

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.12.1170

무인항공기의 적응제어 법칙을 이용한 피치 기동 연구

방효충*

Pitch-axis Maneuver of UAVs by Adaptive Control Approach

Hyochoong Bang*

ABSTRACT

This study addresses adaptive control of UAVs(Unmanned Aerial Vehicles) pitch-axis maneuver. The MRAC(Model Referenced Adaptive Control) approach is employed to accommodate uncertainties which are introduced by feedback linearization of pitch attitude control by elevator input. The model uncertainty is handled by adaptation laws which update model parameters while the UAV is under control by the feedback control law. Steady-state pitch attitude achieved by the stabilizing control law is derived to provide insight on the closed-loop behavior of the controlled system. The proposed idea is free of linearization, gain-scheduling procedures, so that one can design high maneuverability of UAVs for pitching motion in the presence of significant model uncertainty.

초 록

본 연구는 적응제어기법을 이용한 무인항공기 피치 자세 기동에 대한 연구 내용을 소개한다. 모델기반적응제어(Model Reference Adaptive Control)를 이용하여 피치 자세각과 엘리베이터 입력 사이의 피드백 선형화 과정에서 발생하는 불확실성을 처리하였다. 모델 불확실성 파라미터는 피드백 제어가 작동하는 중에 적응법칙을 이용하여 추정할 수 있도록 설계 되었다. 안정화 제어기에 의해 달성되는 최종 피치 자세각에 대한 분석을 통해 페루프 시스템의 특성을 파악할 수 있도록 하였다. 제안된 제어 기법은 기존 제어기에서 주로 채택하고 있는 선형화나 게인 스케줄링등의 과정이 필요하지 않아 상당한 모델 오차가 존재하는 상황에서 무인항공기의 고기동 피치 제어기 설계에 도움을 줄 것으로 생각한다.

Key Words : UAVs(무인항공기), Adaptive Control(적응제어), MRAC(모델기반의 적응제어), 파라미터 추정, 고기동 피치 제어

1. 서 론

무인항공기(UAV, Unmanned Aerial Vehicles) 기술은 지난 수 십년간 눈부신 발전을 거듭하여 실전의 다양한 임무에 본격적으로 투입되고 있는

† 2010년 8월 13일 접수 ~ 2010년 11월 21일 심사완료

* 정회원, KAIST 항공우주공학전공

교신저자, E-mail : hcbang@asl.kaist.ac.kr

대전시 유성구 과학로 335

상황이다. 무인항공기의 주요 임무 가운데 하나인 감시, 정찰 임무를 뛰어 넘어 최근에 무인전투기(UCAV, Unmanned Combat Aerial Vehicles) 기술에 대한 관심이 급격히 증대하고 있다. 무인전투기의 경우 기존 무인항공기에 비해 적의 레이더 탐지를 회피하기 위한 스텔스(Stealth) 기능이 필수적이며, 다양한 설계 형상이 시도되고 있다. 이러한 형상 변화로 인하여 비행체의 고유 정적안정성이 저하될 수 있어 새로운 비행제어

기법의 적용이 요구되고 있다. 종래의 선형화된 제어기법이나 게인 스케줄링(Gain scheduling) 기법의 단점을 극복하기 위한 제어기 기법이 제안되고 있다. 특히 항공기가 고기동(Highly maneuverable) 자세변화를 수행할 때 비선형성이 나타나 종래의 선형화된 제어기나 게인 스케줄링 기법의 성능이 저하될 가능성이 있다. 비행 운동의 비선형성을 극복하기 위해 그 동안 수많은 논문과 연구 결과가 발표되어 왔다[1].

이러한 시도 가운데 대표적인 적응제어기(Adaptive Controller)는 제어 대상의 불확실성이 크거나 외란 또한 고장이 발생했을 때 목표로 하는 성능을 발휘할 수 있는 유용한 제어기법으로 알려져 있다. 적응 제어의 역사는 비교적 오래되었으며 이미 많은 연구가 진행되었고, 실제 시스템에 적용되고 있는 것으로 알려져 있다. 초기의 적응제어는 단순한 대상의 화학 공정 플랜트 등을 대상으로 설계되어 왔으나, 최근에는 컴퓨터 계산 속도의 발달로 그 적용 대상이 비행제어 및 로봇등 다양한 분야로 급속히 확대되어 왔다 [2]-[5].

비행제어 분야의 적응제어 가운데 대표적으로 기준 모델을 기반으로 해서 모델의 출력을 추종하는 방식(MRAC, Model Reference Adaptive Control)이 있는데 공력 및 물성치의 불확실성이 존재하는 경우나 제어 입력에 고장 진단 및 제어 입력 배분기법의 방안으로도 고려되어 왔다[6]. 기준의 모델을 수립하고 수립된 모델의 운동 특성을 항공기 운동이 추종하도록 제어 입력을 설계하는 것으로 이 과정에서 불확실한 파라미터를 추정하는 기법이 도입되어 왔다.

최근 참고문헌 [7],[8]에서 \mathcal{L}_1 -최적화 기법을 이용하여 적응제어기에서 발생하는 과도응답 특성을 부드럽게 하기 위한 기법이 소개되었다. 참고문헌 [9] 역시 \mathcal{L}_1 -최적화 기법을 적용하였는데, 평가함수(Performance index)를 제시하고 이를 최적화 문제로 정식화하여 이점경계치문제(Two-point Boundary Value Problem)를 수치적으로 풀기위한 효율적인 기법을 제시하였다. 한편 참고문헌 [10]에서는 \mathcal{L}_1 제어 기법을 MAV(Micro Aerial Vehicles)의 피치 안정화에 적용하였다.

신경망을 이용한 적응 제어기는 대표적인 비선형 제어기 가운데 하나인 피드백 선형화(Feedback linearization) 과정에서 야기되는 모델 오차를 보상하기 위한 것으로 실시간에서 모델 오차를 연속적으로 갱신하는 방법이다. 신경망을 이용한 적응제어기는 주로 미국 Georgia Tech

연구 그룹에서 활발히 연구해왔으며 무인기와 유도무기에 실제 적용되고 있는 것으로 보고되고 있다[11],[12].

본 논문에서는 참고문헌 [10]에 소개된 모델기반의 피치 적응제어 기법을 확대하기로 한다. 이를 위해 참고문헌 [10]에서 시도한 1차 시스템 대신에 2차의 피치 운동 방정식을 이용하였고, 파라미터 추정을 2개로 확대하여 새로운 추정식을 제안하였다. 즉 참고문헌 [10]에서 시도된 정식화를 일반화하여 불확실한 파라미터를 완전하게 추정할 수 있는 새로운 기법을 제안한 것으로 평가될 수 있다.

II. 자세 동역학 모델링

2.1 비행체 운동 방정식

본 절에서는 항공기의 운동 방정식을 살펴볼도록 한다. 앞에서 설명하였듯이 제어기 설계가 피치축에 국한되어 있어 피치축 운동을 중심으로 기술하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{q} &= \frac{J_{xz}}{J_y} (r^2 - p^2) + \frac{J_z - J_x}{J_y} pr + \\ &+ \frac{1}{2J_y} \rho V^2 \bar{c} S \left[C_m(\alpha) + C_{m_q} \frac{\bar{c} q}{V} + C_{m_{\delta_E}} \delta_E \right] \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 각 파라미터는 비행역학에서 적용되는 일반 관례에 따라 정의되었고 상세 내용은 참고문헌 [10]를 참고할 수 있다. 먼저 참고문헌 [10]에서 시도된 바와 같이 식 (1)을 다시 정리하면

$$\begin{aligned} q &= \frac{2}{\rho V \bar{c} S C_{m_q}} \left[\dot{q} + \frac{J_{xz}}{J_y} (p^2 - r^2) + \frac{J_x - J_z}{J_y} pr \right] \\ &- \frac{VC_m(\alpha)}{\bar{c} C_{m_q}} - \frac{VC_{m_{\delta_E}} \delta_E}{\bar{c} C_{m_q}} \end{aligned} \quad (2)$$

식 (2)를 식 (1)의 윗 식에 대입하면 다음과 같이 제어 입력(δ_E)에 대한 선형식(affine 형태)으로 피치 자세각의 변화율을 표현할 수 있다.

$$\dot{\theta} = -V \cos \phi K_1 + V \cos \phi K_2 \delta_E \quad (3)$$

식 (3)에서 파라미터 K_1, K_2 는 각각 다음과 같이 표현되며 공력오차 및 물성치 변화에 따라 추정해야하는 값으로 간주할 수 있다.

$$K_1 = \left[\frac{\dot{q} + J_{xz}(p^2 - r^2)/J_y + (J_x - J_z)pr/J_y}{(\rho V^2 c S C_{mq})/2J_y} \right]$$

$$- \frac{r}{V} \tan \phi + \frac{C_m(\alpha)}{V C_{mq}}$$

$$K_2 = - \frac{C_{m\delta E}}{2C_{mq}}$$

참고문헌 [4]에서는 식 (3)과 같이 1차의 피치 자세각 방정식을 활용하였고 파라미터 K_1, K_2 가운데 한 가지만(K_1) 추정하였다. 식 (2),(3)을 통해서 파악할 수 있듯이 우변에 피치 각속도 \dot{q} 가 포함되어 제어기 설계시 각속도를 미분해야하는 단점이 있다. 또한 파라미터 가운데 한 가지 파라미터만 추정한다는 가정은 다소 현실성이 떨어지는 것으로 보일 수 있다. 따라서 본 연구에서는 이러한 단점을 보완하기 위해 새로운 기법을 시도하였다.

먼저 본 연구에서 식 (3)과 같이 피치 자세각을 1차식으로 표현하는 대신에 2차의 식으로 표현하기 위해 식 (1)의 첫 번째 식을 미분하여 다음과 같이 표현하도록 한다.

$$\ddot{\theta} = \dot{q} \cos \phi - q \dot{\phi} \sin \phi - r \dot{\phi} \cos \phi \quad (4)$$

이때 요(yaw) 각속도 (\dot{r})은 상대적으로 크기가 작다고 가정하며 무시하도록 한다. 한편 롤(Roll) 자세각에 대한 운동학식(kinetics)은 다음과 같다.

$$\dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \quad (5)$$

식 (1)과 (5)를 식 (4)에 함께 대입하면 피치 자세각(θ)에 대한 2차의 미분방정식을 다음과 같이 유도할 수 있다.

$$\ddot{\theta} = A + B \delta_E \quad (6)$$

여기서 δ_E 는 엘리베이터 입력을 나타내고, 파라미터 A, B 는 다음과 같이 주어진다.

$$A = \left\{ \frac{J_{xz}}{J_y} (r^2 - p^2) + \frac{J_z - J_x}{J_y} pr \right. \\ \left. + \frac{1}{2} \rho V^2 c S [C_m(\alpha) + C_{mq} \frac{c q V}{V}] \right\} \cos \phi \\ - (q \sin \phi + r \cos \phi) [p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi)] \\ B = \frac{1}{2J_y} \rho V^2 c S C_{m\delta E} \cos \phi$$

위 식에서 알 수 있듯이 각 파라미터(A, B)가 항공기의 물성치 및 공력 특성의 복잡한 형태로 주어진다. 이러한 이유로 제어기 설계시 파라미터를 정확히 추정하는데 어려움이 따른다. 정확한

추정이 이루어지지 않을 경우 성능 저하 문제를 초래할 수 있다.

III. 적응제어기 설계

3.1 피치 운동방정식을 이용한 적응 제어기 설계

전술한 바와 같이 본 연구에서는 2차의 피치 운동방정식을 이용한 적응 제어기 설계를 수행하도록 한다. 참고문헌 [10]에서 설계한 적응 제어기에서는 식 (3)의 파라미터 K_1 에 대한 불확실성을 고려하였으나 본 연구에서는 파라미터 A, B 모두를 추정하도록 한다.

먼저 항공기가 자세각이 추종하는 기준 궤적을 생성하기 위해 2차계의 기준모델을 생성한다.

$$\ddot{\theta}_m = -\tau_1 \dot{\theta}_m - \tau_2 \theta_m + \tau_2 \theta_c \quad (7)$$

여기서 θ_m 은 기준 모델의 피치 자세각을, $\tau_1 > 0, \tau_2 > 0$ 는 모델 동특성을 결정하는 파라미터를, 그리고 θ_c 명령 입력 자세각을 나타낸다. 식 (6), (7)을 이용하여 정리하면

$$\ddot{\theta} = A + B \delta_E + \tau_1 \dot{\theta}_m - \tau_2 \theta_c + \tau_2 \theta_m \quad (8)$$

와 같다. 여기서 $\tilde{\theta} = \theta - \theta_m$ 으로 모델과 제어 대상 간의 추정 오차를 나타낸다.

식 (8)로부터 안정화된 제어기를 구현하기 위한 조건을 부여하도록 한다.

$$\ddot{\tilde{\theta}} = -\tau_1 \dot{\tilde{\theta}} - \tau_2 \tilde{\theta} \quad (9)$$

즉, 다음과 같이 자세오차 변수에 대한 안정화 조건을 부가한다.

$$\ddot{\tilde{\theta}} = A + B \delta_E + \tau_1 \dot{\theta}_m - \tau_2 \theta_c + \tau_2 \theta_m \\ = -\tau_1 (\dot{\theta} - \dot{\theta}_m) - \tau_2 (\theta - \theta_m) \\ = -\tau_1 \dot{\tilde{\theta}} - \tau_2 \tilde{\theta} \quad (10)$$

따라서 식 (8)과 식 (10)으로부터 최종적인 제어 입력(δ_E)은 다음의 식을 만족시키며

$$A + B \delta_E = -\tau_1 \dot{\tilde{\theta}} - \tau_2 (\theta - \theta_c) \quad (11)$$

결과적으로

$$\delta_E = -\frac{A}{B} - \frac{1}{B} [\tau_1 \dot{\tilde{\theta}} - \tau_2 (\theta - \theta_c)] \quad (12)$$

와 같은 결과를 구할 수 있게 된다. 한편 식 (6)

에서 볼 수 있듯이 파라미터 A, B 는 항공기의 물성치와 공력계수 그리고 운동 변수가 포함된 복잡한 관계식으로 표현되어 불확실성이 크다고 볼 수 있다. 따라서 식 (11)과 같이 정확한 피드백 선형화를 달성하기 어려우며 실제적인 경우 다음과 같은 관계식을 만족시키는 것으로 볼 수 있다.

$$\hat{A} + \hat{B}\delta_E = -\tau_1\dot{\theta} - \tau_2(\theta - \theta_c) \quad (13)$$

여기서 \hat{A}, \hat{B} 는 파라미터 A, B 의 추정치로서 적응 제어법칙을 통해 실시간으로 추정되어야 한다. 식 (13)의 관계식에서 제어입력은

$$\delta_E = \frac{\hat{A}}{\hat{B}} - \frac{1}{\hat{B}}[\tau_1\dot{\theta} + \tau_2(\theta - \theta_c)] \quad (14)$$

참고 문헌 [10]과 다르게 본 연구에서 유도된 제어법칙은 파라미터 A, B 에 대한 추정치 \hat{A}, \hat{B} 로 구성되며, 따라서 실질적인 상황을 보다 잘 반영하고 있는 것으로 평가될 수 있다.

3.2 파라미터 적응법칙 유도

적응 제어 법칙을 구현하기 위해 다음과 같은 Lyapunov 함수를 설정한다.

$$2U = \dot{\theta}^2 + \tau_2\theta^2 + \frac{1}{w_1}(A - \hat{A})^2 + \frac{1}{w_2}(B - \hat{B})^2 \quad (15)$$

여기서 Lyapunov 함수는 $U \geq 0$ 을 만족하고 가중 파라미터 w_1, w_2 또한 양의 값을 지닌다. 식 (15)에 주어진 Lyapunov 함수의 시간에 대한 미분을 구하면 아래의 식과 같다.

$$\frac{dU}{dt} = \dot{\theta}(\ddot{\theta} + \tau_2\dot{\theta}) - \frac{1}{w_1}(A - \hat{A})\dot{\hat{A}} - \frac{1}{w_2}(B - \hat{B})\dot{\hat{B}} \quad (16)$$

이때 식 (9)에서 구한 $\ddot{\theta}$ 식을 대입하면

$$\frac{dU}{dt} = \dot{\theta} \left[-\tau_1\dot{\theta} + (A - \hat{A}) + (B - \hat{B})\delta_E \right] - \frac{1}{w_1}(A - \hat{A})\dot{\hat{A}} - \frac{1}{w_2}(B - \hat{B})\dot{\hat{B}} \quad (17)$$

와 같고 위 식을 다시 정리하면 최종 다음과 같다.

$$\frac{dU}{dt} = -\tau_1\dot{\theta}^2 + (A - \hat{A})(\dot{\theta} - \dot{\hat{A}}/w_1) + (B - \hat{B})(\dot{\theta}\delta_E - \dot{\hat{B}}/w_2) \quad (18)$$

따라서 파라미터 \hat{A}, \hat{B} 에 대한 적응법칙 (Adaptation laws)을 다음과 같이 수립할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{A}} &= w_1\dot{\theta} \\ \dot{\hat{B}} &= w_2\dot{\theta}\delta_E \end{aligned} \quad (19)$$

이때

$$\frac{dU}{dt} = -\tau_1\dot{\theta}^2 \leq 0 \quad (20)$$

와 같이 안정성을 보장할 수 있다. 다만 dU/dt 가 오차 상태변수 $(\tilde{\theta}, \dot{\tilde{\theta}})$ 에 대한 음함정(Negative definite) 함수가 아니기 때문에 최종 상태변수의 목표값인 $(\theta, \dot{\theta}) = (\theta_c, 0)$ 으로 수렴하지 않을 가능성이 있다. 또한 적응제어의 일반적인 이론에 의해 파라미터 \hat{A}, \hat{B} 의 수렴값이 최종 실제 A, B 값에 수렴하지 않을 수 있다. 그러나 시스템의 안정화는 식 (20)에 의해 달성된다.[13] 이와 같은 문제를 해결하기 위해 정상상태에서 파라미터 (\hat{A}, \hat{B}) 의 수렴 경향을 고려하여 제어기에 반영할 필요가 있다.

3.3 최종 수렴 자세값 해석

전술한 바와 같이 일반적인 파라미터 추정 적응제어 법칙에서 시스템의 안정화가 달성되어도 상태변수가 원하는 값으로 수렴하지 않게 되는데 본 연구에서 유도한 적응 제어 법칙에 의해 최종 수렴하는 피치 자세각에 대한 분석을 수행할 필요가 있다.

이를 위해 먼저 식 (14)로 주어진 적응 제어법칙을 식 (6)로 주어진 시스템 운동 방정식에 대입하면 안정화된 폐루프(Closed-loop) 시스템은 다음과 같이 주어진다.

$$\ddot{\theta} = \left(A - \frac{\hat{A}}{\hat{B}}B \right) - \frac{B}{\hat{B}}\tau_1\dot{\theta} - \frac{B\tau_2}{\hat{B}}(\theta - \theta_c) \quad (21)$$

이때 시스템이 충분히 안정된 정상상태에서 $\dot{\theta} \approx 0, \ddot{\theta} \approx 0$ 을 조건을 활용하면

$$0 = \left(A - \frac{\hat{A}}{\hat{B}}B \right) - \frac{B\tau_2}{\hat{B}}(\theta_s - \theta_c) \quad (22)$$

와 같은데, 여기서 θ_s 는 정상상태에서 피치 자세각을 의미한다. 즉

$$\theta_s = \theta_c + \frac{\hat{B}}{B\tau_2} \left(A - \frac{\hat{A}}{\hat{B}}B \right) \quad (23)$$

따라서 최종 정상상태에서 수렴되는 피치 자세각은 식 (23)과 같이 주어진다. 식 (23)으로부터 유도되는 명령 피치 자세각은 다음과 같다.

$$\theta'_c \equiv \theta_c = \theta_s - \frac{\hat{B}}{B\tau_2} \left(A - \frac{\hat{A}}{B} B \right) \quad (24)$$

결과적으로 식 (14)에 제시된 제어기는 다음과 같이 수정하여 적용될 수 있다.

$$\delta_E = \frac{\hat{A}}{B} - \frac{1}{B} [\tau_1 \dot{\theta} + \tau_2 (\theta - \theta'_c)] \quad (25)$$

즉 명령 자세각은 θ_s 이지만 실제 제어 명령에 사용되는 자세각은 θ'_c 으로 이루어진다. 식 (25)의 명령에 의해 최종 자세각은 θ_s 로 수렴하게 되며 시뮬레이션을 통해 검증하도록 한다.

IV. 시뮬레이션을 통한 검증 연구

앞에서 제안한 제어 법칙을 검증하기 위해 항공기의 수학적 모델을 이용한 시뮬레이션을 수행하기로 한다. 시뮬레이션을 위한 모델의 공력학적 데이터는 참고문헌 [14]를 이용하였다. 먼저 항공기의 주요 제원이 Table 1에 주어졌다.

또한 피치축 운동에 대한 공력 파라미터 및 안정 미계수가 Table 2에 주어져 있다.

제어기 설계가 중운동에 국한되어 있기 때문에 본 연구에서 횡방향 운동은 운동방정식을 이용하지 않고 다음과 같은 가상의 횡방향 운동을 가정하여 시뮬레이션에 활용하였다. 이와 같은 궤적은 설계된 제어기의 동작여부를 시험하기 위

Table 1. Aircraft parameters and flight conditions

파라미터	수치	단위
질량(m)	5.6132	[kg]
공력기준 면적(S)	0.6558	[m ²]
종방향 기준코드(\bar{c})	0.3215	[m]
횡방향 기준스팬(b)	2.04	[m]
항공기 속도(V_T)	20	[m/sec]
비행경로각(γ)	0	[deg]
고도(h)	300	[m]

Table 2. Flight stability derivatives

변수	수치	변수	수치
C_{m_0}	0.0598	C_{m_q}	-5.263
C_{m_α}	-0.9317	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	-0.8551

한 것으로 임의로 생성된 가상의 궤적으로 실제 다양한 자세 궤적을 이용한 시험이 필요할 것으로 판단된다.

$$p(t) = 0.2 \sin(2\pi \omega t) \text{ (rad / sec)}$$

$$r(t) = 0.05 \text{ (rad / sec)}$$

여기서 p, r 은 각각 롤 및 요 각속도를, 그리고 $\omega = 0.1 \text{ rad/sec}$ 는 롤 각속도 주파수를 나타낸다. 시뮬레이션에 이용된 식 (7)의 기준 모델 특성은 $\tau_1 = 2, \tau_2 = 6$ 으로 각각 주어지며 명령 자세각은 $\theta_c = 30 \text{ deg}$ 로 정한다. 먼저 피치 자세각 반응이 Fig. 1에 제시되어 있다. 시뮬레이션 반응을 통해 알 수 있듯이 항공기의 피치 자세각이 모델 피치각을 만족할만한 성능으로 추종함을 알 수 있다. 특히 식 (24)를 이용한 명령 피치 자세각을 이용하여 최종 자세 명령(30deg)이 정확하게 달성됨을 보이고 있다.

또한 피치 자세 각속도 반응이 Fig. 2에 주어져 있는데 자세각과 유사한 추종 성능을 보임을 알 수 있다. 시뮬레이션 결과를 통해 알 수 있듯이

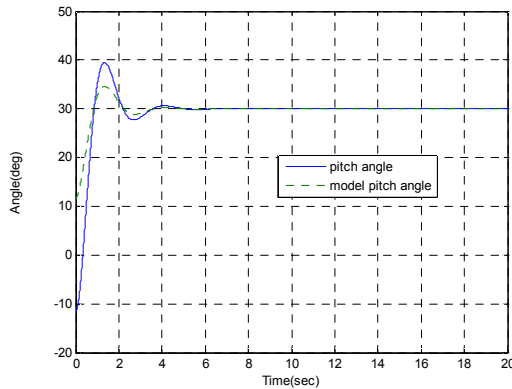


Fig. 1. Pitch angle responses

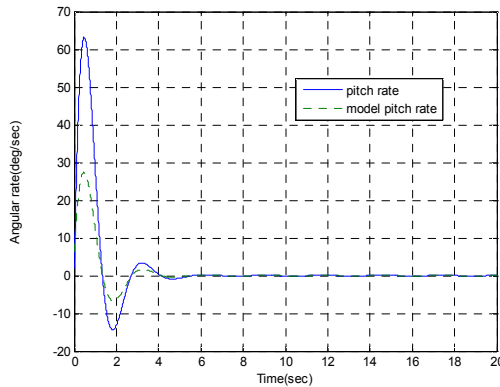


Fig. 2. Pitch angular rate responses

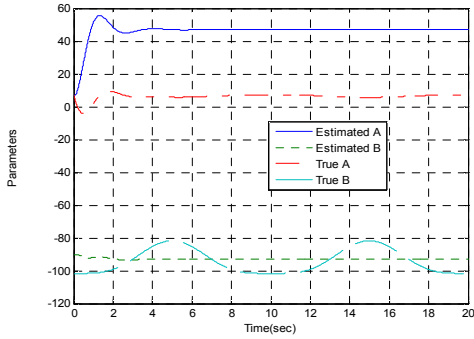


Fig. 3. Estimated parameters response

임의의 롤 각속도 성분이 존재하는 경우에도(선 회상승) 피치 방향의 자세가 원하는 명령을 잘 추종하고 있다. 즉 적응제어의 역할이 적절하게 반영되고 있음을 알 수 있다.

한편 제어기에 사용되고 있는 파라미터 \hat{A}, \hat{B} 의 반응이 Fig. 3에 주어졌다. 실제 파라미터 (A, B) 와 약 10%의 초기 오차를 가정하여 식 (19)를 통해 갱신할 결과를 보여주고 있다. Fig. 3에 주어진 파라미터 추정 결과를 이용해 피치 자세각의 원하는 반응을 보이고 있어 당초 목표에 맞게 제어기가 작동하는 것으로 판단할 수 있다. 적응

또한 추정 파라미터 \hat{A}, \hat{B} 의 초기 조건을 다양하게 변화시킨 결과 유사한 자세 반응이 일어짐을 알 수 있었다. 따라서 식 (19)에 주어진 파라미터 갱신 법칙이 유용함을 검증할 수 있고, 또한 제어기의 성능이 모델 불확실성을 극복하고 강건하게 반응하는 것으로 판단할 수 있다.

또한 식 (24)로 주어진 θ_c' 의 반응을 Fig. 4에 도시하였다. 그림에서 보는 바와 같이 θ_c' 의 크기가 최종 수렴각인 30도 비해서 크게 나타나는 것을 알 수 있다. 그러나 최종 자세와 제어 입력값은 작은 값에서 머무르는 것을 고려할 때 당초 제어기 설계의 목표를 달성한 것으로 파악된다.

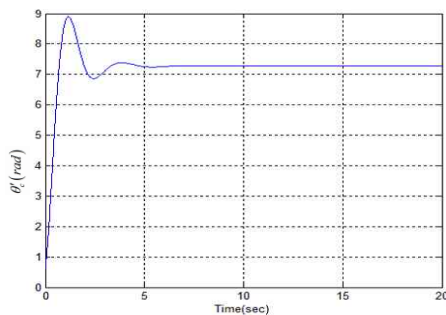


Fig. 4. θ_c' response with respect to time

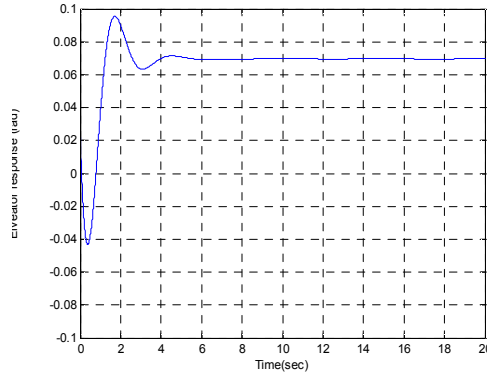


Fig. 5. Elevator input response

한편 식 (25)에 주어진 엘리베이터 제어 입력에 대한 반응이 Fig. 5에 주어졌다. 비교적 적은 범위 내에서 엘리베이터의 조종면이 반응하는 것을 알 수 있다.

시뮬레이션 결과 모델의 불확실한 특성에도 불구하고 항공기의 자세각 반응이 기준 궤적을 만족할만한 성능으로 추종함을 알 수 있다. 일반 파라미터 추정 적응제어기의 문제점인 최종 수렴성 문제를 극복하기 위해 정상상태의 자세각 반응을 고려한 명령 자세각 생성 알고리즘도 설계 목적에 맞는 결과를 보여주고 있다.

V. 결 론

모델기반의 적응제어 기법을 적용하여 무인항공기의 피치축 자세 기동 제어를 설계하였으며 시뮬레이션을 통하여 검증하였다. 고기동성을 달성하기 위해 비선형 운동방정식을 직접 활용하였으며 이 과정에서 제어기에 포함된 파라미터를 실시간으로 갱신하는 알고리즘을 제안하였다. 시뮬레이션 결과 모델 불확실성이 큰 상황에서 파라미터를 추종함으로써 원하는 제어 성능을 달성할 수 있음을 보였다. 본 연구에서 수행되지 않았지만 제안된 기법을 향후 횡방향의 기동에 이용할 수 있을 것으로 보여지며, 또한 실제 비행 시험을 통해 제안된 적응 제어법칙을 시험할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 2007년 LG 연암문화재단의 해외연구교수 사업의 지원으로 진행된 결과입니다. 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Morel, Y., "Applied Nonlinear Control of Unmanned Vehicles with Uncertain Dynamics", Ph.D. Dissertation, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2009.
- 2) J.D. Boskovic, L., Chen, and R.K. Mehra, "Adaptive Control Design for Nonaffine Models Arising in Flight Control", *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 2, March-April, 2004, pp. 209-217.
- 3) Mo, L., Chen, and R.K. Mehra, "Adaptive Control Design for Nonaffine Models Arising in Flight Control", *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 2, March-April, 2004, pp. 209-217.
- 4) How, J.P., Teo, J., and Michini, B. "Adaptive Flight Control Experiment using RAVEN", *Proceedings of the 14th Yale Workshop on Adaptive and Learning Systems*, New Haven, CT, Jun. 2008, 205-210.
- 5) Wise, K.A., Lavretsky, E., and Hovakimyan, N., Cao, C., and Wang, J., "Verifiable Adaptive Flight Control : UCAV and Aerial Refueling", *AIAA, Guidance, Navigation, and Control Conference*, August 18-21, Honolulu, Hawaii, 2008.
- 6) Knoebel, N.B., Osborne, S.R., Matthews, J.S., and Beard, R.W., "Computationally Simple Model Reference Adaptive Control for Miniature Air Vehicles", *American Control Conference*, June, 1996.
- 7) Cao, C., and Hovakimyan, N., "Design and Analysis of a Novel \mathcal{L}_1 Adaptive Control Architecture with Guaranteed Transient Performance, Part I; Control Signal and Asymptotic Stability", *In Proceedings of American Control Conference*, 2006.
- 8) Cao, C. and Hovakimyan, N., "Design and Analysis of a Novel \mathcal{L}_1 Adaptive Control Architecture with Guaranteed Transient Performance, Part II; Guaranteed Transient Response", *In Proceedings of American Control Conference*, 2006.
- 9) Nguyen, N.T., "Robust Optimal Adaptive Control Method with Large Adaptive Gain", *AIAA Infotech@Aerospace Conference and AIAA Unmanned Unlimited Conference*, April, 2009.
- 10) Beard, R.W., Knoebel, N., Cao, C. and N. Hovakimyan, "An \mathcal{L}_1 Adaptive Pitch Controller for Miniature Air Vehicles", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, August, 2006, Keystone, Colorado.
- 11) B., Kim and Calise, A.J. "Nonlinear Flight Control using Neural Networks", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 20, No. 1, Jan.-Feb., 1997.
- 12) Calise, A.J. and Rysdyk, R.T., "Nonlinear Adaptive Flight Control using Neural Networks", *Proceedings of Aircraft Symposium*, Georgia Institute of Technology, 1998, Vol. 36.
- 13) Lim H.C. and Bang, H.C., "Adaptive Control for Satellite Formation Flying Under Thrust Misalignment", *ACTA Astronautica*, Vol. 65, Issues 1-2, pp.112-122, Jul-Aug, 2009.
- 14) Jung, D. and Tsiotras, P. "Modeling and Hardware-in-the-Loop Simulation for a Small Unmanned Aerial Vehicles", *AIAA Infotech@Aerospace*, 2007 Conference and Exhibit, Rohnert Park, CA, May, 2007.