

원격조종 비행체의 이상허용 제어

Fault Tolerant Control for Remotely Piloted Vehicle

김 대 우, 손 원 기, 권 오 규

(Dae-Woo Kim, Won-Ki Son, and Oh-Kyu Kwon)

Abstract : This paper deals with a fault-tolerant control method for robust control of RPV(Remotely Piloted Vehicle). To design the flight control system, the 6-DOF simulation program has been developed based on the dynamic model of RPV. A robust fault detection and diagnosis method proposed by Kwon et al.[8]-[10] is adopted to detect the actuator fault of RPV and to make the controller reconfiguration. The Hoo control method is applied to the flight control system. An integrated simulation for performance evaluation of the fault-tolerant control system designed is performed via 6-DOF simulation and shows that the control system works even under the actuator fault.

Keywords : fault tolerant control, fault detection, parameter estimation, remotely piloted vehicle, RPV, H ∞ control

I. 서론

유도무기 및 헬리콥터 전투기 등 첨단 비행체 들에 부과되는 임무가 고도화됨에 따라 효과적인 조종 및 안정도 유지를 위해서 고전적인 제어기 설계법과 더불어 현대 제어기법의 적용이 필요하게 되었다[14]. 이러한 비행체들을 제어하여 고도의 유도조종성능 및 안정도를 유지하려면 비행체 외부로부터의 잡음, 돌풍 등 다양한 환경의 변화에 대한 견실성과 구동기, 감지기 및 자동조종장치의 부분이상 등 비행체 내부의 변화에 대한 이상 허용성이 요구된다[14].

본 연구에서는 대상 비행체를 원격조종비행체로 하여 이 비행체의 이상허용제어 시스템을 설계하는 문제를 다룬다. 이를 위하여 이 비행체의 역학적 모델과 구동기의 수학적 모델링을 수행하고, 이를 바탕으로 6자유도 모의 실험을 수행한다. 이상허용 제어기의 설계를 위해서 먼저 원격조종비행체의 구동기에서 발생하는 이상 검출 및 진단에 대해서 다룬다. RPV를 비롯한 항공기에서 발생하는 이상의 전형적인 형태로는 센서, 구동기 이상등이 있으며, 본 연구에서는 구동기 부분의 이상에 대해서만 다룬다.

본 연구의 이상 검출에서는 모델링 오차를 고려한 불확정 시스템에서의 견실한 이상검출법[8]-[10]을 사용하여 RPV구동기 부분의 여러가지 이상을 검출하는 문제에 적용한다. 이 방법은 이상이 아닌 정상적변화에 대해 견실한 특성을 지닐 뿐 아니라, 잡음과 모델 부정합의 영향에 대한 분석이 가능한 방법이다[8]-[10]. 이 모델링 오차를 고려한 불확정 시스템에서의 견실한 실시간 이상 검출법을 사용하여 RPV의 승강타와 방향타의 이상 모델에 대해서 이상 검출을 수행하며, 각각의 구동기에 대해 여러가지 경미한 이상부터 고장으로 여길 수 있는 심각한 이상까지 다양한 이상 모델을 선정한다. 이에 대해 본 연구에서 제시한 이상 검출법을 사용한 시험변수를 발생하여 이상 발생 직후에 시험 변수의 급격한 변화가

있음을 보임으로써 제시한 이상 검출법이 구동기 이상검출법의 실시간 구현에 적합함을 보인다.

이상허용 제어기에 쓰이는 다변수 견실제어기로는 H ∞ 제어기를 사용한다[15]. 또한 구동기에서 여러가지 이상이 발생하였을 때의 이상 모델을 가정, 기준 모델에 대해서 설계한 제어기가 이상모델에 대해서도 잘 동작하는지 살펴본다. 기준 모델에서 설계한 제어기로 제어가 잘 수행되지 않는 몇 가지 이상, 예를 들면 중운동인 경우 승강타에 연결되는 구동기의 부분 이상, 횡 운동인 경우 방향타의 이상 등과 같은 구동기 이상에 대해서는 제어기를 다시 설계하여 기준 모델에서 설계한 제어기를 대치함으로써 제어가 원활히 이루어질 수 있음을 보인다.

본 연구에서 제안하고 설계한 이상검출 및 진단법과 견실제어기 등의 성능을 보다 실제적인 환경에서 평가하기 위하여 RPV의 임무를 분석하여 임무수행 시나리오를 가정하고, 가정한 임무수행 시나리오에 따라 항공기의 운행 도중에 구동기 이상 등을 발생시키며, 이에 대해 본 연구에서 제안한 이상 검출 및 진단법과 이상허용 제어기법등이 성공적으로 동작됨을 통합 모의실험을 통해서 그 성능을 검증한다.

II. 비행체의 모델링

본 연구의 대상체로는 원격조종비행체(RPV, Remotely Piloted Vehicle)로서 35,000ft의 순항한계고도를 가지고 있으며 순항마하수가 0.8인 비행체이다. 비행체는 저익을 가지고 있으며, 엔진은 동체 외부에 장착되는 형태로 설계되어 있다. 그 밖의 외형체원은 Span이 6.142ft, 평균시위 1.57ft, 날개면적 9.43ft²이며, 이에 따른 Aspect Ratio는 15353이다. 또한 이 항공기의 이륙중량은 484.3 lb이다.

일반적인 항공기 운동방정식은 입력과 상태변수의 비선형 운동방정식의 형태를 취하고 있다.

$$\dot{X} = f(X, U), \quad \delta Z = A \cdot \delta X + B \cdot \delta U$$

이 때, 항공기의 기동이 정상수평 비행상태를 이루고

있다면, $\dot{X} = \bar{0}$ 를 만족하게 된다. 또한, 위 식은 섭동법 (perturbation method) 을 사용하여 다음과 같이 선형화시킬 수 있다.

$$\delta \dot{X} = \frac{\partial f}{\partial X} \delta X + \frac{\partial f}{\partial U} \delta U + H.O.T$$

여기에서 이차 이상의 고차항을 무시하면 아래와 같은 선형화된 상태방정식이 만들어진다.

$$\begin{aligned} \delta \dot{X} &= A \cdot \delta X + B \cdot \delta U \\ \delta \ddot{X} &= A \cdot \delta \dot{X} + B \cdot \delta \dot{U} \end{aligned} \tag{1}$$

이 때, 행렬 A 와 B 는 평형점에서 구한 함수 $f(X, U)$ 의 구배행렬이며, 각 행렬의 요소들은 평형점에서 수치적으로 구해낼 수 있다. 위의 식에서 쓰인 δ 는 평형점에서의 작은 변화 (perturbation)를 의미하고 있다. 위 식으로부터, 주어진 트림상태로부터 구해진 선형운동방정식을 다음과 같이 기술하게 된다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ A &= \frac{\partial f}{\partial x}, \frac{\partial f}{\partial u} \end{aligned} \tag{2}$$

본 연구에서는 몇 개의 트림상태를 구하고 그에 따라 선형상태공간 운동방정식을 도출하였다. 이 때, 상태변수와 제어입력변수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} x &= [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \varphi]^T \\ u &= [\delta_e \ \delta_a \ \delta_r \ \text{thrust}]^T \end{aligned}$$

여기서, u, v, w 는 각각 기체 축방향 속도, 날개방향 속도, 기체 수직방향 속도를 의미하고 p, q, r 은 각각 롤, 피치, 요우의 각속도를, 그리고 ϕ, θ, φ 는 롤, 피치, 요우의 Euler각도를 의미한다. 또한 $\delta_e, \delta_a, \delta_r$ 는 비행체의 조종입력으로 각각 승강타(elevator), 보조익(aileron), 방향타(rudder)의 구동각을 의미한다. 이렇게 모델링된 비행체 시스템행렬을 종축(u, w, q, θ)과 횡축(v, p, r, ϕ, φ)으로 분리한 후 구동기와 엔진의 동특성을 첨가하여 종·횡축 모델을 얻을 수 있다.

III. 제어기 설계

본 연구에서 제어기의 설계목적으로 외란으로부터 출력으로 가는 H_∞ 놈(norm)의 크기를 최소화함과 동시에 제어 출력이 기준 입력을 잘 따라가도록 하는데 중점을 두었다. 이와 함께 이상이 발생하여 모델에 이상이 생긴 경우 공칭 모델에 대한 제어기를 적용해보고 응답특성이 나쁠 경우 새로운 제어기를 설계하도록 하였다. 제어기는 선형 모델에서 구한다. 이렇게 선형 모델에서 구한 제어기를 비선형 모의실험을 할 때 적용하게 된다. 제어기를 설계할 때 설계파라미터로서 가중치함수를 주게 되는데, 비선형 모의실험시 가중치 함수를 크게 하면 제어 입력 계수가 커져 발산하는 효과를 가져오므로 작게 해야 하는데 이렇게 하면 제어 입력 계수가 작아져 응답이

느려지게 된다.

RPV의 종운동에는 U (기체 축방향 속도), W (기체 수직방향 속도), Q (피치각속도), θ (피치각)이 있다. 이들 중 관측 가능한 변수는 U, Q, θ 이며 제어 출력은 θ, U 이다. 목적값은 공칭값으로부터 θ 의 경우 5-10도 정도의 범위 내에서 변화하는 것이며 U 의 경우 40-50ft/s의 범위 내에서 변화하는 것이다. 제어 입력으로는 승강타와 추력이 있다.

RPV의 횡운동에는 V (날개 방향 속도), P (롤 각속도), R (요우 각속도), ϕ (롤각), ψ (요우각)이 있다. 이 중 관측 가능한 변수는 V, P, R, ϕ 이고, 제어출력은 ϕ 와 V 이다. 목적값은 V 의 경우 0으로 유지하는 것이며, ϕ 의 경우 15도 정도 변화하는 것이다. 제어입력은 보조익과 방향타가 있다. 횡운동에서 이상의 의미는 제어 입력 중 방향타가 이상 나는 것을 이 연구에서 선정한다. $T_{y_1 u_1} = [W_1 S W_3 T]$ 본 연구에서 설계한 H_∞ 제어기와 모델은 다음과 같이 나타낼 수 있다. 다음에 나타나는 그림에서 설계 파라미터는 W_1 과 W_3 이다. W_1 은 감도 함수에 관계하며 W_3 는 상보감도 함수에 관계한다. 종운동은 관측변수가 3개이므로 W_1 과 W_3 가중치 함수는 3×3 행렬이며 횡운동의 경우 관측변수가 4개이므로 4×4 행렬이 된다. 아래의 식에서 H_∞ 문제와 제어출력의 전달함수 관계를 표현하였다. 여기서 d 는 외란을 나타내고, r 은 기준입력을, m 은 측정잡음을 각각 나타낸다.

$$\|T_{y_1 u_1}\|_\infty < 1$$

여기서,

$$\begin{aligned} T_{y_1 u_1} &= [W_1 S W_3 T] \\ y(s) &= S(s)d(s) + G_c(s)r(s) - T(s)m(s) \end{aligned} \tag{3}$$

그림 1과 같이 시스템을 확장해 놓은 다음, 시스템의 가중치 함수의 계수 및 설계변수와 성능변수사이의 관계를 설정한 다음, 설계목적에 맞게 계수를 조정(tuning)해 나간다. 설계목적은 피치, 요우 채널의 경우 상승시간(rising time)이 0.1초이내, offset error가 1% 이내, 최대 초과(overshoot)가 10% 미만, cutoff frequency가 100 rad/sec가 되도록 하였으며 롤 채널의 경우는 이 외에도 외란의 영향을 최소화하도록 외란에 대한 이득이 큰 주

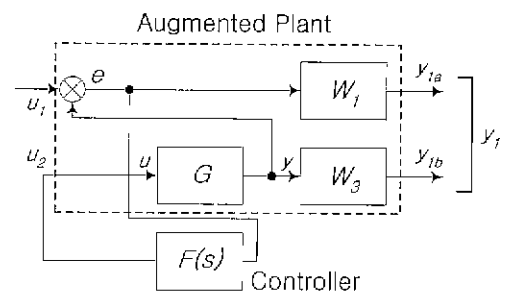


그림 1. 가중 혼합형 감도 문제.
Fig. 1. Weight mixed sensitivity problem.

파수 영역에 노치필터(notch filter)형태의 기중합수를 설정한 후 구하여진 제어기로 구성된 시스템의 시간응답을 분석한 후 반복적으로 계산하여 최상의 성능을 나타내는 제어기를 설계한다.

IV. 이상검출 및 진단

이 절에서는 불확정 시스템에서의 건설한 실시간 이상검출법에 대한 제안을 한다[1]-[10]. 이 방법은 모델 불확실성을 고려한 이상검출법에 기반을 두고 있는데, 이는 모델기반 이상검출법 중 건설성이나 감도면에서 기존의 방법에 비해 성능이 우수하다고 알려져 있다[13]. 여기에서 제시하는 이상검출법은 모델 불확실성을 고려한 이상검출법의 실시간 변형이다.

1 개요

모델을 기반으로 한 이상검출(model-based fault detection)에서 만약에 시스템이 무잡음이고 정확한 모델링이 가능하다면 이상의 검출 및 진단이 매우 용이하다 [1]-[10]. 그러나 실제 시스템에서는 이상이 없을 때에도 잡음과 모델링 오차로 인해 시스템에 변화가 생기기 때문에 오경보가 발생할 가능성이 높아진다. 그러므로 신뢰성있는 이상검출법이 되기 위해서는 이상발생에 대해서는 민감하게 동작해야 하나 다른 변화들(즉, 잡음, 모델링 오차, 동작점, 정상신호변화 등)에 대해서는 건설한 특성을 지녀야 한다. 그러나 건설성에 대한 문제는 제어 분야, 추정론 분야, 시스템식별분야 등 여러 분야에서 다루어졌지만 이상 검출분야에서는 최근에 검토되어 지고 있다[11][12].

또 이상검출법에서 계산량의 크기에 대한 분석이 필요한데, 이는 실제적인 상황에서는 이상 발생에 대해 빠른 이상 검출 및 진단 조치가 요구되기 때문이다. off-line문제에서는 관심이 있는 구간에서의 측정치를 저장해 놓고 일괄처리 방식으로 계산을 하면 되지만, on-line 문제에서는 검출 및 진단 과정의 결정이 과거의 측정치에 기준을 두고 각각의 측정 시점에서 빨리 이루어져야 한다. 또한, off-line 관점에서 보면 전체적인 측정 데이터로부터 다중적인 변화를 검출해 낼 수 있으나, on-line에서는 변화가 단계적으로 검출된다.

2. 시스템표현 및 식별 설계

2.1 시스템 표현

모든 수학적 모델은 실제 시스템의 근사적 표현이다. 이러한 모델 불확실성을 표현하는 한가지 방법으로서 그림 2와 같이 덧셈형 오차 (additive uncertainty) 표현법을 쓸 수 있다. 여기서 실제 시스템 G_T 와 공칭모델 G 는 안정하고 인과적(causal)이라고 가정한다. 또 측정 잡음 v 는 영평균이고 분산이인 백색잡음 σ_v^2 이라 가정한다.

이 모델표현에서 덧셈형 모델링 오차 G_Δ 는 축소된 선형화 모델을 쓸 경우에는 모델축소 오차를, 비선형 시스템을 선형화시킨 모델을 쓸 경우에는 선형화 오차를 나타낸다. 이 모델 표현에서 공칭 모델은 다음과 같은 형태를 갖는 것으로 가정한다.

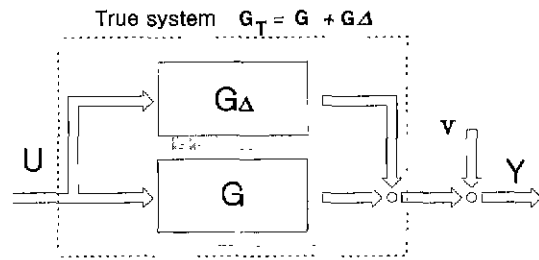


그림 2. 모델링 오차를 갖는 시스템.
Fig. 2. The system with model mismatch.

$$G(z^{-1}, \theta) = \frac{B(z^{-1}, \theta, n_b)}{F(z^{-1}, n_f)} \tag{4}$$

여기서

$$B(z^{-1}, \theta, n_b) \equiv b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2} + \dots + b_{n_b} z^{-n_b}$$

$$F(z^{-1}, n_f) \equiv 1 + f_1 z^{-1} + f_2 z^{-2} + \dots + f_{n_f} z^{-n_f} \tag{5}$$

$$\theta \equiv [b_1 \ b_2 \ \dots \ b_{n_b}]^T$$

공칭모델 (4)에서 F 의 분모는 고정된 것인데, 이는 시스템에 대한 사전 실험에 의하여 계수추정에 의해 얻어진 사전정보(예를 들면, 지배극점)로부터 결정할 수 있다. 여기서 공칭모델 (4)가 안정하다고 가정했으므로 F 는 안정한 다항식이여야 한다. 시스템의 출력은 다음의 식을 만족한다.

$$y(k) = G_T(q^{-1})u(k) + v(k)$$

$$= G(q^{-1}, \theta)u(k) + G_\Delta(q^{-1})u(k) + v(k) \tag{6}$$

$$= B(q^{-1}, \theta, N_B)u(k) + \eta(k) + v(k)$$

여기서, q^{-1} 은 지연 연산자(backward shift operator)이다.

$$u_F(k) \equiv \frac{1}{F(q^{-1}, N_F)} u(k) \tag{7}$$

$$\eta(k) \equiv G_\Delta(q^{-1})u(k)$$

이고, G_Δ 의 임펄스 응답을 $\{h(\cdot)\}$ 로 표기하면 (7)은 다음의 식으로 나타낼 수 있다.

$$\eta(k) = \sum_{i=0}^{N_h-1} h(i)u(k-i) \tag{8}$$

여기서, $u(k) = 0, k \leq 0$ 이고, $h(\cdot)$ 은 N_h 의 유한주기를 갖는다.

2.2 반복계수추정

계수추정에서는 (6)은 표준 선형 회귀 형태(standard linear regression form)로써 다음과 같이 나타낼 수 있다[9].

$$y(k) = \phi^T(k)\theta + \eta(k) \tag{9}$$

또한, 회귀 최소 자승 추정의 일반적인 형태는 다음과 같이 주어진다.

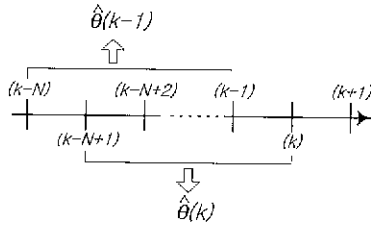


그림 3. 반복 FISW 추정의 기본도.
Fig. 3. The basic scheme of the recursive FISW estimation.

$$\hat{\theta}_g(k) = \hat{\theta}_g(k-1) + P_g^{-1}(k) \phi(k) [y(k) - \phi^T(k) \hat{\theta}_g(k-1)] \tag{10}$$

$$P_g(k) = \lambda(k) P_g(k-1) + \phi(k) \phi^T(k) \tag{11}$$

여기서 망각계수(forgetting factor) λ 는 수렴속도를 결정하는 인수으로써 0과 1사이의 값으로 정한다. 그러나, 여기서의 문제는 고정구간이동창(FISW, Fixed Interval Sliding Window) 문제이므로 각각의 시점 k 에서의 가장 최근의 측정치 'N'만을 사용하는 것으로 제한을 둔다. 그러므로, 시간 $t = k - N$ 보다 이전의 데이터는 추정에 영향을 미치지 못하므로 (10)과 (11)에서의 $\hat{\theta}_g(k-1)$ 과 $P_d(k-1)$ 로부터의 $(k-N)$ 번째 데이터의 영향을 받지 않는 $\hat{\theta}_d(k-1)$ 과 $P_d(k-1)$ 를 구하기 위해서는 삭제의 과정이 필요하다. 기본 개념을 묘사하면 그림 3과 같다.

고정구간이동창의 최소자승추정(FISW-LSE)의 회귀형태는 다음의 절차로써 얻을 수 있다.

$$\hat{\theta}(k) = \hat{\theta}_d(k-1) + P^{-1}(k) \phi(k) [y(k) - \phi^T(k) \hat{\theta}_d(k-1)]$$

여기서,

$$P(k) = \lambda(k) P_d(k-1) + \phi(k) \phi^T(k) \tag{12}$$

$$\hat{\theta}_d(k-1) = [I - P^{-1}(k-1) \phi(k-N) \phi^T(k-N)]^{-1} \cdot [\hat{\theta}(k-1) - P^{-1}(k-1) \phi(k-N) y(k-N)] \tag{13}$$

$$P_d(k-1) = \lambda^{-1}(k-1) [P(k-1) - \phi(k-N) \phi^T(k-N)] \tag{14}$$

또한, 매 단계마다 $P(k)$ 의 역행렬을 구하는 것을 피하기 위해서 다음을 방법을 도입한다.

$$P(k) \equiv P^{-1}(k)$$

$$P_d(k) \equiv P_d^{-1}(k)$$

끝으로 다음과 같은 순환과정을 되풀이 함으로써 회귀적 FISW계수 추정은 행렬의 역행렬을 계산하지 않고도 수행할 수 있다.

① $\hat{\theta}(k-1)$ 과 $P(k-1)$ 로부터의 $(k-N)$ 번째 데이터 영향을 제거한다.

$$\begin{aligned} \hat{\theta}_d(k-1) &= \{I - P(k-1) \phi(k-N) [\phi^T(k-N) \\ &P(k-1) \phi(k-N) - 1]^{-1} \phi^T(k-N)\} \\ &[\hat{\theta}(k-1) - P(k-1) \phi(k-N) y(k-N)] \end{aligned} \tag{15a}$$

$$\begin{aligned} P_d(k-1) &= \lambda(k-1) \\ &\left[P(k-1) - \frac{P(k-1) \phi(k-N) \phi^T(k-N) P(k-1)}{\phi^T(k-N) P(k-1) \phi(k-N) - 1} \right] \end{aligned} \tag{15b}$$

② $t = k$ 에서의 새로운 데이터를 갱신한다.

$$\hat{\theta}(k) = \hat{\theta}_d(k-1) + K(k) [y(k) - \phi^T(k) \hat{\theta}_d(k-1)] \tag{15c}$$

여기서,

$$K(k) = \frac{P_d(k-1) \phi(k)}{\lambda(k) + \phi^T(k) P_d(k-1) \phi(k)}$$

$$P(k) = [I - K(k) \phi^T(k)] P_d(k-1) / \lambda(k)$$

행렬 $\Phi(k)$ 는 $k > N$ 에 대해서 전계수를 갖는다고 가정하면, $\lambda = 1$ 일 때의 회귀적으로 추정된 $\hat{\theta}(k)$ 는 비회귀적인 형태와 같은 결과를 갖는다. (15)에서 행렬 $P(k)$ 는 행렬 $\Phi^T(k) \Phi(k)$ 가 정칙일 때만 정의된다.

$$\Phi^T(k) \Phi(k) = \sum_{t=k-N+1}^k \phi(t) \phi^T(t)$$

여기서, 만약 $k < N$ 이면 $\Phi^T(k) \Phi(k)$ 는 항상 정칙이 된다. P 의 초기값을 설정하기 위해서는 $\Phi^T(k) \Phi(k)$ 가 정칙이 되는 $k = N$ 의 선정과 다음 식의 정의가 필요하다.

$$P(N) = [\Phi^T(N) \Phi(N)]^{-1}$$

$$\hat{\theta}(N) = P(N) \Phi^T(N) Y(N)$$

이 때에 회귀방정식은 $k \geq N$ 에서 사용 가능하다.

2.3 추정오차

표준선형 회귀형태의 계수추정에서 추정오차에 대한 식은 다음과 같다.

$$\vartheta(k) = \hat{\theta}(k) - \theta = [\Phi^T(k) \Phi(k)]^{-1} \Phi^T(k) S(k) \tag{16}$$

여기서

$$S(k) = [\eta(k-N+1) \eta(k-N+2) \dots \eta(k)]^T \tag{17}$$

(8)에서 G_{Δ} 의 임펄스 응답을 $\{h(\cdot)\}$ 이라 하면, $\eta(k)$ 를 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\eta(k) = \sum_{t=k-N+1}^k u(t) h(k-t) + v(k), \quad k \geq N \tag{18}$$

여기서, $t \leq k - N$ 에서 $u(t) = 0$ 이고, $t < 0$ 에서 $h(t) = 0$ 이라고 가정한다. (17)로부터 다음의 관계식을 얻을 수 있다.

$$S(k) = \Psi(k) H + V(k), \quad k \geq N \tag{19}$$

여기서,

$$\Psi(k) = \begin{bmatrix} u(k-N+1) & 0 & 0 & \dots & 0 \\ u(k-N+2) & u(k-N+1) & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ u(k) & u(k-1) & u(k-2) & \dots & 0 \end{bmatrix} \tag{20}$$

$$H = [h(0) \ h(1) \ \dots \ h(N-1)]^T$$

$$V(k) = [v(k-N+1) \ v(k-N+2) \ \dots \ v(k)]^T$$

3. 이상검출법

비회귀적 방법의 추정 계수들에서 $(\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f)$ 의 분산은 이상이 없는 경우에 다음과 같은 값을 갖는다[13].

$$C = \text{cov}(\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f) = [Q_n - Q_f]R[Q_n - Q_f]^T + [P_n + P_f]\sigma_v^2 \quad (21)$$

여기서,

$$Q_i = P_i \phi_i^T \Psi_i, \quad P_i = [\phi_i^T \phi_i]^{-1}, \quad i = n, f$$

$$R = E\langle HH^T \rangle$$

여기서, 기호 E는 기대값을 나타내고 Ψ 는 (20)에서 얻어진다. (21)의 우변의 첫 번째 항은 모델링 오차에 의한 두 시험치 간의 차로 인한 분산항이다. 만약 모델이 정확하거나 사용 입력데이터가 똑같은 경우에는 $Q_n = Q_f$ 가 되어 이 항을 고려하지 않아도 된다. (24) 우변의 두 번째 항은 측정잡음에 의한 분산항이다. 신호대잡음비가 크면 클수록 이 항의 크기는 상대적으로 작아진다. 또한 (21)는 비회귀적인 관점에서의 식이므로 on-line검출을 위해서는 적절한 변형이 요구된다.

회귀적인 계산을 위해서 (24)는 on-line관점에서 다음과 같이 바뀌진다.

$$C(k) = [Q_n - Q_f(k)]R[Q_n - Q_f(k)]^T + [P_n + P_f(k)]\sigma_v^2, \quad k \geq N \quad (22)$$

(25)에서 $Q_f(k)$, $P_f(k)$ 를 사전실험에 의한 일정한 동작 조건에서 고정구간에서의 이상이 없는 데이터 I_n 으로부터 얻을 수 있다. $P_f(k)$ 는 (12)에 의한 추정계수 $\hat{\theta}_f(k)$ 방법으로 미리 저장된 데이터를 사용한다. $Q_f(k)$ 의 계산을 빨리 하기 위해서 $\phi^T(k)\Psi(k)$ 를 계산하는 회귀 알고리즘을 소개한다.

정리 4.1 : (5)에 있는 Q를 계산하기 위한 $\phi^T(k)\Psi(k)$ 는 다음 회귀알고리즘에 의해 계산 된다.

$$\phi^T(k)\Psi(k) = \phi^T(k-1)\Psi(k-1) + \phi(k)\phi_N^T(k) - u(k-N)\phi^T(k-1) \quad (23)$$

여기서,

$$\phi_i(k) = [u(k) \ u(k-1) \ \dots \ u(k-i+1) \ 0_{N-i}]^T, \quad 1 \leq i \leq N \quad (24)$$

그리고 $\phi(k)$ 는 (9)에 의해서 주어진다. (24)의 0_j 는 j 열의 영벡터를 의미한다.

위의 정리는 (22)의 $C(k)$ 의 계산 속도 증가를 가능케 한다. 그 이유는 (23)는 회귀적으로 계산되어지기 때문이다. 필요하다면 (16)과 (23)을 이용하여 $C(k)$ 의 회귀 방정식을 유도할 수 있다.

물론 분산 $C(k)$ 의 유도는 R과 σ_v^2 의 사전지식에 의존한다. 이러한 데이터들은 간략화 가정에 근거를 둔, 이상이 없는 사전 경험치로부터 얻어진다. (22)에서 $C(k)$ 는 견실한 이상 검출을 위한 적합한 시험변수를 정하기 위해서 사용한다. 이러한 시험변수 들을 예를 들면 다음과 같다.

$$T_1(k) = [\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f]^T C^{-1}(k) [\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f]^T$$

$$T_2(k) = [\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f]^T [\text{diag}(C(k))]^{-1} [\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f] \quad (25)$$

이들의 기본착상은 기대값 $C(k)$ 를 갖는 $[\hat{\theta}_n - \hat{\theta}_f]$ 를 실제의 수치와 비교하는 것이다. 만약 시험변수가 적당한 문턱값보다 커지게 되면 시스템 계수가 변했다고 판단하여 이상이 생긴 것으로 간주한다.

V. 통합 모의실험

1. 정상 시나리오

본 연구에서는 RPV이 항공기가 저고도에서 비행하다가 고도를 상승하는 기동과 지형장애물의 바깥쪽에서 선회기동을 수행함으로써 정찰 등의 임무를 수행하는 시나리오를 설정하였다. 이처럼 임무를 수행한 다음에는 다시 고도를 낮추어 초기의 고도에 도달하고 임무수행을 시작했던 위치 근처로 되돌아 오는 것까지를 시나리오의 내용으로 한다. 고도를 상승하는 기동은 앞에서 얻어진 trim1상태, 즉 Mach 0.85 고도 13000ft의 상태에서 시작된다. 이 상태에서 정상수평비행을 하던 항공기는 고도 2000ft의 상승을 위해 비행경로각을 변화시키게 된다. 이 기동은 마하수도 감소시키게 되는데, 전체 기동시간은 20초로 설정되었다.

고도상승을 통해 새롭게 얻어진 수평비행상태는 Mach 0.8, 고도 15000ft이다(trim2). 이 수평비행상태는 정찰임무에 적합한 고도를 얻은 상태지만 지형장애물로 인해 시계를 확보하지 못하기 때문에 장애물을 회피하는 선회기동이 필요하게 된다. 미끄러짐이 없는 정상선회평형상태(trim3)를 얻기 위해서는 정상선회상태로의 선회기동이 필요하다. 이 기동은 제어기의 성능에 따라 소요시간이 다른데, 본 연구에서는 30초를 기준시간으로 설정하였다.

정상선회 기동은 미끄러짐과 고도변화가 없이 일정한 선회율을 얻음으로서 요동이 없게 된 선회기동을 일컫는다. 이 상태는 사진촬영등에도 적합한데, 본 연구에서는 정상선회를 10초만 유지하였다.

정상선회상태에서 다시 수평비행상태로 변환하는 과정에서 역시 선회기동이 존재하게 된다. 이같은 선회비행단계는 앞에서 설명된 선회비행과 대칭적이다. 이런 비행상태에 따른 정상시나리오에서의 궤적은 그림 4와 같다.

앞에서 기술된 과정들을 통하여 기동을 이룬 항공기는 선회비행상태의 제어기의 성능에 따라 다르기는 하지만 약 180도의 선회를 하게 된다. 따라서 항공기는 임무를 마친 것으로 간주하고 최초비행상태를 회복하도록 임

표 1. 정상 시나리오 비행상태.

Table 1. Flight state for the normal case.

비행상태	시간(초)	TRIM	비행속도(Mach)	고도(ft)
고도상승	20	Trim1→Trim2	0.85→0.8	13000→15000
선회비행	30	Trim2→Trim3	0.8→0.75	15000
정상선회	10	Trim3	0.75	15000
선회비행	30	Trim3→Trim2	0.75→0.8	15000
하강비행	20	Trim2→Trim1	0.8→0.85	15000→13000
소요시간	110			

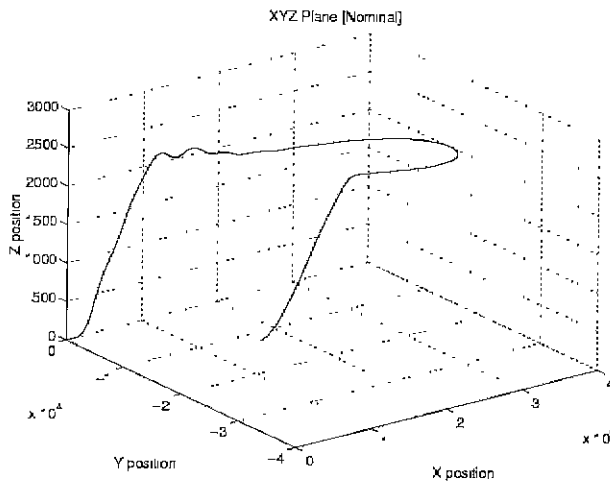


그림 4. 정상 시나리오 비행 궤적.
Fig. 4. Flight trajectory for the normal case.

무를 설정하였다. 이 단계는 trim2단계에서 trim1으로 변환하는 단계가 되며, 소요시간은 20초이다. 비선형 모의 실험을 위한 샘플링 시간은 0.005초로 설정하였고 총 모의 실험 시간은 110초로 선정하여 실시하였다. 이를 비행 상태별로 요약하면 표 1과 같다

2. 이상 시나리오

2.1 상승시 승강타구동기가 심각한이상을 일으킨 경우

비행체가 상승운동을 할 때 승강타의 구동기가 이상(fault)이 아닌 심각한 고장(failure)을 일으킨 경우를 가정한다. 이러한 승강타의 심각한 고장은 항공기 임무 수행에 치명적일 뿐만 아니라 심지어는 항공기의 추락의 원인이 되기도 하는 것으로 판단을 하여 승강타 구동기는 하드웨어적인 여유도를 두고 있는 것으로 가정했다. 그래서 이러한 심각한 고장이 발생한 경우에는 제어기만으로는 제어가 불가능한 것으로 판단을 하여 여유도를 두고 있는 새로운 구동기를 이상 검출 직후 교체하여 임무를 완수 할 수 있도록 하였다. 이상발생 시점은 위의 첫 번째 시나리오와 마찬가지로 고도상승기동을 시작한 후 2초 뒤로 선정하였고, 이 때에 발생한 구동기의 심각한 이상은 다음과 같이 요약된다. ① 고유진동수 ω_n : 26[rad/sec] ② 감쇠비 ζ : 0.5 ③ 직류이득 : 107.9 % 하드웨어 여유도를 두고 있는 새로운 구동기로의 교체는 이번 이상이 심각한 이상임을 판단할 수 있는 2.16초로 선정하였다. 그림 5는 이상검출을 위한 시험변수인데 이

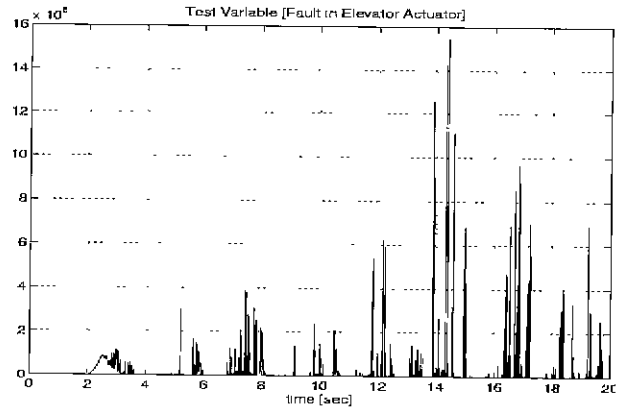


그림 5. 이상 시나리오 1에서의 이상검출 시험변수.
Fig. 5. Test variable for the case of fault scenario.

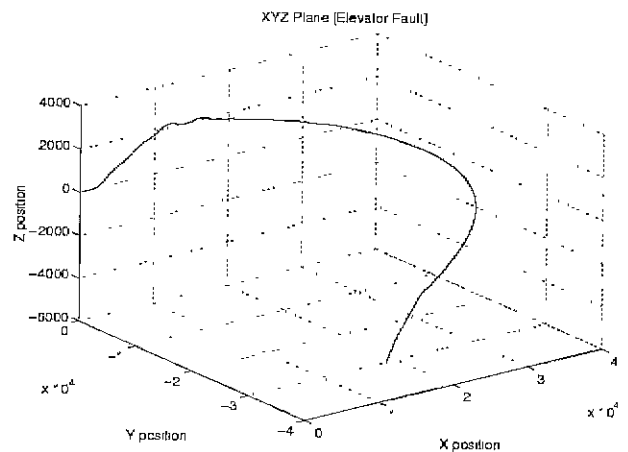


그림 6. 이상 시나리오 1의 비행궤적.
Fig. 6. Flight trajectory for the case of fault scenario 1.

그림에서 보면 이상발생 직후에 시험변수의 급격한 변화로 이상검출이 가능함을 볼 수 있고, 그림 6은 이상이 발생한 채로 비행할 경우의 궤적이고 구동기를 교체한 뒤의 궤적은 정상 궤적과 비슷한 궤적을 보이고 있으므로 생각한다.

2.2 방향타 구동기가 이상을 일으킨 경우

마지막 이상 시나리오로는 방향타의 이상을 가정하였다. 방향타의 이상 시점은 비행체가 정상 선회를 하여 사진 촬영이나 감시 등의 임무를 수행하고 나서 귀환하기 위한 고도 하강 단계를 갖기 전에 다시 수평비행상태로 변환하는 과정인 선회 기동에서 이상을 주입시켰다. 선회 기동에는 주로 방향타를 이용하여 비행체를 수평상태로 바꾸는 시점이므로 이 때의 방향타의 이상은 비행체가 귀환할 수 있는 궤도를 이탈할 수 있는 원인이 된다. 이번 시나리오에서 결정한 승강타 구동기의 이상은 직류 이득이 20%로 줄어든 경우로 가정하였다. 이상이 발생한 시점은 62초이고 이상 모델에 대해 새로 설계된 제어기로의 교체 시점은 이상검출이 된 62.01초로 선정하였다. 그림 7은 이상검출 시험변수, 그림 8은 이 시나리오의 비행궤적이며 제어기 교체 그림은 역시 생략한다.

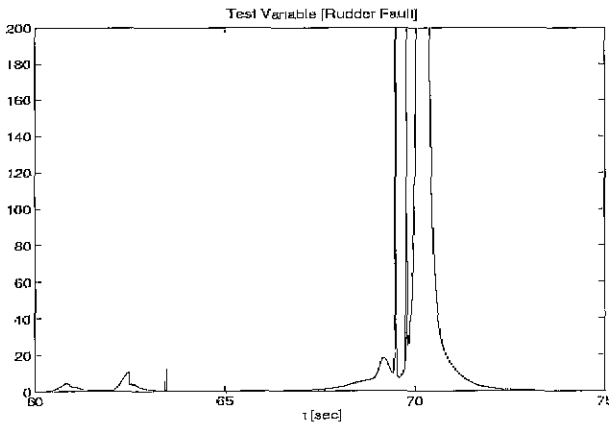


그림 7. 이상 시나리오2 에서의 이상검출 시험변수.
Fig. 7. Test variable for the case of fault scenario.

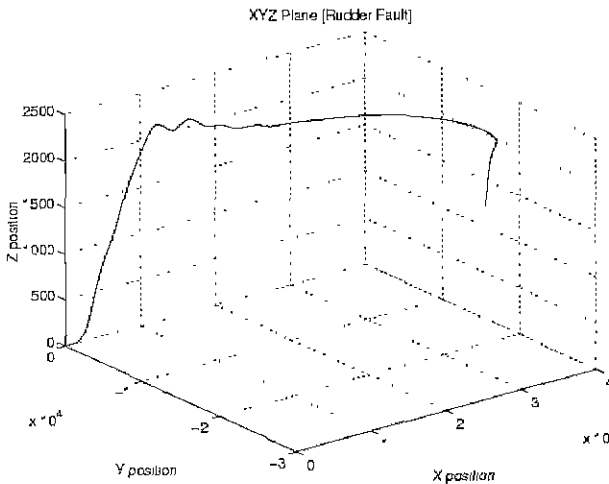


그림 8. 이상 시나리오2 에서의 비행궤적.
Fig. 8. Flight trajectory for the case of fault scenario.

VI. 결론

비선형 모델에 선형제어기를 적용시, 기준 입력을 줄 때 출력 변수(U, θ, ϕ)들 중 하나에 대해 적당한 값을 주고 나머지 제어출력변수 2개를 포함해서 8개 출력변수 들은 공칭값을 유지하게 하였다. 그 결과는 U, θ 의 경우 응답시간(1초 정도)을 빠르게 할 수 있었으나 ϕ (3초 정도)의 경우 응답시간을 빠르게 하면 거의 모든 출력변수 들이 발산하므로 현재의 모의실험의 결과보다 더 빠른 응답시간을 가지도록 제어기를 설계하지 못하였다. 횡운동의 경우 추력의 값이 상당히 크므로 이것이 제어기에 미치는 영향을 적게 해야 비선형 모의실험 결과가 발산하지 않는다. 따라서 가중치 함수의 첫번째 원소의 값을 작게 하고 세 번째 값을(θ 에 영향을 미침) 크게 해야 원하는 성능을 얻을 수 있다. 횡운동과는 달리 상승시간을 빠르게 해도 발산하지 않고 모의실험 결과가 좋게 나옴을 알 수 있다. 횡운동의 비선형 결과는 다른 제어출력 들도 거의 바뀌지 않고 유지됨을 알 수 있다. ϕ 가 기준입력을 따라갈 때 다른 제어 출력 응답들도 함께 나타내었다

이 연구에서는 비행체계의 견실한 유도조종을 위하여 필요한 이상허용 제어기법을 개발하고, 개발된 이상허용 제어기법의 구현을 위한 기반기술을 구축하였다. 이 연구에서 제안하는 이상허용 제어기가 실제 상황에서 잘 동작할 수 있음을 모의실험을 통하여 보였으나, 이 연구에서 제안한 방법은 이득계획 방식(gain scheduling method)에 근거한 것이므로 대상 비행체에서 발생할 수 있는 이상의 종류와 정도 등을 미리 모델링하고 이에 대한 제어기를 설계해 놓아야 한다. 따라서 좀 더 복잡하고 고도의 성능을 갖는 비행체의 경우에는 발생할 수 있는 이상의 종류도 많아지고 그에 따른 적절한 처리도 매우 복잡해진다. 이러한 경우 여러가지 이상허용 제어 기법들이 동시에 사용되어야 하며, 이상상황에 따라 이를 적절히 사용하고 조치하는 방법등에 대한 연구가 추가적으로 요구된다. 이를 위해서는 전문가 시스템이나 신경 회로망이론 등의 지능제어기법이 도입되어야 하며, 이 연구에서 개발된 방법과의 적절한 결합을 통하여, 고도의 비행체의 다양한 이상에 대한 보다 효율적이고 실제적인 전실제어 및 이상허용제어를 가능하게 할 수 있다.

참고문헌

- [1] B. M. Carlsson, M. E. Salgado and G. C. Goodwin, "A new method for fault detection and diagnosis," *Technical report EE8842, Dept. of Electrical Eng. and Computer Science, Univ. of Newcastle, Australia.* 1988.
- [2] E. Y. Chow, and A. S. Willsky. "Analytical redundancy and the design of robust failure detection systems," *IEEE Trans. Automatic Control*, vol. AC-29, no. 7, pp. 603-614, July, 1984.
- [3] E. Y. Chow, and A. S. Willsky. "Bayesian design of decision rules for failure detection," *IEEE Trans. Aerospace, Electronic System.*, vol. AES-20, no. 6, pp. 761-773, Nov., 1984.
- [4] A. Emami-Naeini, M. M. Akhter and S. M. Rock. "Effect of model uncertainty on failure detection : The threshold selector," *IEEE Trans. Automatic Control*, vol. AC-33, no. 12, pp. 1106-1115, Dec., 1988.
- [5] P. M. Frank, "Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy - a survey and some new results." *Automatica*, vol. 26, pp. 459-474. 1990.
- [6] G. C. Goodwin, and M. E. Salgado. "A stochastic embedding approach for quantifying uncertainty in the estimation of restricted complexity models," *Int. J. of Adaptive Control and Signal Processing*, 3, pp 333-356, 1989.
- [7] R. Isermann, "Process fault detection based on modeling and estimation method - A survey". *Automatica*, vol. 20, pp. 387-404, 1984.
- [8] O. K. Kwon, G. C. Goodwin, and W. H. Kwon. "Robust fault detection method accounting for

- modelling errors in uncertain systems." *CEP*, vol. 2, no. 5, pp. 763-771, 1994.
- [9] O. K. Kwon, S. J. Kim and W. H. Kwon. "Robust on-line fault detection method for uncertain systems". *Journal of KIEE*, 4, pp. 131-137, 1991.
- [10] O. K. Kwon, and G. C. Goodwin. "A fault detection method for uncertain systems with unmodelled dynamics, linearization errors and noisy inputs." *Proc. 11th IFAC World Congress*, 8, pp. 68-73, Tallinn, Estonia, 1990.
- [11] A. D. Pouhezos, and G. S. Stavrakakis. *Real Time Fault Monitoring of Industrial Processes*,

Kluwer Academic Pub., 1994.

- [12] Wilsky, A. S. "A survey of design methods for failure detection in dynamic systems." *Automatica*, 12, pp. 601-611, 1976.
- [13] 권오규, 김대우, 김유승, "보일러 시스템의 견실한 실시간 이상검출법," 제어·자동화·시스템공학 논문지 제5권, 제1호, 1999.
- [14] P. Garnell, *Guided Weapon Control Systems*, 2nd Edition Pergamon Press, 1980.
- [15] K. Zbou. Doyle, J. C, *Essentials of Robust Control*, Prentice Hall, 1998.



김 대 우

1988년도 인하대학교 전기공학과 졸업. 1990년 동 대학원 전기공학과 졸업 (석사). 1990-1995년 LG 산전연구소, 1995-1996년 국립공업기술연구원. 1996 - 현재 인하대학교 전기공학과 박사과정.



손 원 기

1995년도 인하대학교 전기공학과 졸업. 1997년 동 대학원 전기공학과 졸업 (석사). 1997- 현재 인하대학교 전기공학과 박사과정.

권 오 규

제어·자동화·시스템공학 논문지 제5권, 제1호, 참조.