

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 40(12), 1040-1047(2012)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.12.1040>

소형 고정익기의 신호기반 조종면 고장진단 알고리즘

김지환*, 구윤성*, 이형철**

Signal-based Fault Diagnosis Algorithm
of Control Surfaces of Small Fixed-wing Aircraft

Jihwan Kim*, Yunsung Goo* and Hyeongcheol Lee**

Department of Electrical Engineering, Hanyang University*,

Department of Electrical and Biomedical Engineering, Hanyang University**

ABSTRACT

This paper presents a fault diagnosis algorithm of control surfaces of small fixed-wing aircraft to reduce maintenance cost or to improve repair efficiency by estimation of fault occurrence or part replacement periods. The proposed fault diagnosis algorithm consists of ANPSD (Averaged Normalized Power Spectral Density), PCA (Principle Component Analysis), and GC (Geometric Classifier). ANPSD is used for frequency-domain vibration testing. PCA has advantage to extract compressed information from ANPSD. GC has good properties to minimize errors of the fault detection and isolation. The algorithm was verified by the accelerometer measurements of the scaled normal and faulty ailerons and the test results show that the algorithm is suitable for the detection and isolation of the control surface faults. This paper also proposes solutions for some kind of implementation problems.

초 록

본 논문에서는 소형 고정익기의 고장 발생시기와 부품 교체시기를 예측하여 유지보수 비용을 절감하고 정비 효율을 높이기 위하여 ANPSD와 PCA, 그리고 GC 방법을 이용하여 조종면의 고장에 대하여 이를 검출하고 위치와 정도를 분리하는 알고리즘을 제안하였다. 이때 ANPSD는 주파수 영역에서의 진동 분석을, PCA는 ANPSD의 중요 정보 추출을, GC는 고장 검출 및 분리 시의 오류 최소화를 위하여 사용되었다. 또한 모형 항공기에 가속도 센서를 부착하여 정상인 경우와 힌지 고장이 발생한 경우에 대하여 실제로 측정된 결과에 이와 같은 알고리즘을 적용한 결과 해당 알고리즘이 고장을 검출하고 분리하는데에 적합함을 보였으며 제안된 알고리즘을 적용할 경우에 발생 가능한 문제들에 대하여 이를 완화할 수 있는 대응책을 함께 제시하였다.

Key Words : Fault Detection(고장검출), Fault Isolation(고장분리), Principal Component Analysis(주성분 분석), Geometric Classifier(기하학적 분류)

† Received: April 13 2012, Accepted: November 27 2012

<http://journal.ksas.or.kr/>** Corresponding author, E-mail : hclee@hanyang.ac.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서론

항공기의 조종계통은 동력장치와 함께 조종사의 의지에 따라 항공기를 움직이게 하는 역할을 담당하고 있다. 따라서 항공기의 조종계통에 문제가 발생한다면 이는 치명적인 사고로 이어질 확률이 매우 높다. 실제로 2009년에 조사된 [1]에 의하면 16,000 파운드 미만의 프로펠러 고정익기에서 발생한 치명적인 사고 중 10.3%는 기계적인 원인에 의해 발생하였으며 기계적 원인에 의한 치명적인 사고 중에서 동체 및 조종계통의 사고는 20.8%로 동력장치 및 프로펠러의 사고 다음으로 많이 발생하였다. 그러므로 조종계통의 고장을 진단하는 것은 치명적인 사고의 예방한다는 관점에서 볼 때 매우 중요하다.

조종면은 조종계통을 이루는 중요한 부속품 중의 하나이다. 조종면과 관련된 고장으로는 타면에 대한 변형이나 파괴, 조종 와이어의 절단, 연결 부위인 힌지 및 암의 변형이나 파괴 등이 발생할 수 있다. 이와 같은 고장들 중에서 일부는 고장이 발생하기 이전에는 진행 과정이 드러나지 않는 경우도 존재한다. 이와 같은 경우에 대응하기 위해 정비를 수행하거나 부품을 교체하면 대응시기가 짧아질수록 유지보수 비용이 증가하게 된다. 이러한 비용의 상승을 최소화하기 위해서는 외부에서 정보를 수집하여 고장의 발생시기와 부품의 교체시기를 예측할 수 있어야 한다[2].

본 논문에서는 이와 같은 예측을 위하여 고장이 발생하기 전에 항공기 구조물에 설치된 센서의 신호에 대한 경향성을 분석하여 조종면의 상태를 진단하는 방법을 제안하고자 한다. 이를 구

현하기 위하여 본 논문에서는 ANPSD (Averaged Normalized Power Spectral Density) 와 PCA (Principle Component Analysis), 그리고 GC (Geometric Classifier) 방법을 이용하였으며 ANPSD는 주파수 영역에서의 진동 분석을, PCA는 ANPSD의 중요 정보 추출을, GC는 고장 검출 및 분리 시의 오류 최소화를 위하여 사용되었다. 이러한 방법은 비교적 가격이 저렴한 가속도 센서를 통해 측정된 진동 신호를 이용하여 구현하는 것이 가능하다. 본 논문에서는 이와 같은 방법의 유효성을 검증하기 위하여 항공기의 축소모형을 이용하여 조종면 힌지에 고장이 발생하였을 때 진동을 계측하여 이를 통해 고장을 검출하고 분리하는 과정을 도시하였다. 이때 제안된 알고리즘의 전체 구성 및 데이터 흐름은 Fig. 1과 같다.

II. 본론

2.1 조종면의 고장진단 개요

2.1.1 진동분석에 의한 구조물 변형진단

항공기의 동체는 각 항공기 부품들이 결합되어 구조물을 형성하고 있으므로 이의 진동을 측정하여 분석한다면 항공기 구조의 변화를 추정할 수 있다[3]. 본 연구에서는 조종면 진단의 편의를 위해서 축소비에 의해 설계된 모형 항공기를 사용하였으며 지상에서 지정된 RPM으로 동력장치인 모터를 구동시켜 진동을 발생시키는 가진기로 사용하였다. 이와 같은 방법을 통해 진동 신호의 변화를 계측하는 것은 실기에서도 쉽게 적용할 수 있다. 이때 FFT (Fast Fourier Transform)를 통하여 구한 ANPSD를 분석하여 진동의 입출력 관계를 구하지 않고서도 실험 데이터를 통하여 정상상태와 고장상태를 구별할 수 있도록 하였다. 모형에 일러론에 장착한 타면에 대한 수직방향의 가속도계는 5개이며 각각의 위치는 Fig. 2와 같다[4].

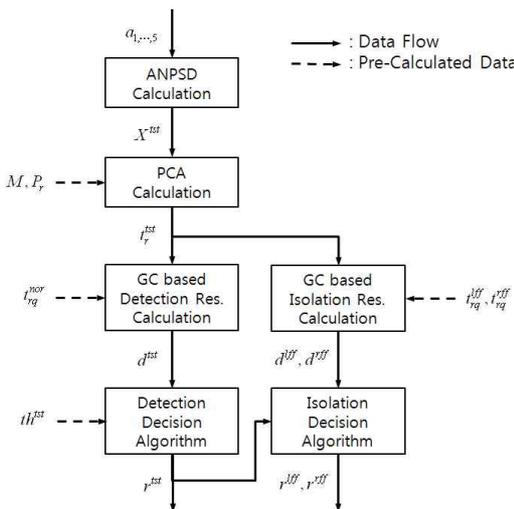


Fig. 1. Block diagram of the algorithm

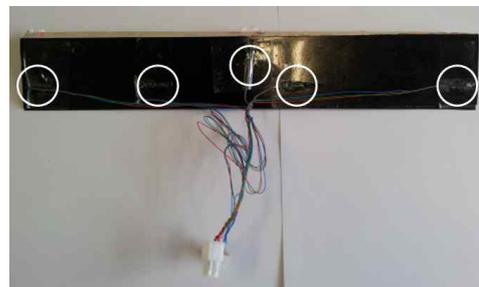


Fig. 2. Accelerometer positions of the scaled aileron

조종면과 관련하여 발생 가능한 고장의 종류는 다양하지만 본 논문에서는 에일러론의 힌지 고장에 대하여 주로 다루고자 한다. 실제의 소형 항공기에서 에일러론의 힌지는 정비를 위해 에일러론을 주익에서 분리하기 전까지는 고장의 진행 과정을 외부에서 육안으로 확인하기 어렵기 때문에 이에 대한 고장의 크기와 종류를 예측하는 것은 정비의 효율과 비용적인 면에서 장점을 갖는다. 본 논문에서는 힌지로 좌측, 중앙, 우측에서 주익에 연결되어 있는 형태의 에일러론을 사용하였다. 이때 에일러론의 좌측과 우측 힌지에 대하여 연결부위 전체가 손실되거나 절반이 손실되었을 때를 주로 다루고자 한다. 이러한 네 가지의 고장 상태들은 고장의 종류와 정도의 측면에서 고장의 검출 및 분리 알고리즘의 검증에 필요한 다양성을 충분히 갖추었다고 판단된다.

2.1.2 ANPSD의 연산

ANPSD는 일반적으로 입력을 모르는 상태에서 각 모드에 대응되는 주파수에서 발생하는 침두점(peak)을 찾아서 이의 변화를 관찰하기 위해서 사용되며 이의 연산은 다음과 같이 수행된다 [5]. 5개의 센서로부터 얻은 k 번째 순차적 이산 진동신호 $a_i(k)$ ($i=1, \dots, 5$)에 대하여 센서 신호 별로 n 개의 신호를 모아서 각각 FFT를 수행하면 주파수 영역에서의 응답 $A_i(f_j)$ ($j=0, \dots, n-1$)을 구할 수 있다. 이때 PSD (Power Spectral Density) $G_i(f_j)$ 는 다음과 같이 추정할 수 있다.

$$G_i(f_j) = A_i(f_j)A_i^*(f_j) \quad (1)$$

이때 $A_i^*(f_j)$ 는 $A_i(f_j)$ 의 복소 공액(complex conjugate)을 의미한다. ANPSD $X(f_j)$ 는 PSD를 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$X(f_j) = \frac{1}{5} \sum_{i=1}^5 \left(G_i(f_j) / \sum_{j=0}^{n-1} G_i(f_j) \right) \quad (2)$$

따라서 대상 에일러론의 진동에 대한 ANPSD 연산은 입력으로 시간 영역에서 취득된 $n \times 5$ 개의 데이터를 필요로 하며 n 개의 주파수 영역 데이터를 출력으로 한다. Fig 3은 이와 같은 방법을 이용하여 계산된 ANPSD를 상태별로 평균하여 나타낸 것이다. 이때 엔진은 2000RPM으로 회전할 때를 기준으로 하였으며 데이터의 개수는 모든 상태에 대하여 동일하게 하였다.

이때 ANPSD에서 침두점을 이용하여 고장을 진단할 수도 있지만 Fig. 4에서 볼 수 있는 바와 같이 침두점의 변화는 고장의 정도와 비례하지

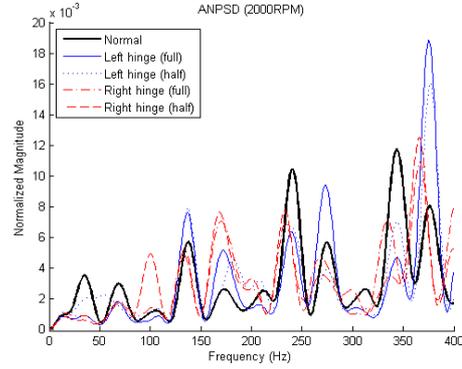


Fig. 3. ANPSDs under normal and fault conditions

않으며 침두점을 찾는 것에 의해 고장을 분리하는 것은 용이하지 않으므로 알고리즘이 복잡해진다. 따라서 본 논문에서는 다음과 같은 새로운 방법을 통해 이러한 문제점을 극복하고자 한다.

2.2 조종면의 고장 검출

2.2.1 주성분 분석 (PCA) 방법

ANPSD는 대상 구조물이 갖는 주파수 응답 특성을 나타낸 것이므로 고장 진단의 오류를 줄이기 위해서는 주파수 해상도가 높을수록 바람직하다. 하지만 주파수 해상도가 높아질수록 데이터의 용량이 증가하여 이로 인한 처리 비용도 함께 증가한다. 또한 고장 진단 알고리즘의 복잡도도 데이터의 용량에 비례하여 증가하므로 주파수 해상도를 높이기 위해서는 데이터를 효율적으로 처리할 수 있는 알고리즘이 필요하다. 이러한 이유로 인하여 본 논문에서는 주성분 분석 (Principle Component Analysis, PCA) 방법을 고장의 검출과 분류에 적용하였다.

PCA는 주어진 데이터 집합으로부터 중요한 데이터를 추출하기 위한 방법이며 해당 데이터 집합에 대하여 가장 분산이 큰 새로운 좌표축을 구하여 이를 이용한다[6]. 이때 데이터의 개수를 m 이라 한다면 m 은 수용할 수 있는 오차범위 내에서 가장 분산이 큰 좌표축을 구할 수 있을 정도로 충분히 커야 한다. PCA는 선형 좌표변환을 이용하는 방법이므로 기준이 되는 데이터 집합의 평균이 0이 아니면 평균을 구하여 빼야 한다. m 개의 ANPSD 집합 $X_q(f_j)$ ($q=1, \dots, m$)에서

평균 $M(f_j) = \frac{1}{m} \sum_{q=1}^m X_q(f_j)$ 을 빼면 다음과 같다.

$$\bar{X}_q(f_j) = X_q(f_j) - M(f_j) \quad (3)$$

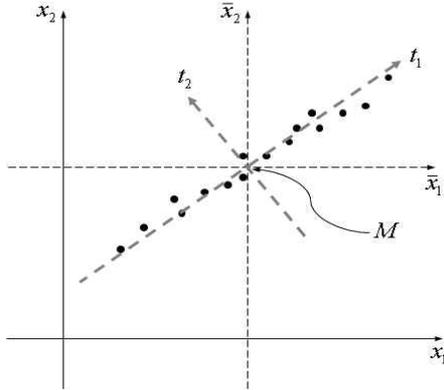


Fig. 4. Geometric concept of PCA

이때 $\bar{X} = \{\bar{X}_1, \dots, \bar{X}_m\}$ 에 대한 PCA는 ANPSD 집합에 대하여 가장 분산이 커지는 방향 벡터를 구하고 이 축에 대해 각각의 ANPSD를 사영 (projection)하였을 때 대응하는 좌표 $T_1 = \{t_{11}, \dots, t_{1m}\}$ 을 얻는 것을 의미한다. 이러한 개념은 Fig. 4와 같은 기하학적인 관계로 표현될 수 있다.

이때 위의 좌표변환을 수행하는 선형 변환을 P_1 이라 한다면 해당 좌표 T_1 은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$T_1^T = \bar{X}^T P_1 \quad (4)$$

두 번째 축에 대한 좌표 T_2 는 \bar{X} 에서 T_1 에 해당하는 성분을 제거한 후에 남은 값들에 대하여 가장 분산이 커지는 축을 구하고 이에 대하여 \bar{X} 를 해당 축에 사영하여 얻을 수 있다. 이러한 과정을 반복하여 구한 좌표 값 $T^T = \{T_1^T, \dots, T_n^T\}$ 은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$T^T = \bar{X}^T P \quad (5)$$

이때 $P = \{P_1, \dots, P_n\}$ 이며 P 는 좌표 변환이므로 $P^T P = I$ 를 만족해야 한다. 따라서 (5)에서 다음과 같은 등식을 유도할 수 있다.

$$\bar{X}^T = T^T P^T \quad (6)$$

이 등식은 P_1 을 SVD (Singular Value Decomposition)에 의해 구할 수 있다는 것을 보여준다[7]. \bar{X}^T 에 대한 SVD 결과는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\bar{X}^T = U \Sigma V^T \quad (7)$$

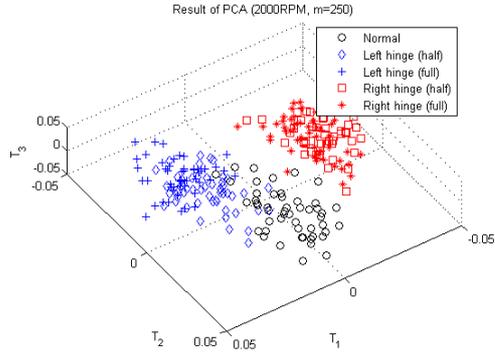


Fig. 5. Result of PCA (2000RPM, $m = 250$)

여기서 U 와 V 는 $\bar{X}^T X$ 와 XX^T 에 대한 고유 벡터 집합들이다. 이때 $P^T P = I$ 를 만족해야 하므로 $V = P$ 이어야 한다. Fig 5는 Fig 3에서 사용된 데이터들에 대하여 PCA를 수행한 결과를 나타낸 것이다. 이때 하나의 ANPSD에 대하여 Fig 5와 같이 3축을 갖는 PCA를 구하기 위해서는 $3n$ 번의 곱셈과 $3(n-1)$ 번의 덧셈이 필요하다. 반면에 하나의 ANPSD에 대하여 침두점을 찾는 알고리즘은 주변의 b 개 데이터에 대하여 크기를 비교하여 최고치와 최저치를 번갈아가면서 검색하되 최저치 이후의 최고치에 대해서 침두점으로 간주하는 검색 방법을 사용한다고 할 때 $b(n-b)$ 번의 비교를 수행해야 한다. 이때의 b 는 일반적으로 주변 값들을 충분히 반영하기 위해 $b \gg 6$ 이어야 하므로 PCA가 침두점을 구하는 경우보다 좀 더 적은 연산으로 고장 진단이 가능하다는 것을 알 수 있다.

2.2.2 기하학적 분류 (GC) 방법

본 논문에서는 고장의 검출과 분리를 동일한 알고리즘으로 수행하기 위하여 고장의 분리에서 주로 사용되는 기하학적 분류 방법을 고장의 검출에서도 사용하였다. 기하학적 분류(Geometric Classifier, GC) 방법은 미리 분류된 데이터들과 기하학적인 거리를 비교하여 분류를 수행한다[6].

본 논문에서는 한 분류의 기준 데이터 $t_{rq} (r = 1, \dots, l, q = 1, \dots, m)$ 에 대하여 분류를 원하는 임의의 데이터 t^{st} 와 해당 분류 내의 데이터들과의 거리를 모두 합산한 값인 d 를 이용하여 분류를 수행하는 방법을 사용하였다. 이때 d 는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$d = \sum_{r=1}^l \sum_{q=1}^m (t_{rq} - t^{st})^2 \quad (8)$$

이때 d 를 분류마다 계산하여 d 가 가장 작은 분류를 선택하면 고장을 검출하거나 분리하는 데에 응용할 수 있다.

2.2.3 검출 잔차 계산

기하학적 분류 방법을 이용하여 고장 검출을 수행하기 위해서는 모든 상태를 포함하는 ANPSD 집합 $X_q (q=1, \dots, m)$ 과 정상상태일 때 측정된 ANPSD 집합 $X_q^{nor} (q=1, \dots, m/5)$ 이 미리 준비되어야 한다. 이때 위 첨자 nor 은 정상상태를 나타낸다. X_q 이 주어지면 PCA를 통해 평균 M , 변환 행렬 $P_r (r=1, \dots, 3)$, 해당 좌표 T_r 을 미리 계산할 수 있다.

고장여부를 판단하고자 하는 ANPSD인 X^{tst} 에 대한 좌표 t_r^{tst} 와 X_q^{nor} 에 대한 좌표 t_{rq}^{nor} 은 (4)에 의하여 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} t_r^{tst} &= P_r (X^{tst} - M) \\ t_{rq}^{nor} &= P_r (X_q^{nor} - M) \end{aligned} \tag{9}$$

따라서 X^{tst} 의 상태를 정상상태와 비교하는 검출 잔차(detection residual)인 d^{tst} 는 (8)에 (9)를 대입하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$d^{tst} = \sum_{r=1}^3 \sum_{q=1}^m (t_{rq}^{nor} - t_r^{tst})^2 \tag{10}$$

2.2.4 검출 임계값 결정

정상상태 집합 X_q^{nor} 에서 (10)과 같이 각각의 ANPSD에 대한 검출 잔차인 d_q^{nor} 을 구하면 다음과 같다.

$$d_q^{nor} = \sum_{r=1}^3 \sum_{s=1}^m (t_{rs}^{nor} - t_{rq}^{nor})^2 \tag{11}$$

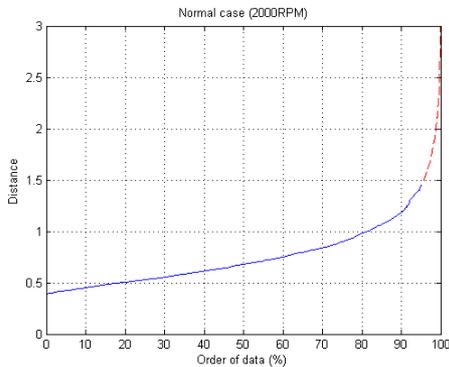


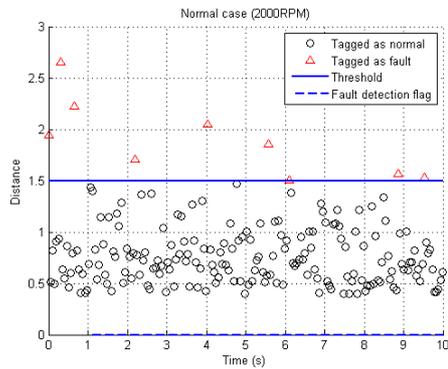
Fig. 6. Sorted distances of normal case

이때 d_q^{nor} 을 크기가 작은 쪽을 상위에 오도록 정렬하면 검출 임계값(threshold) th^{tst} 의 기준 지표를 얻을 수 있으며 이는 Fig. 6과 같다.

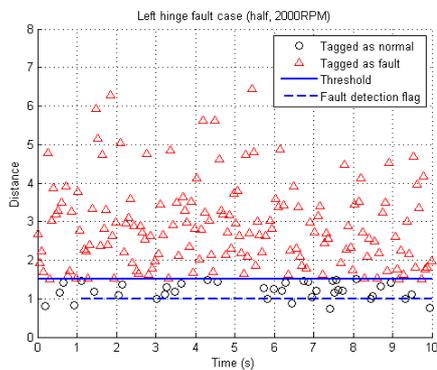
일반적으로 검출 오류를 낮추기 위해서는 검출 임계값을 증가시켜야 한다. 하지만 검출 임계값을 증가시키면 구조물이 고장상태일 때 이를 정상상태로 판단할 확률도 높아진다. 본 논문에서는 고장상태를 적절히 분리할 수 있도록 하기 위하여 정상상태의 검출 오류 허용한계를 5%로 결정하였으며 이 경우에 검출 임계값은 약 1.5가 된다.

2.2.5 고장 발생 판단 알고리즘

시간의 흐름에 대해서 힌지의 고장이 장기간에 걸쳐서 느리게 진행되며 구조물의 고장은 비가역적이라고 가정한다면 수초 동안 힌지의 상태는 거의 일정하다고 볼 수 있다. 이때 이와 같은 가정을 이용하여 일정 시간 동안 $d^{tst} > th^{tst}$ 인 횟수를 관찰하여 검출 잔차가 임계값보다 큰 결과가 많을 때 고장 검출 결과인 r^{tst} 를 0, 그렇지 않은 결과가 많을 때 1이라고 한다면 간헐적으로 발생하는 검출 오류를 효율적으로 줄일 수 있다.



(a) Normal case



(b) Left hinge fault case (half)

Fig. 7. Fault detection residuals (2000RPM)

Figure 7은 Fig. 6에서 도출한 검출 임계값에 의해 정상상태일 때와 왼쪽 힌지의 철심이 절반 손실된 상태일 때에 대하여 시간 순으로 고장 검출을 수행한 결과이다. 이때 검출 결과는 매 1초마다 도출하였으며 이와 같은 경우에 고장이 잘 검출되는 것을 확인할 수 있다.

2.3 조종면의 고장 분류

2.3.1 고장 위치의 분리 잔차 계산

본 논문에서 제안하고자 하는 고장의 위치 분리 잔차는 검출 잔차와 유사하며 이를 구하기 위해서는 실험에 의해 미리 측정되고 분류된 ANPSD 집합 $X_q^{lff}(q=1, \dots, m/5)$, X_q^{rff} 가 미리 준비되어야 한다. 이때 위 첨자 lff는 왼쪽 힌지의 철심이 전부 손실된 상태를, rff는 오른쪽 힌지의 철심이 전부 손실된 상태를 나타낸다.

고장의 분리는 앞에서 설명한 검출 알고리즘에 의해 고장을 검출한 경우에 한정하여 수행된다. X_q^{lff} 에 대한 좌표 t_{rq}^{lff} 와 X_q^{rff} 에 대한 좌표 t_{rq}^{rff} 은 (4)에 의하여 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} t_r^{lff} &= P_r(X^{lff} - M) \\ t_{rq}^{rff} &= P_r(X_q^{rff} - M) \end{aligned} \tag{12}$$

이들에 대한 고장 위치의 분리 잔차(isolation residual)인 d^{lff} 와 d^{rff} 는 (8)에 (12)를 대입하여 다음과 같이 구할 수 있다.

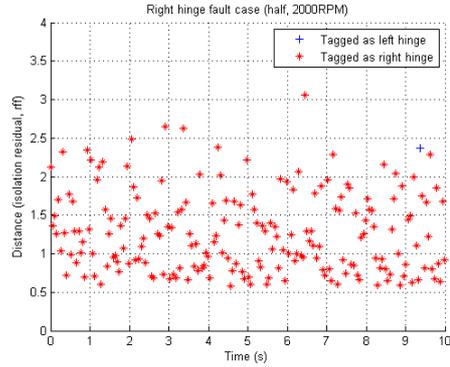
$$\begin{aligned} d^{lff} &= \sum_{r=1}^3 \sum_{q=1}^m (t_{rq}^{lff} - t_r^{lff})^2 \\ d^{rff} &= \sum_{r=1}^3 \sum_{q=1}^m (t_{rq}^{rff} - t_r^{rff})^2 \end{aligned} \tag{13}$$

고장 위치의 분리는 검출과 달리 임계값과 비교하지 않고 d^{lff} 와 d^{rff} 를 비교하여 크기가 작은 쪽의 상태로 분류한다.

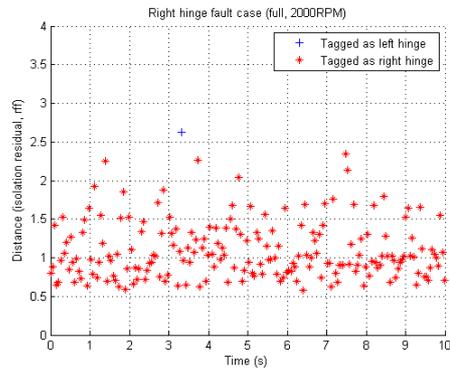
Figure 8은 오른쪽 힌지의 철심이 전체 및 절반 손실된 상태일 때에 대하여 시간 순으로 고장 위치의 분리를 수행한 결과이다. 이때 Fig. 8에서 고장의 위치는 구별이 용이한 반면에 고장의 크기는 판단하기 어려우므로 고장의 정도를 판단하기 위해서는 별도의 지표가 필요하다는 것을 알 수 있다.

2.3.2 고장 정도의 분리 잔차 계산

고장의 정도를 예측하기 위해서는 고장의 위치가 먼저 분류되어야 한다. 여기서는 이해의 편의를 위해 X^{tst} 가 오른쪽 힌지 고장으로 분류되



(a) Right hinge fault case (half)



(b) Right hinge fault case (full)

Fig. 8. Position isolation results (2000RPM)

었다고 가정한다. 이 경우에는 실험에 의해 측정된 ANPSD 집합 X_q^{rhf} , X_q^{rff} 가 미리 준비되어야 한다. 이때 위 첨자 rhf는 오른쪽 힌지의 철심이 절반 손실된 상태를 나타낸다. X_q^{rhf} , X_q^{rff} 을 포함하는 ANPSD 집합을 X_q^{rf} 라 한다면 PCA를 통해 변환 행렬 P_r^{rf} 를 계산할 수 있다. 이를 이용하여 (12)와 (13)와 동일한 방법을 통해 거리를 계산하면 다음과 같이 고장 정도의 분리 잔차인 dr^{rhf} 와 dr^{rff} 를 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} dr^{rhf} &= \sum_{r=1}^3 \sum_{q=1}^m \{P_r^{rf}(X_q^{rhf} - X^{tst})\}^2 \\ dr^{rff} &= \sum_{r=1}^3 \sum_{q=1}^m \{P_r^{rf}(X_q^{rff} - X^{tst})\}^2 \end{aligned} \tag{14}$$

2.3.3 고장 종류 판별 알고리즘

식 (14)에서 dr^{rhf} 와 dr^{rff} 가 의미하는 것은 각 고장 상태에서 얼마나 현재의 상태가 멀리 떨어져 있는가를 수치화한 것이다. 따라서 이들을 서로 비교하여 더 작은 값을 갖는 쪽이 현재의 고

장 상태라고 볼 수 있으며 이를 통해 고장의 정도를 구분할 수 있다. 그러므로 고장 분리 결과인 r^{rhf}, r^{rff} 는 $dr^{rhf} > dr^{rff}$ 일 때 $r^{rhf} = 1, r^{rff} = 0$ 이며 $dr^{rhf} < dr^{rff}$ 일 때 $r^{rhf} = 0, r^{rff} = 1$ 이 된다. Fig. 9는 Fig. 8에서 사용된 데이터에 대하여 위의 과정을 수행한 결과를 나타낸 것이다. 이때 진단 결과를 용이하게 표시하기 위해 사용한 값인 fault isolation flag는 고장 진단 알고리즘에서 각 초당 1회 판단한 힌지 상태가 왼쪽 절반 고장일 때 1, 왼쪽 전체 고장일 때 2, 오른쪽 절반 고장일 때 3, 오른쪽 전체 고장일 때 4를 갖는다. 이 결과는 제안된 분리 알고리즘에 의해 정도에 따른 분류가 가능하다는 것을 보여준다.

2.3.4 RPM에 따른 경향성 변화 및 이의 활용

기종이나 기체의 상태에 따라서 구동장치의 하나의 RPM 동작 영역에서 측정된 ANPSD 집합만으로는 제안된 고장진단 알고리즘의 결과가 명확하지 않을 수도 있다. 만약 구조물에 고장이 발생되었다면 다른 RPM을 인가한 경우에도 정상상태와 다른 응답을 보여야 하므로 2개 이상의

RPM에서 진동을 측정하여 비교한다면 고장진단 결과의 신뢰성을 향상시킬 수 있다. 이때 진단을 수행하고자 하는 해당 RPM에서 정상상태 및 고장 발생 시의 데이터들을 미리 측정해야 하며 해당 RPM 별로 평균과 변환 행렬을 구해야 한다.

Figure 10은 1500RPM에서 측정된 데이터들에 대

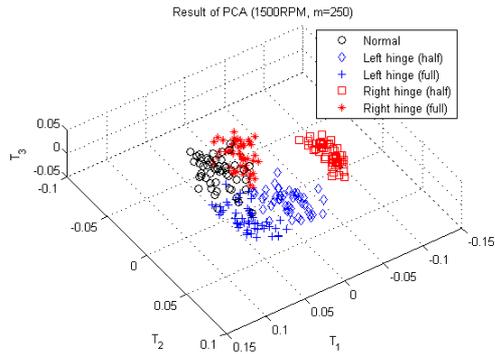
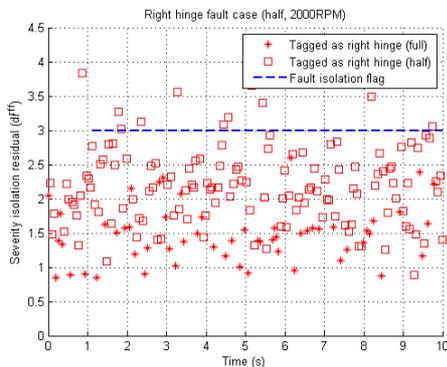
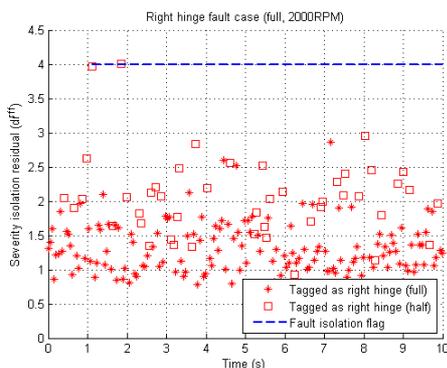


Fig. 10. Result of PCA (1500RPM, $m = 250$)

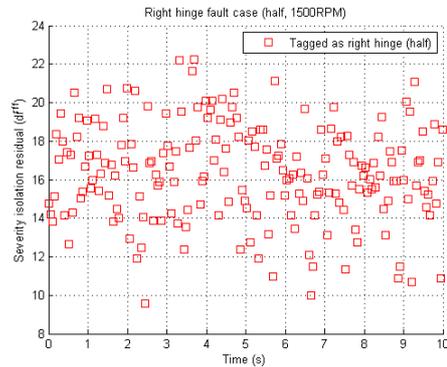


(a) Right hinge fault case (half)

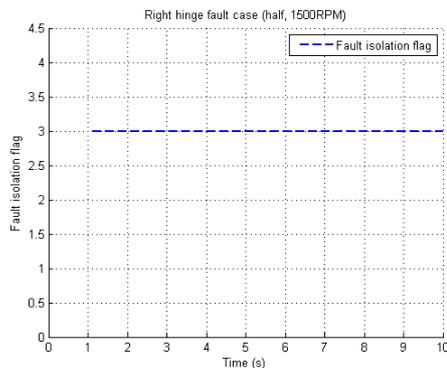


(b) Right hinge fault case (full)

Fig. 9. Severity isolation results (2000RPM)



(a) Severity isolation residual



(b) Fault isolation flag

Fig. 11. Severity isolation results (1500RPM, rhf)

하여 PCA를 수행한 결과를 나타낸 것이다. 이 결과는 Fig. 5와 비교했을 때 고장의 검출이 더 어려운 반면에 고장의 크기를 분리하는 것은 더 용이함을 보여준다. 따라서 고장의 검출은 2000RPM에서 측정된 데이터를 활용하고 1500RPM에서 측정된 데이터를 고장의 분리 시에 활용한다면 더 신뢰할 수 있는 결과를 얻을 수 있다. Fig. 11은 1500RPM에서 오른쪽 힌지의 철심이 절반 손실된 상태일 때에 대하여 시간 순으로 고장 정도의 분리를 수행한 결과이다. 이 결과는 Fig. 9(a)와 비교하였을 때 동일한 알고리즘을 사용하더라도 RPM에 따라 더 명확하게 고장 정도를 분리하는 것이 가능함을 보여준다.

III. 결 론

본 논문에서는 구조물의 미지입력에 대한 주파수 응답을 보여주는 ANPSD와 주어진 데이터에서 중요한 데이터를 추출할 수 있는 PCA, 그리고 기하학적인 거리를 이용하여 데이터를 분류하는 GC 방법을 이용하여 조종면의 힌지 고장에 대하여 이를 검출하고 위치와 정도를 분리하는 알고리즘을 제안하였다. 이와 같은 알고리즘은 소형 항공기의 안전성과 경제성을 향상시킬 수 있으므로 이의 연구와 개발은 매우 중요하다고 할 수 있다.

본 논문에서는 개별 이론을 실제 데이터에 직접 적용할 경우 다양한 현실적인 문제가 발생함을 보였으며 이를 보완하기 위하여 대응책을 함께 제시하였다. 이때 Fig. 5와 Fig. 10을 통해 PCA가 단순히 진단 데이터의 압축만이 아니라 진단 데이터의 분석과 RPM별 고장진단 전략의 수립에도 유용함을 보였으며 Fig. 8과 Fig. 9를 통해 GC를 적용할 경우 고장의 위치와 정도를 분리할 때에 기존 데이터의 설정이 중요함을 보였다. 이와 같은 알고리즘은 실기에서도 적용될 수 있을 것으로 기대되며 실기에 적용한 결과를 통해 제안된 알고리즘의 유효성을 검증하는 추가적인 연구를 추후에 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 국토해양부 항공안전기술개발사업의 연구비지원(07항공-안전02)에 의해 수행되었습니다.

References

- 1) Air Safety Foundation, *2009 Nall report: Accident trends and factors for 2008*, 2009.
- 2) Cronkhite, J., Dickson, B., Martin, W., and Collingwood, G., "Operational Evaluation of a Health and Usage Monitoring System (HUMS)," NASA Contractor Report CR-1998-207409, Apr. 1998.
- 3) Worden, K., Burrows, A. P., "Optimal sensor placement for fault detection," *Engineering Structures*, Vol. 23, Issue 8, Aug. 2001, pp. 885-901, 2001, doi: 10.1016/S0141-0296(00)00118-8.
- 4) Goo, Y. S., Lee, S. H., Kim, J. H., and Lee, H. C., "Vibration Measurement and Experimental Analysis for Aircraft Aileron Hinge Failure," 2012 KSAS (Korean Society for Aeronautical and Space Sciences) Spring Conference, FG6-3, 2012.
- 5) Felber, A. J., "Development of a hybrid bridge evaluation system," Ph.D. Dissertation, Department of Civil Engineering, University of British Columbia, Vancouver, Canada, 1993.
- 6) Isermann, R., *Fault-diagnosis systems*, Springer, 2006.
- 7) Abdi, H., Williams, L. J., "Principal component analysis," *Wiley Interdisciplinary reviews: Computational Statistics*, Vol. 2, pp. 433 - 459, Jul./Aug. 2010, doi: 10.1002/wics.101.