

고장 검출 필터를 사용한 항공기 터보팬 엔진 시스템의 고장 검출

Fault Detection of Aircraft Turbofan Engine System Using a Fault Detection Filter

배 준 형*

Junhyung Bae*

Abstract

A typical way to reduce the number of hardware redundancy configurations is to implement them as analytical techniques for detecting, identifying and accepting failures with micro-controller. In this paper, one of the analytical techniques, the fault detection filter, is applied to aircraft turbofan engine system. The fault detection filter is a special type of observer that has the advantage of being able to determine the location of failures by maintaining a constant direction in the output space in the event of a particular failure. We present a single input/output dynamic system modeling of air turbine system in turbofan engine, a fault detection filter design, and simulation results applying it. Simulation results show that fault detection can be effectively applied as a sensitivity effect to the directionality of the detection filter.

요 약

하드웨어 이중화 구성 수를 줄이는 대표적인 방법은 마이크로컨트롤러로 고장을 검출, 식별 및 수용을 위한 해석적 기법으로 구현하는 것이다. 본 논문에서는 해석적 기법 중 하나인 고장 검출 필터를 항공기 터보팬 엔진 시스템에 적용하였다. 고장 검출 필터는 특수한 형태의 관측기로서 특정한 고장 발생시 잔차가 출력 공간에서 일정한 방향을 유지함으로써 고장의 위치 판별이 가능한 장점이 있다. 이에 본 논문에서는 터보팬 엔진 내 공기 터빈 시스템의 단일 입출력 동적 시스템 모델링, 고장 검출 필터 설계 및 이를 적용한 모의실험 결과를 나타내었다. 모의실험 결과를 통해 고장 검출 필터가 갖는 방향성에 대한 민감성 효과로 고장 검출이 유효하게 적용될 수 있음을 보였다.

Key words : turbofan engine, fault detection filter, analytic redundancy method, air turbine system, FADEC

1. 서론

현재 항공기 터보팬 엔진은 엔진 성능과 효율을 높일 수 있는 전자식 컨트롤러로 개발되고 있다. 이로 인해 제어 시스템 내의 많은 센서, 액추에이

터, 전자 부품 등이 고장에 취약하다. 이러한 취약성으로 인해 컨트롤러는 내결함성, 즉 하나 또는 여러 구성 요소의 오작동을 포함하지만 고장 허용 기능을 수행할 수 있도록 설계되고 있다. 터빈 엔진과 같은 복잡한 시스템은 중요한 구성 요소를 중

* School of Electronic and Electrical Engineering, Daegu Catholic University

★ Corresponding author

E-mail : baejh80@cu.ac.kr, Tel : +82-53-850-2764

Manuscript received May. 14, 2021; revised Jun. 18, 2021; accepted Jun. 22, 2021.

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

복으로 설치하고, 구성 요소가 고장 났을 때 사용할 수 있는 백업 모드를 제공하며, 적절한 보상이 선택될 수 있도록 다양한 오작동 감지 및 식별 수단을 시스템에 통합함으로써 내결함성을 갖는다[1].

엔진 컨트롤러와 함께 제어 기법에 대한 분석 작업은 1970년대 초에 본격적으로 시작되었다. 통합 추진 제어 시스템 프로그램에서 전자식 흡입구/엔진 제어를 F-111E 항공기에 탑재하여 비행 시험을 하였다. 이 시스템은 센서 고장을 진단하고 실패한 측정치에 대한 교체 값을 추정하기 위해 단순한 정상 상태 엔진 모델을 사용하였다. 그러나 모델의 단순함 때문에 큰 크기의 고장만 제대로 식별할 수 있었다.

1970년대 중반, 미 해군은 통합 디지털 전자 제어(Full-Authority Digital Electronic Control, FADEC) 프로그램을 시작하였다. 여기에는 General Electric과 Pratt & Whitney Aircraft에서 계획한 수많은 액추에이터를 조절하는 비행 가능한 엔진 탑재 컨트롤러를 개발하기 위한 별도의 프로젝트가 포함되어 있었다. FADEC 프로그램과 동시에, 상태 공간 제어 이론을 Pratt & Whitney F100 터보팬의 제어 법칙 설계에 적용하려는 시도도 있었다. Pratt & Whitney F100 엔진은 후기 연소기가 장착된 터보팬 엔진이며 F-15 이글, F-16 파이팅 팰콘에 사용되었다. General Electric사의 FADEC은 고장 검출 및 식별을 위해 엔진의 동적 모델을 사용한 최초의 컨트롤러이다[2].

고장 검출은 동적 시스템에서 결함이라고도 하는 고장을 감지하는 프로세스를 말한다. 고장을 감지하는 방법에는 여러 가지가 있다. 가장 간단한 것은 불(Boolean) 로직을 사용하여 고정된 임계값을 보고 확인하는 것이다. 다른 방법으로는 퍼지 논리, 파라미터 추정, 전문가 시스템, 통계 분석 및 페리티 공간 방법 등이 있다[3-5].

기존에 터보제트 엔진 시스템의 고장 검출 및 진단을 위해 신경망 이론을 적용한 연구 사례가 있다[6]. 신경망 이론의 도입은 강인성과 적응성 문제를 해결하기에 적합하다고 볼 수는 있으나 모델의 정확도가 많은 실험데이터에 의존한다는 단점도 있다.

본 논문에서는 터보팬 엔진의 공기 터빈 시스템 고장 검출을 위한 고장 검출 필터를 설계하고 모의 실험을 수행하였다. 고장 검출 필터는 특정한 고장을 감지하도록 조정된 상태 추정기이다. 고장 검출

필터는 Beard와 Jones에 의해 각각 1971년, 1973년에 소개된 방법으로서 관측기를 설계하는데 있어서 고유 벡터를 특정한 고장의 발생 시 잔차가 출력 공간에서 일정한 방향으로만 나타나도록 해주는 기법이다[7, 8]. 이 기법은 하나의 필터를 설계하여 다수의 고장 개소를 판별할 수 있어 다수의 고장을 판별하기 위해 각각의 고장에 따른 관측기를 설계하여 적용하는 방법에 비해 구성이 간단하고 고장 검출 시스템의 복잡도 및 시스템 자원 사용 요구를 줄일 수 있다는 장점이 있다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서 고장 검출 필터의 이론과 필터를 설계하는 절차에 대하여 설명한다. 3장에서 터보팬 엔진의 단일 입출력 공기 터빈 시스템을 모델링하고 설계한 고장 검출 필터를 적용하였다. 4장에서 이에 대한 모의실험을 수행하고 고장 검출 필터의 유효성을 보였다.

II. 고장 검출 필터

1. 고장 검출 필터 이론

가장 단순한 고장 검출 방법은 두 가지 유사한 구성 요소의 성능을 비교하는 것이다. 즉 두 구성 요소의 불일치는 고장을 나타낸다. 두 가지 중 어느 것이 고장이 발생하였는지 각각을 세 번째 구성 요소와 비교하여 확인한다. 이러한 투표(voting) 절차 기법은 간단하지만 삼중화는 비용이 많이 들고 무겁거나 부피가 클 수 있다. 임베디드 컴퓨터의 출현으로 시스템 내 구성 요소의 동작을 컴퓨터 계산값으로 대체하는 고장 검출 및 식별이 실현가능하게 되었다. 그 중에는 센서, 액추에이터 및 시스템의 동적 요소를 포함한 다양한 구성 요소를 동시에 모니터링하는 기법인 고장 검출 필터가 있다.

고장 검출 필터는 시스템의 선형 동적 모델을 통합하고 시스템의 성능을 모델의 예측과 비교한다.

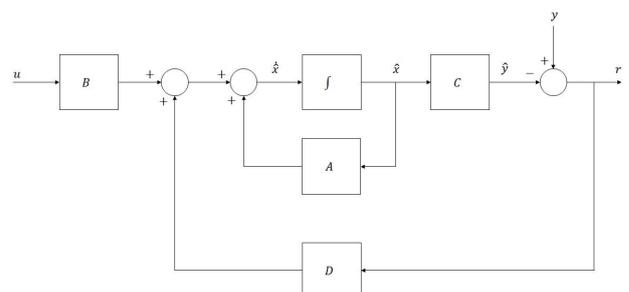


Fig. 1. Block Diagram of Fault Detection Filter.
그림 1. 고장 검출 필터 블록 다이어그램

그림 1은 고장 검출 필터의 블록 다이어그램이다. 모델은 시스템과 동일한 제어 입력을 받으므로 모델의 출력은 일반적으로 시스템의 출력과 일치한다. 그러나 센서, 액추에이터 또는 동적 구성 요소 중 어느 구성 요소가 고장이 나면 작동을 중단하고 고장을 표시한다.

기준 모델은 일반적으로 고장 검출에 사용되며, 검출 필터가 다른 기법과 구별되는 점은 고장 구성 요소를 식별하는 방법이다. 모델의 예측값과 시스템 측정값 간의 차이인 잔차는 특정 잔차 또는 잔차의 특정 조합이 나타나는 방식으로 모델이 특정한 불일치에 반응하도록 하는 방식으로 모델의 입력에 다시 공급된다. 특정 잔차 또는 잔차의 조합은 고장 성분에 해당한다. 즉, 검출 필터에 의해 모니터링되는 성분 중 하나가 고장이 나면 가능한 모든 잔차를 구성하는 벡터 공간이 한 방향으로 고정되는 방식으로 모델을 통해 다시 필터링된다. 잔차 벡터의 방향은 고장 성분에 해당하지만 고유하지 않은 경우도 있다. 대부분의 경우 방향은 고장 방식과는 무관하므로 검출 필터를 설계할 때 수많은 고장 모드를 가정할 필요가 없다. 이러한 점과 잔차 벡터의 단방향 특성이 고장 검출 필터의 이점이다.

고장 검출 필터의 구조는 칼만 필터 또는 관측기의 구조와 유사하지만 피드백 이득 행렬은 현저하게 다르다. 예를 들어 칼만 필터는 시스템 상태의 추정치를 최적화하기 위해 노이즈가 포함된 측정과 시스템 모델과의 관계를 사용한다. 그러나 고장 검출 필터는 측정의 예측을 서로 분리하기 위해 모델 관계를 사용하고 고장은 잔차를 생성하며 이 잔차는 필터를 통해 전파되지 않는다. 칼만 필터는 구성 요소가 오작동할 때 잔차를 생성하지만, 이 잔차는 보통 한 방향으로 고정되지 않는다. 또한 칼만 필터는 최적의 상태 추정기로서 원인에 관계없이 모든 잔차를 억제한다. 반면에 고장 검출 필터는 잔차가 많이 감쇠되도록 설계하지 않으며 이 잔차를 한 방향으로 고정하여 고장으로 생성된 잔차를 강조한다.

고장 검출 필터는 상태 추정기로도 사용될 수 있지만 고장 검출에 대한 요구 사항 때문에 최적 필터가 될 필요는 없다. 그러나 고장 검출 필터는 고장이 발생한 후에도 단방향 고장 시그니처에 관련되지 않은 추정치가 정확성을 유지한다. 또한 고장 식별 후 적절한 보상이 이루어지면 고장 검출 필터

는 정상적으로 작동을 재개한다. 예를 들어, 고장 센서를 분리하면 고장 시그니처가 제거된다. 그러면 손실된 측정치에 대한 필터의 추정치를 해당 측정치로 대체할 수 있다.

2. 고장 검출 필터의 구조

고장 검출 필터에 의해 모니터링되는 모든 시스템은 관측 가능한 역학을 가진 선형 시불변 모델로 표현 가능해야 한다. 여기에서는 연속적인 측정과 입력이 있는 시스템만 고려한다.

우리는 다음과 같은 선형 방정식으로 시스템을 표현한다.

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

벡터 x 는 상태 변수로 구성되며, u 는 제어 입력 벡터이며, y 는 측정 벡터이다. x 의 차원은 n , u 의 차원은 1, y 의 차원은 m 이다. 행렬 $\{A, B, C\}$ 은 시스템의 특성을 나타낸다. 이 표현은 그림 3과 같은 방법으로 고장 검출 필터 내의 기준 모델로 통합된다. 고장 검출 필터의 상태 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= A\hat{x}(t) + Bu(t) + D(y(t) - \hat{y}(t)) \\ \hat{y}(t) &= C\hat{x}(t) \end{aligned} \tag{2}$$

여기서 \hat{x} 는 기준 모델의 상태, \hat{y} 는 예측 측정 벡터이다.

잔차 벡터는 측정값과 모델의 측정값에 대한 예측 간의 차이로 구성된 벡터이다.

$$r(t) = y(t) - \hat{y}(t) \tag{3}$$

r 의 요소는 고장 검출 및 식별에 사용되는 관측량이다. 우리는 모델의 상태 예측을 나타내기 위해 또 다른 벡터 q 를 정의한다.

$$q(t) = x(t) - \hat{x}(t) \tag{4}$$

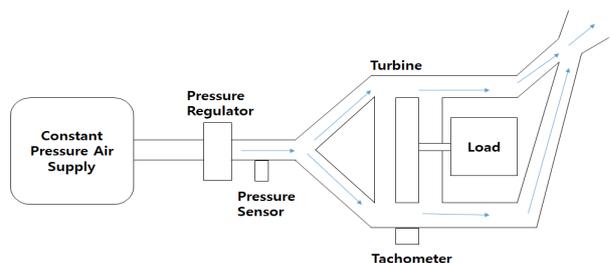


Fig. 2. Air Turbine System.
그림 2. 공기 터빈 시스템

식 (1)~(4)을 사용하여 잔차 r 의 동작을 확인할 수 있다. 식 (4)을 미분하면 다음과 같다.

$$\dot{q}(t) = \dot{x}(t) - \dot{\hat{x}}(t) \tag{5}$$

식 (1) 및 (2)를 식 (5)에 대입하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{q} &= (Ax + Bu) - (A\hat{x} + Bu + D(y - \hat{y})) \\ &= A(x - \hat{x}) - D(y - \hat{y}) \\ &= A(x - \hat{x}) - DC(x - \hat{x}) \\ &= (A - DC)(x - \hat{x}) \end{aligned}$$

마지막으로 정리하면,

$$\begin{aligned} \dot{q}(t) &= (A - DC)q(t) \\ r(t) &= Cq(t) \end{aligned} \tag{6}$$

A, B, C 가 시스템이 정상적으로 작동 중일 때 시스템을 정확하게 표현한다고 가정하면 식 (6)은 고장이 없을 경우에 항상 유효하다.

피드백 행렬 D 를 적절하게 선택하는 것이 고장 검출 필터 설계의 목적이다. 한 가지 조건은 부정확한 초기 조건 또는 거짓 노이즈에 의해 유입된 편차 q 가 소멸되어 정확한 추적이 가능하도록 하는 것이다. 또 다른 하나는 시스템의 선택된 여러 구성 요소 중 하나에 고장이 발생하면 잔차 공간에서 특정 시불변 방향을 갖는 잔차가 나타난다는 것이다. 선택적 요구 사항은 센서 고장으로 인한 잔차를 잔차 공간의 고유한 평면에 국한하는 것이다. 고장 검출 필터의 특징은 이러한 요구 사항이 호환되며 다양한 구성 요소에서 나오는 잔차의 방향이 고장이 발생하는 방식과 무관하다는 것이다.

III. 공기 터빈 시스템

그림 2은 공기 터빈 시스템을 보여준다. 이 시스템은 정압 급기, 압력 레귤레이터(pressure regulator), 소형 고속 터빈으로 구성되어 있다. 이것은 일정한 압력의 공기를 공급한다. 급기, 압력 레귤레이터로부터 밸브를 제어하여 터빈의 속도를 제어할 수 있다. 공기는 터빈 블레이드를 통과한다. 제어 장치는 부하 변동을 처리하기 위해 공기압을 조절해야 한다. 압력 레귤레이터의 센서로 밸브의 다운스트림 공기압 p 를 측정하고 타코미터로 터빈의 회전 속도 ω 를 측정한다.

압력 레귤레이터와 터빈은 그림 3의 블록 다이어

그램에 표시된 것처럼 선형 1차 메커니즘으로 모델링된다. 레귤레이터와 터빈의 이득은 K_p 와 K_t , 이들의 시상수 이득 τ_p 과 τ_t 로 표현되는 2차 시스템 전달 함수는

$$\frac{N(s)}{u(s)} = \frac{K_p}{\tau_p s + 1} \cdot \frac{K_t}{\tau_t s + 1} \tag{7}$$

여기서 N 은 터빈의 속도, u 는 압력 레귤레이터에 대한 제어 입력을 나타낸다. 레귤레이터 다운스트림의 총 압력 P 는 시스템이 평형 상태에 있을 때 K_p 와 u 의 곱과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{P} &= 1/\tau_p (K_p u - P) \\ \dot{N} &= 1/\tau_t (K_t P - N) \end{aligned} \tag{8}$$

상태 벡터로 $[P, N]$ 를 정의하면 식 (8)을 단일 행렬 식으로 표현할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{N} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1/\tau_p & 0 \\ K_t/\tau_t & -1/\tau_t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_p/\tau_p \\ 0 \end{bmatrix} u \tag{9}$$

추정 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} P_0 \\ N_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ N \end{bmatrix} \tag{10}$$

P_0, N_0 은 센서의 출력을 나타낸다. 여기서 두 센서 출력은 P 와 N 의 측정값이다.

최종적으로 다음 형식의 선형 필터를 구성한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{P}} \\ \dot{\hat{N}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1/\tau_p & 0 \\ K_t/\tau_t & -1/\tau_t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{P} \\ \hat{N} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} \\ d_{21} & d_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_0 - \hat{P}_0 \\ N_0 - \hat{N}_0 \end{bmatrix} \tag{11}$$

필터에 의해 생성된 잔차 벡터는 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} r_p \\ r_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_0 - \hat{P}_0 \\ N_0 - \hat{N}_0 \end{bmatrix} \tag{12}$$

다음과 같이 d_{11}, d_{12}, d_{21} 을 선택할 경우 이 선형 필터는 고장 검출 필터가 된다.

1. 필터는 항상 안정적이다.
2. 압력 레귤레이터가 오작동하는 경우 \hat{P}_0 및 P_0 간에는 불일치가 나타나지만 \hat{N}_0 및 N_0 간에는 불일치가 나타나지 않는다.
3. 터빈이 오작동하는 경우, (예를 들어 일부 터빈 블레이드의 손상으로 인한 효율의 빠른 감

소) \hat{N}_0 및 N_0 간에 불일치가 나타나지만 \hat{P}_0 및 P_0 간에는 불일치가 나타나지 않는다.

조건 1에서 d_{11} 및 d_{22} 에 대해 하한선을 설정하고 조건 2, 3에서 d_{12} 과 d_{21} 에 대한 고정값을 규정한다. 다음의 검사를 통해 D 를 확인할 수 있다. 원하는 대로 지정할 수 있는 두 개의 시상수 τ_1 와 τ_2 를 놓자. 방정식에서 다음과 같이 D 를 선택한다고 가정하자.

$$D = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} \\ d_{21} & d_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1/\tau_p + 1/\tau_1 & 0 \\ K_t/\tau_t & -1/\tau_t + 1/\tau_2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

이제 필터의 안정성에 대해 τ_1 과 τ_2 가 어떤 영향을 미치는지 알아보자. 식 (13)을 식 (11)의 D 에 대입하면 필터의 출력은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{P}} &= -1/\tau_p \cdot \hat{P} + K_p/\tau_p \cdot u + (-1/\tau_p + 1/\tau_1)(P_0 - \hat{P}_0) \\ \dot{\hat{N}} &= K_t/\tau_t \cdot \hat{P} - 1/\tau_t \cdot \hat{N} + K_t/\tau_t \cdot (P_0 - \hat{P}_0) \\ &\quad + (-1/\tau_t + 1/\tau_2)(N_0 - \hat{N}_0) \end{aligned} \quad (14)$$

$\hat{P}_0 = \hat{P}$ 와 $\hat{N}_0 = \hat{N}$ 이라 하면 이 방정식은 다음과 같이 정리된다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{P}} &= -1/\tau_1 \cdot \hat{P} + K_p/\tau_p \cdot u + (-1/\tau_p + 1/\tau_1)P_0 \\ \dot{\hat{N}} &= K_t/\tau_t \cdot \hat{P} - 1/\tau_2 \cdot \hat{N} + (-1/\tau_t + 1/\tau_2)N_0 \end{aligned} \quad (15)$$

잔차 r_P 과 r_N 은 다음과 같이 동작한다.

$$\begin{aligned} \dot{r}_P &= (\dot{P}_0 - \dot{\hat{P}}_0) = (\dot{P} - \dot{\hat{P}}) = -1/\tau_1(P - \hat{P}) = -1/\tau_1 \cdot r_P \\ \dot{r}_N &= (\dot{N}_0 - \dot{\hat{N}}_0) = (\dot{N} - \dot{\hat{N}}) = -1/\tau_2(N - \hat{N}) = -1/\tau_2 \cdot r_N \end{aligned} \quad (16)$$

따라서 τ_1 과 τ_2 는 r_P 및 r_N 의 시간 반응과 관련된 시상수이다. 따라서 필터가 안정적이려면 양수이어야 한다. 이의 크기는 과도 잔차의 감소율을 나타내며, 오동작 또는 기준 모델과 시스템 간의 불일치로 인한 정상 상태 잔차의 크기를 조절한다.

식 (16)은 (12)과 같다. 실제로 $-1/\tau_1$ 과 $-1/\tau_2$ 는 $[A-DC]$ 의 고유값이다. 레귤레이터 고장에 의해 생성된 잔차 r_P 는 모델을 통해 전과되지 않고 r_N 은 0이 되지 않으며 반대로 터빈 오작동에 의해 야기된 r_N 은 r_P 에 영향을 미치지 않는다.

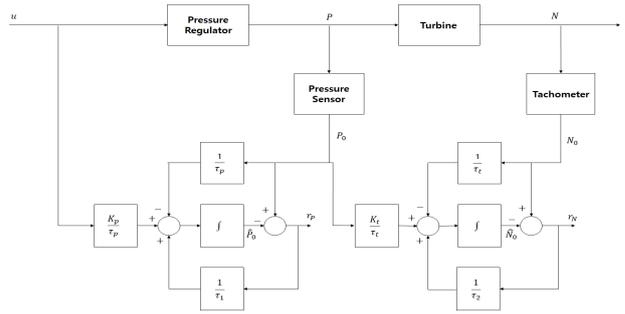


Fig. 3. Block Diagram of Air Turbine System with Fault Detection Filter.

그림 3. 공기 터빈 시스템과 고장 검출 필터 블록 다이어그램

IV. 모의실험 결과

이 장에서는 터보팬 엔진의 공기 터빈 시스템의 고장 상황을 모사하고 고장 검출 필터의 유효성을 보인다. 공기 터빈 시스템과 고장 검출 필터를 MATLAB으로 구현하고 시뮬레이션하였다.

그림 4는 압력 레귤레이터 제어 입력($u=100$)에 대한 응답과 잔차를 보여준다. 그림 5는 타코미터 출력과 잔차이다. 터빈 시상수 τ_1, τ_2 를 각각 0.3으로 설정하였다. 압력 레귤레이터 응답에 비해 터빈 속도 응답이 지연되고 있음을 확인할 수 있다. 그림 4와 5는 고장이 없는 상태이기 때문에 잔차가 0에 가까운 매우 작은 값을 확인할 수 있다.

그림 6에서 압력 레귤레이터에 고장이 나면 잔차가 0이 아님을 확인할 수 있다. 또한 그림 7에서 압력 레귤레이터는 정상적으로 작동하지만 타코미터가 정상적으로 작동하지 않으면 잔차가 0이 아님을 확인할 수 있다. 잔차 정보는 고장 상태임을 분명히 보여주고 있다.

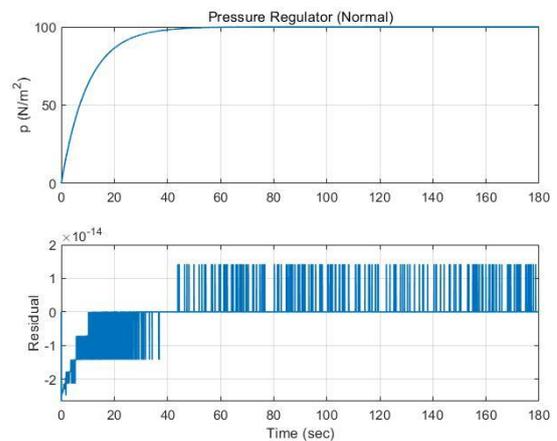


Fig. 4. Pressure Regulator Output and Residual Error (Normal).
그림 4. 압력 레귤레이터 출력과 잔차(정상 상태)

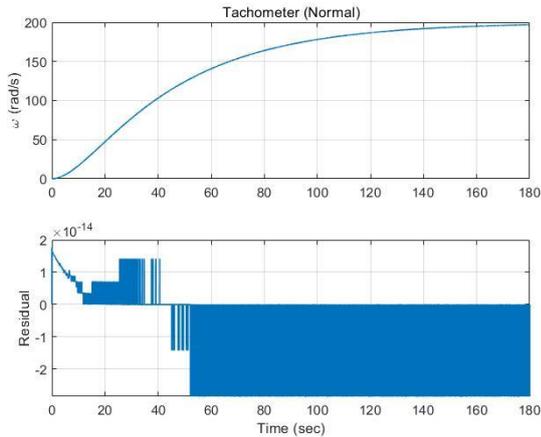


Fig. 5. Tachometer Output and Residual Error (Normal).
그림 5. 타코미터 출력과 잔차(정상 상태)

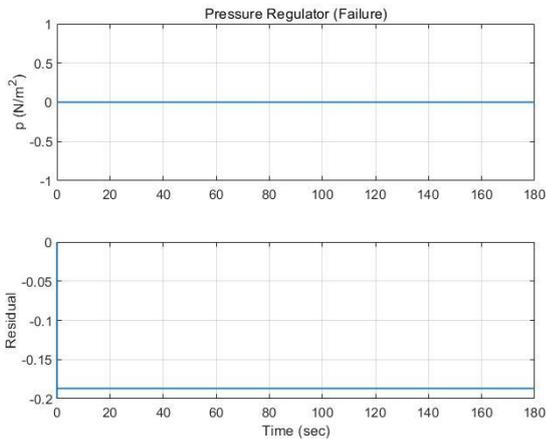


Fig. 6. Pressure Regulator Output and Residual Error (Failure).
그림 6. 압력 레귤레이터 출력과 잔차(고장 시)

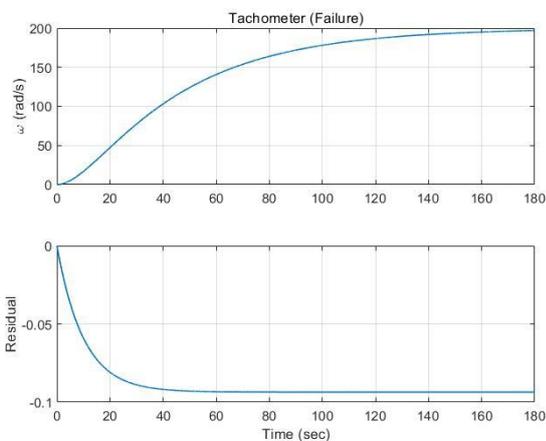


Fig. 7. Tachometer Output and Residual Error (Failure).
그림 7. 타코미터 출력과 잔차(고장 시)

V. 결론

본 논문에서는 항공기 터보팬 엔진의 공기 터빈 시스템의 고장을 효과적으로 감지하기 위해 고장 검출 필터를 설계하였다. 공기 터빈 시스템을 단일 입출력 시스템으로 모델링하고 압력 레귤레이터 센서, 타코미터 출력과 고장 검출 필터 출력을 비교하여 고장의 유무 결과를 보임으로써 설계된 고장 검출 필터의 유효성을 보였다. 하지만 실제 전체 터보팬 엔진과 같은 복잡한 시스템에 대해서 이렇게 필터를 간단하게 설계할 수는 없다. 다중 입출력, 교차 결합 상태 변수로 인하여 고장 검출 필터 이론에 입각한 새로운 해석적 방법이 필요하다. 또한 복잡한 터보팬 엔진 시스템의 신뢰성을 더욱 향상시키기 위해 모델 기반 고장 검출에 기계 학습이나 딥 러닝과 같은 인공 지능 또는 데이터 주도 기반의 기법을 도입할 수 있다[9, 10]. 향후 이러한 연구를 수행할 계획이다.

References

[1] T. Kobayashi, and D.L. Simon, "Application of a Bank of Kalman Filters for Aircraft Engine Fault Diagnostics," NASA/TM-2003-212526, 2003. DOI: 10.1115/GT2003-38550

[2] Won Choi, Jae Ho You, Il Woo Lee, "The Performance Modeling of a Low Bypass Turbofan Engine for Supersonic Aircraft," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol.14, No.6, pp.79-88, 2010. DOI: 10.5139/JKSAS.2010.39.3.269

[3] J. K. Kim, T. G. Chang, "Application of The Fault Detection Filter For Dynamics Failure Detection," *Conference of The Institute of Electronics and Information Engineers*, pp.55-58, 2001.

[4] S. J. Cho, D. H. Kim, Y. D. Kim, "A Study on the Robust Fault Detection Filter for Aircraft via Eigenstructure Assignment," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 24, No.4, pp.126-134, 1996. DOI: 10.2514/3.11413

[5] Min-Kee Park, "Actuator Fault Detection and Isolation Method for a Hexacopter," *Journal of*

IKEEE, Vol.23 No.1, pp.266-272, 2019.

DOI: 10.7471/ikeee.2019.23.1.266

[6] Kim. Jong-Sun, Lee. Kang-Woong, Kim. Jin-Gon, Boo. Joon-Hong, Yoo., "Sensor Fault Detection and Isolation of a Turbojet Engine Using Neural Network," *Journal of advanced navigation technology*, Vol.3, No.1, pp.32-43, 1999.

[7] R. V. Beard, "Failure accommodation in linear systems through self-reorganization," *Dept. MVT-71-1 Man Vehicle Lab., Cambridge*, 1971.

[8] H. L. Jones, "Failure detection in linear systems", Ph.D. dissertation, MIT, Cambridge, 1973.

[9] Yuri Yun, Seokgoo Kim, Seong Hee Cho and Joo-Ho Choi, "Neural Network based Aircraft Engine Health Management using C-MAPSS Data," *Journal of aerospace system engineering*, Vol.13, No.6, pp.17-25, 2019.

DOI: 10.20910/JASE.2019.13.6.17

[10] C. Peng, Y. Chen, Q. Chen, Z. Tang, L. Li, and W. Gui, "A Remaining Useful Life Prognosis of Turbofan Engine Using Temporal and Spatial Feature Fusion," *Sensors*, Vol.21, pp.418, 2021.

DOI: 10.3390/s21020418

BIOGRAPHY

Junhyung Bae (Member)



2004 : BS degree in Electronic Engineering and Avionics, Korea Aerospace University.

2006 : MS degree in Electrical Engineering, Hanyang University.

2017 : PhD degree in Information and Communication Engineering, DGIST.

2006~2010 : Researcher, DGIST.

2011 : Senior Researcher, Samsung Thales.

2017 : Postdoc., DGIST

2017~2020 : Senior Researcher, Korea Aerospace Industries.

2020~Current : Assistant Professor, School of Electronic and Electrical Engineering, Daegu Catholic University.