설정하였다.

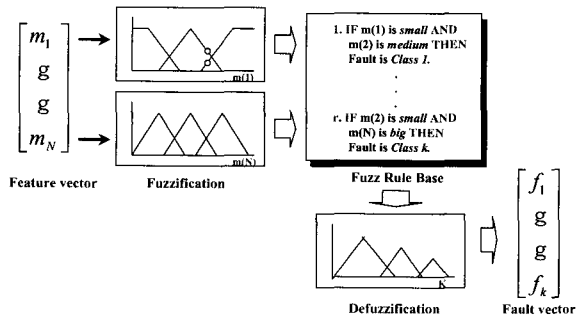
나. 퍼지를 이용한 고장위치 검출

퍼지 시스템은 지식기반 혹은 법칙기반 시스템이라고 한다. 본 논문에서는 항공기에 고장이 발생하였을 경우의 상태변수 특성을 퍼지 규칙으로 설정하여 고장 위치를 검출하게 된다. 즉, 상태변수의 동특성을 연속적인 멤버십 함수로서 퍼지화 하게 되면, 이 값이 퍼지 시스템의 입력으로 들어가게 된다. 퍼지 입력은 퍼지 추론 엔진의 퍼지 규칙에 의해 퍼지 출력 값을 내보내며, 최종적으로 출력 멤버십 함수에 의해 고장 위치를 검출하게 된다. 이러한 일련의 과정을 그림 1에 도시화 하였다. 그림 2에서는 본 논문에서 수행한 퍼지로직을 이용하여 고장을 검출하고 진단하는 과정을 나타내었다.

본 논문에서 사용한 퍼지 입력은 $[Signal_A, Signal_E, Signal_R]$ 로서 각각의 입력에 대해 언어변수를 2개 또는 3개로 설정하였다. 퍼지입력은 aileron, elevator, rudder 조종면에 각각 민감한 상태변수를 조합하여



[그림 1] 고장 검출 및 진단 알고리즘



[그림 2] 퍼지 시스템

설정하였다. $[Signal_A, Signal_R]$ 는 3개, $Signal_E$ 는 2개의 언어변수로 설정하였다. $Signal_E$ 의 특성은 에일러론이나 러더의 변화에 대해 매우 둔감하며, 대부분이 엘리베이터 고장에만 영향을 받게된다. 본 논문에서 설정한 언어변수는 다음과 같다.

$Signal_A : [small, medium, big]$

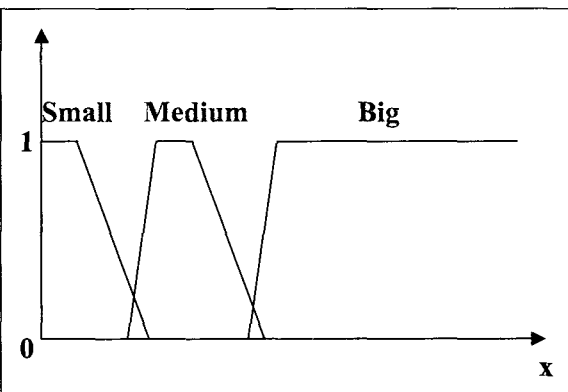
$Signal_E : [small, big]$

$Signal_R : [small, medium, big]$

$Signal_A$ 의 퍼지화는 그림 3과 같다. 멤버십 함수로서 Trap 함수를 설정하였다.

고장 위치의 검출은 퍼지 규칙에 의해 계산된다. 본 논문에서 사용한 각각의 퍼지 출력에 대한 퍼지 규칙을 표 1에 정리하였다. 퍼지 입력의 모든 신호들의 값이 모두 *small*을 나타내면, 퍼지 출력은 정상상태인 *normal*을 나타내게 하도록 퍼지 규칙을 설정하였다.

고장검출 신호로서 고장발생 여부를 검출하는 경우에 외란 등에 의해 오경보를 발생시킬 수가 있다. 본 논문에서는 고장이 발생하지 않았는데 고장검출 신호가 문턱값을 넘어 고장이 발생하였다고 잘못된 경보를 발령하는 것을 방지하기 위해서, 퍼지 시스템으로 들어가는 신호들을 조사하여 오경보 발생 요소를 제거하였다. 일반적으로 각각의 입력신호들을 살펴보면, 각 고장에 대해서 고유의 크기를 가지고 있으므로 이러한 정보를 활용하였다.

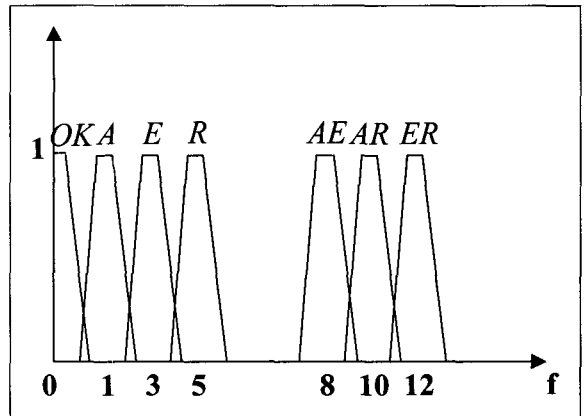


[그림 3] 퍼지 입력

한편, 다중 고장이 발생할 경우에는 일반적으로 신호들의 연성으로 인하여 고장검출 및 분리의 성

[표 1] 퍼지 규칙

Class		Features	Signal_A	Signal_E	Signal_R
Normal			<i>small</i>	<i>small</i>	<i>small</i>
S I N G L E	Aileron		<i>big</i>	<i>small</i>	<i>medium</i>
	Elevator		<i>small</i>	<i>big</i>	<i>small</i>
	Rudder		<i>medium</i>	<i>small</i>	<i>big</i>
D O U B L E	Aileron+Elevator		<i>big</i>	<i>big</i>	<i>medium</i>
	Aileron+Rudder		<i>big</i>	<i>small</i>	<i>big</i>
	Elevator+Rudder		<i>medium</i>	<i>big</i>	<i>big</i>



[그림 4] 퍼지 출력

[표 2] 퍼지 출력의 언어변수

Linguistic Variable	Fault Case
OK	<i>Normal</i>
A	<i>Aileron fault</i>
E	<i>Elevator fault</i>
R	<i>Rudder fault</i>
AE	<i>Aileron fault + Elevator fault</i>
AR	<i>Aileron fault + Rudder fault</i>
ER	<i>Elevator fault + Rudder fault</i>

능이 떨어진다. 본 논문에서는 각 작동기 고장의 특성을 독립적으로 나타낼 수 있는 시스템 출력신호 [Signal_A, Signal_E, Signal_R]를 사용하여 각각의 신호의 선형 조합으로 다중의 고장을 검출하여 출력신호의 연성의 효과를 최소화하였으며, 연성에 의한 고장 검출 성능 저하를 방지하도록 하였다.

퍼지 출력은 그림 4에 나타낸 것과 같이 퍼지 입력과 마찬가지로 멤버십 함수를 Trap 함수로 설정하였다. 각 출력값에 대하여 단일고장은 0.5~5.5의 모드값이 출력되도록 설정하였고, 동시에 발생하는 고장에 대해서는 7.5~12.5의 모드가 출력되도록 하였다. 표 2는 퍼지 출력 언어변수를 나타낸 것이다.

3. 재형상 제어시스템의 설계

이 장에서는 고장발생 판별 후에 작동하게 될 재형상 제어시스템에 대해서 살펴보도록 한다. 본 논문에 다루고 있는 재형상 제어시스템은 고장이 발생되더라도 시스템이 모델을 추종하도록 하는 것으로서, 적응 모델추종 제어를 사용하였다. 제어기는 시스템 입력 출력 정보를 이용하여 적응제어를 구현하여 모델을 추종하도록 설계되어 있다.

본 논문에서는 시스템이 추종해야 할 기준모델을 다음과 같이 설정하였다.

$$\dot{y}_m = A_m y_m + B_m r \tag{9}$$

여기서 r 은 기준입력, y_m 은 모델 출력이며, B_m 은 입력행렬이다. 입력행렬 B_m 은 가역이 되도록 설정한다고 가정하였다.

본 논문에서는 다음과 같은 제어를 고려한다.

$$u = C_0 r + C_0 G_0 x + C_0 v + C_0 K_0 y_m \tag{10}$$

여기서 u 는 제어입력, K_0 는 상수이득이며, C_0 , G_0 , v 는 적응이득이다. 제어이득 설계를 위한 관계식을 유도하기 위해서 시스템 출력과 모델 출력의 차인 오차벡터를 다음과 같이 정의하자.

$$e = y - y_m \tag{11}$$

일반적으로 모델추종 제어기법을 이용하여 직접 적응제어기법을 구현할 때 나타나는 bilinear 문제를 피하기 위하여 다음과 같은 적응규칙을 이용하였다.

$$\dot{G}_0 = -\gamma_1 B_m^T P e x^T \tag{12}$$

$$\dot{C}_0 = -\gamma_2 C_0 B_m^T P e u^T C_0 \tag{13}$$

$$\dot{v} = -\gamma_3 B_m^T P e \tag{14}$$

여기서 $\gamma_i (i=1,2,3)$ 는 적응제어이득이며, P 는 $A^T P + P A = -Q$ 를 만족하는 행렬이다.

4. 고장검출 및 재형상 제어 시뮬레이션

본 논문에서는 고장검출 및 고장 위치 검출과 재형상 제어법칙의 유용성을 검증하기 위하여 비선형 F-16 항공기 모델을 사용한 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 모델추종을 위한 기준모델은 다음과 같이 선정하였다.

Inner-loop fast dynamic model :

$$\dot{p}_m = -3p_m + 3p_c \tag{15}$$

$$\dot{q}_m = -3q_m + 3q_c \tag{16}$$

$$\dot{r}_m = -3r_m + 3r_c \tag{17}$$

Outer-loop slow dynamic model :

$$\dot{\phi}_m = -\phi_m + \phi_c \tag{18}$$

$$\dot{\alpha}_m = -\alpha_m + \alpha_c \tag{19}$$

$$\dot{\beta}_m = -\beta_m + \beta_c \tag{20}$$

여기서 ϕ_c , α_c , β_c 는 각각 롤각, 받음각, 옆미끄러짐

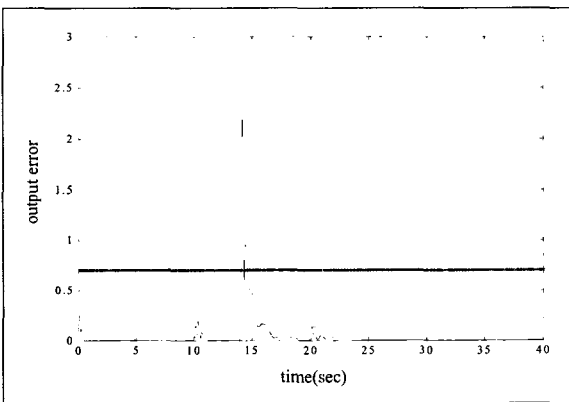
각이다. 시뮬레이션에서 롤기동을 하기 위하여 10초에서 20초 사이에 ϕ_c 는 20도, α_c 는 7도, β_c 는 0도의 명령을 주었다.

구동기 동역학은 다음과 같이 1차 필터로 모델링하였다.

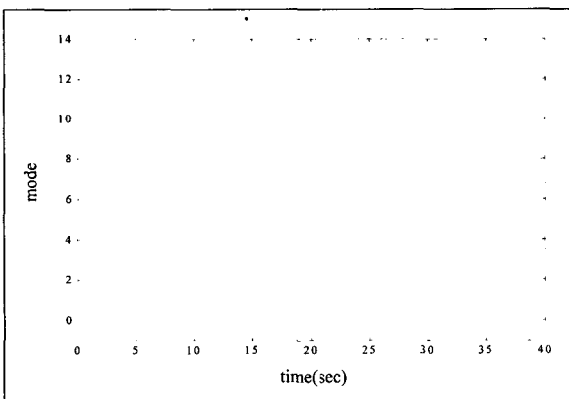
$$H_{actuator}(s) = \frac{30}{s+30} \quad (21)$$

고장검출 및 고장위치 검출 시뮬레이션을 수행하기 위한 고장 상황으로 항공기의 기동은 일정한 받음각을 유지하면서 20도의 롤기동을 수행한 뒤에 원래의 자세로 돌아오는 운동을 고려하였다. 롤기동 중에 항공기의 에일러론 작동기에 고장이 발생한다고 가정하고, 14초 후에 에일러론, 엘리베이터에 각각 8도, 5도

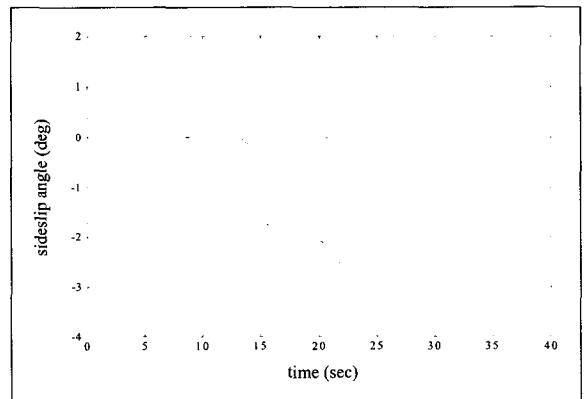
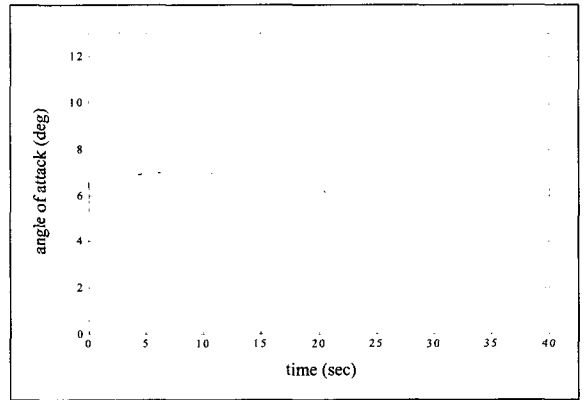
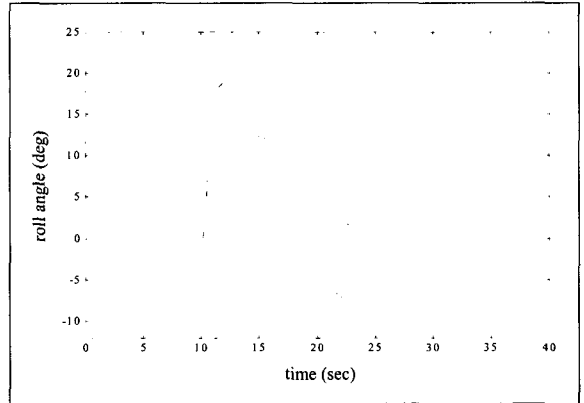
의 bias가 발생한다고 설정하였다. 즉, 정상적인 에일러론과 엘리베이터 출력에 항상 일정한 오차값이 포함되어 있는 고장을 말한다.



[그림 5] 두 개의 고장 발생에 대한 고장검출 신호



[그림 6] 검출된 고장 모드



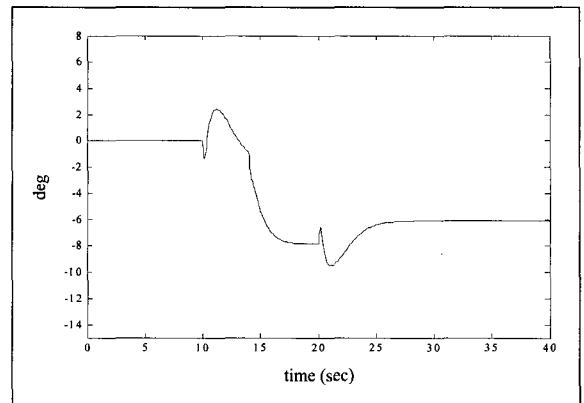
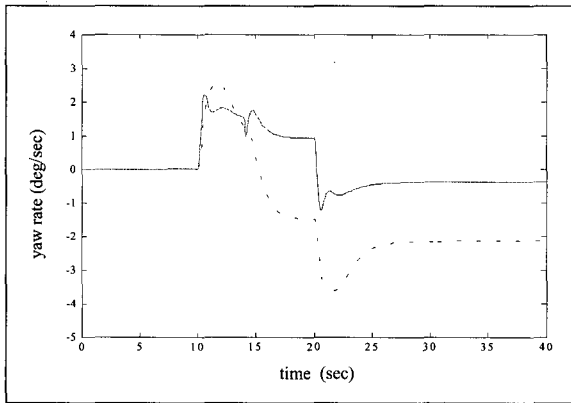
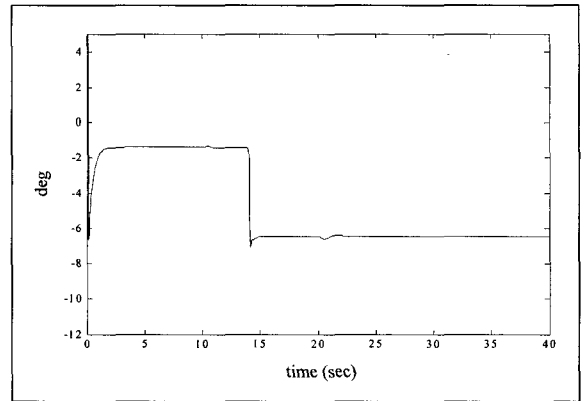
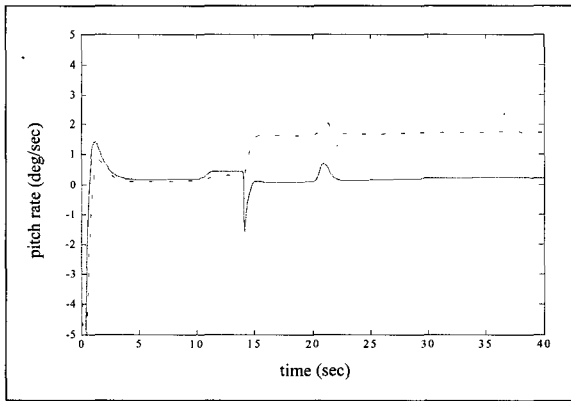
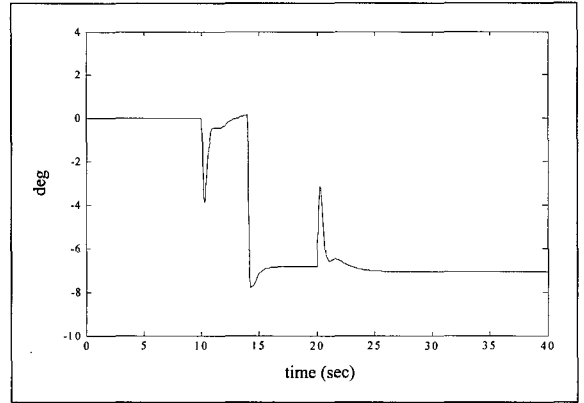
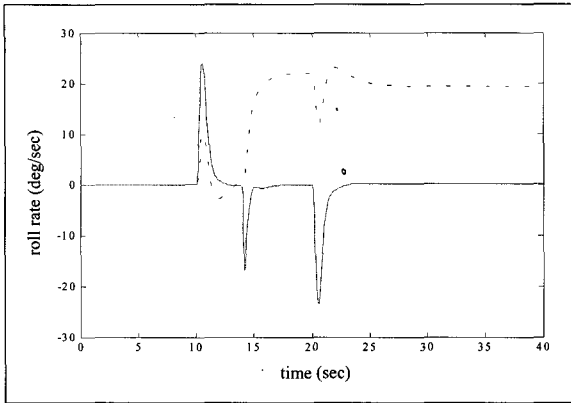
[그림 7] 고장 발생시 각도 상태변수

(Fixed Control Gain)

(dotted line : 모델출력, solid line : 시스템 출력)

그림 5는 시스템과 정상모델 간의 신호를 비교함으로써 고장발생을 적절히 검출하는가를 평가하였다. 문턱값은 0.7로 설정하였으며, 14초에서 고장이 발생

하여 문턱값을 넘어서게 되어 고장이 발생하였다는 것을 알려주고 있다. 그림 6은 고장발생 경보가 울린 후에 약 1.2초간 퍼지 시스템에서 입력신호를 검사하



[그림 8] 고장 발생시 각속도 상태변수
(Fixed Control Gain)

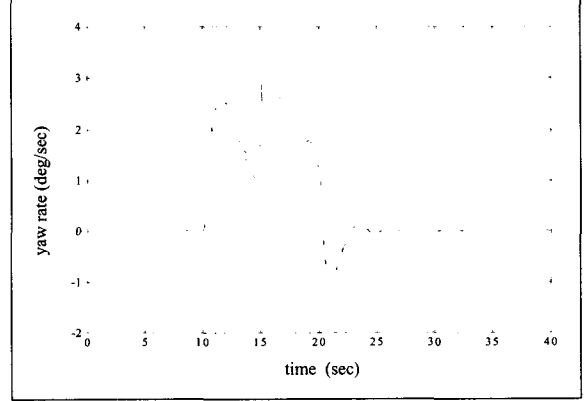
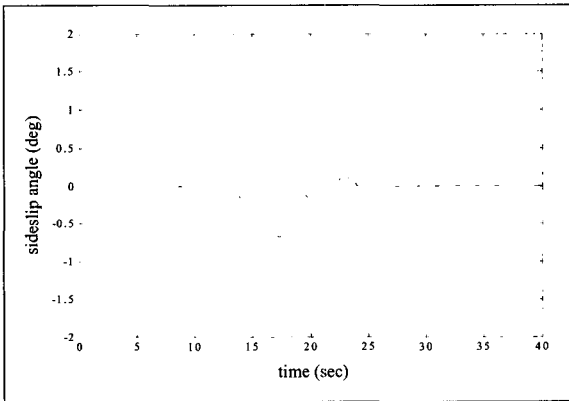
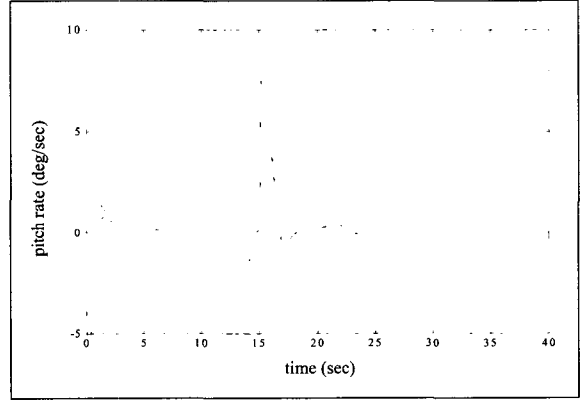
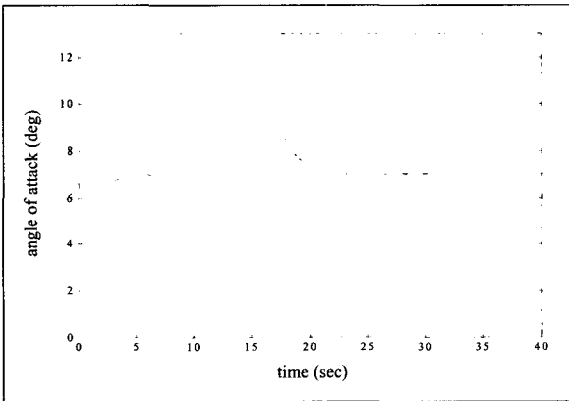
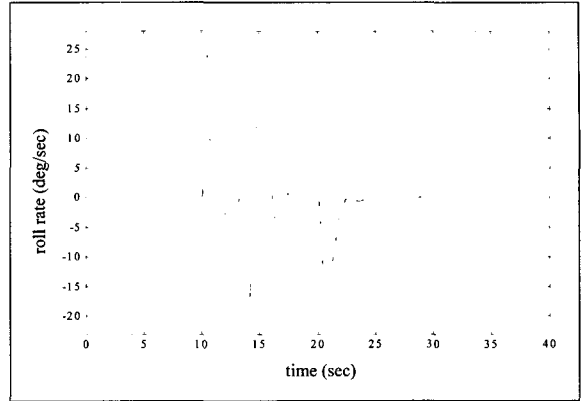
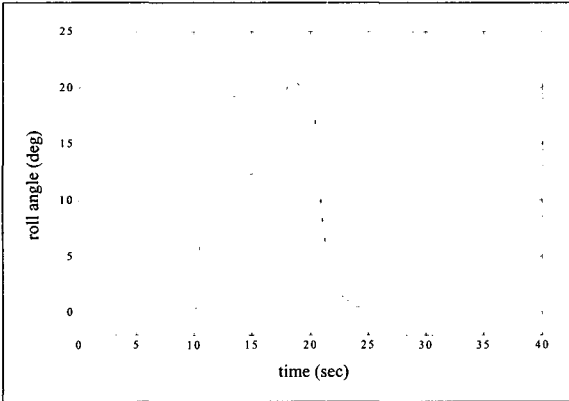
[그림 9] 고장 발생시 제어입력 시간반응
(Fixed Control Gain)

(dotted line : 모델출력, solid line : 시스템 출력)

(aileron, elevator, rudder 순)

여 고장을 발생여부를 한번 더 확인하고, 어느 작동기에서 고장이 발생하였는지를 판단하기 위한 고장모드를 나타내고 있다. 앞의 2장에서 설정한 그림 4를

살펴보면 피지출력에 의해 에일러론과 엘리베이터에서 고장이 동시에 발생하는 경우는 8번 모드로 설정되어 있음을 알 수 있다. 시뮬레이션 수행 결과, 약

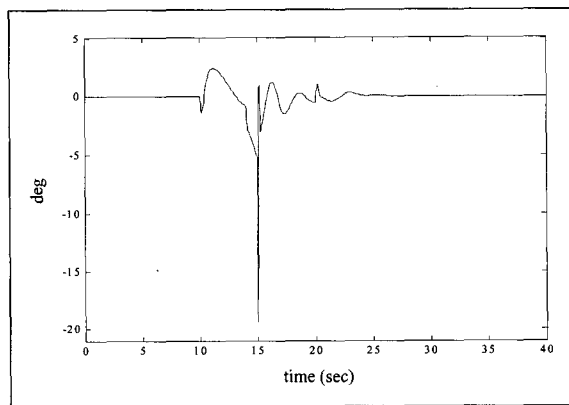
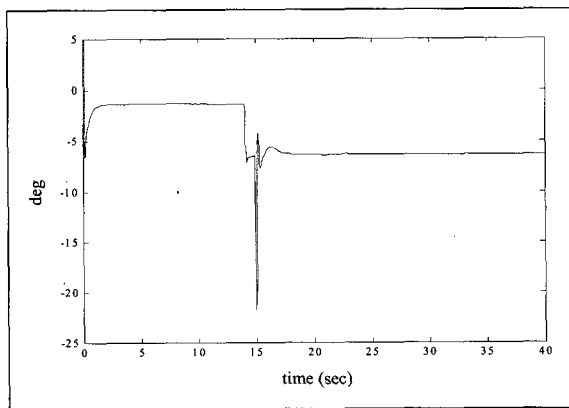
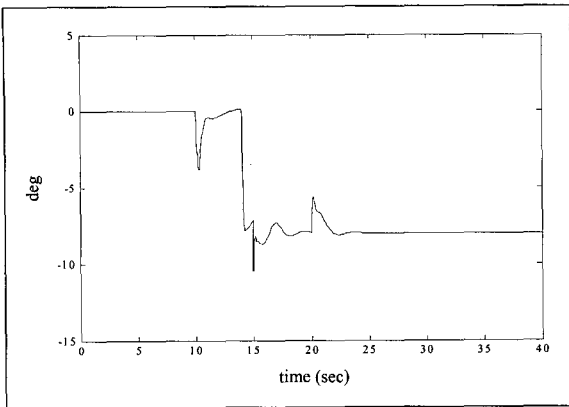


[그림 10] 고장 발생시 각도 상태변수
(Adaptive Control Gain)

(dotted line : 모델출력, solid line : 시스템 출력)

[그림 11] 고장 발생시 각속도 상태변수
(Adaptive Control Gain)

(dotted line : 모델출력, solid line : 시스템 출력)



[그림 12] 고장 발생시 제어입력 시간반응
(Adaptive Control Gain)
(aileron, elevator, rudder 순)

15초 후에 정상모드에서 8번 모드를 가르키고 있는 것을 확인할 수 있으며, 발생한 고장위치를 제대로 검출하고 있음을 알 수 있다.

롤 기동중인 항공기가 14초 후에 에일러론, 엘리베이터에 각각 8도, 5도의 bias 고장이 발생한 경우를 고려하였으며, 그림 7과 그림 8은 이 때의 시간반응을 보인 것이다. 앞의 경우와 마찬가지로 고장 발생 전에는 모델을 어느정도 추종하다가, 고장 발생 이후에 전체적으로 모델을 추종하지 못하고 있음을 볼 수 있다. 이는 고정된 이득을 사용한 제어시스템을 사용하여, 재형상 제어가 수행되지 않았기 때문에 성능저하가 발생함을 알 수 있으며, 주어진 기동을 정상적으로 수행하지 못하고 있다. 그림 9는 이 때의 제어 입력이다.

고장이 발생하기 전에는 고정 제어이득을 사용하다가 고장을 진단한 후에는 재형상 제어를 작동시킨 경우의 상태변수의 시간반응이 그림 10과 그림 11이다. 고장 발생을 선언한 후, 고장 위치를 검출한 후 재형상 제어가 작동한다. 그림에서 실선은 시스템 출력 값을 나타내며, 점선은 모델 출력값을 나타낸다. 재형상 제어기는 적응제어 이득을 사용하여 고장 발생에 대해 잘 대처하고 있음을 알 수 있다. 그림 10의 롤각을 살펴보면 고장이 발생한 14초에 고장발생에 의한 영향으로 롤 기동명령을 추종하지 못하다가 재형상 제어기의 작동으로 곧 기동명령을 잘 추종하게 됨을 볼 수 있다. 그림 12는 이 때의 제어입력 시간반응이다. 그림에서 알 수 있듯이 본 논문에서 제안한 퍼지로지직을 이용한 고장진단 시스템은 복수의 고장을 효과적으로 검출할 수 있음을 보여주고 있다. 이와 같은 효과적인 고장진단 시스템은 적절한 시기에 재형상 제어가 수행할 수 있도록 하며, 고장발생 후에도 항공기가 정상적인 운항이 가능하도록 성능을 보장함을 알 수 있다.

5. 맺음말

본 논문에서는 퍼지로지직을 이용하여 항공기 작동기의 고장 및 고장 위치를 검출하였다. 모델을 추종하는 재형상 제어가 작동하도록 하였다. 기존의 연구들이 단일 고장에 대해서는 효과적으로 검증하고 있으나, 동시에 발생하는 복수의 고장에 대해서는 신호들의 연성으로 인하여 고장검출 및 분리의 성능이 떨

어진다. 한편, 검출필터를 이용하거나 관측기를 기반으로 한 고장검출 기법은 측정잡음이나 외란에 대해 민감한 반응을 나타낸다. 본 논문에서는 강건한 특성을 가지는 퍼지로지치를 이용하여 고장을 검출하는 기법을 제안하였다. 동시에 발생하는 두 개의 고장에 대해서 각 작동기 고장 특성을 독립적으로 나타낼 수 있는 시스템 출력신호를 사용하였다. 퍼지로지치에서는 출력신호의 연성의 효과를 최소화하여 비교적 정확하게 고장을 검출하고 고장 모드를 선언하도록 하였다. 제안한 알고리즘의 성능을 검증하기 위해서 6자유도 F-16 비선형 항공기 모델을 이용한 수치 시뮬레이션을 수행하였다.

본 연구 결과는 작동기 출력이 시간에 따른 일정한 바이어스가 입력되는 고장 형태에 대하여 결과를 나타내었다. 바이어스가 시간에 따라 변하는 경우에도 고장검출 기법 적용이 가능하다. 단, 작동기 오차가 극히 짧은 시간에 변화하지 않으며, discrete하게 변화할 경우에만 적용 가능하다. 또한 작동기의 제한치 범위가 극히 작지 않다면 재형상 제어의 적용이 가능하다.

향후 과제로는 작동기가 일정한 값으로 고정, 조종면의 일부 파손 등의 다양한 고장 형태에 대해서도 연구가 필요하다.

후 기

본 논문은 과학기술부가 주관하는 21세기 프론티어 사업(스마트무인기기술개발사업)의 일환으로 수행되었으며, 연구를 지원해주신 과학기술부 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] Clark, R. N., Frank, P. M., and Patton, R. J., *Fault Diagnosis in Dynamic Systems: Theory and Applications*, Patton R.J. et al. (ed.), Prentice Hall, New York, 1989, Chap. 1.
- [2] Frank, P., "Enhancement of Robustness in Observer based Fault Detection", *International Journal of Control*, Vol. 59, 1994, pp.955~981.
- [3] Patton, R., and Chen, J., "Robust Fault Detection of Jet Engine Sensor Systems Using Eigenstructure Assignment", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 15, No. 6, 1992, pp.1491~1497.
- [4] Patton, R. J., "Robust Model Based Fault Diagnosis: The State of the Art", *Proceedings of IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes - SAFEPROCESS 94*, 1994, pp.1~24.
- [5] White, J. E., and Speyer, J. L., "Detection Filter Design: Spectral Theory and Algorithms", *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. AC-32, No. 7, July 1987, pp.593~603.
- [6] Shen, L.-C., Chang, S.-K., and Hsu, P.-L., "Robust Fault Detection and Isolation with Unstructured Uncertainty with Eigenstructure Assignment", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 1, 1998, pp.50~57.
- [7] Chow, E. Y., and Willsky, A. S., "Analytical Redundancy and the Design of Robust Failure Detection Systems", *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. AC-29, No. 4, 1984, pp.603~613.