

예측 모델 제어기 설계에서의 예측 시간의 최적화 및 예측 샘플링 시간의 최적화에 대한 연구

왕현민*, 우광준*, 허경무*
단국대학교 전자공학과*

A Study of Optimization of Integral Time and Sampling Time on Predictive Model Controller

Hyun-Min Wang*, Kwang-Joon Woo*, Kyung-Moo Huh*
Dankook University*

Abstract - The real time modeling of dynamic system on adaptive control system is very important for flying control system(FCS). Using traditional method, it is required much calculation load for integral/differential at control system. Therefore, It is very important theme of study in these days to find algorithms for integration/differential at FCS. These algorithms for integral/differential influence strongly stability/reliability to control flying object. In this paper, we present optimal predictive sampling time for reduce calculation load at FCS and optimal predictive time on general cost function by applying adaptive control method.

$$\epsilon = \begin{bmatrix} \epsilon_{11} & \epsilon_{21} & \epsilon_{31} \\ \epsilon_{12} & \epsilon_{22} & \epsilon_{32} \\ \epsilon_{13} & \epsilon_{23} & \epsilon_{33} \end{bmatrix}; \Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

이코 여기서 $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 이고 각속도이다.

또한 동체 좌표계상에서의 속도에 대한 식은 다음과 같다.

$$\dot{v} = \Omega v + g(n + \epsilon_j^T) \tag{2}$$

여기서 ϵ 은 방향 코사인 행렬 $\epsilon_2 = (\epsilon_{21}, \epsilon_{22}, \epsilon_{23})^T$ 이고 $n = [n_x, n_y, n_z]^T$ 는 각축에서의 하중값, $v = [v_x, v_y, v_z]^T$ 는 각축에 대한 속도이다.

하중 n 과 각속도 ω 가 주어질 때 식(1)과 (2)은 적분하는 방법으로 해가 찾아진다.[3] 예측 모델에서는 제어가 $u=0$ 일때, 즉 $\omega_x, \omega_y, \omega_z, n_x, n_y, n_z$ 가 일정할 때, 식(1)은 일정하게 작용하는 하중(n)과 고정된 축에서 각속도 ω 로 회전하는 형태의 비행체 운동 방정식의 풀이가 된다.

지금까지 살펴본 식(1),(2)에 의해 시간에 변화에 따른 움직이는 물체의 운동을 특성을 예측할 수 있는 "나선예측 알고리즘"으로 일컫는다[3].

3. 일반화 함수에서의 예측 시간

예측 시간 최적화는 다음과 같은 함수로 나타내어진다.

$$x(t_f - t_0) = x_p[x(t_0), t_f - f_0] \tag{4}$$

목적 함수는 다음과 같은 형태를 갖는다[4].

$$I = V_g[x(t_f), t_f] + \int_{t_0}^{t_f} L[x(t), u(t), u_0(t), t] dt \tag{5}$$

여기서 V_g 는 최종 함수이고 함수 L 는 다음과 같다.

$$L[x(t), u(t), u_0(t), t] = Q(x, t) + U_g[u(t), t] + U_g^*[u_0(t), t] \tag{6}$$

여기서 $U_g = q^{-1} \sum_{j=1}^m (k_j^{-1} u_j)^q dt$ 이고

$$U_g^* = p^{-1} \sum_{j=1}^m (k_j^{-1} u_{0j})^q dt, p^{-1} + q^{-1} = 1$$

이다. 그리고 m 은 제어 수, Q 는 상태 함수, u 는 제어, u_0 는 u 에서 손실된 부분을 포함한 최적제어, k 는 계수이다.

1. 서 론

모든 비행체 제어시스템은 실시간 변화하는 상태 신호를 처리하여 제어 목적에 도달하도록 이루어지고 있으며, 이러한 시스템으로 적응시스템이 널리 이용되고 있다.

빠르게 움직이는 물체는 비행체를 포함해 실시간 상태 정보를, 제어 목적을 위해 처리 할 수 있도록 제어시스템은 필히 실시간 적응 제어 시스템이 되어야 한다. 이 적응 제어시스템은 상태 정보를 실시간 받아들여 상태 함수와 하고, 이 상태함수에서 적응 제어값을 구하는 과정으로 적응시스템은 비행체 비선형성의 불확정성에 따른 변화 환경에 적응하게 된다[1].

비행체 제어시스템을 적응 제어 시스템으로 구현하는 문제는 다음과 같은 문제가 고려하여야 한다. 첫 번째, 비행체 파라미터 변화 영역은 충분히 확장되어야 한다. 두 번째, 비행체 시스템의 상태함수에서 지정된 조건에서 최적화가 수행 되도록 해야한다. 세 번째, 비행 모드에 따른 안정성 보장 및 항상시킴도 해야 한다. 끝으로, 개발비용과 개발시간을 절감하도록 하여야 한다[2].

이러한 적응 제어시스템에서 비행체의 동역학 시스템을 실시간 모델링하는 문제는 비행체 제어기 설계에 있어 중요한 문제로 야기되고 있으며, 전통적인 방법의 예로, 복잡한 미분방정식을 적분하는 방법 있으며 이때 제어기 내부에 많은 계산 부하가 요구된다. 따라서 제어기 내부에서 빠르게 적분하여 제어값을 계산하기 위한 알고리즘의 실시간 구현은 실제 비행체 제어기 설계에 있어 중요하고, 이러한 계산 알고리즘에 따른 비행체 제어의 경제성과 비행체의 신뢰성이 좌우된다.

본 논문에서는 비행체 동역학 예측 모델에서 목적함수의 범주를 이용하여, 비행체 제어기 설계에 있어 제어기 내부의 계산 부하를 줄이기 위한 최적 예측 시간을 살펴보고 이에 따른 샘플링 시간을 살펴본다.

2. 예측 제어 모델

질량을 가진 회전 운동하는 물체의 푸아송 운동방정식은 다음과 같다.[3]

$$\dot{\epsilon}^T = \Omega \epsilon^T \tag{1}$$

여기서 방향 코사인 행렬 ϵ 과 Ω 는

$Q=0$ 일 때 라쁘노바 식의 경우에서 $\frac{\partial V_g}{\partial x}=0$ 이고 이다.

$U_g[u(t),t]=\frac{1}{2}u^T k^{-2}u$ 일 때 일반화 함수에서의 최적제어는 다음과 같이 구해진다.

$$u_o = -k^2 \frac{\partial V_g}{\partial x} \quad (7)$$

입력 상태 벡터는 다음과 같다.

$$x = [x_1, x_2, x_3, x_4]^T \quad (8)$$

여기서 $x_1 = \epsilon_{ij} = \begin{bmatrix} \epsilon_{11} & \epsilon_{12} & \epsilon_{13} \\ \epsilon_{21} & \epsilon_{22} & \epsilon_{23} \\ \epsilon_{31} & \epsilon_{32} & \epsilon_{33} \end{bmatrix}; x_2 = v = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}$

$$x_3 = n = \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix}; x_4 = \omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}; \tau = t_f - t_0$$

이고 출력 벡터 $y = [x_g, y_g, z_g, t]^T$ 이다.

예측 모델에서의 주어진 최적 제어 실험을 위해 식(1),(2)에서의 적분 간격 시간 선택에 따라 해는 각기 다르며, 적분 간격 시간에 따라 비행체 제어 시스템 내부의 계산 부하가 의존되어 제어기 성능을 좌우한다.

4. 모의 실험 및 분석

목적함수 식(5)에서 구해진 최적 예측 시간은 다음의 초기 조건에서 하강 시뮬레이션 된다.

표 1. 초기 조건

초기 조건	
질량 m [kg]	$m = 10000$
단면적 $[m^2]$	$S = 30$
속도 $v = [v_x, v_y, v_z]$ [m/s]	$v = [10, -1, 1]$
좌표 $y = [x_g, y_g, z_g]$ [m]	$y = [0, 100000, 0]$
각속도 $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]$	$\omega = [0.01, 0.005, -0.01]$
반은각, 요, 롤 [rad]	$[0.2, 0, 0]$

하강 시뮬레이션에서 일반화 함수에 주어진 최종 함수는 라쁘노바 함수로 다음과 같이 주어졌다.

$$V_g = \frac{1}{2} \rho_f (h_f - h_g)^2 \quad (9)$$

양력계수와 저항력계수는 일정하다고 보았고 또한 대기권의 모델은 표준 대기를 사용하여 시뮬레이션 하였다. 비행에서 발생하는 열역학적 특성과 비행

체 표면에서 변화하는 물리적인 변화등은 본 논문에서는 고려하지 않았다.

그림 1은 최적화 계수가 $k=0.001$ 일 때의 하중, 그림 2는 사이클(스텝)에 대한 예측 시간을 나타내고, 그림 3은 사이클(스텝)에 따른 총 시간변화를 나타낸다. 그림 4,5,6은 최적화 계수가 $k=0.005$ 일 때의 하중과 사이클에 대한 예측 시간, 총 시간을 나타냈다.

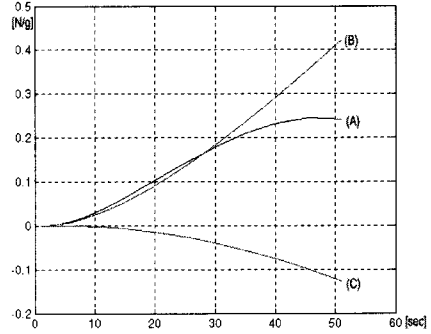


그림 1. $k=0.001$ 일 때, (A) n_x , (B) n_y , (C) n_z

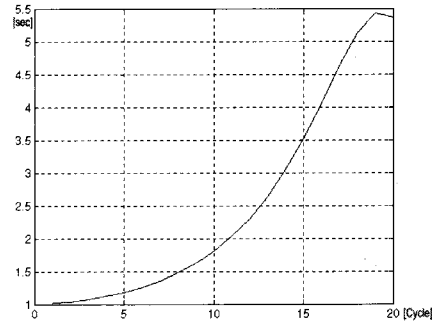


그림 2. $k=0.001$ 일 때 사이클에 대한 예측 시간

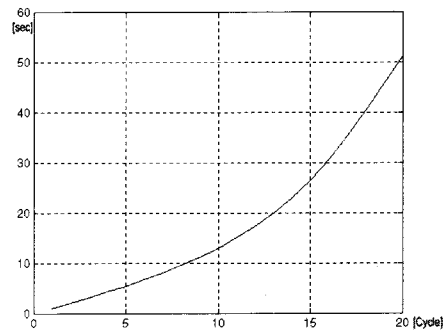


그림 3. $k=0.001$ 일 때 시간 변화와 사이클의 관계

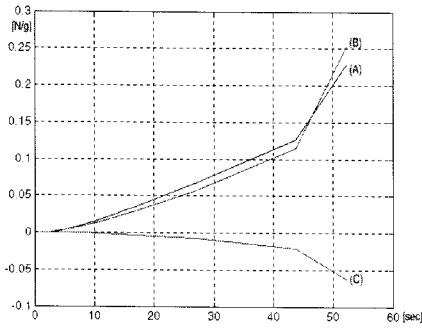


그림 4. $k=0.005$ 일 때 (A) n_x , (B) n_y , (C) n_z

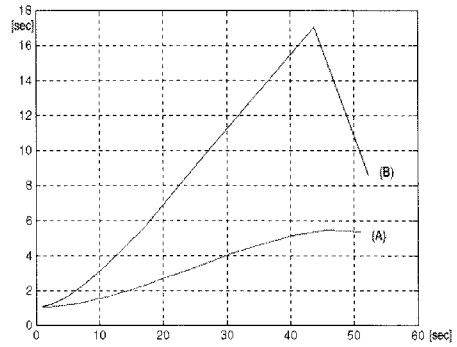


그림 7. 사이클에 대한 예측 시간 비교
(A) $k=0.001$ (B) $k=0.005$

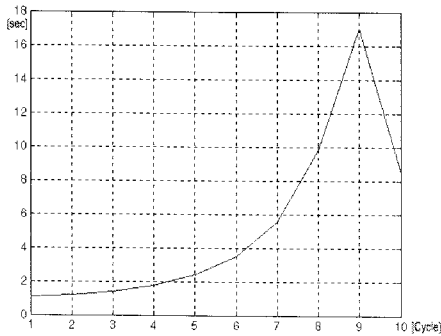


그림 5. $k=0.005$ 일 때 사이클에 대한 예측 시간

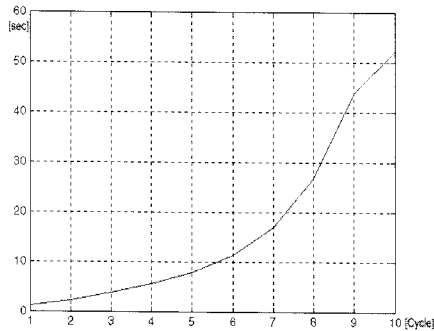


그림 6. $k=0.005$ 일 때 시간 변화와 사이클의 관계

그림 1과 그림 4에서는 시간에 따라 예측된 하중값을 나타내었고 그림 2와 그림 5에서 최적화 계수에 따른 예측 시간의 변화를 나타내었다. 즉, x 축은 반복 사이클을 y 축은 예측 시간을 나타내었다. 그림 3,6은 반복사이클과 총 시간 변화를 나타내었다. 그림 3,6에서 평균 사이클 시간을 구할 수 있고 표3에 나타내었다. 그림 7은 최적화 계수 $k=0.001$, $k=0.005$ 의 총 시간변화에 대한 예측 시간을 나타내었다.

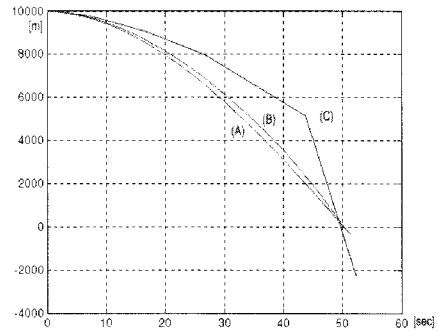


그림 8. 지상 도착 시간
(A) $\tau=0.1$ 일정 (B) $k=0.001$ (C) $k=0.005$

그림 8은 일정한 예측시간 $\tau=0.1$ 과 최적 예측 시간 $k=0.001, k=0.005$ 일 때의 고도 변화 즉 지상 도착 시간을 나타내었다.

표 2. 지상도착 시간 비교

실험	지상도착 시간
일정한 예측 시간 $\tau = 0.1[\text{sec}]$	50.23[sec]
최적화 계수 $kt = 0.005$ 일때	49.62[sec]
최적화 계수 $kt = 0.001$ 일때	50.22[sec]

표 3. 최적화 계수에 따른 평균 샘플링 시간 계산

실험	평균 샘플링 시간 [sec]/[Cycle]
최적화 계수 $kt = 0.005$ 일 때	53/10 = 5.3
최적화 계수 $kt = 0.001$ 일 때	52/20 = 2.65

5. 결론 및 검토

각각의 최적화 계수에 따른 시뮬레이션에서 각축의 하중 값을 살펴보고, 최적 예측 시간(즉, 적분 시간 간격)을 살펴보았으며, 이에 따른 지상에 도달하는 시간을 살펴보았다. 최종 지상 도달 시간에 대한 오차는 1초 안팎임을 확인하였고 또한 최적화 샘플링 시간, 최적화 계수에 따라 최적화 샘플링 시간 간격을 조정할 수 있음을 살펴보았다. 표3에서 보는 바와 같이, 평균 샘플링 시간의 변화와 시간 최적화에 따라 제어시스템 내부의 계산 부하가 감소함을 알 수 있었다. 이러한 연구결과는 초음속이상으로 비행하는 비행체 제어기설계에 유용하게 적용할 수 있을 것으로 판단한다.

[참 고 문 헌]

- [1] 왕현민, “엘아엔(MIN) 설계 방법”, 특허출원번호 : 10-2007-0137136, 한국, 2007.
- [2] A. I. Naumov. “Application of analytical prognosis model on the control system Flying object.” Avtomatika i Telimekenika No.7. 178-187, 2001.
- [3] 왕현민, “예측 모델을 이용한 물체 이동 및 자세 제어방법”, 특허출원번호 : 10-2006-091326, 한국, 2006.
- [4] H. M. Wang, S. A. Kabanov, “Optimal control of a flying object on the hierarchy of criterion of quality”, Proceedings 2002 FIRA Robot World Congress, Seoul, Korea, p187-190, May, 26-29, 2002.
- [5] 왕현민, “움직이는 물체의 운동 하중제어 모델과 경로 특성(M-설계방법)”, 제어 로봇 시스템 공학회 대전충청지부 학술대회 논문집, 한국, pp.62-66, 2007.12.
- [6] V. A. Ivanov, N. V. Faldin, “Optimal theory of automation control system”, Nauka, Moscow, 1981.
- [7] 탁민재, 방효충, 김유단, 홍성경, 김병수, 비행동역학 및 제어, 경문사, 1판, 2004.
- [8] Donald McLean, Automatic Flight Control System, Prentice hall, UK, 1990.
- [9] V.F. Kratov, Basic Theory of Optimal control, Vyshaya shukola, Moscow, 1990.
- [10] V.N. Afanasiev, V.B. Kolmanovski, Mathematical Theory of

Control System structure, Vyshaya shukola, Moscow, 2003.

- [11] H. Lee, H.S. Choi, and K.J. Seong, “Validation of Mathematical Models of UAV by using the Parameter Estimation for Nonlinear System”, Journal of Control, Automation, and Systems Engineering, Vol. 13, no. 10, pp. 927-932, Oct. 2007.