

# LQG/LTR과 PID 기반의 무인항공기 슬링-로드 수송 시스템의 제어기 설계

## LQG/LTR-PID based Controller Design of UAV Slung-Load Transportation System

이 해 인\*, 유 동 완, 이 병 윤, 문 건 희, 이 동 연, 탁 민 제  
(Hae-In Lee<sup>1\*</sup>, Dong-Wan Yoo<sup>1</sup>, Byung-Yoon Lee<sup>1</sup>, Gun-Hee Moon<sup>1</sup>, Dong-Yeon Lee<sup>1</sup>, and Min-Jea Tahk<sup>1</sup>)

<sup>1</sup>Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology

**Abstract:** This paper copes with control design for unmanned aerial vehicle transportation system. Moving pendulum dynamics of slung-load system is derived using two methods: Udwadia-Kalaba equation and Newtonian approach. PID controller is applied to Udwadia-Kalaba equation model for structural consistency and linear quadratic Gaussian / Loop Transfer Recovery (LQG/LTR) technique is employed for Newtonian model with minimal state-space realization. Characteristics of PID and LQG/LTR controller are compared, and two controllers are combined to compensate the drawbacks of each other. Numerical simulation is set for two cases and conducted to evaluate performance of designed controllers. The result proves that combination of LQG/LTR and PID control performs stable and robust.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, slung-load dynamics, PID control design, linear quadratic gaussian, loop transfer recovery

### 1. 서론

항공기를 이용한 물자 수송 시 안전을 보장하고 인명 사고를 최소화하려는 노력 중 무인항공기의 활용 가능성은 단연 주목 받고 있는 분야이다. 무인항공기를 이용하면 시간과 장소의 제약을 최대한 줄일 수 있으며, 비용 면에서도 유인항공기를 이용할 때 보다 효율적이다. 단일 무인기가 물자에 견고히 연결되어 수송되는 방식은 이미 상업적 가능성을 인정받아 아마존 등의 상거래 업체와 DHL 등의 배송사에서 실험 성공을 알린바 있다[1]. 보다 도전적인 문제로는 여러 대의 무인기가 물자의 각기 다른 부위에 부착되어 수송하는 연구가 펜실베니아 대학에서 진행되고 있고 [2], 그물을 이용하여 물자와 복수의 무인기가 커플링 된 시스템을 제어하는 연구는 취리히 공대에서 진행되었다[3]. 이러한 복수 무인기를 활용한 수송 시스템에 대한 연구는 운용 가능한 물자의 무게 및 모양의 범위를 크게 확장 시켜줄 것으로 기대된다.

복수 무인기의 협업을 통한 수송 시스템 중 최대한 자유도를 확보할 수 있는 방법으로 줄을 이용한 체결 방식이 제안된다. 이를 슬링-로드(slung-load) 수송 시스템이라 하며,

자유도가 큰 만큼 각 무인기와 화물 간의 커플링 효과를 정확히 모델링 하여 안정적으로 제어하는 것이 필수이다.

유인항공기를 이용하고 줄의 길이가 매우 긴 경우에는 슬링-로드 모델링의 필요성이 크지 않지만[4,5], 그림 1과 같이 무인기에 비해 화물의 무게가 크고 진자의 길이가 짧을수록 커플링 효과가 강하여 모델링의 중요성이 증가한다. 기존에 제안된 모델링 기법은 Kane 방법[6-8]와 UKE (Udwadia-Kalaba Equation) 방법[9,10] 두 가지가 있다. Kane 방법을 이용한 모델링은 점질량 화물 운송과 한 무인기에 하나의 줄만 연결 할 수 있는 경우에 제한되어 있지만, UKE를 이용한 모델은 일반적인 수송 시스템을 모델링 할 수 있다. 두 방법은 모든 무인기의 위치 정보를 이용하여 모델링 하였기 때문에 적분 오차가 증가할수록 줄의 길이가 변화하는 문제가 생겨 추가로 알고리즘을 부여해야 한다는 문제가 있다.

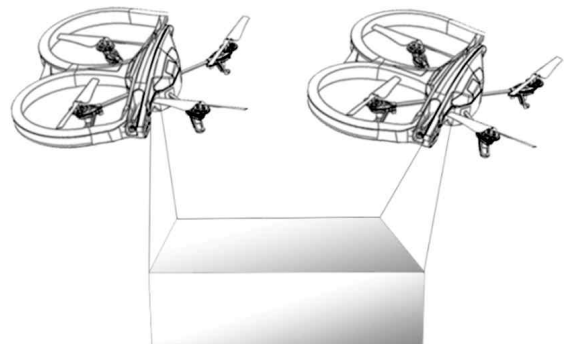


그림 1. 복수 무인기의 슬링-로드 시스템.  
Fig. 1. Slung-load system of multiple UAVs.

\* Corresponding Author

Manuscript received August 30, 2014 / revised September 15, 2014 / accepted September 22, 2014

이해인, 유동완, 이병윤, 문건희, 이동연, 탁민제: 한국과학기술원 항공우주공학과

(hilee13@fdcl.kaist.ac.kr/dwyoo@fdcl.kaist.ac.kr/bylee@fdcl.kaist.ac.kr/ghmoon@fdcl.kaist.ac.kr/dylee@fdcl.kaist.ac.kr/mjtahk317@gmail.com)

※ 본 연구는 “이종 자율 무인기 협업체계 선형연구”과제 (계약번호 UE124026JD)의 일환으로, 국방과학연구소의 지원으로 수행되었음.

반면 제어 설계에 대한 연구는 모델링에 비하여 활발하게 진행되지 않았다. 여러 대의 무인기가 화물의 각기 다른 부위에 체결될 때 정적 안정성에 대한 분석은 진행되었지만, 경로 추종 제어는 필요성만 언급 되었다[11,12]. 제어 기법으로는 PID제어와 LQG/LTR (Linear Quadratic Gaussian / Loop Transfer Recovery) 방법이 고려된다[13-15]. PID제어는 시스템의 구조가 복잡할수록 제어 게인 구조 결정이 힘들고 안정성 보장이 안되지만, LQG/LTR은 최소상태공간(minimal state-space realization) 모델이 필요하고 선형시스템 변화에 취약하다는 문제점이 있다.

본 연구의 목적은 기존 모델링 방법에서 적분오차 문제를 해결하고 PID 및 LQG/LTR의 장점만을 활용한 경로 추종 제어를 설계하는 것이다. 따라서 논문의 구성은 다음과 같이 이루어진다. 먼저 구좌표계와 뉴턴 방법을 이용한 모델링을 통해 진자의 길이 보간 필요성을 없애고 최소상태공간을 얻는다. 그리고 얻어진 모델에 대해PID제어와 LQG/LTR 기법을 적용해 보고, 각 제어기의 문제점을 보완하고자 두 기법을 혼용한 제어를 제안한다. 두 가지 운송 시나리오를 설정하여 시뮬레이션을 통해 각 제어기의 성능을 평가한다. 마지막으로 결론과 향후 계획을 제안한다.

## II. 슬링-로드 협업 수송 시스템 모델링

슬링-로드 시스템은 그림 2와 같이 표현된다. 위치 변수는  $\mathbf{x}$ , 각도 변수는  $\theta$  벡터로 표현되며 줄의 벡터는 구좌표계 정보로 정의한다.  $C$ 는 구좌표계 각을 직교좌표계로 변환하는 함수이며,  $C$ 는 방향코사인행렬(direction cosine matrix)이다. 아래 첨자  $E, V, L, a$ 는 각각 관성 좌표계(inertial frame), 무인항공기(vehicle), 물자(load), 체결 부위(attachment point)를 뜻한다. 이 외에 무게는  $m$ , 각 요소의 무게를 대각 성분에 가진 행렬을  $M$ , 관성모멘트는  $I$ , 줄의 길이는  $l$ , 장력은  $T$ , 외력은  $F_V$ , 외부 모멘텀은  $M_V$ 으로 표현한다. 줄은 수송 중에 팽팽하다고 가정하며, 무인항공기의 후류 혹은 진자운동으로 인한 저항 등 공기역학적 힘은 모델링에 고려하지 않는다. 대신 입력에 가우시안 노이즈를 가정하여 필터 효과를 확인할 수 있도록 한다.

기존 모델링 기법인 UAE를 이용하면 무인항공기와 물자가 줄이 없을 때 외력에 의해 이동하는 가속도( $\ddot{\mathbf{q}}_u$ )로부터 줄이 연결되어 있을 때의 장력 및 그로 인한 모멘텀( $F_c$ )을 아래와 같이 계산할 수 있다.

$$\ddot{\mathbf{q}}_u = M^{-1}[F_{V,i}^T \quad M_{V,i}^T \quad F_L^T \quad \mathbf{0}_{1 \times 3}]^T \quad (1)$$

$$F_c = M^2 (AM^{-2})^+ (b - A\ddot{\mathbf{q}}_u) \quad (2)$$

여기서 계산에 필요한 행렬  $A$ ,  $b$ 는 줄로 인해 제한된 역학을 표현하는 것으로 다음과 같이 정의된다.

$$A = L_i^T \begin{bmatrix} \square_V^E & -\square_V^E \tilde{\mathbf{x}}_{Vai} & -\square_L^E & \square_L^E \tilde{\mathbf{x}}_{Lai} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$b = -\dot{L}_i^T \dot{L}_i - L_i^T (\square_V^E \tilde{\omega}_V^2 \tilde{\mathbf{x}}_{Vai} + \square_V^E \tilde{\mathbf{x}}_{Vai} I_V^{-1} \tilde{\omega}_V I_V \omega_V - \square_L^E \tilde{\omega}_L^2 \tilde{\mathbf{x}}_{Lai} - \square_L^E \tilde{\mathbf{x}}_{Lai} I_L^{-1} \tilde{\omega}_L I_L \omega_L) \quad (4)$$

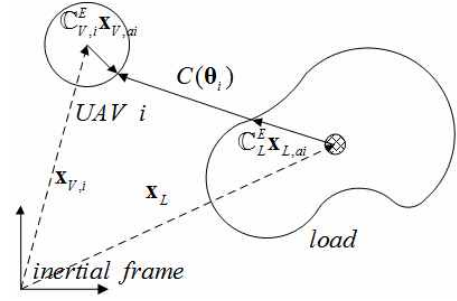


그림 2. 슬링-로드 시스템 변수 정의.

Fig. 2. Nomenclature of slung-load system.

벡터  $L$ 은  $C(\theta)$ 와 동일한 역할로 다음과 같이 줄의 벡터를 표현한다.

$$L_i = \mathbf{x}_V + \square_V^E \mathbf{x}_{Vai} - (\mathbf{x}_L + \square_L^E \mathbf{x}_{Lai}) \quad (5)$$

$$\dot{L}_i = \square_V^E \dot{\mathbf{x}}_V + \square_V^E \tilde{\omega}_V \tilde{\mathbf{x}}_{Vai} - \square_L^E \dot{\mathbf{x}}_L - \square_L^E \tilde{\omega}_L \tilde{\mathbf{x}}_{Lai} \quad (6)$$

계산된 가속도( $\ddot{\mathbf{q}}_u$ )와 장력 및 장력으로 인한 모멘텀( $F_c$ )을 통해 다음과 같은 최종 가속도( $\ddot{\mathbf{q}}_b$ )를 계산할 수 있다.

$$\ddot{\mathbf{q}}_b = \ddot{\mathbf{q}}_u + M^{-1} F_c \quad (7)$$

UKE를 이용한 방법에서는 모든 무인기와 물자의 위치 및 자세 정보를 필요로 하므로,  $n$ 대의 무인기가 있을 때 변수의 개수는 총  $6n+6$ 개이다. 반면 줄로 연결되어 있는 무인기는  $x, y$ 만 결정되면  $z$ 는 화물의 위치와 자세, 무인기의 자세를 통해 구해질 수 있으므로 다른 변수들에 종속된다. 따라서 반드시 필요한 변수의 개수는  $5n+6$ 개로, UAE를 이용하면 하나의 변수가 증가하여 최소상태공간을 얻을 수 없다.

변수의 개수를 최소한으로 줄여 구좌표계로 표현하면 더 이상 제한된 동역학이 아니므로 UAE 방법은 사용할 수 없게 된다. 따라서 다음과 같이 뉴턴 방법을 통한 모델링을 제안한다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{x}}_L \\ \ddot{\theta}_i \\ \ddot{\theta}_L \\ \ddot{\theta}_V \\ T_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M & C^i(\theta_i) & C_L^E \mathbf{x}_{Lai} & -C_V^E \mathbf{x}_{Vai} & C(\theta_i)/l_i \\ \mathbf{0}_{3 \times 2} & \mathbf{0}_{3 \times 2} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -C(\theta_i)/l_i \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 2} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_V & C_V^E (C_V^E \mathbf{x}_{Vai} \times C(\theta_i))/l_i \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 2} & I_L & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -C_L^E (C_L^E \mathbf{x}_{Lai} \times C(\theta_i))/l_i \end{bmatrix}^{-1} \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} F_V \\ F_L \\ M_V \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} m_V (G(\theta_i, \dot{\theta}_i) + \mathbb{G}_L^E \mathbf{x}_{Lai} - \mathbb{G}_V^E \mathbf{x}_{Vai}) \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \dot{\theta}_V \times \mathbf{H}_V \\ \dot{\theta}_L \times \mathbf{H}_L \end{bmatrix}$$

여기서  $G$ 와  $\mathbb{G}$ 는 각각  $C$ 와  $C$ 의 일차 미분항들을 처리하기 위한 함수 및 행렬으로, 이차 미분항들을 좌변에 정리하여 직접적인 역행렬을 취할 수 있도록 한다. 계산은 다음과 같이 이루어진다.

$$G(\theta, \dot{\theta}) = \frac{d^2 C(\theta)}{dt^2} - C^i(\theta) \ddot{\theta}^T \quad (9)$$

$$G = \frac{d^2 \square}{dt^2} - \square^E \mathbf{x}_{at} \ddot{\theta}^T \quad (10)$$

UKE 방법과 동일한 변수 설정으로 뉴턴 방법을 활용할 수 있는데, 그 수식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}}_b \\ T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M & A^T \\ A & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} F_{V,i} \\ M_{V,i} \\ F_L \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ b \end{bmatrix} \quad (11)$$

여기서  $A$ ,  $b$ 는 식 (3), (4)와 동일하게 계산될 수 있다. 위 방법들을 이용하면 시뮬레이션 상으로 동일한 결과를 얻을 수 있고, 두 모델링 방법은 변수 설정과 사용된 역학은 다르되 표현하는 시스템은 동일함을 확인할 수 있다. 또한 공진주파수로 무인항공기를 움직이면 물자의 진동이 커지고, 따라서 그 물자의 진동에 끌려 무인항공기의 진동도 커지는 커플링 효과를 확인할 수 있다.

**III. PID 및 LQG/LTR 기반의 제어 설계**

먼저 가장 많이 활용되는 제어 기법인 PID 제어기는 다음과 같은 공식으로 설계된다.

$$K_{x,d} = \frac{2\zeta\omega}{B_{F_x \rightarrow \dot{x}_r}}, K_{x,p} = \frac{\omega^2}{B_{F_x \rightarrow \dot{x}_r}} \quad (12)$$

여기서  $B$ 는 상태공간의 시스템 행렬이며, 아래첨자는 그 성분을 표현한다. 디자인 파라미터는  $\zeta$ 와  $\omega$ 로 성능 및 반응을 결정할 수 있다. I 계인은 설정하지 않았으며, PD계인은  $F_x$ 에서  $x_0$ 로의 전달함수를  $1/s^2$ 로 근사하여 결정할 것이다. 이는 일반적인 구조의 수송 시스템에서 사용할 수 없으며, 차수가 달라지면 그에 맞는 구조를 설정해야 한다. 따라서 시스템이 커지면 해당하는 전달함수를 계산하여 구조를 다시 설정하는 어려움이 있다.

반면 LQG기반의 제어는 각 변수에 대한 상대적 중요성을 부하하는 형태로 이루어진다. 제어기의 구조는 그림 3과 같으며, 여기서 선형화된 상태공간은 최소(minimal)여야 제어가능하고 관측가능하여 기법이 적용 가능하다. 조건 만족 시 제어 계인은 다음과 같은 ARE (Algebraic Riccati

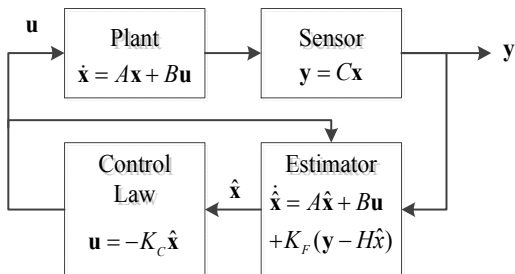


그림 3. LQG/LTR 제어기의 구조.  
Fig. 3. Structure of LQG/LTR controller.

Equation)의 해를 구함으로써 유도 가능하다.

$$K_C = R^{-1} B^T P_C, P_C A + A^T P_C + Q - P_C B R^{-1} B^T P_C = 0 \quad (13)$$

$$K_F = P_F C^T W^{-1}, P_F A^T + A P_F + V - P_F C^T W^{-1} C P_F = 0 \quad (14)$$

디자인 파라미터는  $Q$ ,  $R$ ,  $W$ ,  $V$ 로 각각 변수 간의 중요성, 입력간의 중요성, 모델의 정확도, 센서의 정확도를 나타낸다. 따라서 수송 시스템이 확장되어도 변수와 입력의 형태는 동일하므로 디자인 파라미터 결정이 용이하다. 또한 디자인 파라미터가 양의 정치이면 설계된 제어기는 안정성이 보장된다. 그러나 LQG의 단점은 이득여유(gain margin)나 위상여유(phase margin)의 값이 작을 수 있는 점이다. 따라서 LTR을 통해 다음과 같이 강건성을 회복한다.

$$Q = Q_0 + w_c^2 C^T C \quad (15)$$

$$V = V_0 + w_f^2 B B^T \quad (16)$$

LQG/LTR은 바람의 영향이나 시간 연기로 인한 오차에 강건하지만 시스템의 변화에는 강건성의 여유가 적다. 또한 제어기의 극점이 0에 추가될 수 없어 적분기의 효과가 없다. 정상상태응답의 오차를 줄이고자 LQG/LTR 제어기에 진자의 운동과 동일한 주파수의 PID 제어기를 추가하는 방식의 알고리즘을 제안한다. 알고리즘 순서도는 그림 4와 같으며, 구체적인 시뮬레이션 구조는 그림 5와 같다. 기본적으로 두 제어기를 혼용하지만, 외부 변화로 인해 PID 제어로 인한 진동이 공진하면 LQG/LTR만 사용하게 된다.

예시로 한 대의 무인기가 하나의 점질량을 운송하는 경우 PID제어와 LQG/LTR 제어는 다음과 같이 설계된다. 먼저 PID 제어를 위해 무인기의 위치를 변수로 선택하면 다음과 같은 상태공간을 얻을 수 있다.

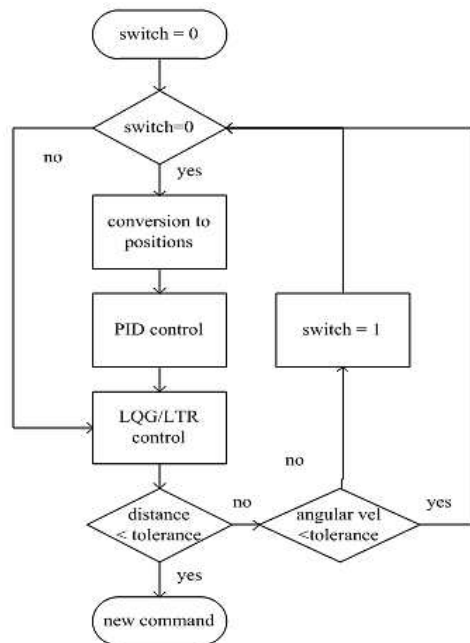


그림 4. LQG/LTR 및 PID 혼용 제어 알고리즘.  
Fig. 4. Hybrid algorithm of LQG/LTR and PID.

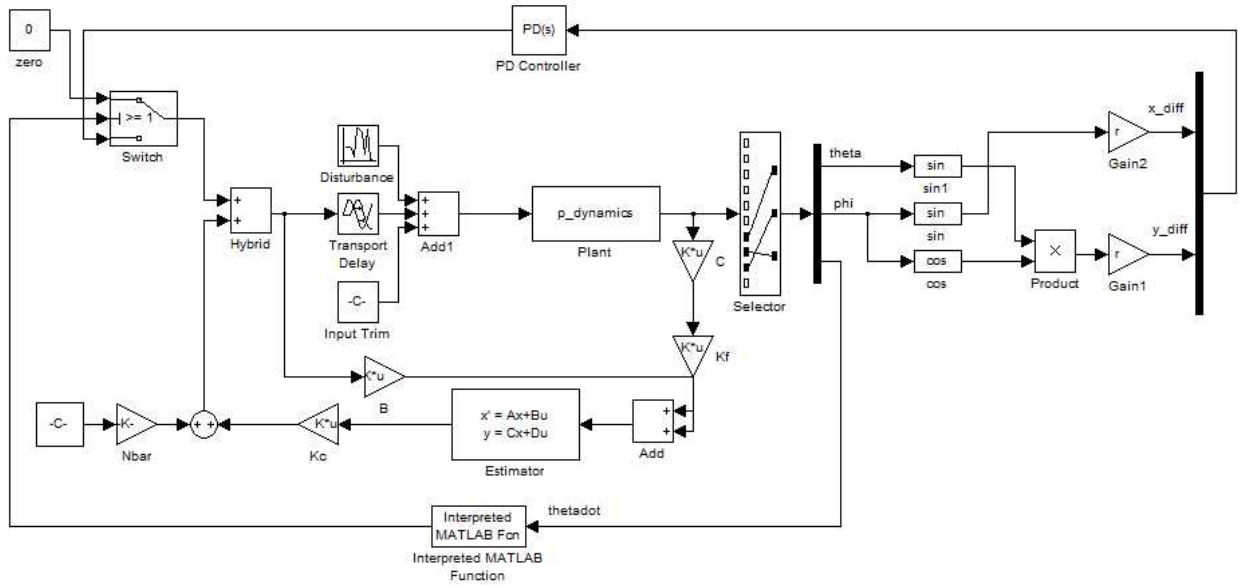


그림 5. LQG/LTR 및 PID 혼용 제어 시뮬레이터 구조.  
Fig. 5. Simulator Structure for combining LQG/LTR and PID.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_v \\ \ddot{y}_v \\ \ddot{z}_v \\ \ddot{x}_L \\ \ddot{y}_L \\ \ddot{z}_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{m_L g}{m_v l} & 0 & 0 & \frac{m_L g}{m_v l} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{m_L g}{m_v l} & 0 & 0 & \frac{m_L g}{m_v l} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{g}{l} & 0 & 0 & -\frac{g}{l} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{g}{l} & 0 & 0 & -\frac{g}{l} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_v \\ y_v \\ z_v \\ x_L \\ y_L \\ z_L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{m_v} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{m_v} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{m_v + m_L} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{m_v + m_L} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{v,x} \\ F_{v,y} \\ F_{v,z} \end{bmatrix} \quad (17)$$

위 식에서 x, y, z방향의 외력으로부터 무인기 위치 변수로의 전달함수는 각각 다음과 같다.

$$G_{11} = G_{22} = \frac{s^2 + \omega_n^2}{m_v s^2 (s^2 + \frac{m_v + m_L}{m_v} \omega_n^2)} \quad (18)$$

$$G_{33} = -\frac{1}{m_v + m_L} \frac{1}{s^2} \quad (19)$$

변수는 각각의 방향으로 분리 되어 있으며, x, y로의 함수는 대칭이므로 동일하다. 이 때의 극점의 개수는 4개, 영점의 개수는 2개로 모두 허수축 위에 존재하게 된다. 이 때 물자의 무게가 커질수록 극점과 영점 사이의 거리가 멀

어진다.

이 시스템에 식 (12)와 같이 PD제어를 적용하게 되면 음의 실수축 상에 영점이 하나 추가되고, 그림 6과 같은 근궤적도를 얻을 수 있다. 무인기의 무게는 1.145kg이고, 물자의 무게가 0.3kg에서 0.9kg으로 증가하였을 때 위에서 멀어진 극점과 영점 사이의 근궤적이 크게 변화하는 것을 볼 수 있다. 따라서 물자의 무게가 무거우면 시스템의 주파수가 커지고 시스템 변화에 따라 큰 차이를 보일 것이다. 또한 위상 여유도 65.865°에서 55.4092°로 감소하는 것을 확인할 수 있다.

반면 LQG/LTR제어는 II 장에서 설명된 바와 같이 물자의 위치를 기준으로 구심 좌표계를 사용한 모델링을 사용한다. 따라서 전달함수는 z 방향으로 동일하지만 xy 방향으로 다음과 같이 변화한다.

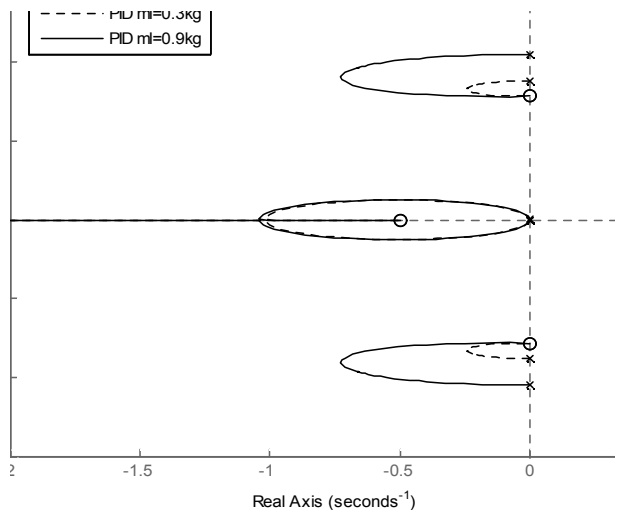


그림 6. PID 제어 시스템의 근궤적도.  
Fig. 6. Root locus of PID controller.

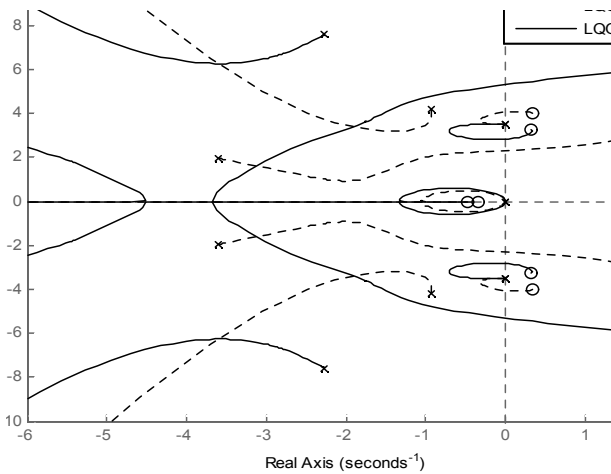


그림 7. LQG/LTR 제어 시스템의 근궤적도.

Fig. 7. Root locus of LQG/LTR controller.

$$G_{11} = G_{22} = \frac{\omega_n^2}{m_v s^2 (s^2 + \frac{m_v + m_L}{m_v} \omega_n^2)} \quad (20)$$

여기서 극점의 위치와 개수는 동일하지만 영점이 없어진다. 이 4차 시스템에 식 (13)-(16)를 통해 LQG 및 LQG/LTR를 적용하면 그림 7과 같은 결과를 얻을 수 있다. 제어기에 의해 극점 4개, 영점 3개가 추가되는 것은 동일하지만 LTR의 추가를 통해 위치가 변화한다. 여기서 추가되는 영점 중 두 개가 플랜트의 허수축 극점에 근접하게 되는데, 이로 인해 시스템 역학이 변화하면 큰 변화가 생긴다. 이득여유는 1.3781에서 1.9906으로 증가하였고 위상 여유는 55.8900°에서 79.6477°로 증가한다. 따라서 LTR을 통한 강건성 회복을 확인할 수 있다.

LQG/LTR에 부가적으로 추가될 PID제어는 진자의 주파수와 동일하게 하여 진동을 상쇄시켜야 하므로 주파수  $\omega_n$ 으로 설정한다. LQG/LTR은 물자의 위치를 변수로 설정하므로 줄의 각도를 통해 다시 무인기의 위치로 변환하는 과정이 필요하며, 이 전달함수는 식 (18)과 (20)으로부터 다음과 같이 계산된다.

$$\frac{x_v}{x_L} = \frac{s^2 + \omega_n^2}{\omega_n^2} \quad (21)$$

경우에 따라 PID 제어를 제외하고 LQG/LTR기반으로 작동하므로 비선형 제어가 되며, 전체 구조의 전달함수를 직접적으로 구할 수 없어 수치적 결과로 성능을 평가한다.

#### IV. 시뮬레이션 결과

성능 평가를 위한 시뮬레이션은 한 대의 무인기와 네 대의 무인기 시스템 두 경우에 대해 진행되었다. 무인기의 종류는 실내에서 운용이 용이하고 호버링 성능이 뛰어난 쿼드콥터 등의 회전익 무인기를 가정하였으나, 무인기 자체의 동특성을 배제되었다. 그리고 작동 환경으로는 기본 모델링, 바람이 x방향으로 1m/s로 불어오는 경우, 시간오차가

표 1. 시뮬레이션 설정.

Table 1. Simulation Setup.

		Case 1	Case 2
UAV	Number	1	4
	Mass (kg)	1.145	1.145
	Size (m)	$\phi$ 0.25	$\phi$ 0.25
Payload	Type	Point mass	Box
	Mass (kg)	0.3	0.3
	Size (m)	None	0.2 x 0.2 x 1.0
String	Mass (kg)	None	None
	Size (m)	1	1

0.2초 생기는 경우 세 가지에 대해 진행되었다. 진자의 움직임은 바람에 매우 민감하게 반응하고 본래 실내 시험을 위해 고안된 제어기이기에 바람의 크기는 크지 않게 가정하였다.

모델링을 위해 필요한 구체적인 값은 표 1과 같다. 무인기의 질량 중심에 가깝게 줄이 연결되어 장력으로 인한 자세 변화를 고려하지 않았고, 네 대의 무인기는 줄이 10도씩 기울어져 균형을 이루고 있는 상황을 모델링 하였다. 별도의 충돌 회피 알고리즘을 추가하지 않았지만, 이러한 간격을 포함한 선형화로 충돌을 최대한 방지할 수 있다.

제어기 디자인 파라미터는 PID는 진동수 0.7, 감폭 0.7을 사용했고, LQG/LTR에 추가되는 PID는 진동수를 고유진동수로 일치시켰다. LQG/LTR의 경우 각 변수의 중요도 5, 그 미분항은 1, 입력의 중요도 10, 모델의 정확도 0.1과 1, 센서의 정확도 0.01으로 설정하였다. LTR의 가중치는 목표루프 함수에 근접하기 위해 제어기에 대해 10, 필터에 대해 1000으로 설정하였다. 이는 1과 2번 경우 모두에 해당한다.

원점에서 (3, 3, -3) m으로 이동하는 한 대의 무인항공기 수송 시뮬레이션 결과는 그림 8-10과 같다. PID 제어를 이용한 경우와 LQG/LTR 제어를 이용한 경우 기본 모델에 대해 유사한 성능을 보이도록 설계되었지만 PID는 바람이나 시간 오차 등 외부 요인에 민감하게 변화하는 것을 확인할 수 있다. 그리고 두 제어기 모두 목표지점에 도달한 후에도 미세한 진동이 계속되는 것을 확인할 수 있다. 정상상태의 오차를 줄이면서 외부 요인에 강건한 제어기를 설계하고자 LQG/LTR에 PID를 추가한 결과 기본 모델에 대해서는 정상상태 도달 후 전혀 진동이 없음을 확인할 수 있다. 반면 바람이나 시간 지연이 있을 때에는 초기에 PID가 작동 후 멈춘 것으로, 초반 반응의 진동이 감소하는 것을 확인할 수 있다.

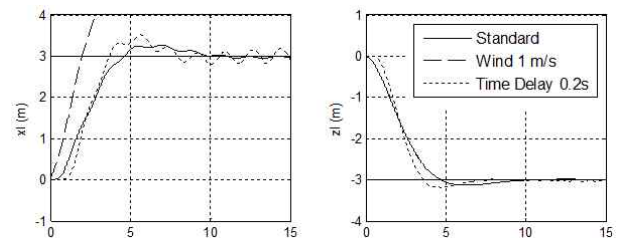


그림 8. PID 제어 시스템의 응답.

Fig. 8. Step response of PID controller.

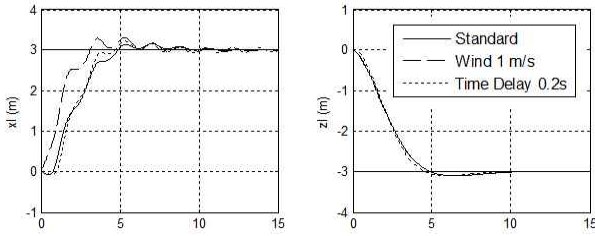


그림 9. LQG/LTR제어 시스템의 응답.

Fig. 9. Step response of LQG/LTR controller.

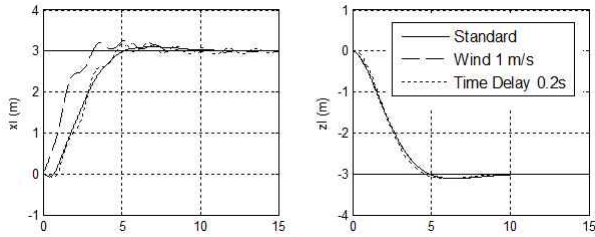


그림 10. PID-LQG/LTR 제어 시스템의 응답.

Fig. 10. Step response of PID-LQG/LTR controller.

이를 경로 추종 제어에 적용하여 (0, -2, -2) m, (2, 0, -2) m, (0, 2, -2) m, (-2, 0, -2) m, (0, -2, -2) m의 경로로 0.1 m 이내의 오차범위 안에 들어오면 이동하도록 설정한 결과는 그림 11-12와 같다. z축은 일반적으로 아래가 양이므로 그림에서는 편의상 x-y 평면에 대하여 대칭으로 표현하였다. LQG/LTR과 PID제어는 기본 시스템에 대해 거의 동일한 성능을 가지고 있다고 판단되어 LQG/LTR의 결과만 표시하였다. 그 결과 LQG/LTR에 PID를 추가하면 이동 중 진동을 최소화하는 동시에 빠르게 경로를 추종하는 것을 확인 할 수 있다.

두 번째 경우로 네 대의 무인기가 하나의 상자 형태 물자를 운송하는 경우에 대해서도 동일하게 LQG/LTR에 PID를 추가한 제어 설계를 진행하였다. 시스템의 크기를 고려하여 경로를 5m 크기로 증가시켰으며, 경로 추종 중 무인기 간의 대열은 일정하게 유지한다. 시뮬레이션 결과는 그림 13과 같다. 한 대의 무인기 운송 시스템에서는 입력 피드포워드 구조가 가능했던 반면, 두 번째 경우에는 입력과 출력의 개수가 일치하지 않아 출력 피드백 구조를 활용하여 초과응답이 증가한다. 또한 초반에 화물을 진동 없이 이동시키기 위하여 z방향으로의 이동이 발생하는데, 이는 첫 지점에서만 생기는 것이므로 이륙 후에는 정상적으로 경로를 추종할 것으로 예상된다. 네 대의 무인 항공기가 동시에 비행하면서 복잡한 진자 운동이 생기는 것을 확인 할 수 있었지만, 그림 13과 같이 안정적으로 물자를 수송 가능함을 확인 할 수 있다.

V. 결론

본 논문에서는 복수 무인 항공기의 슬링-로드 운송 시스템을 모델링하고, PID와 LQG/LTR 및 그 혼용 제어기법을 디자인하여 적용하여 보았다. 모델링은 뉴턴 방법을 이용하여 기존 모델과 동일하면서 최소상태공간을 얻을 수 있었

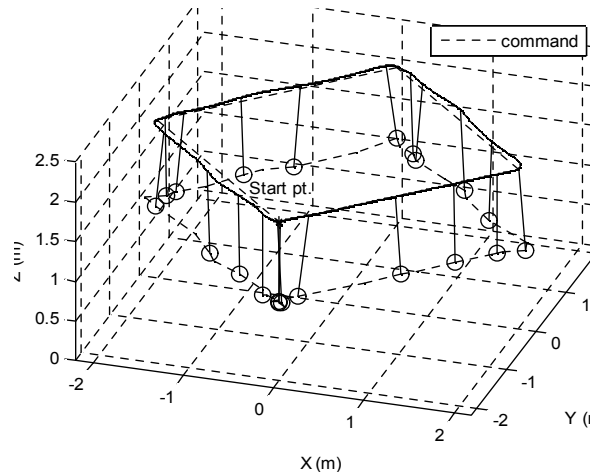


그림 11. LQG/LTR제어 시스템의 경로추종성능.

Fig. 11. Trajectory following performance of LQG/LTR controller.

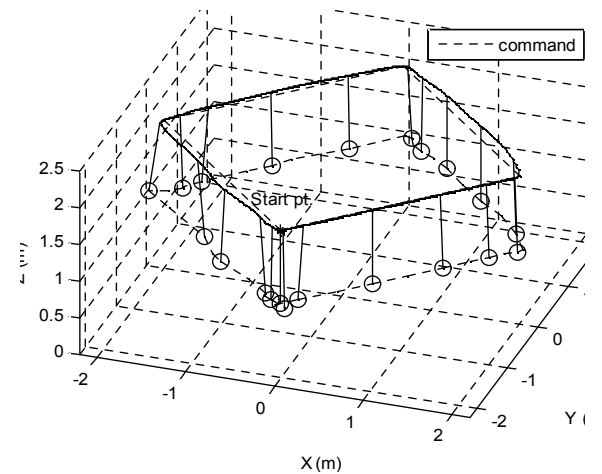


그림 12. PID-LQG/LTR제어 시스템의 경로추종성능.

Fig. 12. Trajectory following performance of PID-LQG/LTR controller.

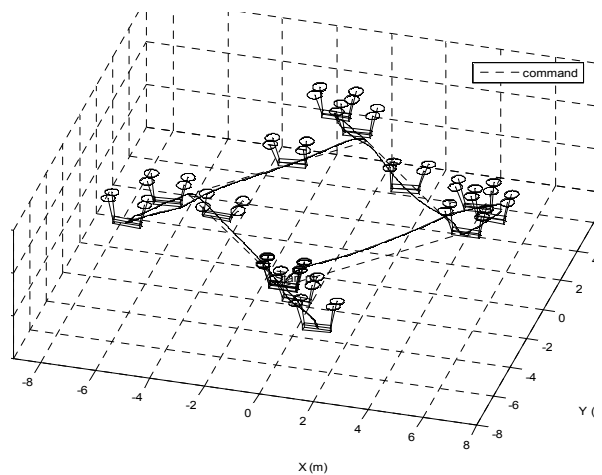


그림 13. 네 대의 무인기 운송 시스템의 경로추종성능.

Fig. 13. Trajectory following performance of four-UAV transportation system.

고, 수치적 결과를 통해 검증하였다. 또한 제어기법은 시스템의 구조에 맞게 적용되었으며, 디자인 된 기법의 성능 평가를 위해 한 대의 수송 시스템과 네 대의 수송 시스템 각각에 대해 시뮬레이션을 수행하였다. PID 및 LQG/LTR은 게인 설정에 따라 성능이 바뀌므로 직접적인 비교는 불가능하지만, 다양한 외부 환경을 주어 그 변화에 대한 민감도는 LQG/LTR이 우수함을 확인하였다. 또한 그 둘의 전체적인 특성을 활용하여 혼용 했을 때 효율적으로 진동을 억제할 수 있음을 확인하였다. 이러한 연구 결과는 슬링-로드 무인 항공기 수송 시스템뿐만 아니라 다양한 진동을 포함한 시스템에서 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

추후 계획으로는 시스템 변화에 강건한 제어를 설계하는 것이 있다. 수송되는 물자의 무게가 매번 달라질 수 있기 때문에, 선형화된 시스템에 오차가 생길 경우가 많고 앞서 언급되었듯 LQG/LTR은 경우에 따라 시스템의 변화에 강건성이 부족할 가능성이 있다. 이를 보완하기 위해 알려진 기법으로 PRLQG (Parameter-Robust Linear Quadratic Gaussian), 적응제어(adaptive control), 슬라이딩 모드 제어(sliding mode control) 등으로 시스템 변화에 강건한 제어 기법들을 슬링-로드 모델에 적용해 볼 계획이다.

또한 복수 무인기 운송 시스템의 경우 대열의 변화나 충돌 회피 알고리즘의 추가가 더 효율적인 것으로 기대된다. 경로가 시계방향으로 설정되어 있으면 대열 또한 같은 방향으로 회전하여 좀 더 부드러운 경로 추종 제어를 디자인 할 계획이다.

## REFERENCES

- [1] E. Sheridan, Amazon PrimeAir, Future deliveries in under 30 mins by unmanned aerial vehicles, <http://www.forexlive.com/blog/2013/12/02/amazon-primeair-deliveries-under-30-minutes-drone-01-december-2013/>
- [2] R. Naovi, University of Pennsylvania's GRASP Lab, <http://livingdesign.info/tag/university-of-pennsylvanias-grasp-lab/>
- [3] M. Waibel and H. Siegel, Behind the scenes at TED Global: Raffaello D'Andrea and team demo amazing quadrotor "athletes," <http://robohub.org/ted-global-raffaello-dandrea-and-his-quadrocopters-machine-athleticism/>
- [4] I. Palunko, R. Fierro, and P. Cruz, "Trajectory generation for swing-free maneuvers of a quadrotor with suspended payload: A dynamic programming approach," *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2012.
- [5] A. Stuckey and J. Bourne, "Mathematical modeling of helicopter slung-load system," *DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory*, 2001.
- [6] M. Bernard, K. Kondak, L. Maza, and A. Ollero, "Autonomous transportation and deployment with aerial robots for search and rescue missions," *Journal of Field Robot*, vol. 28, no. 6, p. 914-931, 2011.
- [7] I. Maza, K. Kondak, M. Bernard, and A. Ollero, "Multi-UAV cooperation and control for load transportation and deployment," *Journal of Intelligent Robot Systems*, vol. 57, no. 1-4, p. 417-449, 2010.
- [8] M. Bernard and K. Kondak, "Generic slung load transportation system using small size helicopters," *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2009.
- [9] M. Bisgaard, J. D. Bentsen, and A. Cour-Harbo, "Modelling of generic slung load system," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 32, no. 2, pp. 573-585, 2009.
- [10] M. Bisgaard and A. Cour-Harbo, "Full state estimation for helicopter slung load system," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2007.
- [11] N. Michael, J. Fink, and V. Kumar, "Cooperative manipulation and transportation with aerial robots," *Autonomous Robots*, vol. 30, no. 1, p. 73-86, 2011.
- [12] N. Michael, S. Kim, J. Fink, and V. Kumar, "Kinematics and statics of cooperative multi-robot manipulation with cables," *International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference*, p. 83-91, 2009.
- [13] K. Morris, "Introduction to feedback control." Harcourt/Academic Press, San Diego, p. 163-198, 2001.
- [14] C. Doyle and G. Stein, "Multivariable feedback design: concepts for a classical/modern synthesis." *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 26, no. 1, pp. 4-16, 1981.
- [15] G. Stein and M. Athans, "The LQG/LTR procedure for multivariable feedback control design," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 32, no. 2, pp. 105-114, 1987.



이 해 인

2013년 KAIST 항공우주공학과 졸업.  
2013년~현재 항공우주공학과 석사. 관심분야는 무인항공기 모델링 및 제어.



유 동 완

2008년 Penn State Univ. 항공우주공학과 졸업. 2011년 KAIST 항공우주공학과 석사. 2014년 KAIST 항공우주공학과 박사. 2014년~현재 ADD 연구원. 관심분야는 무인항공기 체계.



### 이 병 윤

2011년 경희대학교 전기전자공학과 졸업. 2013년 KAIST 항공우주공학과 석사. 2013년~현재 KAIST 항공우주공학과 박사. 관심분야는 무인항공기 제어.



### 문 건 희

2012년 인하대학교 항공우주공학과 졸업. 2014년 KAIST 항공우주공학과 석사. 2014년~현재 KAIST 항공우주공학과 박사과정, 관심분야는 무인항공기 제어 및 다수 무인기 임무계획 최적화.



### 이 동 연

2014년 인하대학교 항공우주공학과 졸업. 2014년~현재 KAIST 항공우주공학과 석사. 관심분야는 슬로싱 모델링 및 제어.



### 탁 민 제

1976년 서울대학교 항공우주공학과 졸업. 1983년 Univ. of Texas at Austin 항공우주공학과 석사. 1986년 Univ. of Texas at Austin 항공우주공학과 박사. 1989년~현재 KAIST 교수. 관심분야는 비행역학 및 제어.