

# 무인기 관성측정 센서의 비모델 복합 고장진단기법

## Model-Free Hybrid Fault Detection and Isolation For UAV Inertial Measurement Sensors

김 승 균, 김 유 단\*  
(Seungkeun Kim and Youdan Kim)

**Abstract :** In this paper, a redundancy management system for aircraft is studied, and FDI (Fault Detection and Isolation) algorithm of inertial sensor system is proposed. UAV system cannot allow triple or quadruple hardware redundancy due to the limitations on space and weight. In the UAV system with dual sensors, it is very difficult to identify the faulty sensor. Also, conventional FDI method cannot isolate multiple faults in a triple redundancy system. In this paper, hardware based FDI technique is proposed, which combines a parity equation approach with the wavelet based technique, which is a model-free FDI method. To verify the effectiveness of the proposed FDI method, numerical simulations are performed.

**Keywords :** fault detection and isolation, inertial measurement sensor, discrete wavelet transform, redundancy management

### I 서론

1960년대 이래로 여분관리(redundancy management) 시스템의 핵심요소로서 다양한 고장진단 및 분리기법들이 연구되어 왔다[1-3]. 일반적으로 고장진단 및 분리기법은 여분의 종류에 따라 하드웨어적 여분기법과 해석적 여분기법으로 분류된다. 하드웨어적 여분기법은 신호의 일치성을 분석하기 위하여 동일한 기능의 센서를 중첩하여 사용한다. 하드웨어적 여분은 전체 시스템을 복잡하게 만들고 경제적으로도 비효율적이다. 해석적 여분기법은 시스템의 수학적 모델을 이용한다. 최근에 관측기, 패리티 공간 및 강건 매개변수 추정을 이용한 기법들이 제안되고 있다. 해석적 여분기법에서는 모델링의 불확실성으로 인하여 센서의 고장을 제대로 진단하지 못하는 경우가 발생할 수 있다.

고장진단 및 분리기법은 대상 시스템의 수준에 따라, 그림 1과 같이 시스템 수준의 고장진단기법과 하위 시스템 수준의 고장진단기법으로 분류될 수 있다. 시스템 수준의 고장진단기법은 여러 가지 단점을 가지고 있다. 서로 다른 센서들의 출력에 기반한 고장진단기법은 안전성과 강건성을 보장하지 못한다. 이는 같은 종류의 센서라 할지라도 온도, 압력, 탑재 위치 등과 같은 환경조건에 따라서 고유한 특성을 나타내기 때문이다. 실제적으로는 하위시스템 수준의 기법, 즉 센서신호에 기반한 직렬감시기법(in-line monitoring)이 고장진단을 위해 많이 사용되고 있다. 하위 시스템 수준의 고장진단 기법들은 외부의 도움이 없이 센서의 출력을 직접 이용한다는 장점을 가지고 있다[4-9].

이 논문에서는 시스템의 수학적 모델정보를 사용하지 않는 복합 고장진단기법을 제안한다. 이 기법은 하드웨어 여분을 이용하는 패리티식 기법(Parity Equation Approach : PEA)과

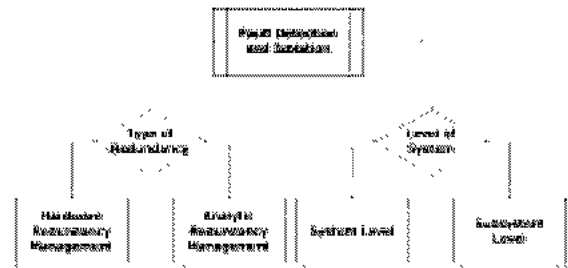


그림 1. 고장진단 및 분리기법의 분류.  
Fig. 1. Classification of FDI

이산 웨이블릿 변환(Discrete Wavelet Transform : DWT)에 기반한 직렬감시기법을 복합적으로 사용한다. 패리티식 기법은 비대칭 배치(skewed configuration)를 가지는 여분센서들의 기하학적 관계를, 이산 웨이블릿 변환은 센서 출력에 대한 직접적인 신호처리를 이용한다. 이 두 기법은 항공기의 수학적 모델을 사용하지 않기 때문에 무인기 시스템과 같은 저가형의 항공기에 쉽게 적용될 수 있다. 본 논문에서는 고장진단을 위한 최소한의 여분 센서를 가지는 시스템을 가정하고, 본 기법이 다양한 고장 유형에 대하여 효과적인 고장진단을 수행할 수 있다는 것을 보여준다.

### II 패리티식 기법

고장진단에 사용되는 패리티식(parity equation)은 센서에 대한 입력신호에 대하여 독립적이어야 하므로, 일반적으로 측정 행렬의 영공간 혹은 잔차를 통해 구성된다. 본 논문에서는 패리티식의 구성을 위하여 기하학적 배치구조를 이용하였다. 고장신호와 측정잡음을 포함한 관성센서의 측정행렬은 다음과 같다.

$$m(t) = Hx(t) + e + f \tag{1}$$

여기서  $m(t)$ ,  $x(t)$ ,  $e$ ,  $f$  와  $H$  는 각각  $n$ 개의 센서에 대한 측정신호, 동체측에 대한 센서 입력신호, 잡음신호, 고장신호 벡터, 그리고 동체 측과 센서측 사이의 측정행렬(direction

\* 책임저자(Corresponding Author)  
논문접수 : 2004. 9. 22., 채택확정 : 2004. 12. 1.  
김승균, 김유단 : 서울대학교 기계항공공학부 항공우주공학전공 (benelux@empal.com/ydkim@snu.ac.kr)  
※ 본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구 개발사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

cosine matrix)을 의미한다. 만약 3개 혹은 그 이상의 센서를 같은 평면에 배치하지 않는다면, 즉 서로 독립적인 기하학적 배치구조를 이루고 있다면, 4개의 센서를 선형조합하여  $C_c$  개의 패러티식을 구성할 수 있다.  $H$  의 4개 열로 이루어진 부분행렬의 영공간 벡터가 하나의 패러티식 계수를 구성한다.

센서 수가 증가할수록, 패러티식의 수도 역시 증가하게 되며, 4개의 여분센서가 비대칭 구조로 배치될 경우 단지 1개의 패러티식만을 사용할 수 있다. 하나의 패러티식은 고장진단은 수행할 수 있으나 고장분리를 할 수 없다. 본 논문에서는 비대칭 구조로 배치된 이와 같은 4개의 여분센서를 갖는 시스템을 고려하였다. 이러한 시스템은 최소한의 중첩된 센서를 사용하는 시스템으로 무인항공기와 같이 저가이며 탑재공간이 작은 소형시스템에 적합한 시스템이다. 어떤 센서에 고장이 발생하면 그 센서에 관련된 패러티식이 영이 아닌 값을 가지게 된다. 이때 고장난 센서는 거짓 정보 확률에 의해 결정되는 한계값(threshold)과 모든 센서들의 패러티식 값을 비교하여 분리될 수 있다.

III. 이산 웨이블릿 변환의 기본 개념

웨이블릿 변환은 지진파의 분석을 연구하던 Jean Morlet에 의해 1983에 처음 제안되었으며, 그 후 영상 처리와 신호분석 분야에서 발전되어 왔다. 푸리에(Fourier) 변환은 정상상태(stationary) 신호를 분석하는데 널리 사용되고 있지만, 비정상상태(non-stationary) 신호분석에는 유용하지 못하다. 고장신호는 일반적으로 비정상상태 신호로 볼 수 있다. 웨이블릿 변환은 이러한 비정상상태 신호를 분석하는데 유용하게 사용될 수 있으므로 고장진단에 적합한 신호처리 도구라고 할 수 있다[10-11]. 우선, 윈도우 푸리에 변환 식을 살펴보면 다음과 같다.

$$(T^{w*} f)(w, t) = \int f(s) g^{w*}(s) ds \tag{2}$$

여기서  $g^{w*}(s) = g(s-t)e^{iws}$  이다.

웨이블릿 변환은 시간과 주파수의 국소정보를 제공한다는 점에서 윈도우 푸리에 변환과 유사하게 보일 수 있으나 중요한 차이점을 가지고 있다. 다음 (3)으로 나타낸 연속 웨이블릿 변환(Continuous Wavelet Transform : CWT)은 (2)와 유사한 형태를 가지고 있다.

$$(T^{cwt} f)(a, b) = \int f(t) \psi^{a,b}(t) dt \tag{3}$$

여기서 연속 모(mother)웨이블릿은 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$\psi^{a,b}(t) = |a|^{-1/2} \psi\left(\frac{t-b}{a}\right) \tag{4}$$

(4)에서  $a$  와  $b$  는  $a \neq 0$  라는 조건 하에서 실수집합의 범위에서 연속으로 변화할 수 있다. 모웨이블릿 함수는 다음의 식을 만족시켜야만 한다.

$$\int_x \psi(x) dx = 0 \tag{5}$$

웨이블릿과 윈도우 푸리에 변환의 가장 큰 차이점은 사용

되는 분석함수의 모양이다. 주파수와 무관하게  $g^{w*}(s)$  는 같은 너비를 가지지만, 반대로  $\psi^{a,b}(t)$  는 주파수에 적합한 시간영역 너비를 가진다. (4)의  $a$  가 변할수록 다른 주파수 영역의 정보를 고려할 수 있으며,  $b$  가 변할수록 시간 국지점이 이동할 수 있다. 결과적으로 웨이블릿 변환이 짧은 시간 동안 지속되는 고주파수 현상을 집중적으로 관찰할 수 있으며, 아주 느린 진동에 대하여 넓은 관찰범위를 가질 수 있다는 점에서 윈도우 푸리에 변환보다 더 나은 성능을 발휘한다[1,12].

유사하게  $a = a_0^m$ ,  $b = nb_0 a_0^m$  로 선택하여 모웨이블릿을 이산 형태(discretized form)로 변환할 수 있다. 이때  $a_0$  와  $b_0$  는  $a_0 > 1$ ,  $b_0 > 0$ ,  $m, n \in Z$  라는 제한조건을 지켜야 한다. 이산 웨이블릿 변환(Discrete Wavelet Transform)은 다음과 같이 정의된다[12-17].

$$(T^{dwt} f)(m, n) = \int f(t) \psi^{m,n}(t) dt \tag{6}$$

여기서 이산 모웨이블릿은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\psi^{m,n}(t) = a_0^{-m/2} \psi\left(\frac{t - nb_0 a_0^m}{a_0^m}\right) \tag{7}$$

계수  $a_0$  와  $b_0$  를 적절히 선정하면 모웨이블릿이 2차원 실수평면에서 정규직교(orthonormal) 기저(basis)를 구성하게 된다. 가장 간단한 형태로서  $a_0 = 2$  와  $b_0 = 1$  로 설정하면, 2의 거듭승(dyadic) 형태의 정규직교 웨이블릿 변환(orthonormal wavelet transform)을 구성할 수 있다. 직교성은 신호를 서로 다른 시간과 주파수 분해능을 가질 수 있도록 분리시키는 역할을 하는 다중해상도 분해(Multi-resolution Signal Decomposition : MSD)를 가능하게 한다. 그리고 직교성(orthogonality)으로 인하여 다중해상도로 분해된 각 신호간에 중첩정보가 없는 독립성을 보장받게 된다[13-16].

IV. 다중 해상도 분해기법

본 절에서는 이산 웨이블릿 변환에 기반한 직렬감시기법에 대하여 살펴보도록 한다. 길이  $N$  의 신호  $s$  를 가정할 경우, 이산 웨이블릿 변환은  $\log_2 N$  연산단계를 요구하는 반면, 고속 푸리에 변환은  $N \log_2 N$  연산단계를 필요로 한다. 이것은 이산 웨이블릿 변환이 고속 푸리에 변환보다도 훨씬 빠른 계산속도와 작은 계산부하를 가지는 것을 의미한다. 그러므로 이산 웨이블릿 변환은 직렬감시기법에 기반한 실시간 고장진단에 적절한 신호처리 기법이다.

다중 해상도 분해기법은 센서의 직접적인 출력  $s$  로부터 시작하여 첫번째 단계에서 두 가지 웨이블릿 계수신호인 근사계수(approximation coefficient)  $c_1(n)$  과 상세계수(detail coefficient)  $d_1(n)$  을 생성한다. 이 계수 벡터들은 각각 센서신호  $s$  와 저주파필터  $h(n)$ , 고주파필터  $g(n)$  을 통과하여 얻어질 수 있다. 그림 2는 다중해상도 분해기법의 처리단계를 보여주고 있다.

다중 해상도 분해기법을 사용하면 센서신호가 근사신호(approximated or smoothed version)와 상세신호(detailed version)로

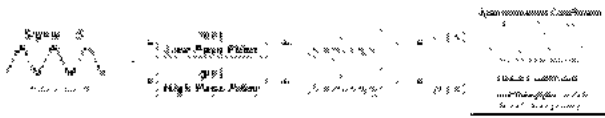


그림 2. 다중해상도 분해의 처리단계.

Fig. 2. The process of MSD.

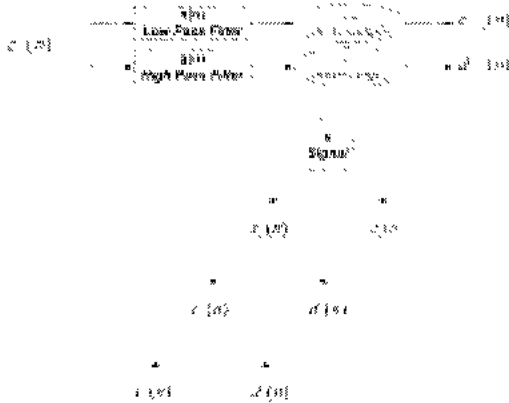


그림 3. 다중해상도 분해의 전체 단계.

Fig. 3. The entire process of MSD.

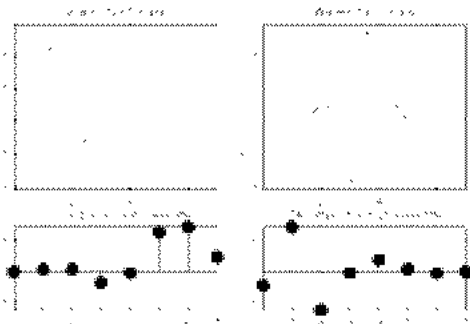


그림 4. Db4 웨이블릿.

Fig. 4. Db4 wavelet.

분해된다. 그 중에서 상세신호는 잡음과 바이어스, 드리프트, 스파이크 등과 같은 고장성분을 포함하고 있다. 본 논문에서는 다중해상도 분해기법의 중요 사항만 간략하게 정리하도록 한다[17].

우선 계수  $c_0(n)$  을 일정 시간 동안의 이산화된 센서신호라 하자. 센서신호는 스케일 1에서 근사신호  $c_1(n)$  과 상세신호  $d_1(n)$  으로 분해된다. 이를 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$c_1(n) = \sum_k h(k-2n)c_0(k) \tag{8}$$

$$d_1(n) = \sum_k g(k-2n)c_0(k) \tag{9}$$

여기서  $h(n)$  과  $g(n)$  은 각각 관련 필터 계수이다.

다음 단계의 분해과정은 전 스케일의 근사신호  $c_1(n)$  으로 부터 시작된다. 스케일 1과 유사하게 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$c_2(n) = \sum_k h(k-2n)c_1(k) \tag{10}$$

$$d_2(n) = \sum_k g(k-2n)c_1(k) \tag{11}$$

더 높은 스케일의 분해과정은 위 과정을 반복하는 것과 같이 진행된다[16-18]. 다중해상도 분해기법의 전체과정을 그림 3에서 볼 수 있다.

**V. DWT 에 기반한 직렬감시기법 및 고장진단**

다중해상도 분해기법은 실제 센서신호에서 잡음신호를 찾아내어 구별하는 역할을 수행한다. 그러므로 이산 웨이블릿 변환을 이용한 다중해상도 분해기법은 센서의 고장진단에 적용할 수 있다. 필터  $h(n)$  과  $g(n)$  은 다음 식과 같이 스케일링 함수  $\phi(t)$  와 웨이블릿 함수  $\psi(t)$  를 결정한다.

$$\phi(t) = \sqrt{2} \sum_n h(n)\phi(2t-n) \tag{12}$$

$$\psi(t) = \sqrt{2} \sum_n g(n)\phi(2t-n) \tag{13}$$

웨이블릿 함수의 적절한 선택은 다양한 종류의 고장을 탐지하는데 중요한 역할을 한다. 짧은 시간 동안에 일어나는 급격한 천이형의 고장진단이 목적이라면, Daubechies' 4(Db4) 이 적절한 웨이블릿 함수로 알려져 있다. 반면에 드리프트와 같이 느린 고장의 형태의 경우에는 Db8이나 Db10이 비교적 적절하다[16].

본 논문에서는 Db4 웨이블릿 함수를 선정하였으며, 느린 형태의 고장을 진단하기 위하여 다중해상도 분해기법의 상위 스케일 신호를 사용하였다. 그 이유는 상위 스케일로 갈수록 웨이블릿의 팽창성(dilation)으로 인하여, 웨이블릿의 국지 분석성이 떨어지기 때문이다. 그림 4는 Db4 웨이블릿의 웨이블릿 함수, 스케일링 함수 그리고 분해 필터를 보여주고 있다.

센서잡음  $n(t)$  가 분산  $\sigma^2$  을 가지는 가우시안(Gaussian) 분포라고 가정한다면,  $n(t)$  의 이산 웨이블릿 변환  $T^{DWT}n(t)$  역시 분산  $E[\|T^{DWT}n(t)\|^2]$  을 가지는 가우시안 프로세스라고 할 수 있다. 여기서  $E[X]$  는 확률변수  $X$  의 기대값을,  $\|\cdot\|^2$  는  $L^2(R)$  에서의 2-놈을 나타낸다. 만약 센서가 비교적 정확한 잡음 특성을 가지고 있다면, 고장 정보의 한계값은 다음 식과 같이 표준편차의 약 세 배로 정할 수 있다.

$$Th_{\text{rob}} = 3 E[\|T^{DWT}n(t)\|^2] \tag{14}$$

**VI. 복합고장진단 기법**

**1. 패러티식 기법과 이산 웨이블릿 변환의 조합**

하드웨어 여분에 기반한 고장진단 및 분리기법은 간단하며 신뢰성을 가지고 있으며, 실제 항공기 안전 시스템에 널리 적용되어 왔다. 그러나 고수준의 중첩시스템은 시스템을 복잡하게 만들고 고가의 제작비와 운용비를 요구한다. 특히, 일반적인 항공기와는 다르게 무인기의 경우에는 삼중 혹은

사중의 여분을 사용하는 하드웨어 다중화 기법은 공간이나 비용의 제약조건 때문에 적합하지 않다.

하드웨어 여분에 기반한 패러티식 기법을 사용하는 경우 제한된 중첩센서 시스템이라 할지라도 고장검출은 쉽게 이루어질 수 있다. 그러나 패러티식의 수가 부족하기 때문에 고장 분리는 불가능하다. 반면에 앞에서 살펴본 바와 같이 이산 웨이블렛 변환을 사용하는 직렬감시기법은 각 센서의 고장, 즉 센서신호의 변이점을 진단하는 능력을 가지고 있다. 그럼에도 불구하고 웨이블렛 변환에 기반한 고장진단기법은 몇 가지 약점을 가지고 있다. 우선 항공기는 고수준의 동역학 시스템이며 다양한 급격한 기동을 수행하는 경우가 있다. 항공기가 급격히 기동을 하는 경우 센서출력의 웨이블렛 변환값은 증가할 것이며, 그러한 급격한 변이는 거짓고장 정보를 발생시키는 원인이 된다. 또한, 이산 웨이블렛 변환은 빠른 알고리즘이지만 일정 시간 동안의 저장된 센서 데이터를 필요로 한다. 그러므로 항공기의 센서신호를 실시간으로 처리하는 데 어려움을 가지고 있다.

이와 같이 하드웨어 여분에 기반한 고장진단기법과 웨이블렛 변환에 기반한 직렬감시기법은 각각 고유한 약점을 가지고 있기 때문에, 이 두 기법을 통합하므로 효과적인 고장진단 및 분리 알고리즘을 제안할 수 있다. 공간과 비용을 고려하여 하드웨어 여분의 수를 제한해야 할 경우에, 패러티식의 부족함은 이산 웨이블렛 변환에 기반한 직렬감시기법으로 보완할 수 있다. 한편, 이산 웨이블렛 변환이 항공기의 기동 때문에 거짓고장 정보를 발생시키는 문제점은 패러티식 기법에 의하여 방지될 수 있다. 이는 패러티식 기법이 센서의 기하학적 배치구조를 이용하기 때문에 어떠한 기동에도 무관하게 고장을 검출할 수 있기 때문이다. 패러티식 기법 이외에도 패러티 공간기법(Parity Space Approach : PSA), 최소자승 유수기법(Least Square Residual Approach : LSRA), 그리고 유사확률기법(Generalized Likelihood Ratio Test : GLT)와 같은 다른 하드웨어 여분 기반 고장진단기법들이 사용될 수도 있다. 물론, 원도우 푸리에 변환, 자동회귀(auto-regressive) 모델, 그리고 파워 스펙트럼 분석과 같은 다른 신호처리기법들이 사용될 수도 있지만, 이산 웨이블렛 변환 기법이 고장진단에 있어서는 상대적인 장점을 가지고 있다[1-3].

2. 복합고장진단 기법의 구성

본 논문에서는 항공기의 제한된 중첩센서에 대하여 복합고장진단 기법을 제안하였다. 비대칭 구조로 장착된 제한된 중첩센서 시스템은 저가이면서 작은 크기를 가진 항공기나 일회성 운용개념을 가지는 무인기에 적합하다. 앞절에서 패러티식 기법과 이산 웨이블렛 변환을 혼용하는 개념이 고장진단 및 분리에 효과적인 이유를 설명하였다. 그러나 모델정보에 자유로운 복합고장진단기법을 구현하는 단계에서 유의해야 할 점이 있다. 첫 번째 고려사항은 고장진단과 정보발생에 있어서의 우선권이다. 이산 웨이블렛 변환은 급격한 기동에 대하여 거짓고장을 발생시키는 문제를 가지고 있다. 반면에 패러티식 기법은 센서간의 기하학적 관계를 이용하므로 신호의 상태에 무관하게 고장의 유무를 판단할 수 있다. 그러므로 패러티식 기법이 고장의 유무를 판단하는 고장진단의 단계에서 우선권을 가져야 한다. 두 번째 고려사항은 웨이블렛 변환의 계산 부하이다. 패러티식 기법은 상대적으로 매우 가벼운 계산능력을 요구하지만, 웨이블렛 변환은 저장된 일정시간의 센서데이터에 대하여 상승(convolution) 연산과정을 사용하므로 높은 계산 부하를 가진다. 또한, 이산 웨이블렛 변환을 고장이 나지 않은 정상상태에서 수행하는 것은 프로세서의 부하에 유익하지 않다. 결론적으로 패러티식 기법은 실시간으로 계산되어야 하고, 웨이블렛 변환은 고장정보가 발생하는 상황에서만 계산되는 요구성 작업의 성격을 가져야 한다.

그림 5는 본 논문에서 제안하는 복합고장진단 기법의 블록선도를 보이고 있다. 실시간 서브 프로세서(sub-processor)는 비대칭 배치 센서들의 패러티식을 실시간으로 계산한다. 슈퍼바이저(supervisor) 프로세서는 패러티식의 한계값 초과를 감시하고, 그 동안에 요구성 프로세서의 스택 버퍼는 비행 중에 일정 시간 동안의 센서 데이터를 저장한다. 일단 고장상황이 발생하면 패러티식은 한계값을 초과하게 되고, 동시에 슈퍼바이저 프로세서는 긴급 고장상황(fault detection)을 선언하고, 각각의 요구성 프로세서에 고장정보를 보낸다. 정해진 짧은 시간 내에 각 요구성 프로세서는 스택 버퍼에 저장된 센서데이터를 가지고 이산 웨이블렛 변환을 수행하고, 슈퍼바이저 프로세서는 어떤 센서에 고장이 발생하였는지(fault isolation)를 판단하게 된다. 중요한 설계변수는 요구성 프로세서의 스택 사이즈, 이산 웨이블렛 변환에 필요한 센서 데이터의 길이라고 할 수 있다. 스택 사이즈가 작을수록 이산 웨이블렛 변환은 빠르게 계산된다. 물론 계산시간은 탑재 프로세서의 성능에도 좌우될 수 있다. 그러므로 웨이블렛 변환에 사용되는 센서 데이터의 길이는 하드웨어 계산 능력과 항공기 제어시스템의 안전성 여부를 고려하여 결정되어야 한다.

VI. 시뮬레이션 결과 및 토의

그림 6은 본 논문에서 수치 시뮬레이션에 사용된 네 개의 비대칭 센서들의 기하학적 관계를 보여주고 있다. 세 개의 센서는 직교축에 평행하고, 나머지 한 개의 센서는 경사 배치되어 있다. 이러한 배치는 고장의 유무만을 판단할 수 있는 최소한의 센서배치라고 할 수 있다. 세 개 이상의 센서가 한 평면 위에 존재하지 않으므로, 단지 한 개의 패러티식만을 얻을 수 있다.

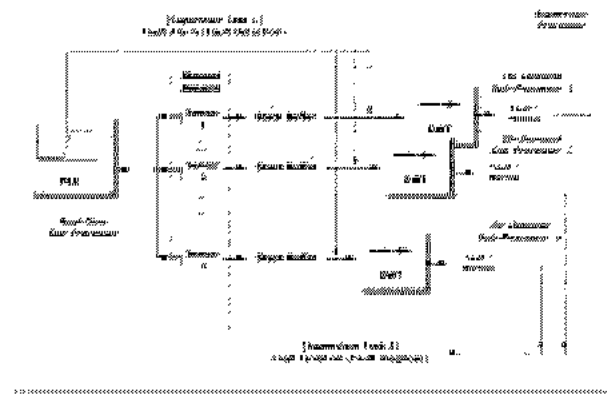


그림 5. 복합고장진단 기법 블록선도

Fig. 5. Block diagram of hybrid FDI

첫 번째 시뮬레이션 조건으로, 항공기의 각속도가 섭동과 진동을 하고 있다고 가정하고, 그 상태에서 53초에 센서 3에 큰 바이어스 고장이 발생하는 상황을 고려하였다. 그림 7은 패리티식이 53초에 0이 아닌 값으로 벗어나면서 고장을 검출하고 있다는 것을 보여준다. 그러나 패리티식만으로는 고장난 센서를 분리시킬 수는 없다. 이 경우에 대해 그림 8은 각 센서의 이산 웨이블릿 변환값을 보여주고 있다. 그림의 열(column)이 각 센서 1, 2, 3, 4의 다중해상도 분해결과를 나타내며, 그림의 행(row)은 각 스케일에 따른 근사신호 및 상세신호를 보여주고 있다. 센서3의 첫 번째 스케일 상세신호(D1)는 53초에 고장으로 인해 발생하는 센서신호의 빠른 천이현상, 즉 불연속점을 잘 검출하고 있다. 그에 비해 다른 센서들의 웨이블릿 변환신호는 특이점을 찾을 수 없다는 것을 확인할 수 있으므로 패리티식의 고장 검출 시간과 웨이블릿의 특이점을 가지는 센서신호를 비교하면 고장난 센서 3을 분리할 수 있다는 것을 알 수 있다.

두 번째 시뮬레이션 조건으로 첫 번째 경우와 동일하며 53초에 센서 3에 작은 바이어스 고장이 발생한 경우를 고려하였다. 그림 9는 패리티식이 고장을 검출하는 것을 보여주고 있다. 그림 10은 각 센서의 이산 웨이블릿 변환이 고장센서 3을 분리시키는 것을 보여주고 있다. 센서3의 첫 번째 혹은 두 번째 스케일 상세신호(D1 이나 D2)는 53초에 고장으로 인해 발생하는 센서신호의 불연속점을 잘 검출하고 있다. 그러므로 모델정보를 사용하지 않으면서도 복합고장진단 기법이 바이어스 고장에 대하여 좋은 성능을 보이는 것을 알 수 있다.

세 번째 시뮬레이션은 53초에 센서 3에 작은 드리프트 고장이 발생한 경우이다. 그림 11은 패리티식이 고장을 검출하는 것을 보여준다. 그림 12는 각 센서의 이산 웨이블릿 변환이 고장센서 3을 분리시키는 것을 보여준다. 센서3의 네 번째 스케일 상세신호(D4)는 53초에 고장으로 인해 발생하는 센서신호의 불연속점을 잘 검출하고 있다. 바이어스 고장의 경우와는 달리 D1이나 D2보다 다중해상도 분해의 고수준 스케일 신호 D4가 드리프트와 같은 느린 고장에 대해서 보다 효과적이라는 것을 보여준다. 또한, 센서신호의 다중해상도 분해 각 스케일 신호를 비교하면 고장의 유형도 진단할 수 있음을 알 수 있다.

네 번째 시뮬레이션의 경우 33초에 센서 2에, 53초에 센서 3에 아주 작은 스파이크 고장이 발생한 경우이다. 작은 스파이크 고장은 순간적인 센서신호의 이상현상으로서, 그 크기가 어느 이하일 경우에는 센서시스템에 심각한 영향을 끼치지 않는다. 그림 13에서 패리티식이 스파이크 고장을 검출하지만, 한계값을 초과하는 시간이 매우 짧게 지속되므로 고장을 선언하지 않는다.

그림 14는 각 센서의 이산 웨이블릿 변환이 작은 스파이크 일지라도 고장을 선언하고 있음을 볼 수 있다. 센서 2와 3의 모든 스케일 상세신호(D1~D4)가 스파이크가 발생하는 센서신호의 불연속점을 검출하고 있다. 그러므로 패리티식 기법이 스파이크와 같은 순간적인 신호의 이상현상의 경우에 보다 믿음직한 정보를 주는 것을 알 수 있다.

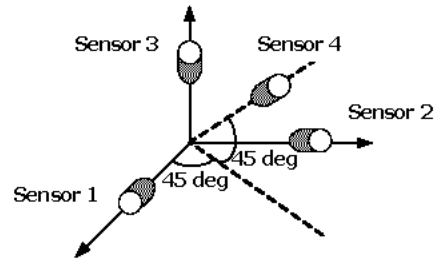


그림 6. 네 개의 비대칭 증첩센서 배치.  
Fig. 6. Geometric configuration of 4 skewed sensors.

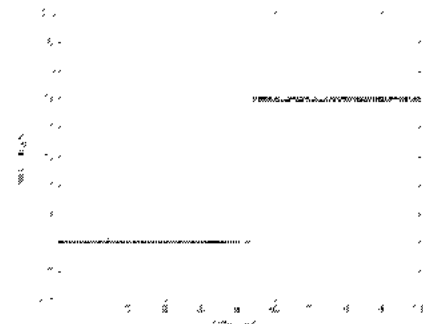


그림 7. 패리티식의 시간궤적(큰 바이어스 고장).  
Fig. 7. Parity equation history(Case 1. large sudden bias).

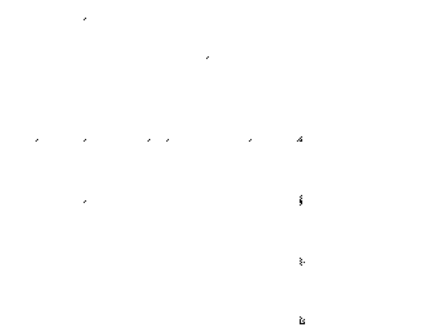


그림 8. 이산 웨이블릿 변환값.  
Fig. 8. DWT history(Case 1. large sudden bias).

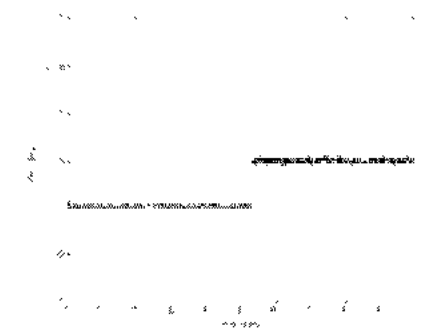


그림 9. 패리티식의 시간궤적(작은 바이어스 고장).  
Fig. 9. Parity equation history(Case 2. small sudden bias).



그림 10. 이산 웨이블릿 변환값.  
Fig. 10. DWT history(Case 2. small sudden bias).

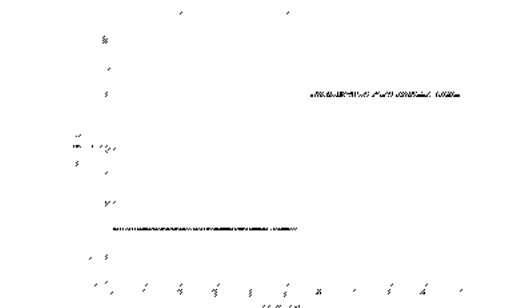


그림 11. 패리티식의 시간계적(작은 드리프트 고장).  
Fig. 11. Parity equation history(Case 3. drifting bias).



그림 12. 이산 웨이블릿 변환값.  
Fig. 12. DWT history(Case 3. drifting bias).

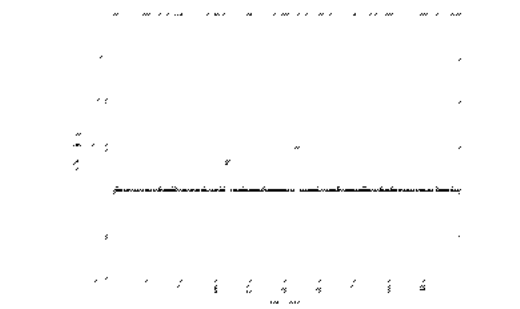


그림 13. 패리티식의 시간계적(작은 스파이크 고장).  
Fig. 13. Parity equation history(Case 4. spike fault).

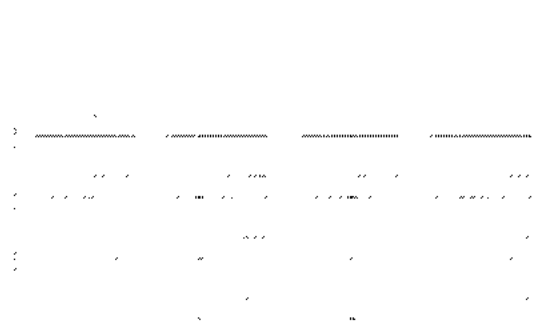


그림 14. 이산 웨이블릿 변환값.  
Fig. 14. DWT history(Case 4. spike fault).

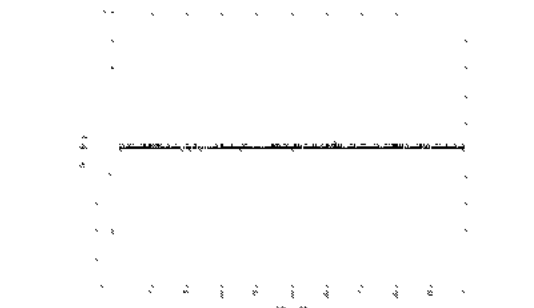


그림 15. 패리티식의 시간계적(급격한 기동).  
Fig. 15. Parity equation history(Case 5. abrupt maneuver).

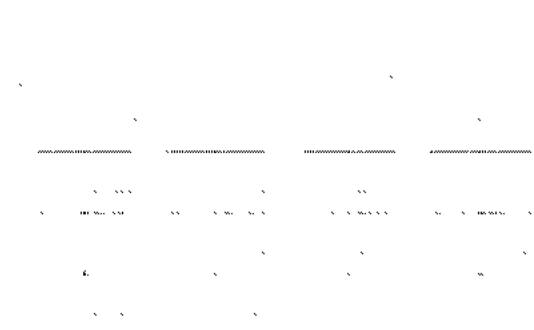


그림 16. 이산 웨이블릿 변환값.  
Fig. 16. DWT history(Case 5. abrupt maneuver).

다섯 번째 시뮬레이션은 항공기가 급격한 기동을 하지만 어떠한 센서에도 고장이 나지 않은 상황이다. 그림 15는 패리티식이 어떠한 고장 선언도 하지 않는다는 것을 보여준다. 물론 고장이 발생하지 않았기 때문에 패리티식의 판단은 정확하다고 할 수 있다. 그러나 그림 16에서 각 센서의 이산 웨이블릿 변환은 센서들이 건강한 상태임에도 불구하고 센서 1과 센서 4에서 고장을 선언하고 있음을 볼 수 있다. 이러한 사실은 패리티식 기법이 고장을 선언하고 경보를 발생하는데 있어서 웨이블릿 변환에 대하여 우선권을 가져야만 한다는 것을 보여주고 있다.

결론적으로 첫 번째부터 세 번째까지의 시뮬레이션은 본

논문에서 제안된 복합고장진단 기법의 효율성을 보여주고 있으며, 네 번째와 다섯 번째 시뮬레이션은 패러디식 기법이 이산 웨이블릿 변환 기법의 약점을 보완하고 있다는 것을 보이고 있다.

## VII. 결론

본 논문에서는 모델정보를 사용하지 않는 복합고장진단 기법이 제안되었다. 제안된 고장진단기법은 하드웨어 여분기반 기법과 신호처리에 기반을 둔 직렬감시기법의 약점을 서로 보완하고 있다. 제한된 수의 중첩 센서를 가지고 있는 시스템에 대하여 제안한 복합고장진단기법을 적용할 때 다양한 고장유형을 효과적으로 검출하고 분리할 수 있다. 또한, 동일 시간에 발생하는 다중 고장(multiple fault)에 대해서도 검출이 가능하다. 두 기법 모두 시스템의 수학적 모델을 사용하지 않는다는 장점을 가지고 있으므로, 수학적 모델이 상대적으로 부정확한 무인기 시스템에 적합한 고장진단 및 분리 알고리즘이라고 할 수 있다.

## 참고문헌

- [1] S. K. Yung, and D. W. Clarke, "Local sensor validation", *Measurement and Control*, vol. 22, no. 2, pp. 132-141, 1989.
- [2] R. N. Clark, P. M. Frank, and R. J. Patton, *Fault Diagnosis in Dynamic Systems: Theory and Applications*, Prentice Hall, New York, 1989.
- [3] R. J. Patton, P. M. Frank, and R. N. Clark, *Issues of Fault Diagnosis for Dynamic Systems*, Springer-Verlag, London, 2000.
- [4] Q. Zhang, and Y. Yan, "A wavelet-based approach to abrupt fault detection and diagnosis of sensors", *IEEE Trans. on Instrument and Measurement*, vol. 50, no. 5, pp. 1389-1393, 2001.
- [5] R. Isermann, and P. Ballé, "Trends in the application of model-based fault detection and diagnosis of technical processes", *Control Engineering Practice*, vol. 5, no. 5, pp. 709-719, 1997.
- [6] E. C. Larson, B. E. Parker Jr., and B. R. Clark, "Model-based sensor and actuator fault detection and isolation", *Proceedings of the American Control Conference*, Anchorage, AK, pp. 4215-4219, May 2002.
- [7] P. M. Frank, "Fault diagnosis in dynamic system using analytical and knowledge based redundancy-a survey and some new results", *Automatica*, vol. 26, no. 3, pp. 459-474, 1990.
- [8] R. J. Patton, "Robust model based fault diagnosis: the state of the art", *Proceedings of IFAC Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes*, Espoo, Finland, pp. 1-24, 1994.
- [9] R. Isermann, "Model based fault detection and diagnosis methods", *Control Engineering Practice*, vol. 5, no. 5, pp. 639-652, 1997.
- [10] I. Daubechies, *Ten Lectures on Wavelets*, SIAM, Philadelphia, 1992.
- [11] A. Bogges, and F. J. Narcowich, *A First Course in Wavelets with Fourier Analysis*, Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, 2001.
- [12] R. M. Rao and A. S. Bopardikar, *Wavelet Transforms*. Addison Wesley Longman, 1998.
- [13] X. Li, "Discrete wavelet transform for tool breakage monitoring", *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, vol. 39, no. 12, pp. 1935-1944, 1999.
- [14] J. D. Johnson, "Real-time identification of flutter boundaries using the discrete wavelet transform", *Journal of Guidance, Control, And Dynamics*, vol. 25, no. 2, pp. 334-339, 2002.
- [15] F. Botella, "A real-time earthquake detector with prefiltering by wavelets", *Computers and Geosciences*, vol. 29, no. 7, pp. 911-919, 2003.
- [16] S. Santoso, E. J. Powers, W. M. Grady, and P. Hofmann, "Power quality assessment via wavelet transform analysis", *IEEE transactions on Power Delivery*, vol. 11, no. 2, pp. 924-930, 1996.
- [17] S. Mallat, "A theory for multiresolution signal decomposition: the wavelet representation", *IEEE Transaction on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, vol. 11, no. 7, pp. 674-693, 1989.
- [18] M. Misiū, Y. Misiū, G. Oppenheim, and J-H Poggi, "Wavelet toolbox for use with MATLAB, user's guide version 2", *The Mathworks, Inc.*, pp. 6-62~6-65, 2002.



김승균

1978년 3월 3일생. 2002년 서울대 기계항공공학부 졸업. 현재 동대학원 석박사 통합 과정. 관심분야는 항공기 고장진단 및 무인기 비행제어 시스템 설계.



김유단

1960년 5월 5일생. 1983년 서울대 항공공학과 졸업. 동대학원 석사(1985년). 미국 텍사스 A&M 대학 항공우주공학 박사(1990년). 1992~현재 서울대학교 기계항공공학부 교수. 관심분야는 항공기 제어 시스템 설계, 위성체 및 발사체 유도제어 시스템 설계.