

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.12.1177

적응 미지입력 관측기를 이용한 무인항공기의 조종면 구동기 고장진단

조신제*, 신성식**, 최승기**, 문정호**, 노은정**

Actuator Fault Diagnosis of UAVs using Adaptive Unknown Input Observers

Shinje Cho*, Sungsik Shin**, Seungkie Choi**, Jungho Moon** and Eunjung Roh**

ABSTRACT

In this paper, a parallel bank of multiple adaptive unknown input observers approach suggested by D.Wang is applied to detect a single fault of control surface actuator and to estimate the actuator position of lock-in-place fault using a small fixed-wing UAV model with eight control surfaces. This paper shows that not only the fault diagnosis algorithm detects and estimates each faults of lock-in-place in 1 second by simulation but also it may be unavailable to isolate among two same-shaped rudders.

초 록

본 논문은 항공기의 신뢰도를 높이기 위한 목적으로, 항공기 조종면에 장착된 구동기에 고장이 발생하여 특정위치에 고정되어 움직이지 않을 때, 다중 미지입력 관측기(UIO, Unknown Input Observer)와 적응기법을 이용하여 고장이 발생한 구동기를 구분하고 해당 조종면의 고정된 위치를 추정하여, 조종력 할당 알고리즘 등의 조종면 고장에 대한 재형상 제어를 위한 입력을 제공하는 방법을 다룬다.

구동기의 개수와 동일한 관측기를 구성하되, 각 구동기의 고장이 반영된 선형모델을 사용함으로써 정상인 경우의 관측기에서 출력된 잔차와 고장이 발생한 경우의 관측기에서 출력된 잔차를 비교하여 고장을 분리하고, 적응기법을 이용하여 1초 내에 고장의 정도를 추정한다. 그러나 2개의 동일 형상의 러더가 존재할 경우, 고장분리가 불가능을 밝힌다.

Key Words : Fault Diagnosis(고장진단), Unknown Input Observer(미지입력 관측기)

1. 서 론

본 논문에서는 다수 조종면, 즉 각각 두 개씩의 에일러론, 플랩, 승강기, 방향기를 갖는 고정익 무인항공기를 대상으로, 문헌 [1]에서 제시된 미지입력 관측기를 이용하여 단일 구동기가 특정 위치에 고정되는 고장 발생 시, 미지입력 관측기

를 이용해 잔차를 비교하고 고장이 발생한 구동기를 구분하며, 고정된 각도를 적응기법을 통해 1초 이내로 추정하는 고장진단기법을 다룬다.

미지입력 관측기의 개수는 조종면의 개수와 동일한데, 각 조종면이 특정 위치에 고정된 경우를 반영한 선형모델을 사용하기 때문에 고장이 발생한 구동기에 대한 관측기의 잔차만 0으로 수렴하고, 나머지 관측기의 잔차는 0이 되지 않으므로 잔차 비교를 통해 고장이 발생한 구동기를 분리해 낸다. 미지입력 관측기는 돌풍과 같은 외란과 무관하게 상태변수 관측이 가능한데, 본 논문에서는 특정방향을 갖는 외란벡터를 이용했다.

† 2010년 8월 18일 접수 ~ 2010년 11월 23일 심사완료

* 정회원, 대한항공 R&D Center

교신저자, E-mail : sjecho@koreanair.com

대전시 유성구 전민동 461-1

** 정회원, 대한항공 R&D Center

구동기 고장 발생 시 조종력할당기법과 같은 재형상제어를 통해 항공기를 조종하는 경우, 고장분리뿐만 아니라 고정된 각도까지 알아낼 필요가 있는데, 문헌 [2]에서 언급된 선형시변시스템의 수렴성 이론을 기반으로 한 적응기법을 이용하여 1초 내에 고정된 각도를 추정함으로써 무인항공기의 생존성과 신뢰성을 향상시킬 수 있다.

본 논문의 문헌 [1]에 대한 개선점은 다음과 같다. 첫째, 무인항공기의 실용화 시 받음각과 옆미끄럼각을 측정하지 않는 경우가 많은데, 시뮬레이션 단계에서 상태변수 재구성을 통해, 받음각을 제외함으로써 적용상의 현실성을 높였다. 둘째, 문헌 [1]에서는 고장 발생 구동기 외의 구동기에 대한 관측기는 모두 0이 아닌 잔차를 갖는다고 언급했으나, 방향기를 두 개 가진 경우에는 그렇지 않음을 보인다. 즉, 어느 방향기가 고장인지 알아내지 못하는 한계점을 가짐을 밝힌다.

II. 적응 미지입력 관측기에 의한 고장진단

본 절에서는 문헌 [1]에서 제시된 적응 미지입력 관측기 이론을 요약 및 정리하여 고장진단 알고리즘의 원리를 설명하고, 두 개의 방향기를 가진 경우에는 잔차생성에 의한 진단에 한계점이 있음을 증명한다.

Fig. 1은 고장진단 알고리즘의 구조를 나타내는데, 조종면 수와 동일한 수의 미지입력 관측기가 존재하고, 관측기로 입력되는 제어입력은 실제 고장을 포함하지 않는다. 즉, 관측기는 고장 유무와 정도를 알지 못한다.

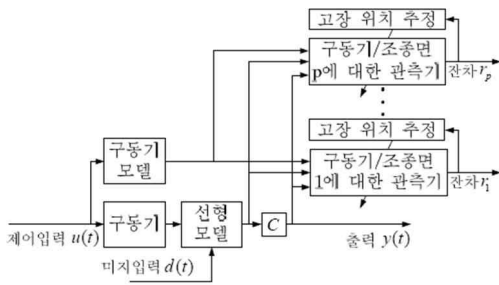


Fig. 1. Structure of fault diagnosis

2.1 구동기 고장의 수식화

i 번째 구동기가 고정되는 고장 발생 시 항공기의 선형모델은 다음과 같이 표현 가능하다.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + B_i u(t) + b_i \bar{u}_i + Ed(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 $x(t) \in R^n$ 은 상태변수, $u(t) \in R^p$ 는 제어입력, $d(t) \in R^q$ 는 외란, $y(t) \in R^m$ 은 측정치, A, B, C 는 시스템 행렬, E 는 외란분산행렬, $i=1, \dots, p$ 는 i 번째 구동기 고장을, B_i 는 i 번째 열을 0으로 한 B 행렬, b_i 는 B 의 i 번째 열벡터, \bar{u}_i 는 i 번째 입력 즉, 고장에 해당하는 각도이다.

고정된 위치는 실제로 알 수 없으므로 \bar{u}_i 를 추정하는 것이 고장진단의 최종목적이 된다. 추정치 \hat{u}_i 가 구해지면 식(1)은 일반적인 선형모델 형태 $\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Ed(t)$ 가 된다.

2.2 미지입력 관측기를 이용한 잔차

\hat{u}_i 를 구하기 전에 고장 난 구동기의 종류를 알아내는 고장분리 단계가 필요한데, 미지입력 관측기를 이용하여 수행 가능하다[3]. 각 구동기에 대해 미지입력 관측기를 생성하고, 고장 난 구동기에 대한 관측기가 생성하는 잔차만 0이 되고 나머지 구동기에 대한 잔차는 0이 아닌 값이 되도록 관측기를 설계한다. 이 같은 다중모델 관측기를 설계하기 위해 상태방정식을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + \bar{B}u(t) + \bar{b}\bar{u} + Ed(t) \quad (2)$$

$\bar{B}, \bar{b}, \bar{u}$ 는 정상적 상태에서 $B, 0, 0$ 으로, 고장 발생 시 B_i, b_i, \bar{u}_i 로 표현된다. i 번째 구동기 고장의 경우 식(1)이 됨을 알 수 있다.

문헌 [3]에 제시된 미지입력 관측기는 다음과 같은 형태를 갖는다.

$$\begin{aligned} \dot{w}_i(t) &= Fw_i(t) + GB_i u(t) + Gb_i \bar{u}_i + Ky(t) \\ \hat{x}_i(t) &= w_i(t) + Hy(t) \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 $\hat{x}(t) \in R^n$ 은 상태변수의 추정치, $w_i(t) \in R^n$ 은 관측기의 상태변수 F, G, K, H 는 추정오차 $e_i(t) = x(t) - \hat{x}_i(t)$ 가 0이 되도록 설계되어야 하는 행렬이다. $K = K_1 + K_2$ 라고 할 때 식(2), (3)로부터 추정오차 $e_i(t)$ 는 다음과 같이 전개된다.

$$\begin{aligned} \dot{e}_i(t) &= (A - HCA - K_1 C)e_i(t) \\ &+ [(A - HCA - K_1 C) - F]w_i(t) \\ &+ [(A - HCA - K_1 C)H - K_2]y(t) \\ &+ [(I - HC)\bar{B} - GB_i]u(t) \\ &+ (I - HC)\bar{b}\bar{u} - Gb_i \bar{u}_i + (I - HC)Ed(t) \end{aligned} \quad (4)$$

오차 $e_i(t)$ 가 0으로 수렴되도록 F, G, K, H 는 다음과 같이 선택할 수 있다.

$$\begin{aligned} F &= A - HCA - K_1C \\ K_2 &= FH \\ G &= I - HC \\ (I - HC)E &= 0 \end{aligned} \quad (5)$$

식(5)와 같은 행렬을 구하는 방법은 문헌 [3]에 상세히 수록되어 있는데, 행렬을 구함에 있어 한 가지 단점은 행렬 C 가 full rank여야 한다는 것이다. 그러나 본 논문에서와 같이 측정 가능한 상태변수를 사용한다면 문제되지 않는다. 모든 고유치가 음이 되도록 하는 F 를 만족하는 K_1 을 구하기보다 임의의 음의 특이치를 가지는 F 를 선정하면 K_1 을 쉽게 구할 수 있다. 식(5)를 식(4)에 대입하면 $e_i(t)$ 는 다음과 같다.

$$\dot{e}_i(t) = Fe_i(t) + G(\bar{B} - B_i)u(t) + G(\bar{b}u - b_i\bar{u}_i) \quad (6)$$

관측기의 오차가 관측기의 상태변수, 출력 $y(t)$, 외란벡터와 무관함을 식(6)에서 알 수 있다.

i 번째 구동기 고장에 대해 \bar{B} 는 B_i 이므로 우변 두 번째 항은 사라지고, \bar{u} 는 실제로 고정된 입력 \bar{u}_i 가 되며 우변 끝항 \bar{u}_i 는 추정치 \hat{u}_i 가 된다. F 의 특이치를 모두 음이 되도록 설계하고 \bar{u}_i 를 추정하면 i 번째 잔차 $r_i(t) = Ce_i(t)$ 는 0이 된다.

고장분리를 위해 다른 구동기 에 대한 잔차 $r_j(j \neq i)$ 는 0이 아님을 증명할 수 있다. 식(6)에 j 를 대입하면 j 번째 관측기 오차의 도함수 $\dot{e}_j(t)$ 는

$$\begin{aligned} \dot{e}_j(t) &= Fe_j(t) + G(\bar{B} - B_j)u(t) + G(\bar{b}u - b_j\hat{u}_j) \\ &= Fe_j(t) + G(B_i - \hat{B}_j)u(t) + G(b_i\bar{u}_i - b_j\hat{u}_j) \end{aligned} \quad (7)$$

$(B_i - B_j)u(t)$ 는 $b_ju_j(t) - b_iu_i(t)$ 이므로 식(7)은

$$\begin{aligned} \dot{e}_j(t) &= Fe_j(t) + G(b_ju_j(t) - b_iu_i(t)) + G(b_i\bar{u}_i - b_j\hat{u}_j) \\ &= Fe_j(t) + Gb_j(u_j(t) - \hat{u}_j) + Gb_i(\bar{u}_i - u_i(t)) \end{aligned} \quad (8)$$

$e_j(t)$ 가 0으로 수렴되려면 식(8)의 우변의 두 번째, 세 번째 항이 0이 되어야 하는데, b_j 와 b_i 가 일차독립인 경우 $u_j(t) - \hat{u}_j$ 와 $\bar{u}_i - u_i(t)$ 가 각각 0이 되어야 한다. i 번째 구동기 가 고정되는 고장에 대해 \hat{u}_j 가 $u_j(t)$ 와 같아질 수 있지만, 고장에 해당하는 고정된 값 \bar{u}_i 와 실제 명령 $u_i(t)$ 는 같아질 수 없으므로 $e_j(t)$ 는 0이 될 수 없다. 따라서 \bar{u}_i 를 추정하면 $r_i(t)$ 만 0이 되어 고장검출, 분리, 고정 위치 추정까지 가능하다.

2.3 방향키에 대한 잔차생성의 한계점

본 논문에서 다룬 항공기와 같이 방향키가 두 개인 경우 일반적으로 b_i 와 b_j 는 동일하다. 그러므로 식(8)은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{e}_j(t) = Fe_j(t) + Gb_i[(\bar{u}_i - \hat{u}_j) + (u_j(t) - u_i(t))] \quad (9)$$

일반적으로 방향키 명령은 두 방향키에 대해 동일하므로 $u_j(t) - u_i(t) = 0$ 이 된다. 한쪽 방향키가 각도 \bar{u}_i 에서 고정된 고장 발생 시, 다른 방향키의 \hat{u}_j 값이 \bar{u}_i 와 같아지면 방향키에 대한 두 관측기의 잔차가 모두 0으로 수렴하여 고장분리가 불가능하다. 모의시험 결과, 8개의 고장에 대해 항상 같은 방향으로 움직이는 방향키의 경우 $\bar{u}_i - \hat{u}_j = 0$ 임을 확인하였다. 따라서 방향키 고장의 경우 $r_i(t) = r_j(t) = 0$ 이 되어 고장분리가 불가능한 한계점이 발생한다.

동일한 맥락으로, 횡방향 선형행렬 또는 종방향 선형행렬만 사용하여 관측기를 설계할 경우, \bar{u}_i 의 추정은 가능하지만 $b_i = b_j$ 의 경우가 발생할 수 있으므로, b_i 와 b_j 가 일차독립이 되도록 종/횡 방향 상태변수를 적절히 선택해야 한다.

2.4 적응기법을 통한 고장위치 추적

앞서 \bar{u}_i 를 추정하면 고장검출 및 분리가 가능함을 알아보았으므로, 본 절에서는 적응추정기법을 통해 잔차 $r_i(t)$ 를 이용한 \hat{u}_i 를 구하는 방법을 다룬다[1][2].

\bar{u}_i 는 관측기가 모르는 값이므로 \hat{u}_i 로 식(3)에 대체하면 미지입력 관측기는 다음과 같다.

$$\dot{w}_i(t) = Fw_i(t) + GB_iu(t) + Gb_i\hat{u}_i + Ky(t) \quad (10)$$

$$\hat{x}_i(t) = w_i(t) + Hy(t)$$

\hat{u}_i 는 다음의 적응기법을 통해 구할 수 있다.

$$\dot{\hat{u}}_i(t) = \alpha_i t_i^T(t) PCG b_i \quad (11)$$

α_i 는 수렴속도에 영향을 미치는 양수이고, P 는 다음과 같은 리아프노프 방정식을 만족하는 대칭 양한정 행렬이다.

$$F^T P + PF = -Q \quad (12)$$

Q 또한 임의의 대칭 양한정 행렬이고, 잔차 $r_i(t)$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$r_i(t) = e_{y_i}(t) = y - \hat{y}_i = C(x(t) - \hat{x}_i(t)) = Ce_i(t) \quad (13)$$

Fig. 2는 i 번째 고장모델에 대한 관측기와 적응 기법의 블록선도를 나타낸다.

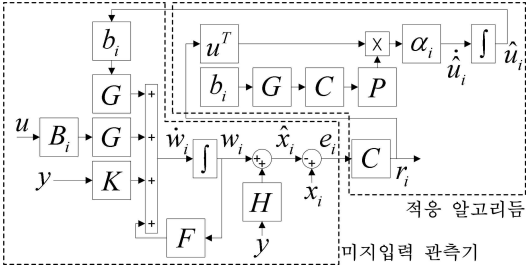


Fig. 2. Structure of UIOs & adaptive law

식(6)으로부터 $e_i(t)$ 의 도함수는 다음과 같다.

$$\dot{e}_i(t) = Fe_i(t) + Gb_i(\bar{u}_i - \hat{u}_i) = Fe_i(t) + Gb_i\phi_i \quad (14)$$

$\phi_i = \bar{u}_i - \hat{u}_i$ 는 \bar{u}_i 에 대한 추정오차이다.

앞서 언급된 관측기와 적응기법이 $r_i(t)$ 와 ϕ_i 의 지수적 수렴을 보장함을 보여야 한다. 첫째, 다음과 같은 리아프노프 함수를 도입하여 $r_i(t)$ 와 ϕ_i 의 수렴 안정성을 보일 수 있다.

$$V_i(r_i, \phi_i) = \frac{1}{2}(r_i^T Pr_i + \phi_i^2 / \alpha_i) \quad (15)$$

식(13), (14), $\dot{\phi}_i = -\dot{\hat{u}}_i$ 을 이용하면 \dot{V}_i 는,

$$\begin{aligned} \dot{V}_i(r_i, \phi_i) &= (r_i^T Pr_i + r_i^T P r_i + 2\phi_i \dot{\phi}_i / \alpha_i) / 2 \\ &= (\dot{e}_i^T C^T PCe_i + e_i^T C^T PC\dot{e}_i + 2\phi_i \dot{\phi}_i / \alpha_i) / 2 \\ &= \{[e_i^T F^T + (Gb_i\phi_i)^T] C^T PCe_i \\ &\quad + e_i^T C^T PC(Fe_i + Gb_i\phi_i)\} / 2 + \phi_i \dot{\phi}_i / \alpha_i \\ &= [e_i^T (F^T C^T PC + C^T PCF) e_i \\ &\quad + 2e_i^T C^T PCGb_i\phi_i] / 2 - \phi_i \dot{\hat{u}}_i / \alpha_i \end{aligned} \quad (16)$$

식(11)을 위 식에 대입하면,

$$\dot{V}_i(r_i, \phi_i) = \frac{1}{2}e_i^T (F^T C^T PC + C^T PCF) e_i \quad (17)$$

2.2절에서 $rank(C) = n$ 이므로 $P^* = C^T PC$ 역시 대칭 양한정 행렬이 되고, F 의 특이치가 모두 음이므로 다음의 리아프노프 방정식을 만족하는 대칭 양한정 행렬 Q^* 가 존재한다.

$$\dot{V}_i(r_i, \phi_i) = -e_i^T Q^* e_i / 2 < 0 \quad (18)$$

따라서 적응 미지입력 관측기의 수렴 안정성이 증명되었다.

둘째, 선형 시변시스템에 대한 다음과 같은 조건을 통해 $r_i(t)$ 와 ϕ_i 의 지수적 수렴성을 증명할 수 있다[2].

$$\begin{bmatrix} \dot{e}(t) \\ \dot{\phi}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F & M(t) \\ -M(t)^T & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e(t) \\ \phi(t) \end{bmatrix} \quad (19)$$

여기서 F 는 Hurwitz이고, $M(t)$ 는 bounded & Globally Lipschitz이다. 식(11), (14)로부터 오차 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_i(t) \\ \dot{\phi}_i(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F & Gb_i \\ -\alpha_i P^* Gb_i & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_i(t) \\ \phi_i(t) \end{bmatrix} \quad (20)$$

식(20)은 식(19)의 형태와 일치하므로 $r_i(t)$ 와 ϕ_i 는 0에 지수적으로 수렴됨을 증명하였다.

III. 시뮬레이션

3.1 시뮬레이션 환경

시뮬레이션에 사용한 모델은 두 개씩의 예일러론, 플랩, 승강기, 방향키를 가지는 고정익 무인항공기의 선형 행렬로서 종/횡방향 제어기를 포함한다. Table 1과 Fig. 3은 각각 비행체 제원과 형상을 나타낸다.

Table 1. Specification

항 목	제 원
크기(m)	전장 2.5, 전폭 3.0, 전고 0.8
MTOW(kg)	55
비행시간(hr)	0.7
순항속도(km/h)	120
추력(hp)	17



Fig. 3. Configuration

상태변수, 출력벡터, 제어입력, 외란벡터는 다음과 같다.

$$x(t) = y(t) = [V_T, q, \beta, p, r, \phi]^T$$

$$u(t) = [\delta_{el}, \delta_{er}, \delta_{fl}, \delta_{fr}, \delta_{al}, \delta_{ar}, \delta_{rl}, \delta_{rr}]^T$$

$$E = [0, 0, 0.05, 0, 0, 1]^T$$

상태변수는 대기속도, 피치각속도, 옆미끄럼각, 롤각속도, 요각속도, 롤각이고, 제어입력은 좌우 승강기, 플랩, 에일러론, 방향키 타각으로 구성된다. 외란은 임의적으로 0.5초부터 0.1초간 롤각과 롤각속도에 인가된다. 기타 설계변수는 시행오차를 거쳐 다음과 같이 정했다.

$$\alpha_i = [70, 70, 500, 500, 100, 100, 5, 5]$$

$$F = \text{diag}(-1.7 \times [6, 5, 4, 3, 2, 1])$$

$$Q = \text{diag}(100 \times [6, 5, 4, 3, 2, 1])$$

적응비 α_i 는 일반적 비레이득과 유사한 성질을 갖는데 작은 오버슈트를 갖도록 정했고, F 와 Q 는 대각행렬로 구성하여 쉽게 안정성을 만족하도록 했다. 두 행렬은 잔차생성과 수렴성에 영향을 미치는 중요한 변수로서 적절한 조절이 요구된다. 제어기 및 관측기의 구조는 Fig. 4와 같다.

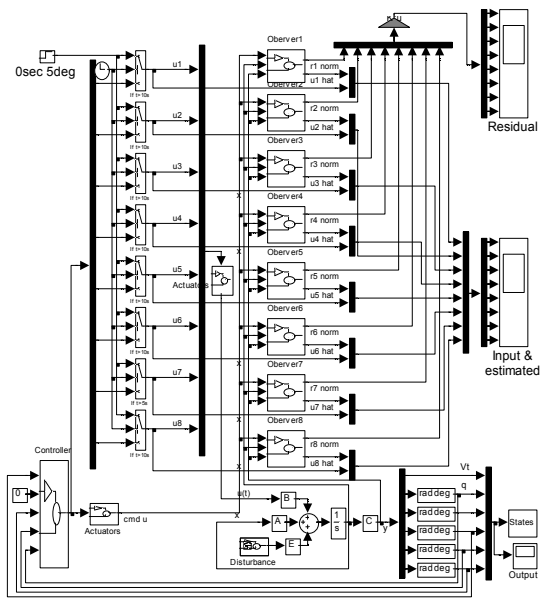


Fig. 4. Structure of controller & observers

3.2 시뮬레이션 결과

Fig. 5는 5초에 좌측 에일러론이 5°에 고정 시 출력을 나타낸다. 0.5초에 인가된 외란에 의한 영향은 제어기에 의해 소멸되나, 고장허용제어기를 포함하지 않으므로 고장에 대해서는 제어되지 않음을 알 수 있다.

Fig. 6과 7, Fig. 8과 9, Fig. 10과 11은 각각 좌측 승강기, 좌측 플랩, 좌측 에일러론이 5초에 5°로 고정될 때의 잔차와 입력추정 결과를 나타낸다. 리더를 제외한 모든 조종면의 단일 고장에 대해, 해당 조종면의 잔차만 0에 수렴하고 나머지 잔차는 상대적으로 큰 값이 되므로, 고장분리가 가능함을 알 수 있다. 또한 해당 조종면의 고장입력을 1초 내로 정확히 추정함을 확인하였다.

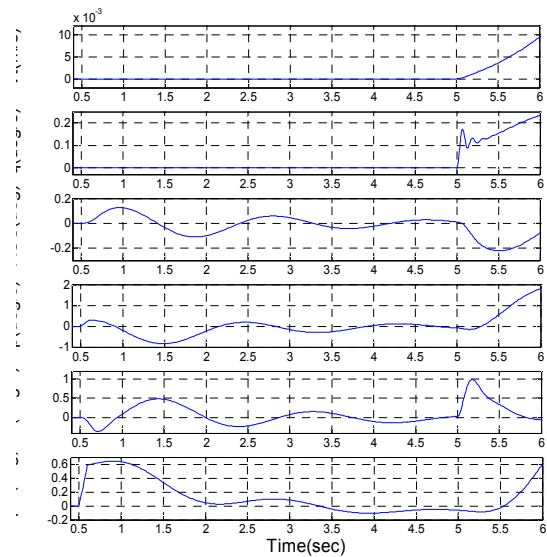


Fig. 5. States with lateral disturbance

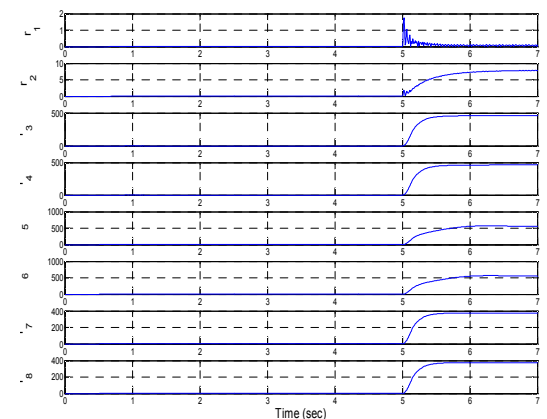


Fig. 6. Residual of left elevator locked in 5°

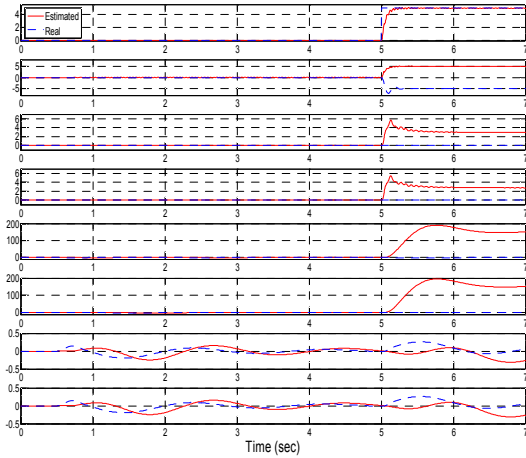


Fig. 7. Estimates of left elevator locked in 5°

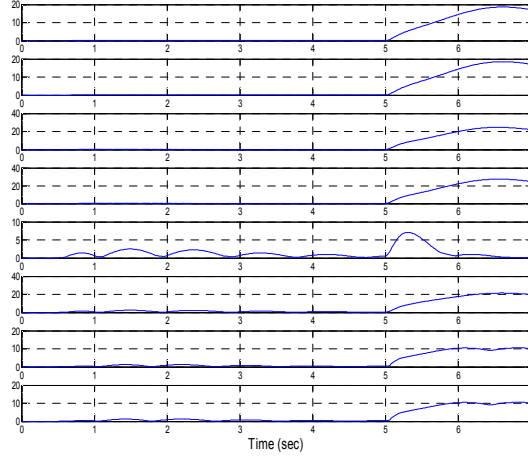


Fig. 10. Residual of left aileron locked in 5°

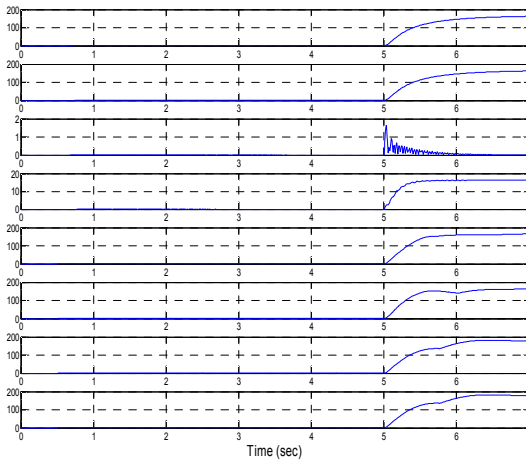


Fig. 8. Residual of left flap locked in 5°

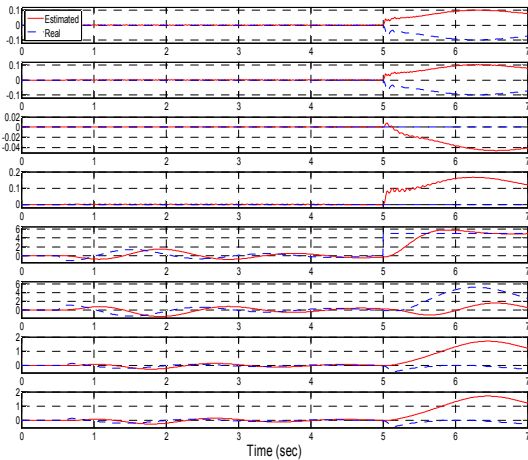


Fig. 11. Estimates of left aileron locked in 5°

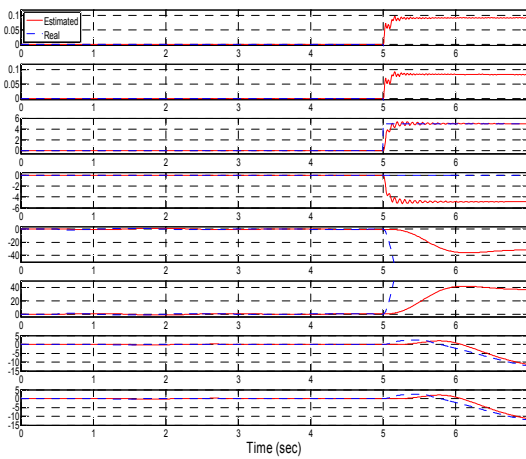


Fig. 9. Estimates of left flap locked in 5°

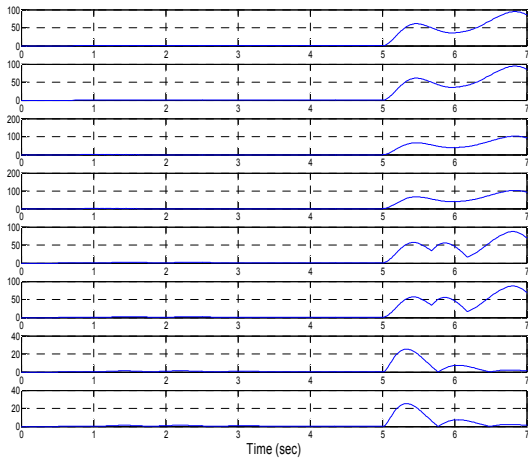


Fig. 12. Residual of left rudder locked in 5°

일례로 좌측 승강기 고장인 경우, Fig. 6의 잔차 r_1 만 0으로 수렴하고, Fig. 7의 입력 u_1 이 5° 를 추종함을 알 수 있다.

반면, 좌측 방향기 고장 시 잔차를 나타내는 Fig. 12에서 보듯이, 타 조종면과 다르게 잔차 r_7 과 r_8 이 동일하게 0으로 수렴되어 고장분리가 불가함을 확인하였다. 이는 본 기법이 2.3절에서 언급한 한계점을 가짐을 보여준다.

우측 구동기 고장은 지면 관계상 생략하였다.

III. 결 론

특정 방향을 갖는 외란이 존재하고 단일 조종면이 특정 각도에 고정되는 고장 발생 시, 8개의 조종면을 갖는 무인항공기의 선형모델을 기반으로, 문헌 [1]에서 제시된 적응 미지입력 관측기를 적용하여 외란과 무관하게 각 조종면의 고장을 검출 및 분리해 내고, 고정된 위치를 1초 내에 추종함을 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

문헌 [1]과는 달리 옆미끄럼각을 상태변수에서 제외하여 현실성을 높였을 뿐만 아니라, 동일 형상의 방향기 2개를 가질 경우 b_i 와 b_j 가 같고 추정치 또한 같아지므로 고장분리가 불가능한 경우가 발생함을 추가로 증명하였다.

본 논문에서 활용한 문헌 [1]의 알고리즘이 포함하는 고장의 종류는 조종면이 고정되는 경우, 조종

력을 완전히 상실하는 경우, 조종력이 감소되는 경우인데, 나머지 두 경우에 대한 시뮬레이션을 수행할 예정이며, 본 비행체를 이용하여 수행한 조종면 고장허용제어 비행시험에서 획득한 비행데이터를 이용하여 본 알고리즘을 검증할 계획이다.

후 기

본 연구는 지식경제부의 근접감시용 무인항공기 시스템 기술개발 사업의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) D. Wang, K. Lum, "Adaptive unknown input observer approach for aircraft actuator fault detection and isolation", *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, Vol. 21, no. 1, 2007, pp. 31~48.
- 2) Loria A. "Explicit convergence rates for MRAC-type systems", *Automatica*, Vol. 40, no. 8, 2004, pp. 1465~1468.
- 3) Chen J, Patton RJ, Zhang H. "Design of unknown input observers and robust fault detection filters", *International Journal of Control*, Vol. 63, no. 1, 1996, pp. 85~105.