

논문 2009-46SC-3-9

민(MIN) 설계 방법을 이용한 무인기 수평이동제어 알고리즘에 관한 연구

(Algorithm of Flying Control System for Level Flight using
Min-Design Method on UAV)

왕 현 민*, 허 경 무*, 우 광 준*,

(Hyun-Min Wang, Kyung-Moo Huh, and Kwang-Joon Woo)

요 약

최근 무인기의 형태는 다양한 형태로 개발되고 있으며, 탑재 장비의 고성능 소형화를 바탕으로 무인기는 소형화 되고 있다. 이러한 소형화되고 일반적인 형태가 아닌 무인기 개발에 있어, 기존의 개발방법으로는 이러한 비선형적인 요소로 인하여 정확한 모델링 및 제어기 알고리즘의 정형화하기가 어렵다. 따라서 본 논문에서는 기존에 비행체 개발 방법이 아닌, 하중 제어 개념을 적용한 Min 설계 방법의 첫 번째 단계로, 원통형 무인기에 적용하여, 수평 비행 조건과 특성 그리고 제어기 설계 알고리즘을 찾아보았다. 이러한 Min 설계 방법은 고성능 컴퓨터를 사용한 무인기 개발에 있어 실시간 시뮬레이션을 통한 비용절감과 개발기간을 단축시킬 수 있다.

Abstract

Recently, UAV(unmanned aerial vehicle) has evolved into various figure and become miniaturized. On using existing design method, it is hard to make modelling and standardizing design of flight control system of the figure including cylinder like pipe. These problems are caused by uncorrect express of nonlinearity in controller design. Therefore, it is developed through step of correct modelling and simulation on real time using high efficiency computer in aircraft development of various figure. This is reducing period and expense of aircraft development. For the shake of solving these problems, Min-design method has been devised by H.M. Wang. In this paper, an object of control is cylindrical UAV instead of the general figure of aircraft. It was analyzed flight condition, specification about level flight of the UAV and was presented algorithm to find control value.

Keywords : Min-Design Method, Flight Control System, Cylindrical UAV, Level Flight

I. 서 론

현재 무인비행체는 다양한 형태로 진화되고 소형화 되고 있다. 원통형태와 같은 비행체를 포함하여 형태가 다양화되고 있고, 무인기의 비행 제어 시스템 설계에 있어, 비행체의 공중 정지, 코브라 기동등 많은 불확실성을 포함한 복잡한 비행 동작을 위한 비행제어 시스템

설계에 있어 기존의 제어기 설계 방법으로는 모델링 및 정형화하는데 많은 어려움에 부딪치고 있다. 이러한 문제는 비선형성의 특성을 제어기 설계에 있어 정확히 반영하지 못함으로써 발생된다.

비행체 제어기 설계에 있어 가장 중요한 것은 비행체의 실시간 특성 예측(추정) 및 비선형성에 대한 제어기의 적응성이다. 이와 같이 다양한 형태의 비행체 개발에는 현재 고성능컴퓨터를 이용한 정확한 모델링과 실시간에서의 시뮬레이션 단계를 거쳐 개발되고 있다. 이러한 시뮬레이션을 이용하는 방법은 비행체 개발 기간과 비용을 크게 줄이고 있다. 다양한 형태의 비행체 제

* 정회원, 단국대학교 전자공학과
(Department of Electronics Engineering, Dankook University)
접수일자: 2008년11월16일, 수정완료일: 2009년5월7일

여기 설계를 위한 방법으로 “민-설계 방법(Min Design Method)”이 있다. 이 설계 방법은 슈퍼컴퓨터와 같은 고성능 컴퓨터에서 비행체의 제어성, 안정성과 같은 비행 특성을 분석하고 제어값을 찾는 알고리즘 설계 및 제어기 설계에 탁월한 효율을 발휘한다.

비행체 제어에 있어 가속도와 중력을 고려한 하중(중력수)에 대한 개념 정의에 따라, 경로에 대한 접선 성분 또는 경로에 대한 수직 성분의 하중 값으로서 비행체의 제어성능 평가가 이루어진다^[1-2].

본 논문에서는 원통형 소형 무인기를 대상으로 하였으며 비행체의 수평비행(Level Flight)에 대한 하중 제어 비행 특성을 해석하였고 비행 특성에 따른 제어요소 값을 살펴본다. 이것은 민(Min)-설계 방법의 1단계를 적용한 예이다.

II. 연구 배경

본 논문에서는 다음과 같은 형태의 무인기에서 제어 특성을 살펴본다.

그림 1에 원통형 무인기와 해석을 위한 좌표계를 나타내었다. 무인기의 몸체는 반지름이 R_{UAV} 이고 길이가 L_{UAV} 인 파이프와 같은 원통기둥 형태를 가진다. 무인기의 추진력은 x 축의 음(-)의 방향으로 발생하고 이에 따른 상승하려는 힘 F (양력)은 x 축의 양(+) 방향으로 발생한다. 추진력은 헬리콥터와 같은 프로펠러를 이용하여 발생시키거나 제트엔진을 사용할 수 있다. 이러한 선택은 전적으로 설계자의 무인기 성능 설정에 의존할 것이다. 또한 중력에 의해 무인기에 작용하는 힘은

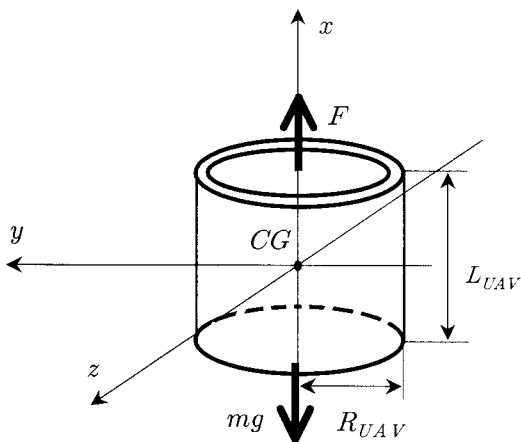


그림 1. 무인기에 작용하는 힘 (동 좌표계)
Fig. 1. Acting Force on UAV.

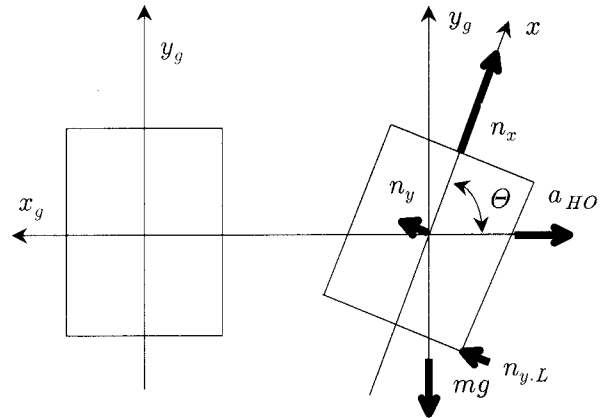


그림 2. 무인기 제어 문제 설정
Fig. 2. Concept of UAV Control Problem.

x 축 음(-)의 방향으로 질량 m 과 중력가속도 g 의 곱인 mg 로 나타내진다. 그림 1은 무인기의 동체 좌표계로 y 축과 z 축은 x 축에 수직이며 원통을 가로지르는 단면을 나타낸다. 또한 아래 그림 2에서 x_g, y_g, z_g 는 지상좌표계를 나타낸다.

그림 2에서 수직 단면에서, 본 논문에서 살펴보는 무인기의 하중 제어 모델은 다음과 같다^[1-2].

$$\dot{x}_1 = gn_x - g \sin x_2 \tag{1a}$$

$$\dot{x}_2 = \frac{g}{x_1} n_y - \frac{g}{x_1} \cos x_2 \tag{1b}$$

여기서 $x = [V \ \Theta]^T$ 이고, 식(5)는 비행체 무게 중심 속도, 받음각, 경로각, 중력을 포함하고 x, y 축에 작용하는 하중을 포함한다. 또한 이 식(5)를 하중에 대한 식으로 쓰면, 운동 역학 파라미터 x_1, x_2 으로 표현되는 다음의 하중 식이 얻어진다^[1-2].

$$n_x = \frac{1}{g} \dot{x}_1 + \sin x_2 \tag{2a}$$

$$n_y = \frac{x_1}{g} \dot{x}_2 + \cos x_2 \tag{2b}$$

그림 1과 같은 형태의 무인기를 그림 2에 나타낸 바와 같이 축력, 즉 y 축 방향으로 작용하는 하중 $n_{y,L}$ 에 의해 지정한 θ 만큼 기울어지도록 제어한다. 고도 유지를 위한 주어진 값으로 일정한 n_x 일 때, 동체의 기울어짐에 의해 무인기는 하강 할 것이고 기울어짐 각도가 제어 되지 않을 경우에는 z 축을 축으로 하여 회전하여 안정성과 잃게 된다.

기울어짐 각도가 지정한 θ 를 유지할 때 음(-)의 x 축

방향 추진력에 의해, x_g 축을 따라 a_{HO} 의 가속도를 가지게 되어 수평비행하게 된다. 이때 무인기에 작용하는 n_x, n_y 를 제어함에 따라 기울기 각도 θ 를 유지할 수 있으며, 상승 또는 하강할 수 있다. 이와 같이 원통 형태의 무인기 제어를 위해 y 축 방향으로 작용하는 하중 n_y 및 추진력을 발생시키는 n_x 를 제어함으로써 일정한 각도를 유지하며 상승 및 하강하며 공간상을 자유롭게 비행할 수 있다.

본 논문에서 연구된 문제는 Min 설계 방법의 1단계로서 공기역학은 고려되지 않는다. 일정한 고도와 주어진 기울어진 각도 θ 를 유지하면서 수평방향(x_g 축)으로 비행하기 위한 제어값을 찾아보는 것이다.

다음은 제어 목적을 위한 원통형 무인기의 초기조건과 최종 조건이다.

$$\theta(0) = 90^\circ, \theta(T) = 80^\circ \tag{3}$$

여기서 T 는 제어 완료 시간이고 이때 기울어짐 각은 80° 를 유지하도록 제어되어야 한다. 여기서 θ 는 받음각이라고도 한다.

또한 Min-설계 방법의 롤이 없는 비행체 하중 모델에서, 일정한 받음각 θ 를 유지할 위한 n_y 의 초기값과 최종값은 다음과 같다.

$$n_y(0) = 0, n_y(T) = 0.1736 \tag{4}$$

식(4)의 n_y 값은 축력발생 장치의 종류에 따라, 시간에 따른 y 축에 작용하는 n_y 변화량 값이 각기 달라질 수 있다. 다음 식은 시간에 따른 하중의 변화량인 하중 지수 I_N 을 나타낸다.

$$\frac{dn_y}{dt} = I_N \leq MAX \tag{5}$$

식(5)은 그림 2에서 나타낸 바와 같이 축력 하중 n 은 구조적 엔진 설치 위치 및 엔진 성능에 의존하는 값이다. 즉 회전력을 발생시키기 위해 설치한 추력시스템의 위치와 출력 특성에 의존한다. 설치 위치에 따른 $n_{y,L}$ 와 n_y 의 관계는 다음과 같다.

$$n_y(t) = n_{y,L}(t) \frac{l}{L} \tag{6}$$

여기서 l 은 축력 하중발생 엔진이 장착된 위치를 나타낸다. 본 논문에서는 $n_{y,L}$ 값은 고려하지 않고 n_y 값만을 살펴본다.

III. 수평(고도) 유지를 위한 하중 값

수평면에서의 비행을 위해, 먼저 수평 유지 즉 고도 유지를 위한 제어값을 찾아보자.

수평을 고도를 유지하기 위해서 질량에 대한 수직 아래로 작용하는 힘과 수직 상승하려는 힘과 평형을 이루어야 한다. 수평 조건은 다음과 같다.

$$mg = F \text{ 또는 } mg = m \frac{dV}{dt} \tag{7}$$

이때 $\theta = 90^\circ$ 이다.

또한 기울어진 각도에 따른 수평 고도 유지 조건은 다음과 같다.

$$g = a_v \cdot \sin\theta$$

이때 $a_v = \frac{dV}{dt}$ 이다. 따라서 다음과 같은 식이 얻어진다.

$$\frac{g}{\sin\theta} = gn_x - g \sin\theta \tag{8}$$

이때 제어값은 Min-설계 방법의 하중제어 모델에서 다음과 같은 조건이 성립한다^[1-2]. 식(1),(2)로부터 x 축에 작용하는 하중 제어값 n_x 는 다음과 같이 구해진다.

$$n_x = \frac{1}{\sin\theta} + \sin\theta \tag{9}$$

시간에 따른 제어값 n_x 는 다음과 같다.

$$n_x(t) = \frac{1}{\sin\theta(t)} + \sin\theta(t) \tag{10}$$

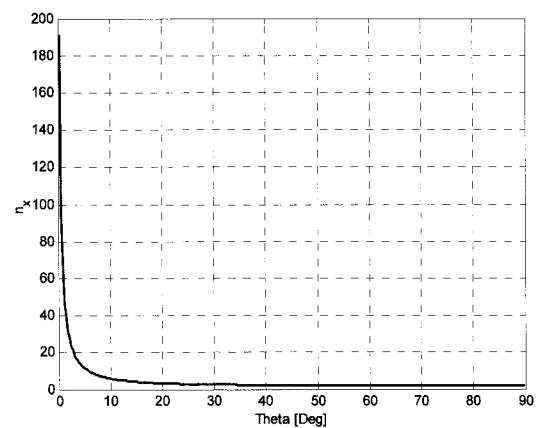


그림 3. 수평 유지를 위한 하중 제어값 $n_x(\theta)$
Fig. 3. Control Value n_x for Level Flight.

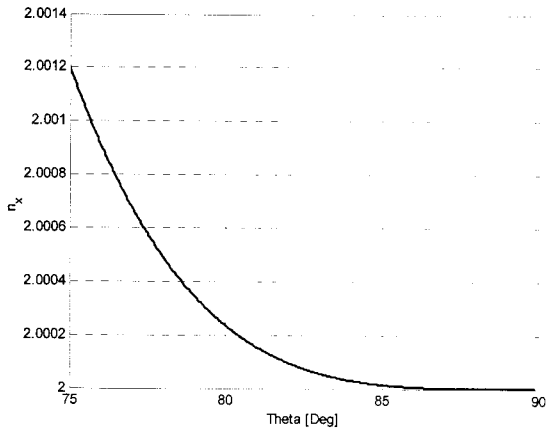


그림 4. 하중 제어값 $n_x(\theta)$, $75^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$
 Fig. 4. Control Value n_x for Level Flight at $75^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$

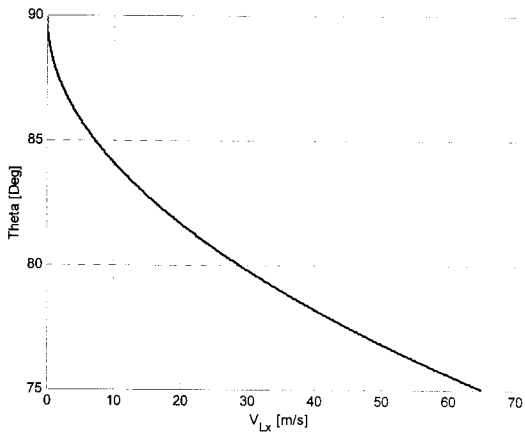


그림 5. 수평 유지 일때 V_{L_x} , 적분 스텝 $\tau = 0.1$
 Fig. 5. Velocity V_{L_x} of x_g Axis at Integral S $\tau = 0.1$

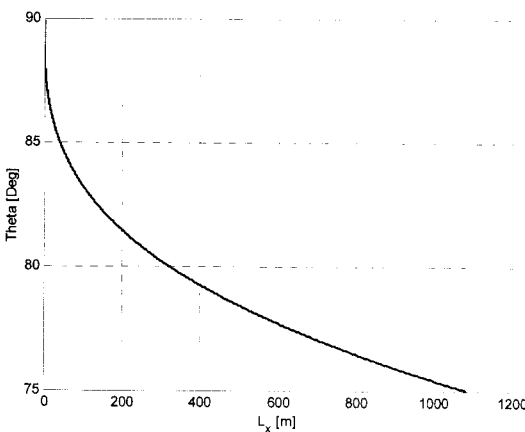


그림 6. 수평유지 일때 이동 거리 L_x , $\tau = 0.1$
 Fig. 6. Distance L_x of x_g at $\tau = 0.1$, $\Delta\theta = 0.03$

즉 원통형 무인기가 수평(고도)유지를 위해서 x 축에 작용하는 하중 제어 n_x 값은 식(10)을 만족하여야 한다. 이때의 n_x 값을 그림 3에 나타내었다. 그림 4에서는 θ 값이 90° 에서 75° 까지의 n_x 값을 나타내었다.

반음각 θ 에 따라 수평(고도)유지를 위한, n_x 값으로 90° , 80° 일 때의 값을 소수점 6자리까지 계산해 보았다.

$$n_x(90^\circ) = 2 \tag{11}$$

$$n_x(80^\circ) = 2.000234 \tag{12}$$

비행방향에 대한 가속도값은 다음과 같다.

$$a_{L_x} = \frac{dV}{dt} \cos\theta = a_V \cdot \cos\theta \tag{13}$$

식(13)에서 구해진 가속도 a_{L_x} 의 적분값으로 진행방향 속도 V_{L_x} 는 그림 5에 나타내었고 속도의 적분으로 이동 거리는 그림 6에 나타내었다. 이때 적분 구간 $\tau = 0.1$ 로 하였다.

IV. 제어기에서의 알고리즘

지금까지 수평 유지를 위한 n_x 값을 알아보았다. 그리고 이에 따른 이동 속도 및 이동 거리를 살펴보았다. 다음으로 수평유지와 더불어 z 축 중심의 회전에 대한, 안정성을 확보하기 위한 반음각 θ 와 하중 제어 n_y 값을 살펴보자.

하중제어 모델에서 반음각 θ 의 안정성을 위해, θ 와 n_y 에 따른 $\dot{\theta}$ 의 관계는 다음의 식으로 표현된다.

$$\dot{\theta} = f(\theta, n_y) = 0 \tag{14}$$

안정성을 만족시키는 y 축에 작용하는 하중 제어값 n_y 은 다음과 같이 얻어진다.

$$n_y = \cos\theta - \frac{d\theta}{dt} \frac{V}{g} \tag{15}$$

하중 제어 n_y 값의 특성을 살펴보기 위해 식(14),(15)을 다음과 같이 나타내었다.

그림 7에서 (A) 지점은 제어값과 변화각이 없는 지점이고, (A)점에서 시작한 (B)점까지의 선은 안정성을 만족한 하중 제어값 n_y 와 θ 값을 나타낸다. (B) 라인 아랫부분인 (C)영역은 각도의 변화 $\dot{\theta}$ 가 감소하는 영역

이고, (D)영역은 각도의 변화가 $\dot{\theta}$ 가 증가하는 영역이다. 즉 제어값 n_y 에 의해 연속적으로 (B)영역 들어갈 경우에는 비행체는 z 축을 중심으로 θ 각이 감소하는 방향으로 회전하게 된다. 이와 반대로 (D)영역에 연속적으로 들어갈 경우에는 θ 각이 증가하는 방향으로 회전하게 된다. 따라서 하중 제어값 n_y 에 따라 불안정하게 되고 원하는 목표 값으로 도달하지 못하게 된다. 따라서 안정성을 유지하며 원하는 목표 값으로 제어하기 위해 이상적인 하중 제어값 n_y 는 시간에 따라 (B) 라인을 따라 움직이면서 원하는 최종각도에 도달하여야 한다.

시간에 따른 하중 n_y 의 변화량에 대한 기울기 각도 θ 의 변화량의 관계를 다음과 같이 정의 한다.

$$\frac{d\theta}{dt} = K \frac{dn_y}{dt} \tag{16}$$

그림 7에서 본 논문의 목표값인 $\theta = 80^\circ$ 을 만족하기 위한 제어값은 $n_y(t)$ 와 $\theta(t)$ 를 나타내는 (B)라인의 관계는 다음과 같다.

$$K = -86.4055 \tag{17}$$

식(17)의 값은 추력을 발생시키는 추력에 대한 각도 변화량이므로 설정된 추력을 발생시키는 추력의 종류, 크기 및 설치 위치에 따라 값을 변화 다양하게 변화시킬 수 있다.

지금까지 살펴본바와 같이 제어 목표를 만족시키는 제어 값은 식(17)를 만족하고, 단위 임펄스 함수로 나타내면 다음과 같다.

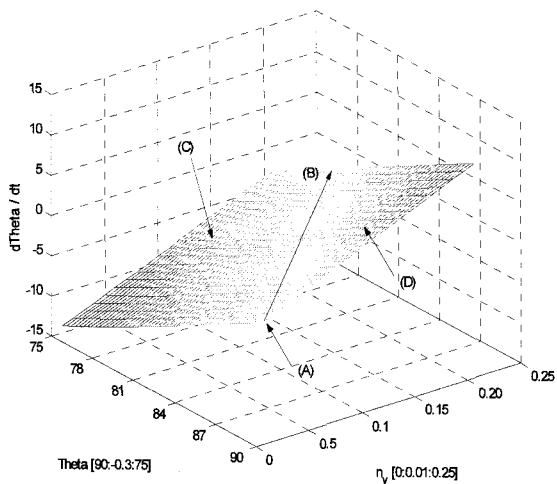


그림 7. n_y 와 θ 에 따른 $\dot{\theta}$
Fig. 7. $\dot{\theta}$ according to Control Value n_y and θ .

$$n_y(t) = 0.1736 \cdot \delta(t) \tag{18}$$

측력 추력 발생장치의 성능에 따라, 찾아진 조건 식 (17)와 제어값 식(18)를 만족하려면 목표값에 도달하는 최종시간이 다르게 나타난다.

그림 8은 최종 목표 각도 θ 가 80° 일 때 각기 다른 최종 시간에 따른 제어값 $n_y(t)$ 를 나타내는 그래프이다.

그림 8에서 알 수 있듯이 시간에 따른 dn_y/dt 값이 작으면 작을수록 최종 목표 값에 도달하는 시간은 증가함을 알 수 있다. 이러한 시간은 추력 발생 제어기 성능에 의존함을 알 수 있고 원하는 시간 목표 값에 도달하게 제어할 수 있다. 그림 9에서는 $\theta(T) = 80^\circ$ 를 만족하는 제어값 $n_y(t)$ 에 따른 각도 값을 나타낸다.

지금까지 살펴본 제어 $n_y(t)$ 는 이상적인 임펄스 제

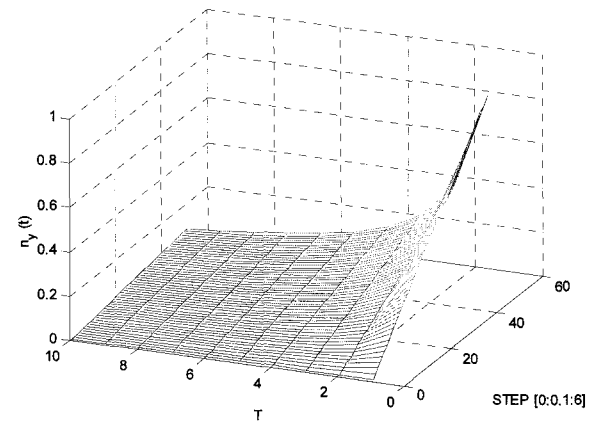


그림 8. $\theta(T) = 80^\circ$ 일 때 제어값 n_y , 최종 시간 T
Fig. 8. Control Value n_y at $\theta(T) = 80^\circ$.

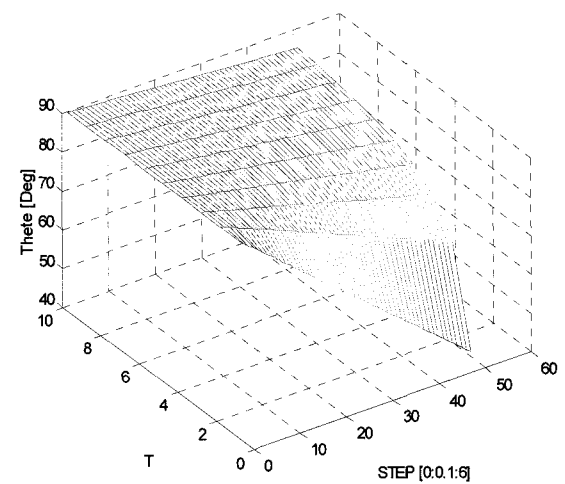


그림 9. $\theta_g = 80^\circ$ 일 때 최종 시간 T 에 따른 θ 값
Fig. 9. Attack Angle θ at $\theta_g = 80^\circ$.

어 값에서 나타내었다.

다음으로는 미분방정식을 통한 실제 제어 값을 찾아보았다. 식(16)과 하중 모델 식(1b)는 K 를 포함한 하중 제어값 n_y 의 1계 미분방정식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{dn_y}{dt} - \frac{1}{KC}n_y = -\frac{1}{KC} \cos \theta \tag{19}$$

여기서 $C = \frac{g}{V}$ 이다.

식(19)에서 하중 제어값 n_y 는 다음과 같은 형태를 갖는다.

$$n_y(t) = A \cos \omega t + B \sin \omega t + D e^{\frac{1}{KC}t} \tag{20}$$

이때 $n_y(t)$ 의 초기값과 최종값은 식(4)를 적용하면 계수 A 와 B 는 다음과 같은 구해진다.

$$A = \frac{0.1736}{0.0152wKC + 0.1736}$$

$$B = -\frac{0.1736wKC}{0.0152wKC + 0.1736}$$

이때 초기조건에 의해 $D = -B$ 이다.

최종적인 하중 제어값 $n_y(t)$ 는 다음 그림과 같이 구해진다.

안정성을 유지하면서 원하는 목표 값에 도달하도록 제어하는 방법으로 구하여진 제어를 만족하도록 하는 다양한 제어 이론을 적용할 수 있다. 이러한 다양한 제

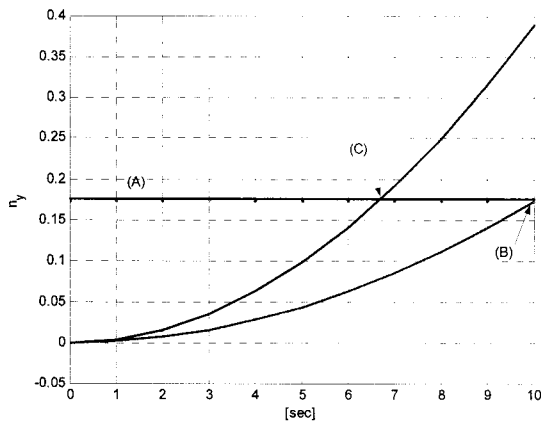


그림 10. 하중 제어 $n_y(t)$ 값, (A)는 최종하중값 (B)는 $\omega = 1$ 일때, (C)는 $\omega = 1.5$ 일때

Fig. 10. Control Value $n_y(t)$.

(A): Finish Value, (B): $\omega = 1$, (C): $\omega = 1.5$

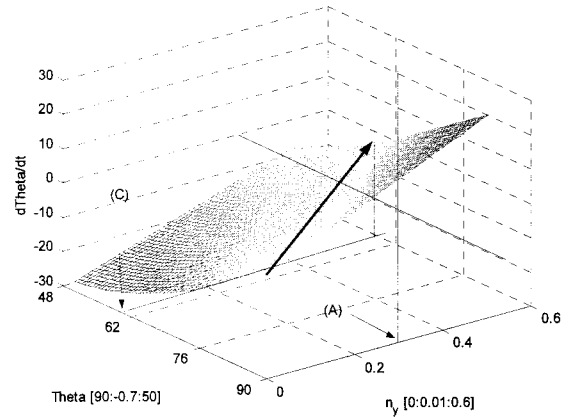


그림 11. 불안정(제어 불능) 영역 : $\theta > (C)$, $n_y > (A)$
Fig. 11. Uncontrollable Range : $\theta > (C)$, $n_y > (A)$.

어 이론의 적용할 때 그림 7, 11에서 나타낸 바와 같이 불안정성 영역의 제어값이 포함하더라도 최종 목표를 만족시킬 수 있다. 이르기 위해서는 제어값 n_y 는 다음의 조건을 만족하여야 한다.

$$0 = \left. \frac{d\theta}{dt} \right|_{t=T} \tag{21}$$

$$\Delta\theta = \sum_{t=0}^T \frac{d\theta}{dt} \tag{22}$$

여기서 $\Delta\theta = 90^\circ - \theta_g$ 이다. θ_g 는 목표 값이고 T 는 최종 시간이다.

그림 11은 측력을 발생시키는 제어값 n_y 의 최대값에 따라 목표 값으로 도달 할 수 있는, 제어 가능 여부를 판별할 수 있다.

$\theta > (C)$ 영역에서 모두 $d\theta/dt \neq 0$ 이다. 따라서 불안정 영역이다. 그리고 $n_y \leq (A)$ 인 영역, 즉 (A)지점은 무인 비행체 특성에 따른 n_y 의 최대값 일 때, 그림 11에서 최대 n_y 값으로 도달할 수 있는 θ 값을 나타낸다. 즉 $n_y = (A)$ 일 때 $d\theta/dt = 0$ 인 지점, $\theta = (C)$ 값이다.

$n_y \leq (A)$ 의 제어 구간에서 도달 가능한 받음각 θ 는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$90^\circ \geq \theta \geq \theta_{MIN} \left[(A) \text{지점}, \frac{d\theta}{dt} = 0 \right] \tag{23}$$

V. 결 론

본 논문에서는 일반적인 형태가 아닌 비행체의 수평

면에서 비행 제어 알고리즘을 살펴보았다. 제어 알고리즘을 찾기 위해, 수평 고도 유지를 위한 조건을 정의하였으며, 목표 각도값을 유지하기 위한 조건을 정의하였다. 제어 목적에 따른 하중 제어값을 찾았으며, 제어값에 따른 비행체의 회전각도 변화량을 살펴보고 측력으로 작용하는 하중값에 따른 제어 가능 영역과 제어불능 영역을 그래프적으로 확인 판별하였다. 이와 같은 제어기 알고리즘 설계는 Min-설계 방법을 기초로 하여 제어 값을 찾았으며, 찾아진 제어값을 만족시키도록 Min-설계 방법 2단계에서 백스텝핑 제어, 스위칭 제어, 최적제어, 신경망 제어등 여러 제어 이론을 적용하여 제어기관 즉 구동장치를 구동시키는 제어값을 구할 수 있다.

제시된 제어 알고리즘을 이용하면, 현재 고도에서 하강하면서 지정된 지점으로 정확히 착륙할 수 있는 제어값을 찾을 수 있으며, 한 지점에서 다른 한 지점에서의 천이 비행 제어값도 찾을 수 있다. 또한 제시된 알고리즘의 확장은 스마트 무인기의 천이 비행, 틸트로터 비행체의 비행제어기 및 각종 비행체의 호버링에도 응용될 수 있다.

참 고 문 헌

- [1] 왕현민, “엠아엔(MIN) 설계 방법”, 특허출원번호 : 10-2007-0137136, 한국, 2007.
- [2] 왕현민, “움직이는 물체의 운동 하중제어 모델과 경로 특성(M-설계방법)”, 제어 로봇 시스템 공학회 대전충청지부 학술대회 논문집, 한국, pp.62-66, 2007.12.
- [3] 탁민제, 방효충, 김유단, 홍성경, 김병수, 비행동역학 및 제어, 경문사, 1판, 2004.
- [4] Donald McLean, *Automatic Flight Control System*, Prentice hall, UK, 1990.
- [5] V.F. Kratov, *Basic Theory of Optimal control*, Vyshaya shukola, Moscow, 1990.
- [6] 이연석, 단거리 지대공 유동무기에서의 순비레항법 유도법칙과 진비레항법 유도법칙의 성능비교, 제어·자동화·시스템 공학 논문지, 제 13 권, 제 6 호, pp.525-530, 2007. 6.
- [7] Benson H. Tongue, Sheri D. Sheppard, *Dynamics -Analysis and Design of Systems in Motion*, WILEY, 2005
- [8] V.N. Afanasiev, V.B. Kolmanovski, *Mathematical Theory of Control System structure*, Vyshaya shukola, Moscow, 2003.
- [9] H.J. Lee and C.H. Park, “A new Sliding Mode Control for Set-Point Regulation of Second Order LTI Nonminimum Phase System”, *Journal of Control, Automation, and Systems Engineering*, Vol. 13, no. 10, pp. 990-999, Oct. 2007.
- [10] 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.

저 자 소 개



왕 현 민(정회원)-교신저자

1996년 단국대학교 전자공학과 졸업.

2000년 Saint-Petersburg state of aerospace instrumentation, 제어시스템 석사 졸업.

2005년 Baltic State Technical university, 제어시스템 박사 졸업.

<주관심분야 : 최적제어, 우주기술응용, 비선형 제어>

허 경 무(정회원)

2007년 9월 대한전자공학회 논문지 제 44 권 SC편 제 5 호 참조

우 광 준(정회원)

2007년 11월 대한전자공학회 논문지 제 44 권 SC편 제 6 호 참조