

무향칼만필터와 연속확률비 평가를 이용한 무인기용 소형제트엔진의 결함탐지

한동주[†]

극동대학교 항공정비학과

Fault Detection of Small Turbojet Engine for UAV Using Unscented Kalman Filter and Sequential Probability Ratio Test

Dong Ju Han[†]

Dept. of Aircraft Maintenance Engineering, Kukdong University

Abstract

A study is performed for the effective detection method of a fault which is occurred during operation in a small turbojet engine with non-linear characteristics used by unmanned air vehicle. For this study the non-linear dynamic model of the engine is derived from transient thermodynamic cycle analysis. Also for inducing real operation conditions the controller is developed associated with unscented Kalman filter to estimate noises. Sequential probability ratio test is introduced as a real time method to detect a fault which is manipulated for simulation as a malfunction of rotational speed sensor contaminated by large amount of noise. The method applied to the fault detection during operation verifies its effectiveness and high feasibility by showing good and definite decision performances of the fault.

초 록

비선형특성을 갖고 있는 실제 무인기용 소형터보제트엔진의 운전 중 발생하는 결함을 효과적으로 탐지하기 위한 방안에 대해 연구하였다. 이를 위해서 동적 열역학 사이클해석을 통한 비선형 동특성 모델을 도출하였다. 실제적인 운전상황의 연출을 위해 잡음특성의 평가에 부합하는 무향칼만필터를 적용하였고 필터성능이 가미된 제어기를 설계하였다. 엔진회전수 센서의 결함을 통한 엔진 결함발생을 모사하였고, 발생된 결함의 실시간적인 탐지 방안으로 연속확률비 평가기법을 도입하였다. 이를 운전 중 엔진 결함탐지에 적용한 결과 분명한 결정양상을 보임으로써 매우 효과적이고 유용함을 확인하였다.

Key Words : Fault Detection(고장탐지), Sequential Probability Ratio Test(연속확률비 평가), Small Turbojet Engine(소형제트엔진), Unscented Kalman Filter(무향칼만필터), Unmanned Air Vehicle(무인항공기)

1. 서 론

광범위한 운용영역에서 고기동의 운용능력을 갖는 무인항공기에 사용되는 소형터보제트엔진은 신속하고 안정적인 추력 출력특성이 필수적으로 요구된다. 이를 위해서는 비선형성 등 엔진의 동특성을 파악하고 운영 중 프로세스잡음과 측정잡음을 비롯하여 내.외부 외란

이나 결함에 대응하기 위한 제어기설계가 선행되어야 한다. 센서나 구동기 등의 결함을 효과적으로 탐지하여 적절히 대처하기 위한 기법은 안정적인 제어기설계의 관건이며, 광범위하고 신속한 운용능력으로 인한 엔진의 비선형특성과 잡음요소를 감안한 필터설계와 함께 강건한 제어기설계의 근간을 이루고 있다[1, 2].

그간 잡음 또는 외란특성에 강인한 제트엔진 및 기타 계통의 제어기 설계기법과 더불어 결함 탐지 및 분리(Fault Detection and Isolation: FDI) 기법에 관한 연구가 진행되어 왔다[3-6]. 일반적으로 결함탐지기법

Received: July. 24, 2017 Revised: Aug. 26, 2017 Accepted: Aug. 28, 2017

[†] Corresponding Author

Tel: +82-43 868 3840, E-mail: djhan5960@hanmail.net

© The Society for Aerospace System Engineering

은 시스템의 모델특성을 기반으로 한 모델기반(Model Based FDI) 기법과 출력데이터 자체를 근간으로 한 데이터기반(Data Driven FDI) 기법으로 구분된다[5, 6]. 이중 모델기반 기법은 수학적으로 유도된 시스템의 동역학모델을 기반으로 하여 인위적인 결함발생의 실제 출력값과 정상 추정값과의 잔차(Residual)로부터 결함여부를 파악하는 방법으로 본 제트엔진 모델과 같이 비교적 정확한 모델일 경우 매우 효과적으로 사용된다. 이에 반해, 데이터기반 기법은 모델과 무관하게 확률론적인 통계적인 처리기법을 이용하여 시스템의 출력 또는 측정자료 만의 경향을 파악하여 기준 문턱값(Threshold Value)으로 부터 벗어난 경우 그 정도의 차이로부터 결함 또는 고장의 발생을 판단하는 방법으로 신경망을 이용한 경우가 대표적이다.

그간 제트엔진의 결함탐지에 관한 연구는 모델기반 기법에 의거하여 선형모델에 칼만필터(Kalman Filter)를 적용하거나 비선형모델에 대해서 국소적인(Local) 결함의 정도를 엔진부품의 성능저하 여부로 파악하고자 확장칼만필터(Extended Kalman Filter)를 적용한 경우가 대부분이며, 비선형성이 강한 무인기용 소형제트엔진과 같은 비선형모델에 센서나 구동기의 결함 등 직접적인 결함탐지를 위한 전반적인(Global) 비선형필터를 적용한 경우는 전무한 실정이다[3, 4]. 이는 비선형성이 강한 영역에서 확장칼만필터는 평균과 공분산의 왜곡으로 인해 오차가 발산으로 될 수 있어 필터의 안정성을 보장할 수 없고 자코비안(Jacobian) 도출의 어려움 등 실제 시스템 적용의 제약에 기인한 것으로 판단된다.

이를 감안하여, 여기서는 비선형 동특성 경향을 갖는 제트엔진의 결함탐지를 위한 방안으로 비선형모델에 적합한 비선형필터로서, 확장칼만필터의 국지적 최적화로 인한 왜곡오차의 발산 문제점이 개선되고 자코비안을 구할 필요가 없는 무향칼만필터(Unscented Kalman Filter)[7-9]를 적용하기로 한다. 이러한 필터를 통한 결함탐지 기법으로는 실제값과 평균값과의 잔차를 기준으로 결함의 빈도를 문턱값과 직접 비교하는 방안을 고려할 수 있으나 실제로는 한계가 모호하므로 이 경우 결함발생의 빈도를 확률적으로 판단하기 위한 통계적인 확률모델을 이용한 우도평가법(Generalized Likelihood Method)을 이용하고 있다[3, 10]. 여기서

결함의 여부는 결함의 문턱값을 우도의 최대값과 비교하기 위한 최대우도(Maximum Likelihood)를 기준으로 사용한다. 이 경우, 시간에 따라 발생하는 결함과 같은 사건(Event)의 경우, Wald[11]는 발생빈도의 확률을 유효값과 무효값으로 구분하여 순차적으로 비교함으로써 사건발생의 유무를 효과적으로 판단할 수 있는 연속확률비 평가(Sequential Probability Ratio Test: SPRT) 기법을 제시하여 그 효용성을 입증한 바 있고, 특히 운전 중 극명하게 발생하는 결함 및 고장 탐지에 우도평가법의 일환으로 매우 유용하게 사용되고 있다[12].

본 연구에서는 비선형성을 갖는 무인기용 소형제트엔진의 동특성 모델을 기반으로 제어기를 통해 운전 중 발생하는 결함의 효과적인 탐지를 위해, 비선형필터인 무향칼만필터를 도입하고 연속확률비평가 기법을 적용하여 그 효용성과 유용성을 확인하고자 한다.

2. 엔진제어기 및 무향칼만필터의 설계

2.1 엔진운동을 위한 제어기의 설계

운전 중 결함탐지를 위해 본 연구에 적용된 대상엔진은 실제 무인항공기용으로 사용되는 소형터보제트엔진(TRI 60-3, 프, 400daN 급)으로[13] Fig.1과 같다. 동 엔진은 완속(Idle)회전수(20,650 RPM)와 최대회전수(29,500 RPM) 구간에서 고기동 비행을 위한 급가속 운용 시에는 비선형 운전특성을 보이고 있다.

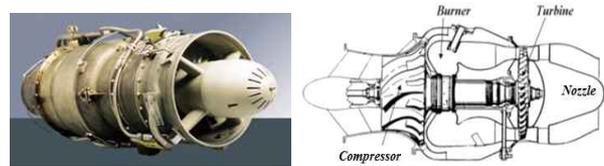


Fig. 1 Real Turbojet Engine for Research Target

모델기반 결함탐지 기법을 적용하기 위한 제트엔진의 동특성모델은 열역학적 천이(Transient) 성능으로부터 도출할 수 있다. 이를 위해 설계점을 기준으로 설계/제작된 각 구성품(압축기, 연소기, 터빈 등)의 특성곡선에 열역학적 변수를 도출하는 열역학 사이클 해석을 기본으로 하여, 운용변수(엔진회전수, 비행속도,

고도)에 대한 내부 유동변수를 계산한다. 이 과정을 통해 각 부품 간 열역학적인 결합조건을 적용한 사이클 해석과정의 정적성능해석을 수행한다. 여기에, 각 구성품에 대한 동력, 에너지, 유량 등에 대한 각각의 Eq. (1) ~ Eq. (3)과 같은 비정상(Unsteady) 열평형방정식을 적용한다[14].

$$W_i \Delta H_i = W_c \Delta H_c + (2\pi/60)^2 I N \frac{dN}{dt} \quad (1)$$

$$W_o H_o = W_i H_i - (W_i - W_o) U - \frac{PV}{RT} \frac{dU}{dt} \quad (2)$$

$$W_o = W_i - \frac{V}{\gamma RT} \frac{dU}{dt} \quad (3)$$

(단, c: 압축기, t: 터빈, o: Component Output, i: Component Input, W : 유량, P: (전)압력, T: (전)온도, N: 엔진회전수, H: 엔탈피, V: 체적, U: 내부에너지)

이를 입력 연료량 대비 열평형관계를 이산시간 (Discrete Time) k 에 따른 비선형 동특성 방정식으로 표시하면 다음과 같다.

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{f}(\mathbf{x}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1}, \mathbf{w}_{k-1}) \quad (4)$$

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k, \mathbf{v}_k) \quad (5)$$

(단, \mathbf{x} : 상태변수(엔진 회전수, 압력, 온도), \mathbf{y} : 출력변수(추력), \mathbf{u} : 연료입력, \mathbf{w} : 프로세스잡음 \mathbf{v} : 측정잡음, k : 샘플시간)

Equations (4) 및 (5)와 같은 비선형특성을 갖는 제트엔진의 제어는 압축기 서지영역 내에서 잡음 또는 외란이나 결합에 대해서도 가급적 안정적이고 신속한 추력(Thrust) 특성을 얻도록 입력 연료량을 효과적으로 제어하는 것을 목적으로 한다. 여기서는 추력과 비례하는 엔진회전수를 상태변수로 하여 일반적인 PID형 제어기법을 적용하기로 한다. 이때, 적분기의 경우, 와인트업(Wind-up)으로 인한 제어입력의 포화현상을 방지하기 위해 매 스텝당 이전의 누적된 값을 청산(Reset)시키기 위한 방안으로 증분형 방식을 사용하였고, 이 경우 제어기를 통한 입력 연료량(Δf)은 오차증분 Δe 에 대해 다음 Eq. (6)과 같은 PID형 제어기를

통하게 된다.

$$\Delta f = K_P \Delta e + K_I e + k_D \Delta(\Delta e) \quad (6)$$

여기서, $\Delta e, e, \Delta(\Delta e)$ 는 각각 엔진회전수의 오차증분 및 오차값, 오차증분의 변화량을 표시하고, K_P, K_I, k_D 는 각각 비례게인, 적분게인, 미분게인으로서, 0.00008, 0.0000013, 0.0002로 각각 조정되었다.

필터 및 결합타지를 위한 기능과 결합된 설계된 엔진제어기의 형상은 다음 Fig. 2와 같다.

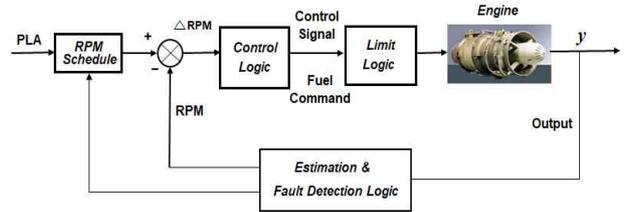


Fig. 2 Engine Control and Fault Detection Logics

2.2 무향칼만필터의 설계 [7, 8]

프로세스 및 출력 측정치에 작용하는 잡음에 대해서 이를 각각의 가우시안 잡음으로 가정한 공분산 $\mathbf{Q}_k = E[\mathbf{w}_k \mathbf{w}_k^T]$, $\mathbf{R}_k = E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T]$ 에 대해 평균 $\hat{\mathbf{x}}_0 = E[\mathbf{x}_0]$ 과 공분산 $\mathbf{P}_0 = E[(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)^T]$ 을 매개변수로 변환된 비선형변수 $\boldsymbol{\chi}_{k-1}$ 로 시그마점(sigma point)을 표시한 후,

$$\boldsymbol{\chi}_{k-1} = \left[\hat{\mathbf{x}}_{k-1} \quad \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \sqrt{L+\lambda} \sqrt{\mathbf{P}_{k-1}} \quad \hat{\mathbf{x}}_{k-1} - \sqrt{L+\lambda} \sqrt{\mathbf{P}_{k-1}} \right] \quad (7)$$

(단, L : 상태변수 개수, λ : 조정상수)

상태변수와 출력에 대해서 각각 다음과 같이 무향변환시키면,

$$\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^{(i)} = \mathbf{f}(\boldsymbol{\chi}_{k-1}^{(i)}, \mathbf{u}_{k-1}) \quad (8)$$

$$\boldsymbol{\Psi}_{k|k-1}^{(i)} = \mathbf{h}(\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^{(i)}, \mathbf{u}_k), \quad (\text{단, } i = 0, 1, \dots, 2L) \quad (9)$$

각각에 대한 평균과 공분산은 다음과 같이 예측(predict)되고,

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2L} \boldsymbol{\eta}_i^m \boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^{(i)} \quad (10)$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{Q}_{k-1} + \sum_{i=0}^{2L} \boldsymbol{\eta}_i^c \left(\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^{(i)} - \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \right) \left(\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^{(i)} - \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \right)^T \quad (11)$$

$$\hat{\mathbf{y}}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2L} \boldsymbol{\eta}_i^m \boldsymbol{\psi}_{k|k-1}^{(i)} \quad (12)$$

$$\mathbf{P}_k^{yy} = \mathbf{R}_k + \sum_{i=0}^{2L} \boldsymbol{\eta}_i^c \left(\boldsymbol{\psi}_{k|k-1}^{(i)} - \hat{\mathbf{y}}_{k|k-1} \right) \left(\boldsymbol{\psi}_{k|k-1}^{(i)} - \hat{\mathbf{y}}_{k|k-1} \right)^T \quad (13)$$

$$\mathbf{P}_k^{xy} = \sum_{i=0}^{2L} \boldsymbol{\eta}_i^c \left(\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^{(i)} - \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \right) \left(\boldsymbol{\psi}_{k|k-1}^{(i)} - \hat{\mathbf{y}}_{k|k-1} \right)^T \quad (14)$$

($\boldsymbol{\eta}_i^m$, $\boldsymbol{\eta}_i^c$ 는 각각 평균과 공분산의 가중치로서 적당한 값을 정한다[4].)

이를 필터계인($\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^{xy} (\mathbf{P}_k^{yy})^{-1}$)을 이용하여 다음과 같이 실시간(k)으로 평균과 공분산을 각각 보정(Update)한 후,

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_{k|k-1}) \quad (15)$$

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} - \mathbf{K}_k \mathbf{P}_k^{yy} \mathbf{K}_k^T \quad (16)$$

다음 시간단계(time step)에서 Eq. (7) ~ Eq. (16)의 과정을 반복 진행한다.

3. 연속확률비 평가를 이용한 결함탐지

3.1 연속확률비 평가기법[11, 12]의 적용

Pearson[11]은 모든 경우의 수에 대해 귀무가설(Null Hypothesis, H_0)과 대체가설(Alternative Hypothesis, H_1)로 포괄적으로 대분된 일정 사건의 발생빈도를 1종 오차(Type I error, or α error)와 2종 오차(Type II error, or β error)로 유의수준(Significant Level)을 정의함으로써 확률론적인 분명한 접근을 가능하게 하였다. 이들 가설 H_0 와 H_1 는 각각 정상적인 경우(무결함)와 결함발생의 경우로 정의할 수 있다. 여기서, 결함을 탐지할 확률(Detection, $D=1$)과 탐지를 실패할 확률(D=0)에 대해서 각각의 유의수준은 다음과 같이 무결함을 결함으로 오인할 확률(False Alarm, 1종 오차)과 결함이 있음에도 탐지에

실패할 확률(Miss Detection, 2종 오차)로 정의된다.

$$\alpha = P(D=1|H_0) \quad (17)$$

$$\beta = P(D=0|H_1), \quad (\text{단, } \alpha + \beta < 1) \quad (18)$$

이 경우 유효구간의 상한값 A와 하한값 B는 각각 다음과 같다.

$$A = \log \frac{1-\beta}{\alpha} \quad (19)$$

$$B = \log \frac{\beta}{1-\alpha} \quad (20)$$

이에 대해 순차적으로 무결함에 대한 결함빈도의 비(Ratio)를 수치적 확대를 통한 분별의 편의상 로그형태의 누적 연속확률값의 비로 표시하면 다음과 같다.

$$s(t) = s(t-1) + \log \frac{P_1(\gamma_t | H_1)}{P_0(\gamma_t | H_0)} \quad (21)$$

여기서 시간에 따라 순차적으로 실제 출력값과 정상 추정값과의 잔차(Residual or Innovation)는 다음과 같고

$$\gamma_t = \mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_{k|k-1} \quad (22)$$

이를 기준으로 정상적인 경우(무결함, H_0)와 결함발생(H_1)의 경우 각각의 발생빈도에 대한 확률은 다음과 같은 정규분포로 표시할 수 있다.

$$P_1(\gamma_t | H_1) = \frac{1}{\sqrt{2\pi P_{m1}^{yy}}} e^{-\frac{\gamma_{tm1}^2}{2P_{m1}^{yy}}} \quad (23)$$

$$P_0(\gamma_t | H_0) = \frac{1}{\sqrt{2\pi P_{m0}^{yy}}} e^{-\frac{\gamma_{tm0}^2}{2P_{m0}^{yy}}} \quad (24)$$

여기서 잔차와 공분산(P^{yy})은 스파이크 등 순간적인 돌출잡음으로 인한 판단의 왜곡을 방지하기 위해 창(Window, 크기 M)을 이용한 다음과 같은 이동평균값을 사용한다.

$$\gamma_{tm} = \frac{1}{M} \sum_{i=t-M+1}^M \gamma_{ti} \quad (25)$$

$$P_m^{yy} = \frac{1}{M} \sum_{i=t-M+1}^M P_m^{yy_i} \quad (26)$$

여기서, 시간에 따른 결함의 발생은 순차적인 추세로 진행된다고 보아, 이동평균값을 두 구간(M/2)으로 나누기로 한다. 즉, 시간의 경과에 따라 결함이 후속으로 발생하는 점에 감안하여 전,후반부로 나누어 각각 H_0 , H_1 구간으로 정의한다.

이로부터, 결함탐지는 Eq. (21)과 같은 시간에 따른 연속확률비 $s(t)$ 를 평가하여 Eq. (19) 및 Eq. (20)의 구간을 기준으로 결함발생 여부를 판단하며 다음과 같이 시간에 따라 순차적으로 진행된다.

If $s(t) > A$, then accept H_1 (reject H_0), *FAULT* detects and terminate sequence.

If $s(t) < B$, then accept H_0 , terminate sequence.

If $B < s(t) < A$, then *NO FAULT* detects and continue sequence $s(t+1)$.

Fig. 3은 무인기용 소형제트엔진의 운용을 위해 설계된 제어기와 상태변수(엔진회전수)에 관한 추력 출력의 평가(Estimation)를 위해 적용된 무향칼만필터와 결합된 결함탐지기능의 전체 형상을 보인 것이다.

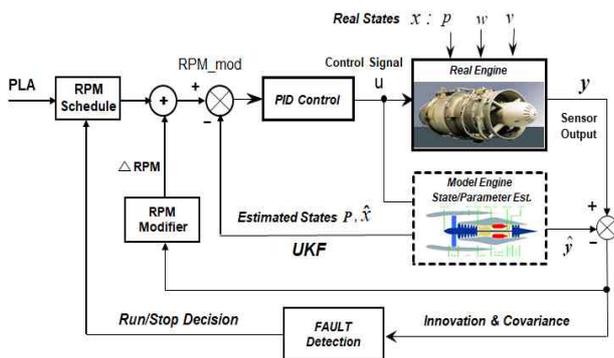


Fig. 3 Engine Fault Detection Logic Associated with Controller and Unscented Kalman Estimator

3.2 결함탐지방법의 적용을 위한 결함발생 모의결과

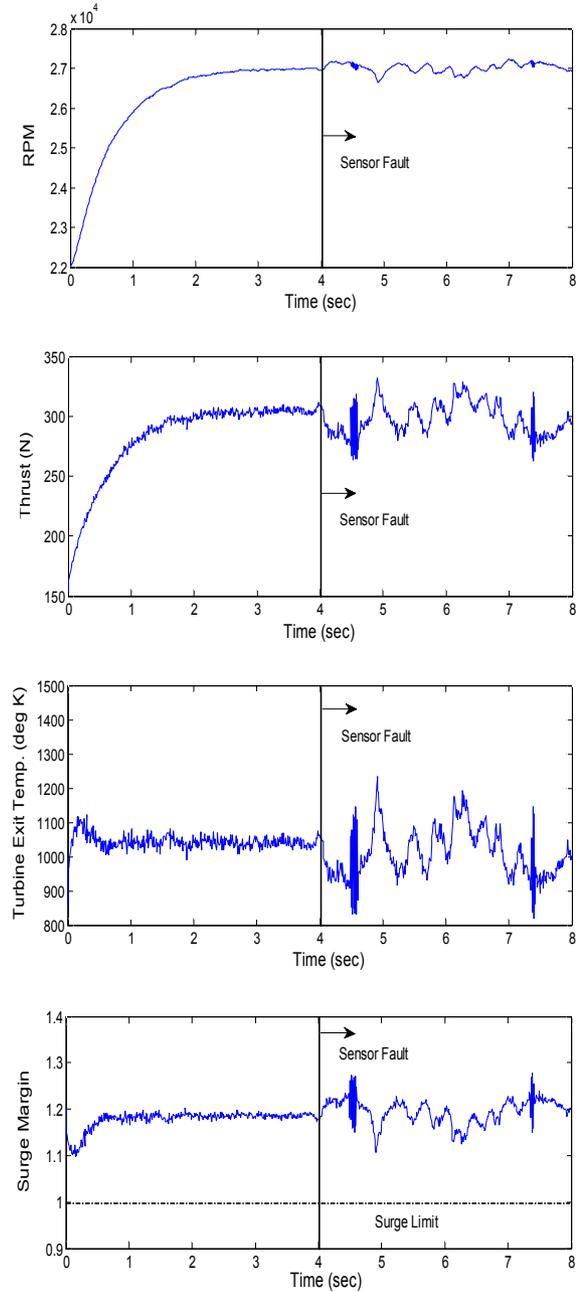


Fig. 4 Responses Due to RPM Sensor Fault from Controller with UKF

Fig. 4는 회전수와 추력 측정치의 잡음 공분산을 각각 200과 20으로 하였을 경우에 제어기와 무향칼만필터를 통한 운전양상을 엔진회전수 센서의 결함발생 전.후로 구분하여 엔진회전수, 터빈출구온도, 추력, 서지마진 등 각각에 대해 도시한 것이다. 이들은 엔진의 상태를 결정하는 주요 성능변수로써 이로부터 출력성

능과 안전운전 여부를 판단하게 된다. 여기서는 엔진 회전수 센서의 결함발생을 모사하기 위해 엔진회전수 신호에 정상잡음의 500배의 공분산을 갖는 잡음을 결함의 이상신호로 간주하였고 정상상태에 도달하여 안정운전 상태로 정착된 이후로 보이는 4초 이후에 결함이 발생하도록 하였다.

엔진회전수의 경우 정상운전에서는 잡음에 대해 비교적 평활한 운전양상을 보이고 있는데 이는 필터의 잡음저감 기능에 기인한 것으로 본다. 이때, 센서의 결함으로 인한 급격한 변화는 없으나 일정 추세는 유지하면서 잡음에 의해 다소 왜곡된 양상을 나타내고 있다. 추력과 서지마진의 경우에는 엔진회전수에 비해 잡음에 대해 비교적 민감한 경향을 보이고 있고, 결함 발생 이후에는 모두 극명한 왜곡 양상을 나타내고 있다. 특히, 출력성능인 추력의 경우 급격한 성능저하 양상을 나타내고 있어 결함의 영향에 매우 민감함을 알 수 있다. 이는 터빈출구온도에서 더욱 심하게 나타나고 있는데 불안정한 연료공급이 연소기의 온도변화가 가장 직결되기 때문이다.

Fig. 4로부터 결함탐지의 효용성과 관련한 엔진의 안전운전 여부에 대해 살펴보기로 한다. 엔진회전수 센서의 결함으로 인해 매우 불안정한 출력성능을 나타내고 있고, 터빈출구온도 및 서지마진의 심한 요동으로 인해 연소 불안정성이 야기되고 있다. 서지마진의 경우는 1이상의 안전운전 범위이기는 하지만 동적으로 불안정한 압축기의 서지현상으로 인해 엔진이 정지될 수 있다. 이론적인 모의 수치해석으로는 전반적으로 결함 이후에도 어느정도 운전상황이 계속되고 있지만 실제로는 결함발생 이후에는 예측 불가능한 엔진고장이 유발되어 결국 엔진이 정지되는 위험한 상황이 도출될 수 있다. 특히, 엔진회전수를 케환 상태변수로 하는 무인기용 소형제트엔진의 센서결함은 엔진결함의 결정적 요인이 될 수 있고 이러한 결함의 발생 직후 엔진고장을 초래할 수 있으므로 최단기간 내의 결함탐지가 안정적인 엔진운용의 관건임을 알 수 있다.

3.3 연속확률비 평가를 이용한 결함탐지기법 적용결과

엔진회전수 센서결함으로 인한 고장징후를 효과적으로 탐지하기 위한 방안으로 연속확률비 평가기법을 적용하였다.

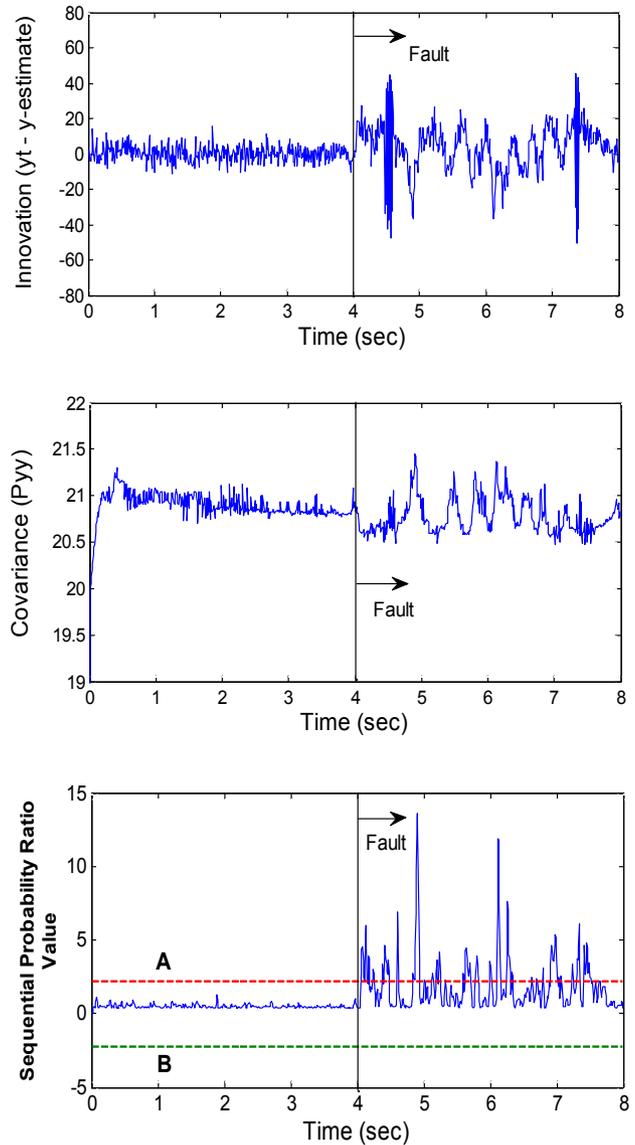


Fig. 5 Comparisons with Those from Unscented Kalman Filter and Sequential Probability Ratio Test for Detection Performances

Fig. 5는 연속확률비 평가기법의 효용성을 비교하기 위해 연속확률비 및 이와 관련된 잔차(이노베이션)와 공분산의 양상을 함께 보인 것이다. 기존의 일부 연구에서는 잔차와 공분산의 조합으로부터 문턱값과 비교하여 결함여부를 파악하기도 하였다[5]. 이점에 있어 Fig. 5를 보면, 결함으로 인한 정상운전 시와의 추세 이탈 여부, 즉, 평균값의 편위(Bias) 여부를 판단하는 기준이 되는 잔차의 경우, 결함발생 전.후와 대비하여 일정한 평균값 추이를 유지하면서 결함발생 이후에는 분

명히 큰 왜곡오차(Distortion Error)를 보이고 있어 결합발생으로 인한 차별성을 비교적 잘 나타내고 있다. 평균값과의 편차(Deviation)를 나타내는 공분산의 경우는 결합발생 전,후와 추이에서 큰 차이가 없고 결합발생 이후 편차왜곡이 잔차와 비교해서 다소 작은 차이를 보이고 있어 잔차보다는 결합과악에 덜 효과적임을 알 수 있다. Fig. 5는 잔차와 공분산을 통해서 결합발생의 정성적이고 상대적인 경향을 파악할 수 있으나 이들 자체만으로는 결합탐지의 직접적인 정량지표로서 절대적인 기준값이 될 수 없음을 보이고 있다.

이에 반해, 연속확률비 평가기법을 이용한 연속확률비의 결합발생 전,후 양상은 정해진 결합탐지 확률에 따라 정해진 절대값(A,B)을 기준으로 분명한 입장을 보이고 있다. 여기서, 무결함을 결합으로 오인할 확률(α)과 탐지에 실패할 확률(β)을 공히 10%로 가정하였을 경우, $A=2.197$, $B=-2.197$ 가 되고, 창 크기는 $M=4$ 로 정하였다. Fig. 5는 연속확률비가 결합발생 이전에는 거의 전무한 값을 나타내고 있으나 4초 이후 결합발생에 대해 기준 상한값(A)을 넘어 결합을 분명히 표시하고 있음을 도시하고 있다. 이때, 3.1절에서 보인 것과 같이 연속확률비 평가기법은 기본적으로 결합의 파악 이후 고장의 발생으로 간주하여 실제적으로 이후 과정은 의미가 없다고 판단하여 종료하는 것이 원칙이나 여기서는 연속확률비 평가기법의 유용성을 보이기 위한 목적으로 계속적으로 진행하였다. 이를 보면, 발생되었던 결합이 완화되어 정상운전 범위에 다시 진입하였을 경우 연속확률비가 정상영역 이내로 들어오고 있다. Fig. 5를 통해 연속확률비 평가기법은 시간에 따라 순차적으로 진행되는 엔진의 결합발생을 탐지하는데 매우 효과적임을 알 수 있다.

4. 결 론

비선형특성과 잡음을 갖고 있는 실제 무인기용 소형 터보제트엔진에 대해서 모델기반 결합탐지 기법의 연구를 위한 비선형 동특성 모델을 도출하였고 엔진회전수 센서의 결합을 통한 엔진 결합발생을 모사하였다.

실제적인 운전상황의 연출을 위해 잡음특성의 평가에 부합하는 무향칼만필터를 적용하였고 필터성능이 가미된 제어기를 설계하였다. 여기에, 발생된 결합의

탐지기법으로 연속확률비 평가기법을 도입하여 적용한 결과 분명한 결정양상을 보임으로써 소형터보제트엔진의 결합탐지에 매우 효과적이고 유용함을 확인하였다.

References

- [1] D. J. Han, "Non-linear Control of Turbojet Engine for High Maneuverability UAV," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 5, pp. 431-438, May 2012.
- [2] D. J. Han and C. D. Kong, "Design of Sliding Mode Controller for Jet Engine," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 7, No. 4, pp. 18-26 Dec. 2013.
- [3] S. Borguet and O. Leonard, "A Generalized Likelihood Ratio Test for Adaptive Gas Turbine Performance Monitoring," *J. of Engineering for Gas Turbine and Power*, Vol. 131, pp. 1-8, Jan. 2009.
- [4] W. Xue and Y. Guo, "Application of Kalman Filters for the Fault Diagnoses of Aircraft Engine," *INTECH, Croatia*, pp. 349-362, May 2010.
- [5] R. Isermann, *Fault-Diagnosis Applications*, Springer Heidelberg Dordrecht London New York, 2011.
- [6] R. M. Guerra and J. L. Machuca, *Fault Detection and Diagnosis in Nonlinear Systems*, Springer Cham Heidelberg New York Dordrecht London, 2014.
- [7] S. J. Julier and J. K. Uhlmann, "Unscented Filtering and Nonlinear Estimation," *Proceedings of the IEEE*, Vol. 92, No. 3, pp. 401-422, March 2004.
- [8] M. E. Rhudy and Y. Gu, "Understanding Nonlinear Kalman Filters, Part II: An Implementation Guide," *Interactive Robotics Letters, Tutorial*, 2013.
- [9] N. Tudoroiu, E. S. Tehrani, K. Khorasani and R. E. Tudoroiu, "Real Time Embedded Kalman Filter Estimators for Fault Detection in a Satellite's Dynamics," *Int. J. of Computer Science and Applications*, Vol. 8, No. 1, pp. 83-109, 2011.
- [10] F. Kiasi, J. Prakash, S. L. Shah and J. M. Lee, "Fault Detection and Isolation of a Benchmark Wind Turbine using the Likelihood Ratio Test," *Preprints*

of the 18th IFAC World Congress, pp. 7079-7085,
Aug. 28 - Sept. 2 2011.

- [11] A. Jazwinski, *Stochastic Process and Filtering Theory*, *Academic Press, New York*, 2007.
- [12] H. Torabi and S. M. Mirhosseini, "Sequential Probability Ratio Tests for Fuzzy Hypothesis Testing," *Applied Mathematical Sciences*, Vol. 3, No. 33, pp. 1609-1618, 2009.
- [13] MICROTURBO SA, *TRI 60-3 PROPULSION SYSTEMS*, Manual, 1986.
- [14] J. F. Sellers and C. J. Daniele, "DYGEN A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines," NASA TN D-7901, April 1975.