

직접 적응기법을 이용한 모델추종 재형상 비행제어시스템 설계

Model Following Reconfigurable Flight Control System Design Using Direct Adaptive Scheme

김기석, 이금진, 김유단
(Ki-Seok Kim, Keum-Jin Lee and You Dan Kim)

Abstract : A new reconfigurable model following flight control method based on direct adaptive scheme is presented. Using the timescale separation principle, both the inner-loop and the outer-loop states are controlled simultaneously. For the timescale separation assumption to be satisfied, the inner-loop model dynamics is set to be fast, whereas the outer-loop model dynamics is set to be relatively slow. The stability and convergence of the proposed control law is proved by Lyapunov theorem. One of the merits of the proposed reconfigurable controller is that the FDI process and the persistent input excitation are not necessary, which is suitable for the flight control system. To evaluate the reconfiguration performance of the proposed control method, numerical simulation is performed using six degree-of-freedom nonlinear dynamics.

Keywords : reconfigurable system, model following, timescale separation, direct adaptive scheme

I. 서론

재형상 비행제어시스템(Reconfigurable Flight Control System)은 비행중 항공기에 고장이 발생한 경우에도 적절한 제어기 재설계 과정을 통해 항공기가 생존성을 가지도록 하는 역할을 한다. 현대의 고성능 항공기는 고도의 임무수행 능력과 이상현상 대처능력이 요구되므로 재형상 비행제어 시스템의 중요성은 점차 커지고 있는 상황이다. 현재까지 개발된 재형상 비행제어시스템의 설계 방법은 크게 두 가지로 분류해 볼 수 있다.

첫번째 방법은 고장검출 및 분리 (Fault Detection and Isolation, FDI)에 기반을 둔 방법으로, 고장검출 및 분리 알고리즘을 탑재하여 실제 시스템에 고장이 발생했을 때 적절한 재형상 제어를 수행한다[1-4]. 고장검출 및 분리에 기반을 둔 방법은 충분히 빠른 고장검출 및 분리기능이 요구되며 자주 발생하는 고장에 대한 재형상 정보를 미리 탑재하면 그 성능이 크게 향상될 수 있다. 그러나 고려해야 할 고장의 수가 많아지면 다중모델이 필요하게 되어 시스템이 복잡해지고, 알려지지 않은 고장에 대한 대처 능력이 떨어지는 단점이 있다.

두 번째 방법은 고장검출 및 분리를 이용하지 않고 시스템 인식기법(system identification)을 사용하여, 인식 결과에 따라 제어기를 재설계하는 방법이다.[5-8] 이러한 방법은 간접적 방법으로 분류할 수 있는데, 첫 번째 방법에 비해 넓은 범위의 고장에 대처할 수 있다는 장점이 있다. 그러나 시스템이 복잡해질수록 시스템 인식과정이 복잡해지며 적절한 비선형 모델을 설계해야 하는 어려움이 있다.

본 논문에서는 보다 간단한 구조를 가지면서도 넓은 범위의 고장에 대처할 수 있는 새로운 재형상 제어기법을 제안하였다. 제안한 방법은 시스템 인식과정 없이 제어이득을 갱신

하는 직접법에 기반하고 있으며, 모델추종 제어기법을 사용하여 설계되었다. 기존 연구의 경우, 지속적 가진(Persistent Excitation)을 위해서 임의의 고의적 입력을 가하거나 구속항을 추가하는 형태를 사용하여 왔다. 그러나 이러한 방법은 제어기 성능의 저하를 가져올 수 있다. 이에 비하여 제안한 직접적 방법을 사용하면 가진수준에 관계없이 재형상 제어가 가능하게 되며, 모델 출력과의 오차를 점진적으로 제거할 수 있다. 따라서 제안한 재형상 제어기법은 고장검출 및 분리 시스템, 고장관련 데이터베이스, 불충분한 가진에 대비한 알고리즘이 모두 필요없게 되므로, 재형상 제어가 보다 쉽게 수행될 수 있다.

항공기의 동특성을 살펴보면, 일반적으로 각도를 나타내는 상태변수는 느린 동특성을 보이며, 각속도를 나타내는 상태변수는 빠른 동특성을 보인다. Timescale separation 원리를 적용하면 항공기 제어시스템에서 제어해야 할 상태변수는 각도를 나타내는 상태변수와 각속도를 나타내는 상태변수로 분리해서 제어기를 설계할 수 있다.

제안한 재형상 제어기법의 성능평가를 위해서 고성능 항공기의 6자유도 비선형 방정식을 이용한 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 결과, 제안한 제어기법에 의하여 내부루프 및 외부루프 시스템을 안정시킬 수 있으며, 고장이 발생한 상황에서도 뛰어난 모델추종 성능을 보임을 확인할 수 있었다.

II. 운동방정식

본 논문에서 고려한 강체 항공기의 비선형 6자유도 운동방정식은 다음과 같다. 지구 자전에 의한 영향은 고려하지 않았다.

$$V = \frac{\cos \alpha \cos \beta}{m} (T + F_x) + \frac{\sin \beta}{m} F_y + \frac{\sin \alpha \cos \beta}{m} F_z + g [-\cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \sin \beta \sin \phi \cos \theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \phi \cos \theta] \quad (1)$$

논문접수 : 2002. 9. 13., 채택확정 : 2003. 1. 23.

김기석, 이금진, 김유단 : 서울대학교 항공우주공학과
(dearks@chol.net/ airfoil3@dreamwiz.com/ydkim@snu.ac.kr)

※ 본 연구는 과학기술부 국가지정연구사업(M1-010400-00- 0028)의 지원으로 수행되었습니다.

$$\dot{\alpha} = \cos \alpha \tan \beta p + \sin \alpha \tan \beta r - \frac{\sin \alpha}{mV \cos \beta} (T + F_x) \quad (2)$$

$$+ \frac{\cos \alpha}{mV \cos \beta} F_z + \frac{g}{V \cos \beta} (\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \phi \cos \theta)$$

$$\dot{\beta} = \sin \alpha p - \cos \alpha r - \frac{\cos \alpha \sin \beta}{mV} (T + F_x) + \frac{\cos \beta}{mV \cos \beta} F_x \quad (3)$$

$$+ \frac{\sin \alpha \sin \beta}{mV} F_z + \frac{g}{V} (\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \cos \theta \sin \phi - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta)$$

$$\Gamma \dot{p} = I_{zz} L + I_{xz} N + I_{xz} (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) pq + [I_{zz} (I_{yy} - I_{zz}) - I_{xz}^2] qr \quad (4)$$

$$I_{yy} \dot{q} = M + (I_{zz} - I_{xx}) pr + I_{xz} (r^2 - p^2) \quad (5)$$

$$\Gamma \dot{r} = I_{zz} L + I_{xz} N + [I_{xx} (I_{xx} - I_{yy}) + I_{xz}^2] pq - I_{xz} (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) qr \quad (6)$$

$$\dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = \cos \phi q - \sin \phi r \quad (8)$$

$$\dot{\psi} = \frac{\sin \phi q + \cos \phi r}{\cos \theta} \quad (9)$$

여기서 $\Gamma = I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2$ 이다. 공력과 모멘트, 공력계수는 다음과 같이 표현된다.

$$F_x = [C_x(\alpha) + C_{x\delta} + \frac{cq}{2V} C_{x\delta}(\alpha)] QS \quad (10)$$

$$F_y = [C_y + C_{y\delta} \delta_a + C_{y\delta} \delta_r + \frac{bq}{2V} C_{y\delta}(\alpha) + \frac{br}{2V} C_{y\delta}(\alpha)] QS \quad (11)$$

$$F_z = [C_z(\alpha, \beta) + C_{z\delta} \delta_a + \frac{cq}{2V} C_{z\delta}(\alpha)] qS \quad (12)$$

$$L = [C_l(\alpha, \beta) + C_{l\delta}(\alpha, \beta) \delta_a + C_{l\delta}(\alpha, \beta) \delta_r + \frac{bp}{2V} C_l(\alpha) + \frac{br}{2V} C_l(\alpha)] qSb \quad (13)$$

$$M = [C_m(\alpha) + C_{m\delta}(\alpha) \delta_r + \frac{cq}{2V} C_{m\delta}(\alpha)] qSc \quad (14)$$

$$N = [C_n(\alpha, \beta) + C_{n\delta}(\alpha, \beta) \delta_a + C_{n\delta}(\alpha, \beta) \delta_r + \frac{bp}{2V} C_n(\alpha) + \frac{br}{2V} C_n(\alpha)] qSb \quad (15)$$

(10)-(15)에서 표현된 공력계수 데이터는 F-16 항공기에 대한 공력계수를 사용하였다[9].

III. 연속시스템 모델 및 고장모델

1. 연속시스템 모델

항공기 운동방정식은 비행영역에 따라 다음과 같이 선형

화하여 표현할 수 있다.

$$\dot{x} = Ax + Bu + d \quad (16)$$

$$y = Cx \quad (17)$$

여기서 x 는 상태변수, u 는 입력, y 는 출력을 나타내며, 변수 d 는 평형상태에 관련하여 도입된 변수이다. 본 논문에서 제어하고자 하는 항공기 운동 상태변수는 각도변수인 롤각 (ϕ), 받음각 (α), 옆미끄럼짐각 (β), 그리고 각속도 변수인 (p, q, r)이다. 그러므로 (16)에서 상태변수 벡터 x 는 이들 6개의 변수로 구성된다. 입력벡터 u 는 제어면인 에일러론(δ_e), 승강타(δ_s), 방향타(δ_r)로 구성된다.

일반적인 항공기의 동특성을 살펴보면, 각속도 변수 [p, q, r]의 동특성은 빠른 반면, 각도변수인 [ϕ, α, β]의 동특성은 상대적으로 느리다. 본 논문에서는 이러한 동특성을 이용하여 timescale separation 가정을 도입하였다[10]. Timescale separation 가정하에 (16)-(17)은 다음과 같이 표현될 수 있다.

Inner-loop subsystem:

$$\dot{x}_1 = A_1 x_1 + B_1 u_1 + d_1 \quad (18)$$

$$y_1 = x_1 \quad (19)$$

Outer-loop subsystem:

$$\dot{x}_2 = A_2 x_2 + B_2 u_2 + d_2 \quad (20)$$

$$y_1 = x_1 \quad (21)$$

여기서 $x_1 = [p, q, r]^T$, $x_2 = [\phi, \alpha, \beta]^T$ 이다. 그림 1에 timescale separation 원리가 적용된 연속시스템 모델을 제시하였다. 연속시스템 모델에서는 외부루프의 출력은 내부루프의 입력처럼 작용하게 된다. 즉, 전체 시스템에 대한 기준입력은 외부루프에 대해 주어지며, 내부루프의 기준입력은 외부루프 제어기의 출력으로 주어진다. Timescale separation 시스템에서의 제어기 설계는 각각의 내부루프 및 외부루프에서 독립적으로 이루어질 수 있다. Timescale separation 시스템의 안정성에서 문제가 되는 것 중의 하나는 전체 시스템의 안정성이 시간분리의 정도에 달려있다는 점이다. 즉, 각각의 시스템이 안정하더라도 시간 분리의 가정이 불완전하면 전체 시스템은 불안정할 수 있다. 본 논문에서는 (18)과 (20)에서 외란처럼 모델링된 d_1, d_2 항의 도입으로 인해 이러한 약점을 보완할 수 있다. 즉, 외부루프의 동특성의 내부루프에 대한 영향은 (18)의 d_1 항을 갱신시킴으로써 상쇄할 수 있으며, 내부루프의 외부루프에 대한 영향은 (20)의 d_2 를 갱신함으로써 상쇄할 수 있다.

2. 구동기 고장 모델

본 논문에서는 다음 식과 같이 다항식으로 모델링 될 수 있는 구동기 고장을 고려하였다.

$$\delta_{input} = F(\delta_{com}) = b_0 + b_1 \delta_{com} + b_2 \delta_{com}^2 + \dots \quad (22)$$

여기서 $b = [b_0, b_1, b_2, \dots]$ 는 고장관련 계수들이다. 그림 2에

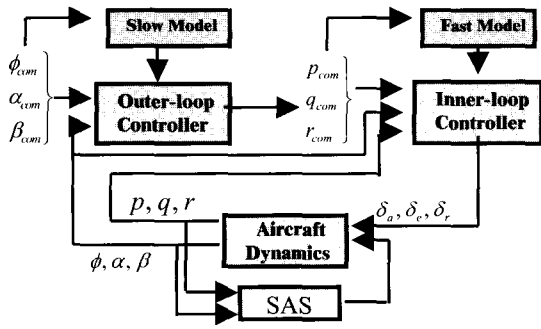


그림 1. 시간분리에 따른 연속적 제어기 형상.
Fig. 1. Timescale separation system and controller.

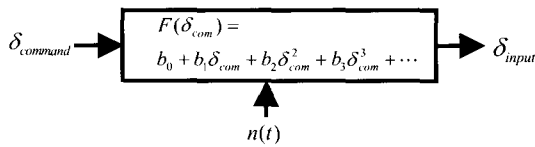


그림 2. 다항식 고장 모델링.
Fig. 2. Polynomial-like fault modeling.

(22)에 제시한 고장 모델링을 표시하였다. 그림 2에서 $n(t)$ 는 랜덤프로세스로 작용하는 잡음을 의미한다. 본 논문에서는 잡음의 영향은 고려하지 않았다. 고장은 제어기의 출력과 실제 구동기 입력 사이에 작용하는 것으로 설정하였으며, 고장 정보는 제어시스템으로서 알 수 없다고 가정하였다. 구동기 고장 모델인 (22)에서 몇 가지 특수한 경우를 살펴보면 다음과 같다. (22)에서 $b_0 = \delta_0$, $b_1 = b_2 = \dots = 0$ 로 설정하면 제어면이 일정한 각도로 고정된 고장을 모사할 수 있다. 그리고 $b_1 \neq 0$, $b_0 = b_2 = \dots = 0$ 일 때는 제어면 효율이 감소한 경우를 나타낼 수 있다.

IV. 직접법을 사용한 모델추종 제어기 설계

1. 시스템 모델 및 오차방정식

본 절에서는 모델출력과 시스템출력의 오차를 제거하는 모델추종 제어기를 제안하였다. 우선, (16)-(17)로 표시된 시스템에 대하여 다음을 가정하자.

$$\det(CB) \neq 0 \quad (23)$$

위의 가정은 시스템의 상대차수(relative degree)가 1인 것을 가정하는 것으로 일반적으로 사용되고 있다[11]. 본 연구에서 시스템이 추종해야 할 기준모델은 다음과 같이 설정하였다.

$$\dot{y}_m = A_m y_m + B_m r \quad (24)$$

여기서 r 은 기준입력이며, B_m 은 입력행렬이다. 입력행렬 B_m 은 가역이 되도록 설정한다고 가정하였다. (16)-(17)로 표시된 시스템과 (24)로 표시된 기준모델에 대하여 다음과 같은 형태의 모델추종 제어기가 제안된 바 있다[11].

$$u = C_0 r + G_0 x + v \quad (25)$$

여기서 C_0, G_0 은 적응 이득행렬이며, v 는 적응 이득벡터이다. 위 (25)의 제어기 형태에 직접법을 적용할 경우, 쌍일차(bilinear) 항이 나타나게 된다. 쌍일차 항은 적응 매개변수의 곱을 의미하는데, 쌍일차 항이 존재할 경우 적응규칙의 유도가 어렵게 된다. 그러므로 본 논문에서는 다음과 같은 제어기를 제안한다.

$$u = C_0 r + C_0 G_0 x + C_0 v + C_0 K_0 y_m \quad (26)$$

여기서 K_0 는 상수이득이며, C_0, G_0, v 는 적응 이득이다. 제어 이득 설계를 위한 관계식을 유도하기 위해서 시스템 출력과 모델 출력의 차인 오차벡터를 다음과 같이 정의하자.

$$e = y - y_m \quad (27)$$

(16)-(17)과 (24)를 사용하면 다음과 같은 오차방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{e} &= \dot{y} - \dot{y}_m = CAx + CBu + Cd - A_m y_m - B_m r \\ &= (CA + CBC_0 G_0)x + CBC_0 r + CBC_0 v \\ &\quad + CBC_0 K_0 y_m + Cd - A_m y_m - B_m r \end{aligned} \quad (28)$$

(28)에서 오차벡터 e 가 점근적으로 0으로 수렴하기 위한 조건은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$CA + CBC_0 G_0^* = A_e C \quad (29)$$

$$CBC_0^* = B_m \quad (30)$$

$$CBC_0^* v^* = -Cd \quad (31)$$

$$CBC_0^* K_0^* = A_m - A_e \quad (32)$$

여기서 상첨자 표시는 정상상태에서의 공칭값을 의미하며, 행렬 A_e 는 임의의 안정한 행렬이다. (32)로부터 이득행렬 K_0 는 다음과 같이 결정된다.

$$K_0 = K_0^* = B_m^{-1} (A_m - A_e) \quad (33)$$

(29), (31) 및 (32)를 (28)에 대입하면 다음 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{e} &= A_e e + [CA + CB(C_0^* + C_0 - C_0^*)G_0 - CA - CBC_0^* G_0^*]x \\ &\quad + CB(C_0 - C_0^*)r + CBC_0^* v + CB(C_0 - C_0^*)v \\ &\quad + [CB(C_0^* + C_0 - C_0^*)K_0 + A_e - A_m]y_m - CBC_0^* v^* \\ &= A_e e + CBC_0^* (G_0 - G_0^*)x \\ &\quad + CB(C_0 - C_0^*) (G_0 x + r + v + K_0 y_m) \\ &\quad + (CBC_0^* K_0 + A_e - A_m)y_m + CBC_0^* (v - v^*) \end{aligned} \quad (34)$$

(30)과 (33)을 (34)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{e} &= A_e e + B_m (G_0 - G_0^*)x \\ &\quad + CBC_0^* (C_0 r + C_0 G_0 x + C_0 v + C_0 K_0 y_m) + B_m (v - v^*) \end{aligned} \quad (35)$$

매개변수 오차 행렬 및 벡터를 다음과 같이 정의하자.

$$\Delta G = G_0 - G_0^* \tag{36}$$

$$\Delta \psi = C_0^{*-1} - C_0^{-1} \tag{37}$$

$$\Delta v = v - v_0^* \tag{38}$$

(26) 및 (36)-(38)을 (35)에 대입하여 정리하면, 최종적으로 다음의 오차동역학을 얻을 수 있다.

$$\dot{e} = A_c e + B_m \Delta G x + B_m \Delta \psi u + B_m \Delta v \tag{39}$$

2. 적응규칙

본 절에서는 앞 절에서 제안한 유도법칙과 오차방정식을 이용하여 재형상 제어를 위한 적응규칙을 유도한다. 우선, 다음과 같이 정의되는 르야프노프 후보 함수를 고려하자.

$$V = e^T P e + tr \left[\frac{\Delta G^T \Delta G}{\gamma_1} \right] + tr \left[\frac{\Delta \psi^T \Delta \psi}{\gamma_2} \right] + \frac{\Delta v^T \Delta v}{\gamma_3} \tag{40}$$

여기서 행렬 P 는 다음의 방정식을 만족하도록 설정한다.

$$A_c^T P + P A_c = -Q, \quad Q > 0 \tag{41}$$

(40)을 시간에 대해 미분하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{V} = & 2e^T P \dot{e} \\ & + 2tr \left[\frac{\Delta G^T \Delta \dot{G}}{\gamma_1} \right] + 2tr \left[\frac{\Delta \psi^T \Delta \dot{\psi}}{\gamma_2} \right] + 2 \frac{\Delta v^T \Delta \dot{v}}{\gamma_3} \end{aligned} \tag{42}$$

(39)를 (42)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{V} = & e^T (P A_c + A_c P) e \\ & + 2e^T P (B_m \Delta G x + B_m \Delta \psi u + B_m \Delta v) \\ & + 2tr \left[\frac{\Delta G^T \Delta \dot{G}}{\gamma_1} \right] + 2tr \left[\frac{\Delta \psi^T \Delta \dot{\psi}}{\gamma_2} \right] + 2 \frac{\Delta v^T \Delta \dot{v}}{\gamma_3} \end{aligned} \tag{43}$$

(41)을 (43)에 대입하여 정리하면 다음 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -e^T Q e + 2tr \left[\frac{1}{\gamma_1} \Delta G^T (\Delta \dot{G} + \gamma_1 B_m^T P e x^T) \right] \\ & + \frac{1}{\gamma_2} \Delta \psi^T (\Delta \dot{\psi} + \gamma_2 B_m^T P e u^T) + \frac{2}{\gamma_3} \Delta v^T (\Delta \dot{v} + \gamma_3 B_m^T P e) \end{aligned} \tag{44}$$

(44)에는 다음의 행렬 동치 관계가 사용되었다.

$$e^T P B_m \Delta G x = tr \left[\Delta G^T B_m^T P e x^T \right] \tag{45}$$

$$e^T P B_m \Delta \psi u = tr \left[\Delta \psi^T B_m^T P e u^T \right] \tag{46}$$

르야프노프 후보함수의 미분치가 음의 한정함수이기 위해서 행렬 A, B 및 벡터 d 가 시불변이라는 가정하에 다음의 적응규칙을 고려할 수 있다.

$$\dot{G}_0 = -\gamma_1 B_m^T P e x^T \tag{47}$$

$$\dot{C}_0 = -\gamma_2 C_0 B_m^T P e u^T C_0 \tag{48}$$

$$\dot{v} = -\gamma_3 B_m^T P e \tag{49}$$

위 (48)을 유도할 때 다음의 행렬식이 사용되었다.

$$\dot{C}_0^{-1} = -C_0^{-1} \dot{C}_0 C_0^{-1} \tag{50}$$

(47)-(49)를 (44)에 대입하면 다음 식을 얻을 수 있다.

$$\dot{V} = -e^T Q e < 0 \tag{51}$$

다음의 정리 1에 제안한 적응규칙의 안정성에 대한 증명을 제시하였다.

정리 1 : (16)-(17)로 표현된 시스템과 (24)의 기준모델에 대하여 제어입력 (26)과 적응규칙 (47)-(49)는 BIBO (Bounded Input Bounded Output) 안전성 및 오차벡터인 (27)의 점근적 수렴을 보장한다.

증명 : (51)로부터 V 는 증가하지 않으므로 다음 식을 만족한다.

$$0 \leq V(t) \leq V(0) \tag{52}$$

따라서 다음 식이 성립한다.

$$V(t) \in L_x \tag{53}$$

(53)을 적분하면 다음 식이 얻어진다.

$$\int_0^\infty e^T Q e dt = -\int_0^\infty \dot{V} dt = V(0) - V(\infty) < \infty \tag{54}$$

(53)으로부터 다음 사실을 알 수 있다.

$$e \in L_2 \tag{55}$$

(40)으로 표현된 르야프노프 후보 함수 $V(t)$ 가 radially unbound 되어 있다는 사실과 (53)의 사실로부터 다음 식이 성립한다.

$$e \in L_\infty \tag{56}$$

$$\Delta G, \Delta \psi, \Delta v \in L_x \tag{57}$$

(39)에 (56)-(57)을 적용하면 다음이 성립한다.

$$\dot{e} \in L_x \tag{58}$$

만약, 입력의 크기가 제한되어 있다면, (24) 및 (56)을 고려하여 다음이 성립한다.

$$y_m, y \in L_x \tag{59}$$

(59)는 BIBO 안정성(Bounded-Input Bounded-Output Stability)을 말하고 있다. 그리고 (55), (56), (58), (59)의 사실로부터 다음이 성립한다.

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0 \tag{60}$$

(60)은 시스템 출력과 모델 출력의 차가 점근적으로 0으로

수렴함을 의미한다. ■

V. 수치 시뮬레이션

본 논문에서 제안한 재형상 제어법칙의 유용성을 검증하기 위하여 비선형 F-16 항공기 모델을 사용한 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 모델추종을 위한 기준모델은 다음과 같이 선정하였다.

Inner-loop fast dynamic model:

$$\dot{p}_m = -3p_m + 3p_c \tag{61}$$

$$\dot{q}_m = -3q_m + 3q_c \tag{62}$$

$$\dot{r}_m = -3r_m + 3r_c \tag{63}$$

Outer-loop subsystem:

$$\dot{\phi}_m = -\phi_m + \phi_c \tag{64}$$

$$\dot{\alpha}_m = -\alpha_m + \alpha_c \tag{65}$$

$$\dot{\beta}_m = -\beta_m + \beta_c \tag{66}$$

기준입력은 다음과 같은 필터를 거쳐 시스템에 전달된다고 가정하였다.

$$H_{filter}(s) = \frac{49s + 98}{s^3 + 11.8s^2 + 68.6s + 98} \tag{67}$$

구동기 동역학은 다음과 같이 1차의 필터로 모델링하였다.

$$H_{actuator}(s) = \frac{30}{s + 30} \tag{68}$$

(47)-(49)에서의 적응 이득은 다음과 같이 설정하였다.

Inner-loop adaptive gains:

$$\gamma_1 = \gamma_2 = \gamma_3 = 5$$

Outer-loop adaptive gains:

$$\gamma_1 = \gamma_2 = \gamma_3 = 2$$

또한, 행렬 A_c , Q 는 다음과 같이 설정하였다.

$$A_c = -5I_3 \text{ (inner-loop)}, -2.5I_3 \text{ (outer-loop)}$$

$$Q = 2I_3 \text{ (inner-loop)}, 2.5I_3 \text{ (outer-loop)}$$

여기서 I_n 은 $n \times n$ 단위행렬을 나타낸다.

수치 시뮬레이션을 위한 항공기의 기동 및 고장 시나리오를 그림 3에 나타내었다. 초기 비행상태는 고도 2000ft, 속도 523ft/sec로 설정하였다. 시뮬레이션에서 고려한 항공기의 기동은 일정한 받음각을 유지하면서 30도의 롤기동을 수행한 뒤에 원래의 자세로 돌아오는 운동이다. 그리고 롤기동 중에 항공기의 에일러론 구동기에 고장이 발생한다고 가정하였다. 그림 3의 시나리오를 위한 기준 명령값은 다음과 같이 설정하였다.

$$\phi_c = \begin{cases} 0, & 0 \leq t < 15\text{sec} \\ 30\text{deg}, & 15 \leq t < 35\text{sec} \\ 0, & 35 \leq t \end{cases}$$

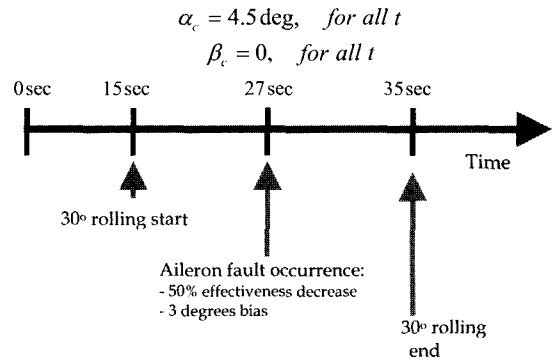


그림 3. 시뮬레이션 시나리오.

Fig. 3. Simulation scenario.

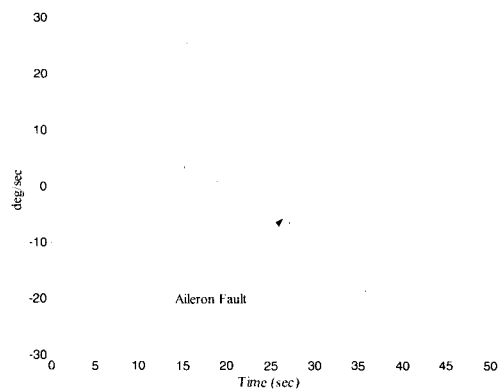


그림 4. 롤각속도 시간반응.

Fig. 4. Roll rate response.

시뮬레이션에서 고려한 고장은 에일러론의 효율이 50% 감소하며, 3도의 바이어스 명령이 주어지는 것으로 설정하였다. 이와 같은 고장은 본 논문에서 제안한 고장모델인 (22)로는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$F(\delta_a) = 3 \text{ deg} + 0.5 \delta_{a,com} \quad (t \geq 27 \text{ sec}) \tag{69}$$

그림 4에 외부루프 상태변수의 변화를, 그림 7-9는 내부루프 상태변수의 변화를 도시하였다. 그림에서 실선은 시스템 출력 값을 나타내며, 점선은 모델출력 값을 나타낸다. 그림 10-12에는 제어면의 변화를 도시하였다. 전체적으로 보아 제안한 제어기는 뛰어난 모델추종 성능을 보임을 알 수 있다. 특히, 고장의 발생 후에도 고장의 영향을 극복하고 모델추종이 잘 이루어지고 있다.

그림 4에는 롤각속도의 변화가 나타나 있다. 시간 27초에서 고장의 영향이 조금 보이다가 곧 사라진다. 그리고 고장의 발생 후에도 뛰어난 모델추종 성능을 보이고 있다. 그림 5에서 피치각속도가 계속 변화하는 이유는 롤기동을 지속하면서 받음각 4.5도를 계속 유지하여야 하기 때문이다. 그림 6의 요각속도는 롤채널과의 연성효과로 인하여 작은 변화를 보이고 있다.

그림 7의 롤각의 변화 역시 고장이 발생한 27초 근처를 제외하면 모델출력과 시스템 출력이 거의 같음을 알 수 있다. 그림 8의 받음각을 살펴보면 처음에는 명령값 4.5에서 약간 벗어난 값을 보이나, 시간이 지날수

록 명령값을 잘 추종함을 알 수 있다. 초기의 반응각이 명령값에서 벗어난 이유는 초기에 승강타가 트림상태에

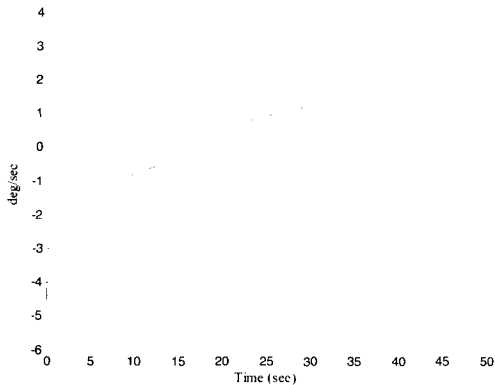


그림 5. 피치각속도 시간반응.

Fig. 5. Pitch rate response.

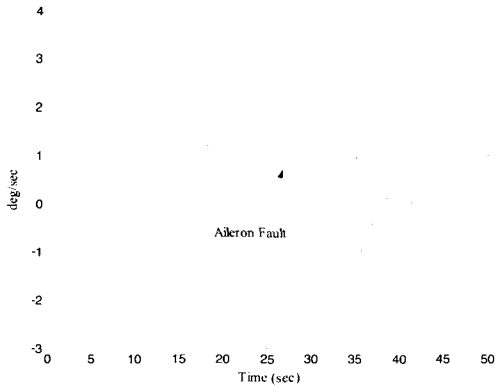


그림 6. 요각속도 시간반응.

Fig. 6. Yaw rate response.

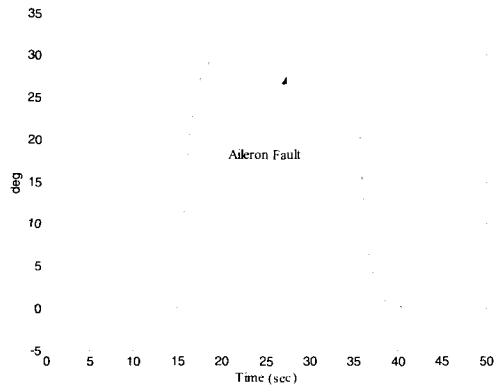


그림 7. 롤각 시간반응.

Fig. 7. Roll angle response.

있지 않았으며, 모델출력이 4.5도가 되기까지 시간이 걸리 기 때문이다. 그림 9를 살펴보면, 옆미끄럼짐각은 명령값인 0 도 근처의 작은 값을 계속 유지하고 있음을 알 수 있다.

그림 10의 에일러론 명령값은 롤기동의 시작시간, 종말시간에 변화를 보인다. 고장이 발생한 27 초 이후에는 새로운 평형점으로 수렴함을 알 수 있다. 그림 11에는 승강타 명령값의 변화가 나타나 있는데, 거의 일정한 값을 보이고 있다. 그림 12

의 방향타 명령값 역시 롤채널과의 연성효과로 작은 변화를 보이고 있다.

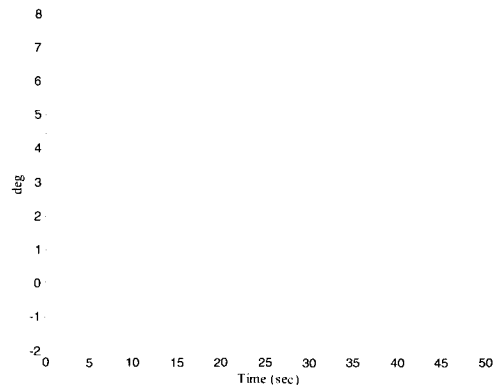


그림 8. 받음각 시간반응.

Fig. 8. Angle of attack response.

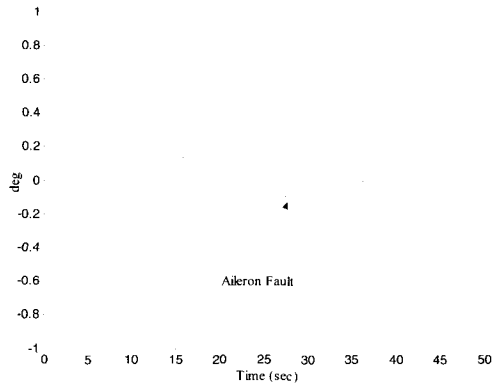


그림 9. 옆미끄럼짐각 시간반응.

Fig. 9. Sideslip angle response.

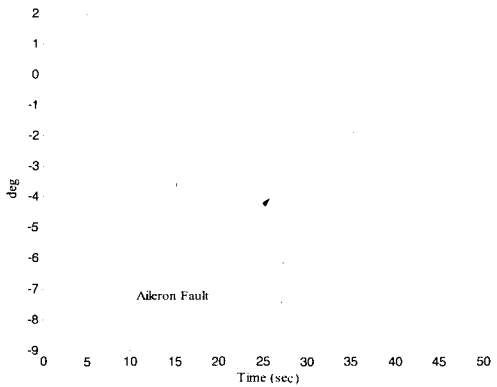


그림 10. 에일러론 명령값 시간반응.

Fig. 10. Aileron command response.

VI. 결론

본 논문에서는 직접적 적응법칙을 이용하여 재형상 비행 제어를 수행하는 새로운 제어법칙을 제안하였다. 제안한 제어 기법은 모델추종 제어법칙을 기반으로 하여, 르야프노프 이론을 사용하여 유도되었으며, 시스템 인식과정 없이 제어이득만을 갱신함으로써 재형상 제어를 수행할 수 있다. 직접적 적응법칙을 사용하는 재형상 제어법칙은 고장검출 및 분리 과정

과 고의적인 입력가진이 필요없으므로, 제어기 구조가 간단하다는 장점이 있다. 제어기의 외부루프를 구성하는 각도 관련

있었다. 제안한 제어법칙의 성능평가를 위해 F-16 항공기의 비선형 모델을 적용한 수치 시뮬레이션을 수행하였다.

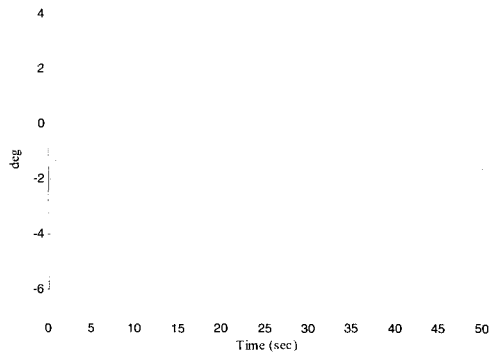


그림 11. 승강타 명령값 시간반응.
Fig. 11. Elevator command response.

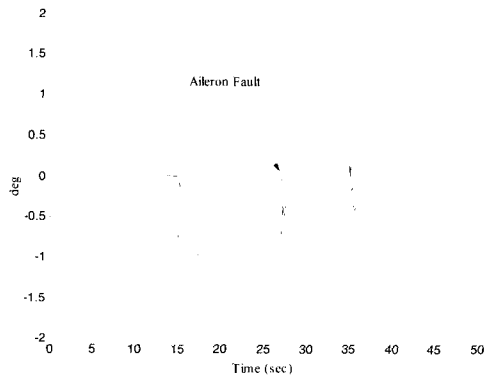


그림 12. 방향타 명령값 시간반응.
Fig. 12. Rudder command response.

변수와 내부루프를 구성하는 각속도 관련 변수를 모두 제어하기 위하여 timescale separation 원리를 도입하였다. 제안한 제어법칙에서는 내부루프를 위한 빠른 동특성을 가진 모델과 외부루프를 위한 느린 동특성을 갖는 두 개의 모델 동역학을 설정함으로써 timescale separation 원리를 만족시킬 수 있었다. 그 결과, 내부루프 변수와 외부루프 변수를 모두 제어할 수

참고문헌

- [1] R. Mehra, C. Rago, and J. Boskovic, "A new approach to fault detection and identification(FDI), and reconfigurable flight control design," *The Fifth International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision*, Singapore, pp. 1208-1212, December 1998.
- [2] C. Huang, and R. Stengel, "Restructurable control using Proportional-integral implicit model following," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 13, No. 2, 1990, pp. 303-309.
- [3] P. Maybeck, and R. Stevens, "Reconfigurable flight control via multiple model adaptive control methods," *Proceedings of the 29th Conference on Decision and Control*, Honolulu, Hawaii, 1990.
- [4] 조성준, 김도현, 김유단, "고유공간 지정법을 이용한 고장 검출필터 설계에 관한 연구," 한국자동제어 학술회의논문집 (KACC), 1995년, pp. 859-862.
- [5] Y. Ochi, and K. Kanai, "Design of restructurable flight control systems using feedback linearization," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 14, No. 5, 1991, pp. 903-911.
- [6] P. Chandler, "System identification for adaptive and reconfigurable control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 18, No. 3, 1995, pp. 516-524.
- [7] S. Lyshevski, K. Dunipace, and R. Colgren, "Identification and reconfigurable control of multivariable aircraft," *Proceedings of the 1999 American Control Conference*, IEEE, San Diego, California, June 1999, pp. 2732-2736.
- [8] D. Ward, J. Monaco, and M. Bodson, "Development and flight testing of a parameter identification algorithm for reconfigurable control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 6, 1998, pp. 948-956.
- [9] E. Morelli, "Global nonlinear parametric modeling with application to F-16 aerodynamics," *Proceedings of the 1998 American Control Conference*, IEEE, 1998.
- [10] Y. Shtessel, J. Buffington, and S. Banda, "Multiple timescale flight control using reconfigurable sliding modes," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 22, No. 6, 1999.
- [11] M. Bodson, M., and J. Groszkiewicz, "Multivariable adaptive algorithms for reconfigurable flight control," *IEEE Transaction of Control Systems Technology*, Vol. 5, No. 2, 1997, pp. 217-229.



김기석

1972년 9월 5일생. 1996년 서울대 항공우주공학과 졸업. 1998년 동대학원(석사). 1998년 3월~현재 동대학원 박사과정. 관심분야는 유도법칙 설계, 위성체 자세제어, 고장허용제어.



이금진

1976년 4월 20일생. 1999년 서울대 항공우주공학과 졸업. 2001년 동대학원(석사). 관심분야는 지능제어, 고장허용제어.

**김 유 단**

1960년 5월 5일생. 1983년 서울대 항공공학과 졸업. 1985년(석사). 1990년 미국 Texas A&M University 항공우주공학 (박사). 1990년~1991년 Texas A&M University 연구원. 1992년~현재 서울대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 비행체 제어

시스템 설계, 유연구조물 제어, 항공기 고장허용 제어시스템 설계