

論文

시간 지연 제어를 이용한 내고장 비행제어 기법

진재현*, 유창선**, 류 혁**, 탁민제***

Fault Tolerant Flight Control Based on Time Delay Control

Jaehyun Jin*, Chang-Sun Yoo**, Hyeok Ryu** and Min-Jea Tahk***

ABSTRACT

In this paper, fault tolerant control for aircraft is being discussed. The authors propose a fault tolerant control algorithm based on time delay control. Time delay control is an effective method to deal with unknown dynamics. The proposed algorithm has no parameter to be updated and needs no prior information of faults. These are the primary advantages of the proposed method. The algorithm uses output feedback. The design and the stability condition are presented by following the existing proof. The proposed algorithms are verified by simulation examples.

초 록

본 논문에서는 비행체의 내고장 제어 기법을 다루고 있으며, 시간 지연 제어 이론에 근거한 내고장 제어 알고리즘을 제시한다. 시간 지연 제어는 부정확한 동특성을 다루는데 효과적인 방법이다. 내고장성을 위해 제안한 알고리즘의 가장 큰 장점은 실시간으로 갱신해야 할 파라미터가 없으며 또한 고장에 대한 선행적인 정보를 필요로 하지 않는다. 제안한 기법은 출력 되먹임을 이용한다. 이에 따른 설계조건 및 안정성 조건을 제시하였다. 마지막으로 시뮬레이션을 통해 제시한 기법의 유효성을 검증하였다.

Key Words : Fault tolerant control(내고장 제어), Time delay control(시간 지연 제어), Output feedback(출력 되먹임), Performance recovery(성능 회복)

1. 서 론

내고장성(fault tolerance)은 항공기 등의 제어 시스템이 갖추어야 할 중요한 특징 중의 하나로 오랫동안 연구되어 왔다. 내고장 제어(fault tolerant control)는 제어기법을 이용하여 시스템의 고장이거나 오동작의 영향을 줄이거나 제거하는 것이다. 내고장 제어는 고장발생 이후에 안정성과 성능을 회복하는 것을 목표로 한다.

내고장 제어를 위해 여러 가지 방법들이 제안되었으며, 고장을 식별한 후에 제어 파라미터를 재구성(reconfiguration)하는 방법[1-3]과 명시적인 고장식별 없이 제어 파라미터를 직접 갱신하는 적응제어(direct adaptive control, DAC)[4,5]와 슬라이딩 모드제어(sliding mode control, SMC)[6,7] 등이 있다. 그러나 DAC는 간접 적응 제어에 비해서는 적지만 여전히 많은 수의 파라미터를 계산해야 하며, SMC는 예상되는 고장의 크기에 따라 스위칭하는 입력을 미리 정해야 한다. 어떤 경우에는 필요이상의 스위칭이 가해질 수 있는데 바람직하지 않다. 고장의 크기를 추정하면 스위칭 입력의 크기를 줄일 수 있지만, 이는 추가적인 고장 식별의 과정이 필요하다[8-9].

본 논문에서는 시간 지연 제어이론(time delay

† 2005년 6월 14일 접수 ~ 2005년 10월 18일 심사완료

* 정희원, 한국원자력연구소 핵주기원격장치팀
연락처, E-mail : donworry@kaeri.re.kr
대전시 유성구 덕진동 150번지

** 정희원, 한국항공우주연구원

*** 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과

control, TDC)에 근거한 내고장 제어기법을 제시한다. TDC는 부정확한 동특성을 갖는 시스템의 제어에 매우 효과적인 방법이다[10-12]. 고장을 미지의 동특성으로 간주한다. 이 방법은 실시간으로 갱신해야 할 변수가 없으며, 고장의 크기를 미리 알 필요도 없다. 덧셈(additive)과 곱셈(multiplicative)형 고장을 함께 다룰 수 있도록 모델링 하였으며, 출력 되먹임을 이용하는 제어 법칙을 제시하였다. 상태 되먹임과는 달리 출력 행렬과 입력 행렬의 곱이 비특이(nonsingular)여야 하며, 두 가지의 안정성 조건을 갖는다. 하나는 TDC에 내재하는 조건이며 다른 하나는 출력 되먹임에 의한 것으로 시스템의 영점이 안정한 영역에 있어야 한다. 시뮬레이션을 이용해서 제시한 제어법칙이 효과적으로 고장에 대응할 수 있음을 보인다.

II. 내고장 제어 문제

2.1 시스템 및 고장 모델링

비행체의 선형시스템 모델은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + BE(u + f), \\ y &= Cx \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 $x \in R^n$, $y \in R^l$, $u \in R^m$ 는 각각 상태, 출력, 입력변수이며, A, B, C 는 적절한 크기의 행렬이다. 입력과 출력은 개수가 같다고($l=m$) 가정한다. 시스템은 가관측 및 가제어하다고 가정한다. $f \in R^m$ 는 덧셈형 고장을, E 는 곱셈형 고장을 의미하며 다음과 같은 구조이다.

$$E = \text{diag}(\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_m), 0 \leq \alpha_i \leq 1. \quad (2)$$

고장의 구조는 알지만 그 값은 미리 알 수 없다. 원하는 동특성을 갖는 기준모델(reference model)은 다음과 같다.

$$\dot{y}_m = A_m y_m + B_m r. \quad (3)$$

여기서 $y_m \in R^l$, $r \in R^l$ 은 기준출력 및 조종입력이다. 모든 변수는 시간(t)의 함수이지만, 편의상 필요할 경우에만 명시한다.

내고장 제어의 목표는 식 (1)의 시스템에 고장이 발생하여도 기준모델 식 (3)을 추종하도록 하는 것이다. 다음은 DAC[4]와 SMC[7]를 이용한 기존의 내고장 제어 법칙이다.

$$u_a = C_0 r + C_0 G_0 x + C_0 v + C_0 K_0 y_m, \quad (4)$$

$$u_s = -Kx_m + K_c e_y + K_m r + \beta \text{sgn}(s). \quad (5)$$

식 (4)에서는 C_0, G_0, v 를 실시간으로 갱신해야 하며, 식 (5)에서는 슬라이딩 평면에 도달하기 위해 적절히 β 를 설정하여야 한다. 이 β 값은 고장의 크기와 관련이 있는데 미리 설정하여야 한다. 그러나 실제보다 큰 값으로 설정하면 스위칭 입력이 과도하게 발생할 수 있다. 심지어는 고장이 없는데도 고장을 고려한 과도한 스위칭이 있을 수 있다.

2.2 시간 지연 제어

내고장 제어 기법의 바람직한 특징으로는 갱신해야 할 파라미터가 없고 미리 고장의 크기를 정할 필요가 없어야 한다는 것이다. 시간 지연 제어는 이러한 특징을 가지고 있다. 식 (1)을 다음과 같이 변형할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + \hat{B}u + (BE(u + f) - \hat{B}u) \\ &= Ax + \hat{B}u + g \end{aligned} \quad (6)$$

$g = BE(u + f) - \hat{B}u$ 이고 $R(\hat{B}) \subset R(B)$ 이다. 출력 오차를 $e = y_m - y$ 라고 정의하면, 오차 동특성은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{e} &= \dot{y}_m - \dot{y} \\ &= A_m y_m + B_m r - CAx - C\hat{B}u - Cg \end{aligned} \quad (7)$$

원하는 오차 동특성을 $\dot{e} = A_m e$ 라고 하면, 이를 실현하기 위한 입력은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} u &= (C\hat{B})^{-1} [-CAx - Cg + A_m y_m + B_m r - A_m e] \\ &= (C\hat{B})^{-1} [-CAx - Cg + A_m y + B_m r] \end{aligned} \quad (8)$$

L 이 작다고 가정한다면 다음처럼 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} CAx(t) + Cg(t) &\simeq CAx(t-L) + Cg(t-L) \\ &= \dot{y}(t-L) - C\hat{B}u(t-L) \end{aligned} \quad (9)$$

이를 식 (8)에 대입하면 최종적으로 다음과 같은 제어입력을 얻는다.

$$u = (C\hat{B})^{-1} [-\dot{y}(t-L) + C\hat{B}u(t-L) + A_m y + B_m r] \quad (10)$$

L 은 보통 입력갱신 간격으로 설정한다. 식 (10)의 제어 법칙을 적용하기 위해서는 $C\hat{B}$ 행렬이 비특이여야 한다. 이것이 제어기의 설계조건이 된다. 식 (10)에는 실시간으로 갱신해야 할 파라미터가 없으며, 고장에 대한 추정치를 필요로 하지 않는다.

2.3 안정성 조건

식 (10)의 입력을 갖는 식 (1)의 시스템의 안정성 조건은 참고문헌 [10]에서와 같은 방법으로 증명할 수 있다. 식 (6)을 다음과 같이 변형한다.

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \hat{B}_1 \\ \hat{B}_2 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} g_1 \\ g_2 \end{bmatrix}, \quad (11)$$

$$y = \begin{bmatrix} I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = x_1$$

그러면 출력 동특성은 다음과 같다.

$$\dot{y} = A_{11}y + \hat{B}_1 u + A_{12}x_2 + g_1, \quad (12)$$

$$u = \hat{B}_1^{-1} [-\dot{y}(t-L) + \hat{B}_1 u(t-L) + A_m y + B_m r]$$

외부입력은 안정성 조건과 무관하기 때문에 편의로 f 와 r 은 생략한다. 식 (1)과 (10)을 다음과 같이 쓴다.

$$\dot{y}(t) = A_{11}y(t) + B_1 E u(t), \quad (13)$$

$$u(t) = u(t-L) + \hat{B}_1^{-1} [-\dot{y}(t-L) + A_m y], \\ B_1 E u(t-L) = \dot{y}(t-L) - A_{11}y(t-L)$$

이를 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{y}(t) = A_{11} [y(t) - y(t-L)] \\ + (I - B_1 E \hat{B}_1^{-1}) \dot{y}(t-L) + B_1 E \hat{B}_1^{-1} A_m y(t) \quad (14)$$

$[y(t) - y(t-L)] \approx \dot{y}(t)L$ 이므로, $\|A_{11} \dot{y}(t)\| L \ll 1$ 및 $\|A_m \dot{y}(t)\| L \ll 1$ 이 되도록 L 을 정해준다. 그리고 식 (14)로부터 $\dot{y}(t) - \dot{y}(t-L)$ 을 구한다.

$$\dot{y}(t) - \dot{y}(t-L) = (I - B_1 E \hat{B}_1^{-1}) (\dot{y}(t-L) - \dot{y}(t-2L)) \quad (15)$$

이산 시스템 안정성 조건으로부터 식 (16)의 해 z 가 단위 원 내에 존재하면 $\dot{y}(t) - \dot{y}(t-L) \rightarrow 0$ 이 된다.

$$\det [zI + (B_1 E) \hat{B}_1^{-1} - I] = 0 \quad (16)$$

$(B_1 E) \hat{B}_1^{-1}$ 이 비특이 행렬이고 $\dot{y}(t) - \dot{y}(t-L) \rightarrow 0$ 를 다시 식 (14)에 적용하면 $\dot{y}(t) = A_m y(t)$ 를 얻을 수 있으며 결과적으로 시스템은 안정하다. 여기서 식 (16)이 첫 번째 안정성 조건이 된다.

E 가 작으면 시스템은 항상 안정한 것처럼 보이지만 고장대응을 위해 과도한 입력이 발생하면 쉽게 포화에 이를 수 있다. 이러한 상황을 방지하기 위해 여유 조종면이 필요하다[13].

두 번째 조건은 식 (11)의 내부 안정성(internal stability)을 위해 시스템의 영점이 항상 안정한 영역에 있어야 한다[5]. 식 (12)의 입력은 다음처럼 근사화 할 수 있다.

$$u \approx \hat{B}_1^{-1} [-A_{11}y - A_{12}x_2 - g_1 + A_m y + B_m r] \quad (17)$$

이때 x_2 의 동력학은 다음과 같다.

$$\dot{x}_2 = (A_{22} - \hat{B}_2 \hat{B}_1^{-1} A_{12}) x_2 + (A_{21} - \hat{B}_2 \hat{B}_1^{-1} A_{11}) y \\ + g_2 - \hat{B}_2 \hat{B}_1^{-1} g_1 + \hat{B}_2 \hat{B}_1^{-1} (A_m y + B_m r) \quad (18)$$

식 (18)의 극점은 식 (1)의 영점이다. 결국 식 (1)이 불안정한 영역에 있는 영점을 가지면 x_2 는 발산하게 되고 이는 다시 식 (12)에 과도한 외란의 형태로 영향을 주는데 결국 입력의 한계를 넘어서고 제어가 불가능해진다.

III. 시뮬레이션 예제

항공기의 횡운동을 시뮬레이션 대상으로 선정하였다. 상태변수는 롤 각속도, 요 각속도, 옆미끄럼 각, 뱅크 각이다. 입력은 에어러론 변위와 러더 변위이며 각각 $\pm u_a$ 와 $\pm u_r$ 의 범위내에 있다. A , B , C 는 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} -3.598 & 0.1968 & -35.18 & 0 \\ -0.0377 & -0.3586 & 5.884 & 0 \\ 0.0688 & -0.9957 & -0.2163 & 0.0733 \\ 0.9947 & 0.1027 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (19)$$

$$B = \begin{bmatrix} 14.65 & 6.538 \\ 0.2179 & -3.087 \\ -0.0054 & 0.0516 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$u_a = 15 \text{ deg}, \quad u_r = 10 \text{ deg}.$$

여기서 $\hat{B} = B$ 로 둔다, 그러면 $C\hat{B}$ 는 비특이 행렬이 되며, $\alpha_r = 0$ 를 제외한 대부분의 E 에 대해 식 (16)의 안정성 조건이 만족된다. 시스템의 영점은 $-0.3450, 0$ 이다. 제어 갱신 주기는 100 hz 이며 $L=0.01 \text{ sec}$ 이다. 조종입력은 무작위로 추출된 수를 1차 필터를 통과시킨 값으로 임의로 생성하였다.

$$r_k = ar_{k-1} + (1-a)bc_k \quad (20)$$

c_k 는 ± 1 사이의 값을 갖는 균일분포 무작위 변수이며, b 는 조종입력의 크기를 결정하며, a 는 응답속도를 결정한다. 주어진 기준모델과 고장 시나리오의 다음과 같다.

$$A_m = \begin{bmatrix} -2.5 & 0 \\ 0 & -2.5 \end{bmatrix}, \quad B_m = \begin{bmatrix} 2.5 & 0 \\ 0 & 2.5 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$f_1 = 2, \quad t \geq 3, \quad f_2 = -3, \quad t \geq 3.5 \\ E_{11} = 0.7, \quad t \geq 5, \quad E_{22} = 0.8, \quad t \geq 6 \quad (22)$$

시간(t)의 단위는 초(second)이다. Fig. 1~4는 시뮬레이션에 따른 결과이다. Fig. 1은 조종입력이며, a 와 b 는 0.95, 10으로 설정하였다. Fig. 2는 조종입력에 따른 기준모델의 출력과 시스템의 출

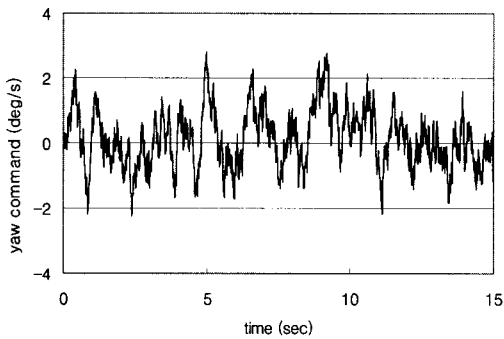
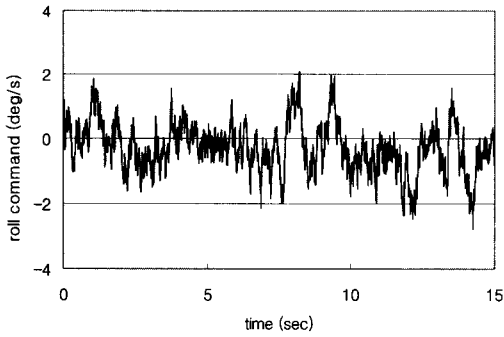


Fig. 1. Command input $r(t)$

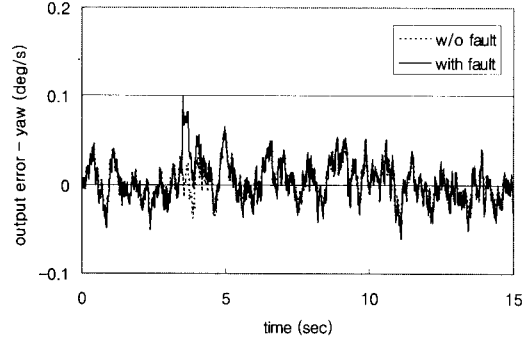
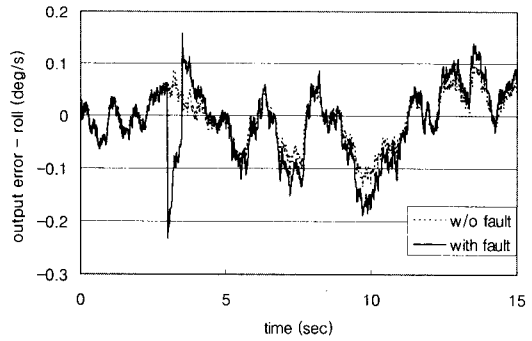


Fig. 3. Output errors $y_n(t) - y(t)$

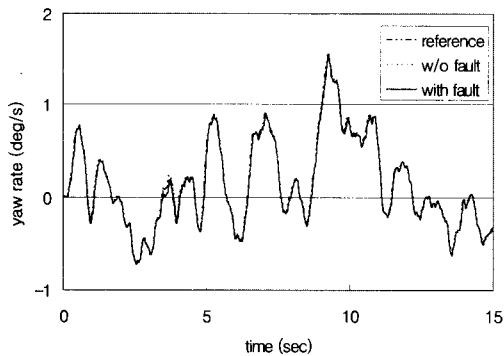
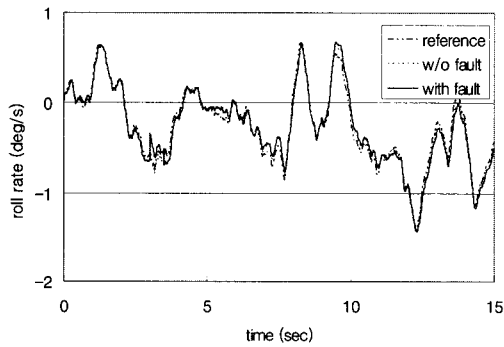


Fig. 2. Reference output $y_n(t)$ and actual outputs $y(t)$

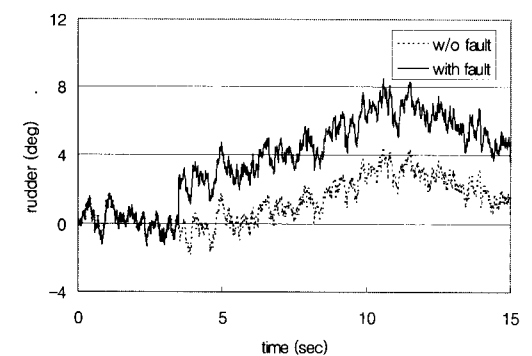
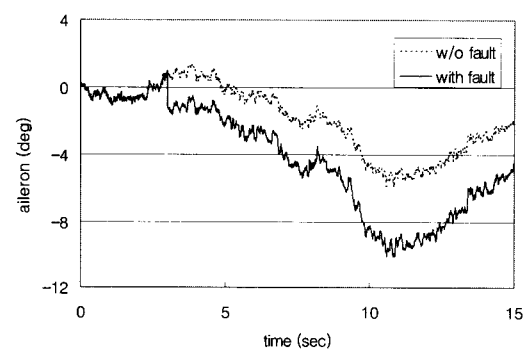


Fig. 4. Control inputs $u(t)$

력을 비교한 것이다. 고장이 없다고 가정한 경우와 식 (22)의 고장이 있다고 가정한 경우의 출력이다. Fig. 3과 같은 작은 양의 추종 오차는 존재하지만 대체적으로 기준출력을 추종하고 있음을 알 수 있다. Fig. 4는 제어입력을 보여주는데, 고장이후에 조종입력이 증가함을 알 수 있다. 고장에 대응하기 위해 추가적인 입력이 필요해지기 때문이다. 이 결과들을 바탕으로 제안한 내고장 제어 기법이 잘 동작하고 있음을 알 수 있다.

두 개의 영점 중 하나는 안정적인 영역에 있지만 원점에 있는 영점은 입력에 따라 천천히 발

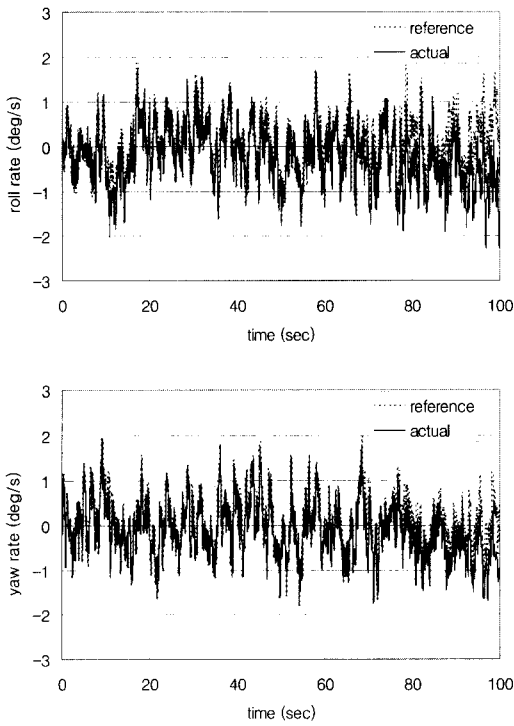


Fig. 5. Reference output $y_m(t)$ and actual outputs $y(t)$

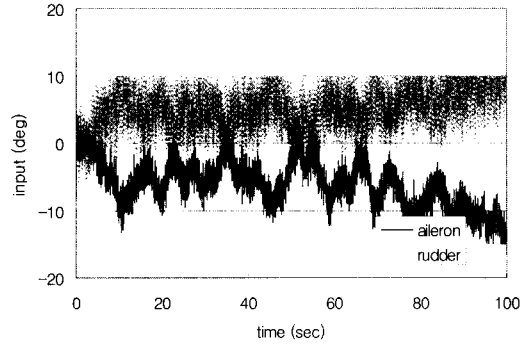
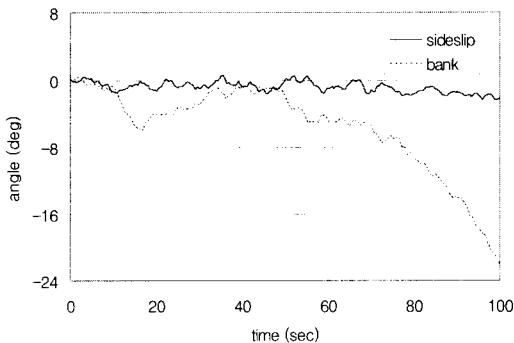


Fig. 6. Sideslip angle, bank angle, and control inputs without a pilot's correction

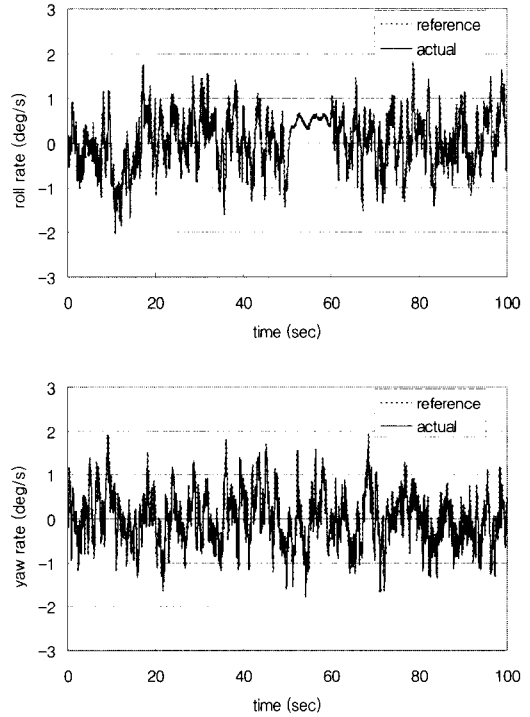


Fig. 7. Reference output $y_m(t)$ and actual outputs $y(t)$

산하는 경향이 있다. a 를 0.6으로 설정하였다. Fig. 5와 6은 보정하기 위한 조종을 하지 않은 경우로 뱅크 각이 증가함에 따라 추종 성능이 떨어진다. 만약에 50~60 초 사이에 첫 번째 조종 입력을 $c_1(t)=0.5$ 으로 두면 Fig. 7, 8과 같이 뱅크 각을 간접적으로 조종할 수 있다. 뱅크 각은 증가하지 않고, 기준출력에 대한 추종도 제대로 이루어지는 것을 알 수 있다.

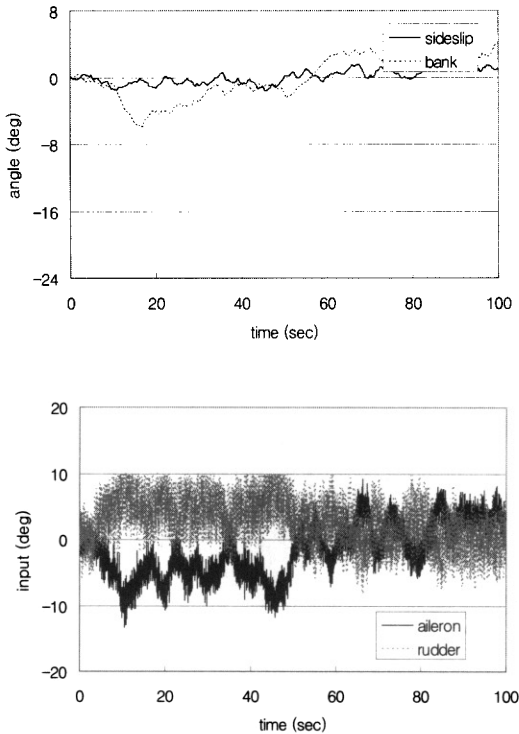


Fig. 8. Sideslip angle, bank angle, and control inputs with a pilot's correction

IV. 결 론

본 논문에서는 시간 지연 제어이론에 근거한 내고장 제어기법을 제시하였다. 제안한 기법의 가장 큰 장점은 실시간으로 갱신해야 할 변수도 없고 고장의 크기를 미리 알 필요도 없다. 일반적인 상태 되먹임과는 달리 출력 되먹임을 이용하는 제어법칙을 제시하였다. 이에 따른 설계조건은 출력 행렬과 입력 행렬의 곱이 비특이여야 함을 보였으며, 두 가지의 안정성 조건을 제시하였다. 시뮬레이션을 이용해서 제시한 제어법칙이 여러 형태의 고장이 동시에 발생하더라도 기준모델의 출력을 잘 추종할 수 있음을 보였다. 본 논문에서 제안한 기법이 내고장 제어를 위해 유용하게 적용될 수 있다.

참고문헌

1) Jiang, J., "Design of reconfigurable control systems using eigenstructure assignments",

International Journal of Control, Vol. 59, No. 2, 1994, pp. 395-410.

2) Gao, Z., and Antsaklis, P., "Stability of the pseudo inverse method for reconfigurable control systems", *International Journal of Control*, Vol. 53, No. 3, 1991, pp. 717-729.

3) Looze, D., Weiss, J., Eterno, J., and Barrett, N., "An automatic redesign approach for restructurable control systems", *IEEE Control Systems Magazine*, Vol. 5, No. 2, 1985, pp. 16-22.

4) Kim, K., Lee, K., and Kim, Y., "Reconfigurable flight control system design using direct adaptive method", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 26, No. 4, 2003, pp. 543-550.

5) Bodson, M., and Groszkiewicz, J., "Multivariable adaptive algorithms for reconfigurable flight control", *IEEE Transaction on Control Systems Technology*, Vol. 5, No. 2, 1997, pp. 217-229.

6) Shtessel, Y., Buffington, J., and Banda, S., "Tailless aircraft flight control using multiple time scale reconfigurable sliding modes", *IEEE Transaction on Control Systems Technology*, Vol. 10, No. 2, 2002, pp. 288-296.

7) Kim, D., and Kim, Y., "Robust variable structure controller design for fault tolerant flight control", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 3, 2000, pp. 430-437.

8) 조성준, 김도현, 김유단, "고유공간지정법을 이용한 항공기 고장 검출필터의 설계에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제24권 4호, 1996년, pp. 126-134.

9) 송용규, "항공기 제어면/구동장치 고장에 대한 진단규명 및 보완 제어시스템 설계에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제30권 7호, 2002년, pp. 61-67.

10) Youcef-Toumi, K., and Reddy, S., "Analysis of linear time invariant systems with time delay", *ASME Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Vol. 114, 1992, pp. 544-553.

11) Youcef-Toumi, K., and Ito, O., "A time delay controller for systems with unknown dynamics", *ASME Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 1990, pp. 133-142.

12) Sung, Y., and Shibata, H., "Modified

time delay control for nonlinear systems",
Proceedings of IEEE TENCON '93, Beijing, Vol. 4,
1993, pp. 21-24.

13) 김유단, 김승균, "회전의 무인기의 고장진
단 및 다중화관리 연구 동향", 한국항공우주학회
지, 제32권 7호, 2004년, pp. 133-141.