

## 다중 트림 상태를 고려한 소형 터보샤프트 엔진의 센서 고장 검출

성상만\* · 이인석\*\* · 유 혁\*\*\*

### Sensor Fault Detection for Small Turboshaft Engine Considering Multiple Trim Conditions

Sang Man Seong\* · Ihnseok Rhee\*\* · Hyeok Ryu\*\*\*

#### ABSTRACT

A sensor fault detection method for small turbo shaft engine considering multiple trim conditions is proposed. This engine is used in a helicopter. Firstly, under multiple trim conditions, we derive the linearized models from a nonlinear model which includes engine, rotor and feedback control loop. As a fault detection method, we adopt the Kalman filter based method. To keep continuity of estimates between the changes of trim conditions, we reconfigure the initial values of state variables at trim changes. We detect the faults with two steps that when the first filter does not alarm the faults for some sensors, the second filter is runned for other sensor. Via some simulations we show that the proposed method works well under multiple trim conditions.

#### 초 록

다중 트림 상태에서 헬리콥터용 소형 터보샤프트 엔진에 부착된 센서의 고장을 검출하기 위한 방법을 제시한다. 먼저 헬리콥터의 엔진, 로터, 피드백(feedback) 제어루프가 포함된 비선형 모델을 구하고 다중 트림 상태에서의 선형 모델을 추출하였다. 고장 검출 방법은 칼만필터에 기반한 방법을 채용하였는데 트림 상태가 변화할 때에 필터의 추정값이 연속적으로 변화하도록 상태변수 초기값을 재구성하였다. 또한 어떠한 센서가 고장이 일어났는지 구분할 수 있도록 어떤 센서의 고장을 검출한 다음 문제가 없는 경우 다음 센서의 고장 검출을 수행하는 단계적인 방법을 사용하였다. 시뮬레이션을 통하여 제시한 방법이 다중 트림 상태에서 각 센서의 고장을 잘 검출함을 보였다.

Key Words: Fault Detection(고장 검출), Small Turbo Shaft Engine(소형 터보샤프트 엔진), Sensor Fault(센서 고장), Multi Trim Conditions(다중 트림 조건), Kalman Filter(칼만필터)

\* 한국기술교육대학교  
연락처, E-mail: ssman@kut.ac.kr

\*\* 한국기술교육대학교

\*\*\* 한국항공우주연구원

## 1. 서 론

헬리콥터에 사용되는 소형 터보샤프트 엔진에 대한 고장 검출은 항공기의 손실을 최소화하기 위하여 반드시 필요한 부분이다. 고장 검출 기법은 크게 하드웨어 여분을 이용하는 방식과 해석적인 여분을 이용하는 방식으로 나눌 수 있다. 3중이상의 채널을 갖는 시스템에서는 하드웨어적인 방법으로 고장을 검출할 수 있으나, 2중 채널 이하로 구성된 시스템에서는 시스템의 고장을 해석적으로 판단하게 된다. 본 논문에서 대상으로 하는 엔진 시스템은 2중 채널로 구성되어 있으므로 해석적 기법에 의해 고장을 검출하여야 한다. 대표적인 해석적 고장 검출 기법은 크게 패리티 기법, 계수 추정기법, 관측기 기반 기법으로 나눌 수 있다[1][2].

관측기 기반 기법의 하나로 칼만필터에 의한 방법을 들 수 있는데 이를 사용하기 위해서는 비선형 시스템을 트림 상태에서 선형화하여야 한다. 그런데 헬리콥터는 광범위한 조건에서 동작하므로 트림 상태는 하나가 아니라 다수가 된다. 따라서 실제 적용을 위해서는 고장 검출도 다중의 트림 상태를 고려하여야만 한다. 본 논문에서는 다중 트림 상태에서 소형 터보샤프트 엔진에 부착된 센서의 고장을 검출하는 방법을 제안한다.

## 2. 다중 트림상태에서의 모델 선형화

본 논문에서 대상으로 하는 헬리콥터는 UH-60 모델로 T-700-GE-700 소형 터보샤프트 엔진을 채택하고 있다. 헬리콥터의 전체 시스템은 엔진, 로터, 피드백 제어 부분으로 나눌 수 있다. Figure 1과 같이 엔진의 동력터빈 회전수  $N_P$  (rpm) 및 회전가속도  $\dot{N}_P$ 가 기어박스를 통하여 주로터에 전달된다. 이 때 주 로터가 회전각속도  $\Omega_{mr}$  (rad/sec)과 회전각가속도,  $\dot{\Omega}_{mr}$ 로 회전하기 위해 필요한 로터의 토크가 엔진의 부하  $Q_{req}$  (lbf-ft)로서 작용한다. 엔진 토크는 연료유량

$W_f$  (lbm/sec)로 로터의 부하는 컬렉티브피치각  $\theta_{col}$ 로 제어한다. 엔진과 주 로터의 비선형모델은 각각 참고문헌 [3]과 [4]에서 제시된 것을 사용하였으며 SIMULINK블록으로 구현되었다.

칼만 필터를 이용한 고장 검출을 위해서는 트림 상태에서 선형화를 하여야 한다. 헬리콥터에서는 로터회전수가 설계회전속도로 유지되도록 제어되므로 트림상태에서는 로터를 회전시키는 동력터빈의 회전수는 설계 값으로 유지된다. 트림에서 동력터빈 회전수는 주 로터 회전 속력 설계값이  $\Omega_T$ (rad/sec)라면 기어비가  $n_e$  라면  $N_P = \frac{60}{2\pi} n_e \Omega_T$ 이다. 가스발생기 터빈의 회전수  $N_G$ (rpm)가 주어졌을 때 이를 만족시키는 엔진의 트림조건은 비선형모델에 대해 SIMULINK를 사용하여 쉽게 구할 수 있다. 선형모델 유도에 대해서는 참고문헌 [5]를 참조하기 바라며 여기서는 결과만 제시한다.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (1)$$

여기서  $\mathbf{x} = [\Delta N_P \ \Delta N_G]^T$  이고  $\mathbf{u} = [\Delta W_f \ \Delta \theta_{col}]^T$  이다. 특이한 사항은  $\Delta N_G$ 는 상태변수  $\Delta N_P$ 와 입력  $\Delta \theta_{col}$ 에 무관하여 Eq. 1의 행렬이 다음과 같이 된다는 점이다.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ 0 & a_{22} \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

측정식은 다음과 같다.

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} \quad (3)$$

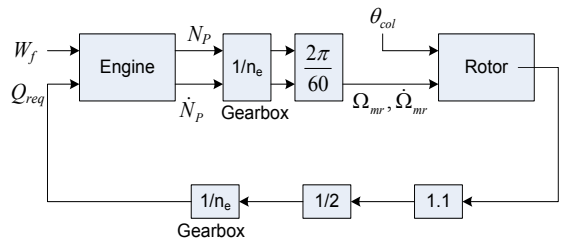


Fig. 1 엔진과 로터의 상호작용

여기에서  $y = [\overline{\Delta N_P} \ \overline{\Delta N_G} \ \Delta P_3 \ \Delta T_{45}]^T$ 이며  $\overline{\Delta N_P}$ ,  $\overline{\Delta N_G}$ 는 % 단위로 나타낸 회전수를 의미한다.  $P_3$ 는 엔진 3 부분에서의 전체 압력(psi),  $T_{45}$ 는 4.5 부분에서의 온도(degR)을 의미한다. 측정식에서도  $\overline{\Delta N_P}$ 는 상태변수  $\Delta N_P$ 에만 의존하며  $\overline{\Delta N_G}$ ,  $\Delta P_3$ ,  $\Delta T_{45}$ 는 상태변수  $\Delta N_G$ 에만 의존하여 행렬  $C$ 가 다음과 같은 형태를 가진다는 특징이 있다.

$$C = \begin{bmatrix} c_{11} & 0 \\ 0 & c_{22} \\ 0 & c_{32} \\ 0 & c_{42} \end{bmatrix} \quad (4)$$

다중 트립 조건을 고려하기 위하여 총 8가지의 트립 조건에서 선형모델을 구하였다. 이때 기준이 되는 가스발생기 터빈의 회전수(단위 %)는 86%~100% 구간을 2%씩 차이를 두어 정하였다.

### 3. 센서 고장 검출을 위한 칼만필터 구성

트립 조건에서 구한 선형모델로서 칼만필터를 구성한다. Equation 2와 4에서 알 수 있듯이  $\Delta N_G$ 는 따로 분리하여 생각할 수 있기 때문에 필터를  $\Delta N_G$ 와 관련된 부분과  $\Delta N_P$ 로 관련된 부분의 2단계로 구성한다. 먼저  $\Delta N_G$ 에 대한 모델식은 다음과 같다.

$$\Delta \dot{N}_G = a_{22} \Delta N_G + b_{21} \Delta W_f \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \overline{\Delta N_G} \\ \overline{\Delta P_3} \\ \overline{\Delta T_{45}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{22} \\ c_{32} \\ c_{42} \end{bmatrix} \Delta N_G + D u \quad (6)$$

트립 상태가 변함에 따라 Eq. (5) 및 (6)의 각 행렬들도 변하게 된다. 이 경우 상태변수의 급격한 변화를 방지하기 위해서는 다음 트립 상태에 적합한 상태변수 초기 조건을 다시 설정하여야 한다. 트립 상태가 변할 때에도 트립조건 및 미

소변이값의 합은 같므로 이를 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\Delta N_G^{present} + N_{G\_trim}^{present} = \Delta N_G^{next} + N_{G\_trim}^{next} \quad (7)$$

위 식에서 "present" 및 "next"는 트립 상태의 현재 및 다음을 의미하고 "trim"은 각 트립 조건을 의미한다. 그러면 다음 트립 상태의 초기 조건은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\Delta N_G^{next} = \Delta N_G^{present} + N_{G\_trim}^{next} - N_{G\_trim}^{present} \quad (8)$$

Equation 5 및 6을 모델식으로 하는 칼만필터의 잔차(residual)를 시간에 따라 계산하면 고장이 발생한 순간 잔차가 매우 커짐을 알 수 있다. Equation 6과 같은 측정식에서는  $N_G$ ,  $P_3$ ,  $T_{45}$  센서의 고장을 각각 분리해 낼 수 있다.

첫 번째 필터에서 가스발생기 회전수 센서에 고장이 발생하지 않았다고 판단되면  $\Delta N_G$ 를 입력으로 하여  $\Delta N_P$ 와 관련된 두 번째 필터를 구성할 수 있다. 필터 구성을 위해 먼저  $N_P$ 가 되먹임되어 연료유동  $W_f$ 를 결정하는 부분에 대한 모델식을 세운다. 본 논문에서는 다음과 같은 PI 제어기 형태를 사용하였다.

$$\Delta W_f = (K_P + \frac{K_I}{s}) \Delta N_P \quad (9)$$

따라서 두 번째 필터 식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{N}_P \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} - K_P b_{11} & b_{11} \\ -K_I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta N_P \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_{12} & b_{12} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta N_G \\ \Delta \theta_{col} \end{bmatrix} \quad (10)$$

여기에서  $x_2$ 는 제어기 부분을 모델링하기 위한 중간 변수이다.

### 4. 시뮬레이션

시뮬레이션에 사용된 컬렉티브 피치각 파형은 Fig. 2에 나타내었다. 그림의 파형은 유지하고

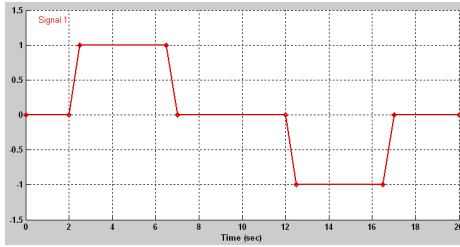


Fig. 2 입력 컬렉티브 피치각 파형

그 크기는 이득을 곱하여 최대 +/- 3 deg를 인가하였다. 고장은 10초가 되는 순간  $N_G$  센서에 10% 오차가 인가되도록 하였다. Figure 3과 같이 필터의 잔차를 보면  $N_G$ 만 급격히 증가하여 제안한 방법이 잘 동작함을 알 수 있다.  $N_G$  뿐만 아니라 다른 센서의 고장들에서도 잘 동작함을 확인 할 수 있었다.

## 5. 결 론

다중 트림 상태에서 헬리콥터용 소형 터보샤프트 엔진에 부착된 센서의 고장을 검출하기 위한 방법을 제시하였다. 피드백 제어가 포함된 비선형 모델에서 다중 트림 상태에서의 선형 모델을 추출하였다. 칼만필터에 기반한 방법을 채용하여 고장을 검출하였는데 트림 상태가 변화할 때에 초기값 재구성의 방법으로 필터의 추정값의 연속성을 유지하였다. 또한 고장 센서의 분리를 위하여 2단계의 필터를 사용하였다. 시뮬레이션을 통하여 제시한 방법이 다중 트림 상태에서 각 센서의 고장을 잘 검출함을 확인하였다.

## 후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 위탁 연구결과 중 일부임.

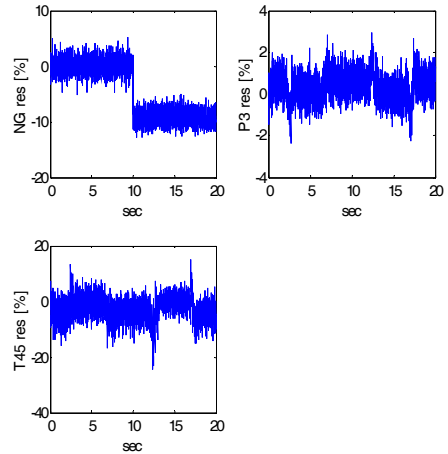


Fig. 3  $N_G$  10% 오차에 대한 잔차

## 참 고 문 헌

1. R. Isermann, "Model-based fault detection and diagnosis - status and applications," IFAC, Symposium on Automatic control in Aerospace 2004
2. E. Cinquemani and M. Micheli, "State Estimation in Stochastic Hybrid Systems With Sparse Observations," IEEE Trans. Autom. Control, vol. 51, no. 8, pp.1337 - 1342, August 2006.
3. M. G. Ballin, "A High Fidelity Real-Time Simulation of a Small Turboshaft Engine," NASA TM 100991, 1988.
4. J. J. Howlett, "UH-60A Black Hawk Engineering Simulation Program: Vol. I - Mathematical Model," NASA CR 166309, 1981.
5. 이인석, 정상만, 유혁, "헬리콥터 로터/엔진 복합모델의 선형화", CASS2008, 서울, 2008 10.14