

신경회로망을 이용한 항공기 센서 및 구동장치 고장보완 제어시스템 설계에 관한 연구

A Study on the Fault Tolerant Control System for Aircraft Sensor and Actuator Failures via Neural Networks

송 용 규*

Yong kyu Song*

요 약

본 논문에서는 항공기 센서와 구동장치 고장시 신경회로망을 이용하여 이를 대처하는 고장보완시스템에 대해서 고려한다. 센서 고장의 경우에는 비행동역학적 관계식을 적절히 이용하여 신경회로망으로 센서고장을 진단/규명하고 고장난 센서를 대체할 수 있는 시스템을 설계하고 또한 구동장치의 고장이나 조종면의 일부 파손시 이를 진단/규명하고 보완하여 새로운 트림상태로 안정화시키는 제어시스템을 제안한다. 설계된 두 보완시스템을 하나의 가격함수로 통합하여 운용하는 알고리즘을 제안하며 이의 검증을 위해 센서와 구동장치의 고장을 가상적으로 설정하여 시뮬레이션함으로써 보완시스템의 성능을 확인한다.

ABSTRACT

In this paper a neural network-based fault tolerant control system for aircraft sensor and actuator failures is considered. By exploiting flight dynamic relations a set of neural networks is constructed to detect sensor failure and give alternative signal for the faulty sensor. For actuator failures another set of neural networks is designed to perform fault detection, identification, and accomodation which returns the aircraft to a new stable trim. Integrated system is simulated to show the performance of the system with sensor and control surface failures.

Key words : Fault tolerant system, neural network, sensor/actuator failure

I. 서 론

최근에 항공기 센서에 고장이 발생했는지 아닌지를 진단하고 또 고장이라면 어느 센서가 고장인지 규명하고 보완하는 기법에 대한 연구나 혹은 조종면 구동장치에 대해서도 고장진단 규명 및 보완에 관해서 독립적으로 연구된 바는 종종 있었으나 센서와 구동장치 양측의 고장이 함께 발생하는 경우에 대해

서는 별로 연구가 이루어지지 않고 있는 실정이다. 이러한 연구는 비단 유인항공기뿐만 아니라 최근 경쟁적으로 개발되고 있는 무인항공기에서도 매우 중요한 문제인데 특히 무인 항공기는 탑승자가 없으므로 항공기의 전 상태를 계속 관찰하기 힘들며 중량, 성능, 비용등의 제한으로 센서나 구동장치를 다중화하기 어려워서 신뢰도가 떨어지게 되고 그로인해 사고발생율이 유인항공기보다 훨씬 높기 때문이다.

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 (School of Aerospace and Mechanical Eng., HanKuk AviationUniversity)

· 논문번호 : 2003-2-10

· 접수일자 : 2003년 11월 14일

항공기의 센서가 고장나면 먼저 고장인지 아닌지 진단을 해야하며 고장으로 판명되면 어느 센서가 고장인지를 규명하고 고장난 센서를 하드웨어적으로 또는 소프트웨어적으로 대체해야만 항공기의 안전을 확보할 수 있다. 이를 위해 소프트웨어적으로 고장보완하는 기법으로는 Generalized likelihood ratio (GLR) [1], Multiple model Kalman filtering (MMKF) [2], Sequential probability likelihood ratio test (SPLRT) [2], Generalized likelihood test/maximum likelihood detector (GLT/MLD) 등이 있으나 이들은 시스템의 모델링이 상당히 잘 되어있어야만 하는 단점이 있다.

한편 조종면의 파손이나 구동장치의 고장이 발생하면 이에 대한 고장진단 및 규명도 신속히 이루어져야 하며 그 후에는 고장에도 불구하고 항공기를 안전한 상태로 되돌릴 수 있어야만 한다. 이를 위해서는 재배치(Reconfigurable) 혹은 재구성(Restructurable) 비행제어시스템의 설계가 필요한데 이런 제어시스템의 목표는 비행체가 회복 불가능한 상황에 빠지기 전에 새로운 트림 상태로 되돌려 주는 것이다. 최근에 재배치 제어시스템에 관한 연구로는 pseudo-inverse controller or control-mixer method [5,6], multiple model adaptive control [7,8], quantitative feedback theory [9] 등이 있는데 이들의 단점은 비행포위도내에서 있을 수 있는 모든 고장 상황에 대하여 제어시스템을 각각 설계해야하며 따라서 아주 많은 메모리를 필요로 한다는 것이다. 또한 재구성 제어시스템에 관한 연구로는 implicit/explicit model-following control [10], model reference adaptive control [11], feedback linearization method [12] 등이 있는데 이들 또한 선형성을 벗어나지 못하므로 고장으로 인한 비선형성에 대처할 수 없다는 단점이 있다. 한편, 해석적인 방법으로 설계하기 어려운 시스템들에 대해서는 지능기법을 이용한 비행제어시스템 설계가 계속 시도되고 있다 [13, 14, 15].

본 연구에서는 비행동역학적 관계식을 적절히 이용하여 신경회로망으로 센서고장을 진단/규명하고 고장난 센서를 대체할 수 있는 시스템을 설계하고 또한 구동장치 (혹은 조종면) 고장의 경우에도 이를

진단/규명하고 보완하여 새로운 트림상태로 안정화시키는 제어시스템을 제안하고자한다. 뿐만 아니라 설계된 두 보완시스템을 하나의 가격함수로 통합하여 운용하는 알고리즘을 제안하며 이의 검증을 위해 센서와 구동장치의 고장을 가상적으로 설정하여 시뮬레이션함으로써 보완시스템의 성능을 확인한다.

II. 항공기 및 구동장치 고장 모델링

본 연구에서 사용한 항공기 운동방정식은 풍향좌표계를 이용한 비선형 시스템으로서 아래와 같다.

$$\begin{aligned} V_T = & \frac{1}{m}(-C_D \bar{q} S \cos \beta + C_Y \bar{q} S \sin \beta \\ & + T \cos \alpha \cos \beta) + g(\sin \alpha \cos \beta \cos \phi \cos \theta \\ & - \cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \sin \beta \sin \phi \cos \theta) \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} = & \frac{(-C_L \bar{q} S - T \sin \alpha)}{m V_T \cos \beta} + g(\cos \alpha \cos \phi \cos \theta \\ & + \sin \alpha \sin \theta) / V_T \cos \beta + q - \tan \beta (p \cos \alpha \\ & + r \sin \alpha) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \beta = & \frac{1}{m V_T}(C_D \bar{q} S \sin \beta + C_Y \bar{q} S \cos \beta \\ & - T \cos \alpha \sin \beta) + \frac{g}{V_T}(\cos \alpha \sin \beta \sin \theta \\ & + \cos \beta \sin \phi \cos \theta - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta) \\ & + p \sin \alpha - r \cos \alpha \end{aligned} \quad (3)$$

$$I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + (I_z - I_y) q r - I_{xz} p q = C_l \bar{q} S b \quad (4)$$

$$I_y \dot{q} + I_{xz}(p^2 - r^2) + (I_x - I_z) p r = C_m \bar{q} S \bar{c} \quad (5)$$

$$I_z \dot{r} - I_{xz} \dot{p} + (I_y - I_x) p q + I_{xz} q r = C_n \bar{q} S b \quad (6)$$

여기서 기호는 일반적인 표현을 따랐으며 $C_L, C_D, C_Y, C_l, C_m, C_n$ 은 전 공력계수(Total coefficients)를 말하며 F-4 항공기를 대상으로 하여 아래와 같이 표현하였다.

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_u} (u - U_1) / U_1 + C_{L_q} \frac{\dot{q}c}{2V_T} + C_{L_{\dot{\alpha}}} \frac{\dot{\alpha}c}{2V_T} + C_{L_{\delta_{SR}}} \delta_{SR} + C_{L_{\delta_{SL}}} \delta_{SL} \quad (7)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_u} (u - U_1) / U_1 + C_{D_{\delta_{SR}}} \delta_{SR} + C_{D_{\delta_{SL}}} \delta_{SL} \quad (8)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_u} (u / U_1 - 1) + C_{m_q} \frac{\dot{q}c}{2V_T} + C_{m_{\dot{\alpha}}} \frac{\dot{\alpha}c}{2V_T} + C_{m_{\delta_{SR}}} \delta_{SR} + C_{m_{\delta_{SL}}} \delta_{SL} \quad (9)$$

$$C_Y = C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{pb}{2V_T} + C_{Y_r} \frac{rb}{2V_T} + C_{Y_{\delta_{AR}}} \delta_{AR} + C_{Y_{\delta_{AL}}} \delta_{AL} + C_{Y_{\delta_R}} \delta_R \quad (10)$$

$$C_l = C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V_T} + C_{l_r} \frac{rb}{2V_T} + C_{l_{\delta_{AR}}} \delta_{AR} + C_{l_{\delta_{AL}}} \delta_{AL} + C_{l_{\delta_R}} \delta_R + C_{l_{\delta_{SR}}} \delta_{SR} + C_{l_{\delta_{SL}}} \delta_{SL} \quad (11)$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V_T} + C_{n_r} \frac{rb}{2V_T} + C_{n_{\delta_{AR}}} \delta_{AR} + C_{n_{\delta_{AL}}} \delta_{AL} + C_{n_{\delta_R}} \delta_R \quad (12)$$

여기서 $u = V_T \cos \alpha \cos \beta$ 는 기체축에 대한 x-방향 속도 성분이고 U_1 은 정상상태 속력이다. 또한 주목할 것은 F-4 항공기의 수평미익이 좌우가 분리되어 독립적으로 구동할 수 있다고 가정하여 좌우 각각이 종운동계수뿐만 아니라 롤운동에도 영향을 주는 것으로 모델링하였다. 수평미익은 정상시에는 좌우가 같이 움직이지만 도움날개 등의 파손이나 고장으로 비정상 롤운동이 일어날 때에는 이를 제어하기 위해 좌우가 다른 편향값을 가지며 구동할 수 있다고 가정한 것인데 최근의 고성능 항공기들은 이러한 방식의 구동을 할 수 있는 것들이 많다. 그리고 도움날개도 좌우를 따로따로 모델링하였는데 이는 어느 한 쪽 고장시에 그 영향을 고려하고자 하는 것이다. 항공기 구동장치나 조종면의 고장을 나타낼 수 있는 방법은 공력계수 값들을 다르게 표현하는 것인데 유도하는 과정 한 방법이 참고문헌 [17]에

잘 나타나 있으며 그 중 수평미익이나 도움날개의 고장에 대해서 유도한 결과를 표 1에 나타내었다. 표 1에서 고장 1은 좌측 수평미익이 50% 파손된 후 -10도에서 고정된 채로 움직이지 못하는 경우이며, 고장 2는 우측 도움날개가 20% 파손되고 +5도에서 고정되어 있는 경우를 나타낸다. 고장 1의 경우는 종운동 공력계수뿐만 아니라 롤운동 계수인 $C_{l_{\delta_{SR}}}$, $C_{l_{\delta_{SL}}}$ 도 변하며 고장 2의 경우는 우측 도움날개가 파손된 만큼 $C_{Y_{\delta_{AR}}}$, $C_{l_{\delta_{AR}}}$, $C_{n_{\delta_{AR}}}$ 의 유효성(Effectiveness)만 줄어드는 것으로 가정하였다.

Table 1. Aerodynamic modelling in normal and failure modes

Coefficients	Normal Flight	Failure 1	Failure 2
C_{L_0}	3.75	3.6950	3.75
C_{L_α}	0.8598	0.6681	0.8598
C_{L_q}	1.8	1.3740	1.8
$C_{L_{\delta_{SL}}}$	0.2	0.1	0.2
C_{m_α}	-0.4	-0.283	-0.4
C_{m_q}	-1.3002	-0.8919	-1.3002
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-2.7008	-1.7026	-2.7008
$C_{m_{\delta_{SR}}}$	-0.29	-0.145	-0.29
$C_{l_{\delta_{SL}}}$	0.0046	0.0023	0.0046
$C_{l_{\delta_{AR}}}$	0.021	0.021	0.0168
$C_{Y_{\delta_{AR}}}$	-0.008	-0.008	-0.0064
$C_{n_{\delta_{AR}}}$	-0.5e-3	-0.5e-3	-0.4e-3
Unchanged coefficients	$C_{L_0} = 0.1, C_{L_u} = 0.27, C_{D_0} = 0.0364, C_{L_{\delta_{SR}}} = 0.2, C_{D_\alpha} = 0.3, C_{D_u} = 0.027, C_{D_{\delta_{SR}}} = 0, C_{D_{\delta_{SL}}} = 0, C_{m_0} = -4.32e-4, C_{m_u} = 0.117, C_{m_{\dot{\alpha}}} = -0.29, C_{Y_\beta} = -0.068, C_{Y_p} = 0, C_{Y_r} = 0, C_{Y_{\delta_{AL}}} = -0.008, C_{Y_{\delta_R}} = 0.095, C_{l_\beta} = -0.08, C_{l_p} = -0.24, C_{l_r} = 0.07, C_{l_{\delta_{SR}}} = -0.0046, C_{l_{\delta_{AL}}} = 0.021, C_{l_{\delta_R}} = 0.006, C_{n_\beta} = 0.125, C_{n_p} = -0.036, C_{n_r} = -0.27, C_{n_{\delta_{AL}}} = -0.5e-3, C_{n_{\delta_R}} = -0.066$		

III. 센서 고장보완 시스템 설계

센서고장은 일반적으로 작동이상으로 그 측정치를 전혀 사용할 수 없게 되는 경우나 또는 수용할 수 없는 정도의 바이어스를 갖는 경우 혹은 측정치에 편류(drift)가 서서히 발생하는 경우 등으로 생각할 수 있다[15]. 이러한 센서고장을 보완하기 위해서 칼만필터를 이용하는 경우가 많으나 이는 정확한 모델링을 요구하므로[3] 본 연구에서는 신경망회로를 이용하여 고장을 보완하는 기법을 연구하고자 한다. 여러 가지 센서의 고장에 대해서 고려할 수 있으나 본 연구에서는 범위를 좁혀 구체적으로 기체 고정 축에 장착한 각속도 자이로 즉, 롤 각속도, 피치 각속도, 요 각속도 자이로의 고장보완에 대해서 고려한다. 이를 위해 위의 세 자이로 중 어느 하나에 고장이 발생했을 때 이를 대체할 수 있는 신경망 회로를 구성함으로써 고장을 보완하고자 한다. 이는 비행동역학적인 관계식을 적절히 이용하여 연관이 있는 다른 측정값들을 이용하여 세 개의 각속도 자이로 측정치를 추정하는 하나의 주 신경망(Main NN)과 세 개의 분산 신경망 (Decentralized NN)을 구성하여 고장난 센서를 대체하도록 하려는 것이다. 우선 주 신경망에서는 세 각속도 자이로의 현재값을 추정하기 위해 최근의 각속도 측정치들과 롤각, 피치각, 수평미익각, 도움날개각, 러더각의 측정치들을 이용하며, 세 개의 분산 신경망에서는 가능한 한 다른 신경망(주 신경망과 다른 두 분산 신경망)의 입력과는 중복되지 않는 입력을 이용하여 각속도, 피치 각속도, 요 각속도를 각각 추정하려는 것인데 자세한 구성내용은 표 2에 나타내었다. 이 신경회로망들의 학습 및 운용을 위하여 다음과 같은 오차가격함수를 정의한다.

$$E_{MNN}(k) = \frac{1}{2} [(p(k) - \hat{p}_{MNN}(k))^2 + (q(k) - \hat{q}_{MNN}(k))^2 + (r(k) - \hat{r}_{MNN}(k))^2] \quad (13)$$

$$E_{pDNN}(k) = \frac{1}{2} (p(k) - \hat{p}_{DNN}(k))^2 \quad (14)$$

$$E_{qDNN}(k) = \frac{1}{2} (q(k) - \hat{q}_{DNN}(k))^2 \quad (15)$$

$$E_{rDNN}(k) = \frac{1}{2} (r(k) - \hat{r}_{DNN}(k))^2 \quad (16)$$

이 신경회로망들은 미리 어느 정도 학습시킨 후 실시간으로 추가학습을 하며 이용할 수 있는데 운용은 E_{MNN} 이 기설정된 역치(Threshold)보다 커지면 세 개의 센서 중 어느 한 개에서 이상이 있는 것으로 선언하고 세 개의 오차가격함수 중에서 기설정된 역치를 넘는 것에 대한 센서를 고장으로 규명한다. 이렇게 어느 센서가 고장으로 규명되면 그 센서의 측정치는 더 이상 이용하지 않고 대신 해당 DNN으로 그 센서를 대신하며 그 DNN의 출력치가 MNN으로 보내지고 또한 제어를 위한 피드백 신호로도 이용된다. 의사고장(False alarm)을 방지하기 위해서 오차가격함수가 기설정치를 어느 정도의 기간이상 넘었을 때만 이상으로 판정하는 알고리즘을 추가할 수 있으며 센서 고장보완 시스템의 성능은 뒷절의 시뮬레이션에서 확인할 것이다.

Table 2. Neural Network Sensor

Parameter	Input data	Input data window size	NN Architecture
MNN	$p, q, r, \theta, \phi, \delta_S, \delta_A, \delta_R$	5	40-25-3
p-DNN	$\phi, \sin(\theta), \delta_A$	2	6-12-1
q-DNN	\dot{w}, A_n, δ_S	2	6-12-1
r-DNN	\dot{v}, A_y, δ_R	2	6-12-1

IV. 구동장치 고장보완제어시스템 설계

조종면의 파손이나 구동장치 고장에 대한 진단규명(Fault Detection and Identification)은 칼만필터를 이용한 기법[16], 신경회로망을 이용한 기법[15]등 여러 가지 기법을 이용하여 할 수 있으나 본 연구에서는 참고문헌[2]와 같이 자체 혹은 교차 상관관계 (Auto- or Cross- Correlation)를 이용하여 구현하고자 한다. 먼저 센서 고장시에 사용했던 MNN을 구동장치의 고장진단에도 사용하게 되는데 어느 한 조종면이 고장나면 p,q,r 측정치는 MNN을 이용한 정상적인 예측치와 상당한 차이를 보이게 되

어 어느 조종면이 고장인지 규명을 시작해야하는데 자체 혹은 교차 상관관계를 살펴봄으로써 규명을 할 수 있게 된다. 예를들어 수평미익의 어느 한 쪽이 파손 또는 고정(Stuck)되었을 경우에는 비행체 종/횡 운동에 불균형을 가져와 피치각과 롤각의 변위를 크게 하므로 적당한 역치(Threshold)를 정하여 검출해 낼 수 있다. 두 개의 랜덤 변수에 대한 교차 상관관계로서 본 연구에서는 아래와 같은 식을 이용하였으며 평균치는 50개의 데이터에 대하여 적용하였다.

$$P_{XY}(n) = \sum_{n=0}^4 E[X(k)Y(k+n)] \quad (17)$$

고장 진단 및 규명이 이루어진 후에 고장보완 제어시스템은 비행체를 새로운 트림 상태로 복귀시키는 것이다. 이를 위하여 피치축, 롤축, 요축 등 세 개의 제어기를 필요로 하는데 본 연구에서는 최근에 새로 연구되어 상당한 가능성을 보여주고 있는 신경회로망 기반인 확장 역전과 알고리즘[18]을 적용하여 재구성 비행제어시스템을 설계하였다.

이렇게 설계되는 피치축 제어기의 출력은 좌/우 수평미익의 편각인데 어느 한 쪽 수평미익이 고장인 경우 정상작동하는 다른 쪽의 수평미익을 적절한 보상이 되도록 움직여 주는 것이며 또 도움날개의 고장인 경우에는 좌우 비대칭 편각으로 나타난다. 피치축 제어기의 실시간 학습은 시뮬레이션 시작과 동시에 시작되며 정상 비행시에는 수평미익의 실제 편각을 흉내내도록 하였으며 신경회로망 제어기의 출력층 오차가 다음과 같은 값을 갖고 역전과를 시작하도록 한다.

$$\Delta J_{pitch_{nom}} = (\delta_{S_{L,R}} - \hat{\delta}_{S_{L,R}}) \quad (18)$$

이는 고장보완으로 변환될 경우에 과도응답이 지나치게 커지는 것을 줄이기 위한 것이다. 조종면이나 구동장치의 고장이 진단 규명되었을 때, 실시간 피치축 제어기는 다음의 출력층 오차를 갖고 역전과를 시작하도록 한다.

$$\Delta J_{pitch_{Fail}} = k_{\theta}(\theta - \theta_{trim}) + k_q(q - q_{trim}) + k_{\dot{q}}(\dot{q} - \dot{q}_{trim}) \quad (19)$$

여기서 보통 $q_{trim} = \dot{q}_{trim} = 0$ 이며 이는 비유함수가 비례미분 제어기를 흉내내도록 한 것이다. 롤축 및 요축 제어기도 피치 축과 같은 방식으로 설계하였는데 정상 비행시에는 각 신경회로망 제어기의 출력층이 다음의 오차를 갖고 역전과를 시작하도록 하고

$$\Delta J_{roll_{nom}} = (\delta_{A_{L,R}} - \hat{\delta}_{A_{L,R}}) \quad (20)$$

$$\Delta J_{yaw_{nom}} = (\delta_R - \hat{\delta}_R) \quad (21)$$

조종면이나 구동장치의 고장시에는 다음 출력층 오차를 갖고 역전과를 시작하도록 한다.

$$\Delta J_{roll_{Fail}} = k_{\phi}(\phi - \phi_{trim}) + k_p(p - p_{trim}) + k_{\dot{p}}(\dot{p} - \dot{p}_{trim}) \quad (22)$$

$$\Delta J_{yaw_{Fail}} = k_r(r - r_{trim}) + k_{\dot{r}}(\dot{r} - \dot{r}_{trim}) + k_{\beta}(\beta - \beta_{trim}) \quad (23)$$

여기서 보통

$\phi_{trim} = p_{trim} = \dot{p}_{trim} = r_{trim} = \dot{r}_{trim} = \beta_{trim} = 0$ 이며 이 제어시스템은 고전적인 PID 제어기를 흉내낸 것이지만 신경회로망 내부에서 출력을 결정하는 메카니즘은 고전적 PID 제어기와는 전혀 다른 방식이다. 한편 고장시 고전적 PID 제어기는 전혀 보상하지 못함을 참고문헌 [15]에서 밝힌 바 있다. 이렇게 하여 설계된 신경회로망 제어기는 표 3과 같다.

V. 통합 시뮬레이션 및 고찰

본 절에서는 센서 및 구동장치 고장보완 제어시스템의 성능을 검증하기 위해 두 시스템을 통합하여 시뮬레이션을 하여 살펴보았다. 먼저 MNN을 이용하여 모니터링을 하다가 그 값이 설정된 역치를 넘어서면 먼저 센서 고장인지 아니면 구동장치 고장인

Table 3. Architecture of the NN restructurable control system

Parameter	Pitch NN Controller	Roll NN Controller	Yaw NN Controller
Input data	q, Θ, δ_S	$p, r, \phi, \beta, \delta_A$	$r, p, \phi, \beta, \delta_R$
Input data window	2	3	3
Neural Network Architecture	6-20-1	15-20-1	15-20-1
No. of outputs	1 ($\hat{\delta}_{S_{L,R}}$)	1 ($\hat{\delta}_{A_{L,R}}$)	1 ($\hat{\delta}_R$)
Cost function gains	$k_\Theta = 0.1$ $k_q = 0.15$ $k_{\dot{q}} = 0.1$	$k_\phi = -0.006$ $k_p = -0.04$ $k_{\dot{p}} = 0.005$	$k_r = -0.03$ $k_{\dot{r}} = 0.03$ $k_\beta = -0.05$

Table 4. Flight condition and basic properties of F-4 aircraft

Parameter	Values	Parameter	Values
Altitude	35,000 ft	Mean aerodynamic chord	16 ft
Mach number	0.9	Wing span	38.7 ft
Airspeed	876 ft/sec	Weight	39,000 lbs
Dyn. Pressure	283.2 lbs/ft ²	Ixx	25,000 slug · ft ²
CG location (chord fraction)	0.29	Iyy	122,200 slug · ft ²
Angle of attack	2.6 deg	Izz	139,800 slug · ft ²
Wing surface	530 ft ²	Ixz	2,200 slug · ft ²

지를 판단해야하는데 이는 세 개의 DNN의 오차 격함수인 $E_{pDNN}, E_{qDNN}, E_{rDNN}$ 과 자체 상관함수 $P_{\Theta\Theta}, P_{\phi\phi}$ 가 각각 설정된 역치를 넘어서는지 모니터링함으로써 알 수 있고 구체적으로 어느 센서 혹은 어느 구동장치가 고장인지도 규명할 수 있다. 만일 센서 중 어느 하나가 고장이면 해당 DNN이 그 센서를 대체하게 되고 그 출력치가 보기류나 제어기의 피드백 신호로 보내진다. 만일 구동장치나 조종면의 고장/파손이면 앞절에서 설명한 신경회로망 제어기가 항공기를 새로운 트림 상태로 되돌려 주도록 한다.

두 보완제어시스템의 통합 성능을 검증하기 위하여 F-4 항공기 모델을 가지고 시뮬레이션하였으며 비행조건 및 기본 형상 데이터는 표 4에 나타내었다 [15]. 또한 센서잡음의 표준편차는 표 5와 같이 주어진다 가정하였다. 구동장치 고장진단을 위해서

는 50개의 데이터포인트에 대하여 두 개의 자체 상관함수 $P_{\Theta\Theta}, P_{\phi\phi}$ 를 사용하였으며 역치(Threshold)로는 시행착오 결과 $P_{\Theta\Theta}$ 에 대하여 3.8, $P_{\phi\phi}$ 에 대하여 28을 설정하였다.

시뮬레이션 시나리오로는 먼저 시뮬레이션을 시작하면 항공기의 조종면을 임의로 움직이며 비행하다가 50초에 q 자이로센서가 일정량의 바이어스 오차(2 deg/sec)를 보이는 고장이 발생하고 70초에 좌측 수평미익이 50% 파손된 채로 -10도에서 고정(Stuck)되는 것으로 설정하였다. 시뮬레이션 결과를 보면 그림 1에서 보듯이 50초 직후에 E_{MNN} 이 기설정된 역치를 넘어서서 센서나 구동장치 중 어느 하나에 이상이 있는 것을 선언하고 q-DNN이 설정치를 계속 상회하므로 q 자이로의 고장으로 규명하였다. 따라서 센서 고장 진단 및 규명이 올바르게 수행되었고 또 고장이후에는 q-DNN의 출력으로 q 자이로

Table 5. Sensor noise standard deviations

Sensor	Standard deviation	Sensor	Standard deviation
Roll rate gyro	0.15 deg/sec	Attitude pitch gyro	0.1 deg
Pitch rate gyro	0.15 deg/sec	Attitude yaw gyro	0.1 deg
Yaw rate gyro	0.15 deg/sec	Angle of attack	0.15 deg
Attitude roll gyro	0.1 deg	Sideslip angle	0.15 deg

의 값을 대신하게 된다. 이후에도 20초간 조종면을 임의로 움직여 비행을 하다가 70초에 좌측 수평미익에 고장이 발생하면 역시 E_{MNV} 이 기설정된 역치를 넘어서서 또 다른 센서나 구동장치가 고장난 것으로 진단하였는데 그림 1에서 보듯이 E_{pDNN} 과 E_{rDNN} 은 이상이 없고 그림 3에서와 같이 $P_{\theta\theta}$ 가 역치를 넘어서서 수평미익의 고장으로 규명하였다. 따라서 이

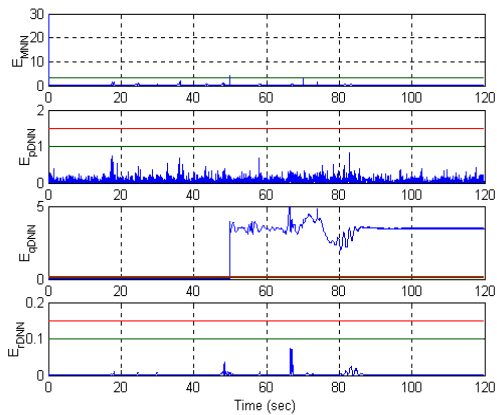


그림 1. 신경회로망 추정치 오차
Fig. 1. Neural Network Estimation Errors

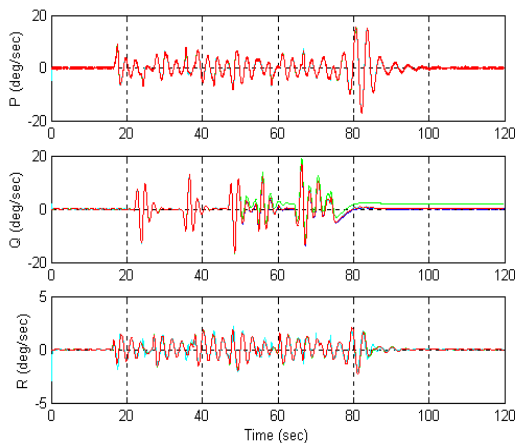


그림 2. 각속도 측정치 및 신경회로망 추정치
Fig. 2. Angular rates measurements and NN estimates

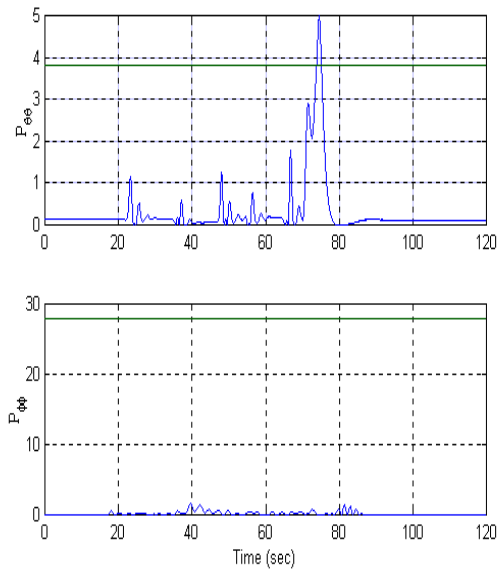


그림 3. 자체 상관함수
Fig. 3. Auto-Correlations

후로는 재구성제어(Restructurable Control)모드로 들어가 새로운 트림으로의 안정화를 시도하는데 p와 r은 자이로의 측정치를, q는 DNN의 출력을 피드백신호로 제어기에 보내고 4절에서 설명한 대로 안정화하기 위한 조종면 신호를 만들어 낸다.(그림 4)

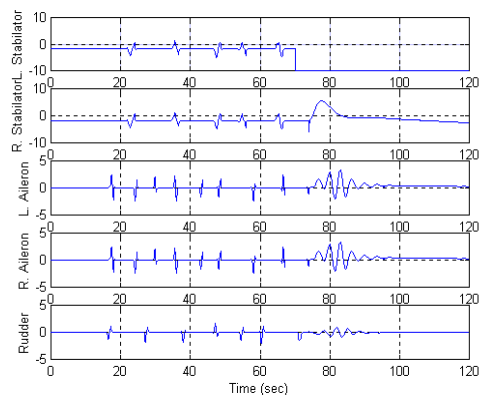


그림 4. 조종면 편각
Fig. 4. Control surface deflections (deg)

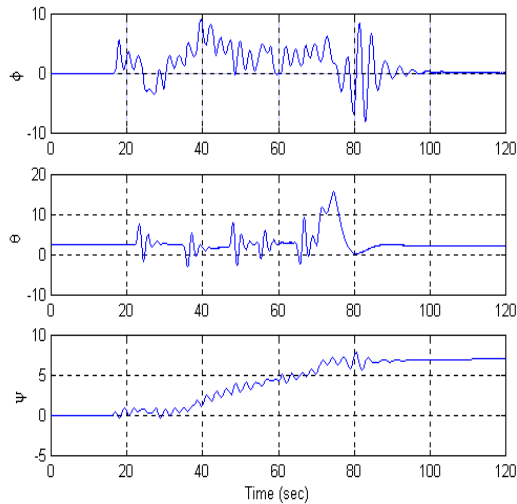


그림 5. 오일러 각변위
Fig. 5. Euler angles

이렇게 함으로써 그림 5에서와 같이 약 80초부터는 새로운 트림으로 안정되어가는 것을 볼 때 고장보완 제어기가 만족스런 성능을 보임을 알 수 있다.

여기서 지면 관계상 다 나타낼 수는 없지만 다른 자이로의 고장이나 우측 수평미익의 고장 또는 도움 날개의 고장에 대해서도 효과적으로 보완하는 것을 확인하였다.

VI. 결 론

신경회로망을 이용하여 센서 및 구동장치의 고장 시 이를 보완하는 시스템을 제안하였으며 F-4 항공기 모델을 이용하여 시뮬레이션으로 검증하였다. 각 속도 자이로 고장의 경우 신경회로망을 이용한 고장 진단규명 및 센서대체가 효과적으로 수행되었으며, 조종면의 파손/고장시 신경회로망과 자체상관함수를 이용한 고장진단 및 규명이 가능하며 또한 고장을 보완하는 신경회로망 재구성제어시스템이 유용함을 보였다.

후 기

본 연구는 한국항공대학교 교비 연구비 지원에 의하여 연구된 결과이며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] A. S. Willsky, "A survey of several failure detection methods," *Automatica*, Vol. 12, No. 6, 1976, pp. 601-611.
- [2] T. Kerr, "False alarm and correct detection probabilities over a time interval for restricted classes of failure detection algorithms," *IEEE Trans. Inform. Theory*, Vol. 20, 1982, pp. 619-627.
- [3] M. R. Napolitano, D. Windon, J. Casanova, M. Innocenti, and G. Silvestri, "Kalman Filters and Neural Network Schemes for Sensor Validation in Flight Control Systems," *IEEE Trans. Control Systems Technology*, Vol. 6, No. 5, Sep. 1998, pp. 596-611.
- [4] 송용규, "항공기 제어면/구동장치 고장에 대한 진단규명 및 보완제어 시스템 설계에 관한 연구," 한국항공우주학회 논문지 제 30 권 제 7 호, 2002년 10월, pp. 61-67.
- [5] K. S. Rattan, "Evaluation of Control Mixer Concept for Reconfiguration of Flight Control System," *Proc. 22nd IEEE CDC*, Piscataway, NJ, 1985, pp. 560-569.
- [6] S. J. Raja and J. T. Silverthorn, "Use of the Pseudo-Inverse for Design of a Reconfigurable Flight Control System," AIAA Paper 85-1900, Aug. 1985.
- [7] P. S. Maybeck and D. L. Pogoda, "Multiple Model Adaptive Controller for the STOL/F-15 with Sensor Actuator Failures," *Proc. 28th IEEE CDC*, Tampa, FL, Dec. 1989, pp. 1566-1572.
- [8] P. S. Maybeck and R. D. Stevens, "Reconfigurable Flight Control Via Multiple Model Adaptive Control Methods," *Proc. 29th IEEE CDC*, Honolulu, HI, 1990, pp. 3351-3356.
- [9] I. Horowitz, P. B. Arnold, and C. H. Houppis, "YF-16 CCV Flight Control System Reconfiguration Design Using Quantitative Feedback Theory," *Proc. National Aerospace*

- and Electronics Conference*, IEEE, New York, 1985.
- [10] C. Y. Huang and R. F. Stengel, "Restructurable Control Using Proportional - Integral Implicit Model - Following," *J. of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 13, No. 2, 1990, pp. 303-309.
- [11] W. Morse and K. Ossman, "Flight Control Reconfiguration Using Model Reference Adaptive Control," *Proc. 1988 ACC*, June 1988, pp. 2219-2224.
- [12] Y. Ochi, "Application of Feedback Linearization Method in a Digitally Restructurable Flight Control System," *J. of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 16, No. 1, 1993.
- [13] 박창수, 허중, 탁민제, "진화알고리즘을 이용한 항공기 제어기 설계," 한국항공우주학회지 제 27권 제4호, 1999, pp. 104-114.
- [14] 송용규, 고기옥, "신경망 기법을 이용한 비선형 STT 미사일 자동조종장치의 구현," 한국항공우주학회지 제25권 제6호, 1997, pp. 134-141.
- [15] M. R. Napolitano, Y. An, and B. A. Seanor, "A fault tolerant flight control system for sensor and actuator failures using neural networks," *Aircraft Design*, Volume 3, Issue 2, June 2000, Pergamon, pp. 103-128.
- [16] 남윤수, 이은용, "항공기 구동장치 시스템의 고장감지기법," 한국항공우주학회지 제24권 제2호, 1996, pp. 106-115.
- [17] Y. Song, G. Campa, M. R. Napolitano, B. Seanor, and M. G. Perhinschi, "Online Parameter Estimation Techniques Comparison Within a Fault Tolerant Flight Control System," *J. of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 25, No. 3, 2002, pp. 528-537.
- [18] C. L. Chen and R. S. Nutter, "An Extended Back-Propagation Learning Algorithm by Using Heterogeneous Processing Units," *Proc. of International Joint Conference on Neural Network (IJCNN '92)*, Baltimore, MD, June 1992.
- [19] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls: Part I.*, DARcorporation, Lawrence, Kansas, 1998.

송 용 규(宋龍奎)



1985년 서울대학교 항공공학과 (공학사)
 1987년 서울대학교 항공공학과 (공학석사)
 1992년 미국 미시간대학교 항공우주공학과 (공학박사)
 1993년-현재 : 한국항공대학교 항공기계공학과 조교수, 부교수

관심분야 : 비행체제어, 비선형시스템 제어, 신경회로망, 비행시험, 항공기 파라미터식별 등