

논문 2009-46SC-1-13

비행 물체의 유도제어 시스템 설계를 위한 하중(중력수) 제어 모델의 성능분석

(Performance Analysis of Load Control Model for Navigation/Guidance System on Flying Object)

왕 현 민*, 우 광 준*, 허 경 무*

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

요 약

기존의 방법에서는 비선형 운동 물체의 운동 방정식을 선형화하므로써 비행체의 운동 상태방정식을 구하고, 각 제어 기관에 따라 전달함수를 구하여 안정성 판별과 더불어 제어기를 설계하였다. 이러한 설계 방법으로는 일반적인 비행기와 같은 형태, 비행 환경이 급격하게 변하지 않고 속도가 빠르지 않는 비행체의 유도/제어기 설계에 많이 사용되어 많은 성능을 발휘할 수 있다. 그러나 이러한 설계 방법은 통상적이지 않은 비행체 형태뿐만 아니라 빠른 속도에서 급격한 움직임을 갖는 비행체에서는, 기존의 유도/제어기 설계 방법으로는 이러한 비선형성으로인하여 제어성(경로문제)과 안정성(안정화문제)을 동시에 충족할 만한 성능을 발휘 할 수 없다. 따라서 본 논문에서는 이러한 불확실성이 내포된 비행체 제어 문제에서 제어성과 안정성을 동시에 충족시키기 위한 과정 중 먼저 제어성 문제를 해결하기 위한 비행체 제어성을 분석하고 모델을 제시한다. 또한 본 논문에서 비행체 모델과 동역학 모델에서 제어 요소로서 하중(중력수)을 설정하고 비행 특성에 따른 제어요소 값을 살펴본다. 이것은 Min 설계 방법 1단계이다.

Abstract

In conventional method, flight model is described to differential equation by linealization of nonlinear object motion equation. As state equation from differential equation of moving object, the controller is designed by transfer functions of each module under discrimination of stability criteria. But this conventional method is designed under limitation of nonlinearity from object's shape and speed. In other word, The greater part of guidance/navigation system was satisfied with the result of good performance for normal figure of flight object, not sudden changed flight condition, not high speed. But it is not able to give full play to its ability on flight object which has abnormal figure, sudden changeable motion, high speed. Therefore, in this paper was presented performance analysis of load control model for navigation/guidance system on flying object being uncertainty, non-linear like abnormal figure, sudden changeable motion, high speed and is presented method of trajectory control(controllability) ahead of controllability and stability to achieve flight mission. In other word, this paper shows the first step of Min-design method and flight control model.

Keywords : Guidance/Navigation, Load Control, Trajectory Control, Min-design method

I. 서 론

지상과 우주를 비행하도록 제어되는 유도/제어 비행체는 공기역학 또는 관성력으로 제어된다. 이러한 유도/

제어 시스템은 비행 조건 변화에 따른 역학적 비선형성과 각각의 제어 파라미터간의 결합성 및 비행환경 파라미터의 불확실성 그리고 추력 시스템을 통합적으로 고려하는 통합 결합 시스템이다. 이와 같은 통합 결합 시스템인 비행체 유도/제어 시스템 설계를 위해 많은 연구자들은 불확실성을 갖는 비선형시스템의 안정화를 위해 상태제환(Feedback) 제어 시스템을 연구하고 있다.

* 정회원, 단국대학교 전자공학과
(Department of Electrical Engineering, Dankook University)

접수일자: 2008년7월16일, 수정완료일: 2008년11월27일

이러한 예로서, 건설제어(Robust Control) 기법은 이와 같은 불확실성이 내포된 시스템에 대하여 원하는 제어 성능을 어느 정도 발휘 할 수 있다.

즉 기존의 방법에서는 비선형을 갖는 운동하는 물체의 6 자유도 운동 방정식을 선형화함으로써 비행체의 모델은 미분방정식으로 주어진다. 이렇게 비행체를 하나의 시스템으로 보고 미분방정식에서 비행체의 운동 상태방정식을 구하고, 각 제어 기관에 따라 전달함수를 구하여 안정성 판별과 더불어 제어기를 설계하였다.

이러한 설계 방법으로는 일반적인 비행기와 같은 형태, 비행 환경이 급격하게 변하지 않는(비선형성이 급격하지 않는), 속도가 빠르지 않는 비행체의 유도/제어기 설계에 많이 사용되고 많은 성능을 발휘할 수 있다. 그러나 통상적이지 않는 비행체 형태에서 빠른 속도에서 급격한 움직임을 갖는 비행체에서 기존의 유도/제어기 설계 방법은 이러한 비선형성으로 인하여 제어성(경로문제)과 안정성(안정화문제)을 동시에 충족할만한 성능을 발휘 할 수 없다.

따라서 본 논문에서는 이러한 불확실성이 내포된 비행체 제어 문제에서 제어성(경로문제)과 안정성(안정화문제)을 동시에 충족시키기 위한 과정 중, 먼저 제어성(경로성)문제를 해결하기 위한 비행체 제어성을 분석하고 모델을 제시한다. 또한 본 논문에서 비행체 모델과 동역학 모델에서 제어 요소로서 하중(중력수)을 설정하고 비행 특성에 따른 제어요소 값을 살펴본다. 이것은 Min 설계 방법 1단계이다.^[1~2]

이러한 “Min-설계 방법”의 첫 번째 단계로 얻어진 하중 제어값은 비행체의 제어성, 즉 경로 문제가 제어 특성에 포함된다. 따라서 비행체 내부의 고장으로 인한 제어성(경로 제어 문제)에 대한 의미를 포함하고 있다. 다시 말해, 내부 시스템이 어떠한 상태이든 비행체의

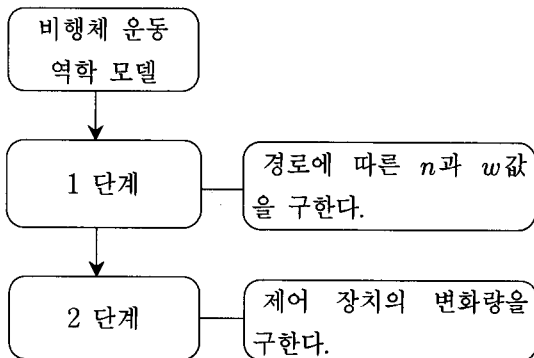


그림 1. Min-설계 방법 ^[1,2]
 Fig. 1. Min-Design Method.

제어성(경로 문제)을 유지하기 위해 제어하여야 할 값을 구하는 것이다. 다시말해, Min-설계 방법에서 고장 진단 모드 개념은 하중 제어값이 구해지면 제어값에 포함하게 된다. 이러한 설계 방법으로 얻어진 제어기는 급변하는 비행환경, 비행체 고장시 능동적으로 대처하도록 이상적인 하중 제어 값이 생성되는 것이다^[1~2].

또한 본 논문에서 제시한 개념은 항공역학(공기역학)을 접하지 아니한 제어공학을 연구하는 연구자들로 하여금 비행체 및 운동하는 물체의 제어기 설계를 보다 쉽게 접근하도록 할 것이다.

II. 비행체에 작용하는 하중^[2]

3차원 공간상에서 움직이는 물체에서, 제어되는 비행체의 가장 중요한 것은 비행체를 우리의 목적에 맞게 원하는 대로 이동하도록 제어하는 것이다. 즉 모든 제어 되는 비행체는 비행 방향을 변화시키는 능력을 가져야만 하고, 또한 비행 속도를 변화시킬 수 있어야 한다. 이와 같이 비행체의 제어성 개념은 비행체의 일반적인 특성에서 나오게 된다.

다시 말해, 유도/제어되는 비행체에서의 제어 시스템은 비행 속도의 크기와 방향을 가능한 빠르게 변화시킬 수 있어야 한다. 이러한 비행체 제어성을 판단할 수 있는 요건들을 보면, 앞에서 언급한 바와 같이 속도의 크기, 방향 변화를 나타내는 접선 가속도와 수직 가속도로 이루어진다. 따라서 중력장에서 비행할 때, 가속도를 생성하는 비행 특성을 살펴볼 때, 즉 비행체 제어성을 평가할 때 중력 가속도를 고려하지 않을 수 없다. 결과적으로 우리는 가속도와 중력을 고려한 하중(중력수)에 대한 개념 정의에 따라, 경로에 대한 접선 또는 수직의 하중(중력수) 값으로서 비행체의 제어성능 평가가 이루어진다.^[1~2]

비행체 하중에 대한 관계를 나타내는 벡터는 다음과 같이 정의된다^[2~3]. 이때 하중 벡터(\bar{n}) 값은 비행체의 동체 좌표계에서 나타내어진다.

$$\bar{n} = \frac{\bar{N}}{G} \tag{1}$$

여기서 $G=mg$ 이고 m 은 질량, g 는 중력가속도이다. \bar{N} 은 비행체에 작용하는 모든 힘으로서 중력 가속도는 포함하지 않는다.

위 식(1)의 벡터를 ‘하중(중력수) 벡터’라 부른다. 이

하 ‘하중’이라 명칭 한다.

하중 벡터 \vec{n} 의 방향은 힘 벡터 \vec{N} 의 방향에 일치한다. 하중 벡터는 비행체 무게에 대한 힘 \vec{N} 벡터의 배수로 나타내진다. 또한 식(1)에서 보는 바와 같이 하중 벡터는 힘 벡터 \vec{N} 의 방향과 같으며 힘 벡터 \vec{N} 의 크기에 밀접한 관계를 갖는다.

본 논문에서는 이러한 하중을 변화하여 비행체의 비행특성을 살펴보고 제어요소로서 하중 값에 따른 제어 성능을 살펴본다. 이러한 하중 벡터에 대한 개념은 비행체 제어성 특성을 평가하기 위해 사용된다.

식(1)을 적용한 롤이 없는 비행체에서 하중성분은 다음과 같다.

$$n_x = \frac{P \cos \alpha \cos \beta - X}{G} \quad (2)$$

$$n_y = \frac{P \sin \alpha + Y}{G} \quad (3)$$

$$n_z = \frac{-P \cos \alpha \sin \beta + Z}{G} \quad (4)$$

여기서 α 은 받음각, β 는 미끄러짐 각, P 는 추진력, X 는 항력, Z 는 측면에 작용하는 힘, Y 는 수직으로 작용하는 힘을 나타낸다. 또한 $G = mg$ 이다. m 은 비행체 질량, g 는 중력가속도이다.

III. 하중 모델과 운동 특성

3.1. 비행체 하중 모델

그림 2에서 x_g, y_g, z_g 는 지상좌표계이고 비행체에서의 n_x, n_y, n_z 는 동체좌표계를 나타낸다. θ 는 받음각, ψ 는

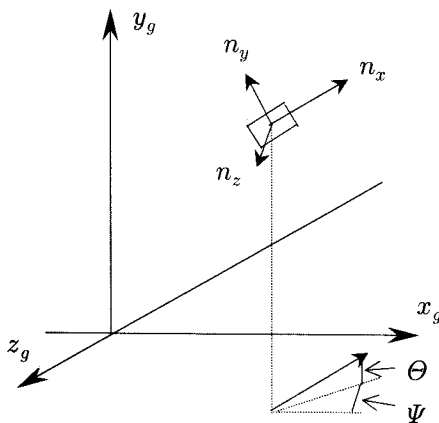


그림 2. 분석 좌표계
Fig. 2. Coordinate system.

경로각을 나타낸다.

뉴턴 제2법칙의 운동 역학식은 식(1)의 하중 정의를 사용하여 단위가 없는 다음과 같은 식으로 쓸 수 있다.

$$\dot{x}_1 = gn_x - g \sin x_2 \quad (5a)$$

$$\dot{x}_2 = \frac{g}{x_1} n_y - \frac{g}{x_1} \cos x_2 \quad (5b)$$

$$\dot{x}_3 = -\frac{g}{x_1 \cos x_2} n_z \quad (5c)$$

여기서 $x = [V \ \theta \ \psi]^T$ 이고, 식(5)는 비행체 무게 중심 속도(V), 받음각(θ), 경로각(ψ), 중력을 포함하고 각축에 작용하는 하중을 포함한다. 또한 이 식(5)를 하중에 대한 식으로 풀면 운동 역학 파라미터 x_1, x_2, x_3 으로 표현되는 다음의 하중 식이 얻어진다.

$$n_x = \frac{1}{g} \dot{x}_1 + \sin x_2 \quad (6a)$$

$$n_y = \frac{x_1}{g} \dot{x}_2 + \cos x_2 \quad (6b)$$

$$n_z = -\frac{x_1}{g} \dot{x}_3 \cos x_2 \quad (6c)$$

위 식(6)의 오른쪽 운동 역학 파라미터 x_1, x_2, x_3 들은 비행 특성 성분이 되고, 시간에 대한 파라미터들의 도함수로 나타내진다. 따라서 하중이 비행 속도와 방향을 변화시키는 비행 성능 특성이 된다.

3.2. 비행체 하중과 비행경로 특성

식(5),(6)으로 쉽게 하중 값의 크기와 비행체 경로 특성의 관계를 설명할 수 있다.

먼저 식(5a),(6a)에서 비행체의 비행은, x 축에 작용하는 하중 값 n_x 에 따라 다음과 같이 세 가지 경우로 분류될 수 있다.

- (A) $n_x = \sin \theta$ 일 때 등속 비행
- (B) $n_x > \sin \theta$ 이면 가속 비행
- (C) $n_x < \sin \theta$ 이면 감속 비행

■ $n_x = 0.5$ 로 고정되고 θ 값이 변화할 때 비행 특성을 살펴보자.

이때 $\sin \theta$ 값이 0.5가 될 때는 $\theta = 30^\circ$ 일 때이다. 이 때 $n_x = \sin \theta$ 이다. 그림 3에서 (A)가 가리키는 부분은

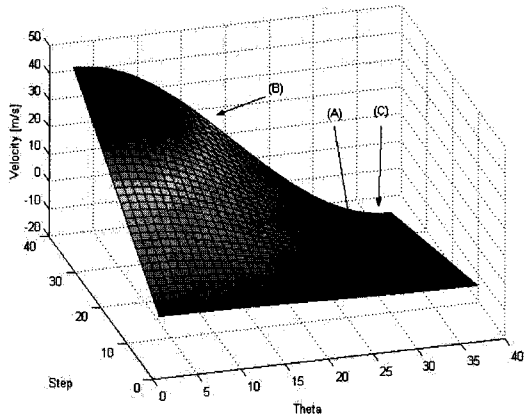


그림 3. 하중 n_x 가 일정할 때 운동 특성
(A):등속운동, (B):가속운동, (C):감속운동

Fig. 3. Motion Characteristics of Fixed Load n_x .
(A):Motion in Constant Velocity, (B):Motion in Acceleration, (C):Motion in Deceleration

속도의 증감이 없다. 또한 (B)가 가리키는 부분 $\theta < 30^\circ$ 일 때는 가속운동으로 속도가 증가함을 알 수 있다. 그리고 (C)가 가리키는 영역 $\theta > 30^\circ$ 일 때는 속도가 (-)로 증가하는 것을 볼 수 있다. 즉 초기 속도에서 감속운동이 일어남을 알 수 있다.

■ $n_x \leq 11$, $\theta \leq 90$ 일 때 V 의 변화를 살펴보자.

입력되는 하중값은 정현파(sin 또는 cos)로 다음과 같이 주어진다.

이때 $\theta \leq 95^\circ$ 일 때 속도 V 의 변화는 다음과 같다

그림 5에서 θ 의 값이 -90° 일 때, 즉 수직 낙하하는 비행체일 때, 하중값(그림 4)에 따라 비행체의 진행방향에 대한 속도는 증가함을 나타낸다. 또한 θ 의 값이 90° 일 때, 즉 수직 상승하는 비행체일 때, 입력되는 하

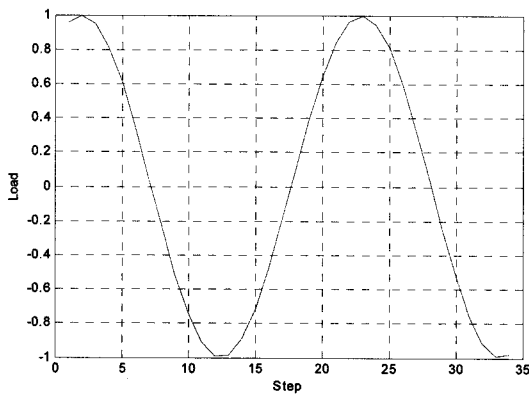


그림 4. 입력 하중값
Fig. 4. Input Load.

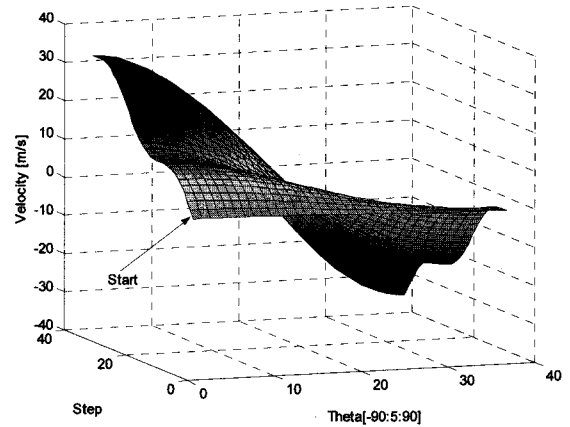


그림 5. 입력 하중과 받음각 변화에 따른 속도 변화
Fig. 5. Variation of Velocity according to Variation of Input Load and Attack angle.

중값이 중력값의 크기를 초과하지 못해, 즉 중력장을 이기지 못해, 음(-)의 속도로 증가한다. 즉 위로 던져지지만 아래로 떨어진다.

그림 6, 7에서 (A)가 가리키는 수평면은 속도의 변화가 없음을 나타낸다. 즉 $n_x = \sin\theta$ 일 때 비행체의 등속운동을 나타낸다. 또한 그림 6에서 (B)가 가리키는 부분은 속도가 증가한다. 즉 $n_x > \sin\theta$ 일 때 비행체의 가속운동을 나타낸다. 그림 7에서 (C)가 가리키는 부분은 속도가 음(-)로 증가한다. $n_x < \sin\theta$ 일 때 비행체의 감속운동을 나타낸다.

다음으로는 y 축에 작용하는 하중에 따른 비행 특성을 살펴보자.(그림 8, 9) 식(5b)(6b)에서 하중 n_y 에 따라서도 비행경로는 세 가지로 구분된다.

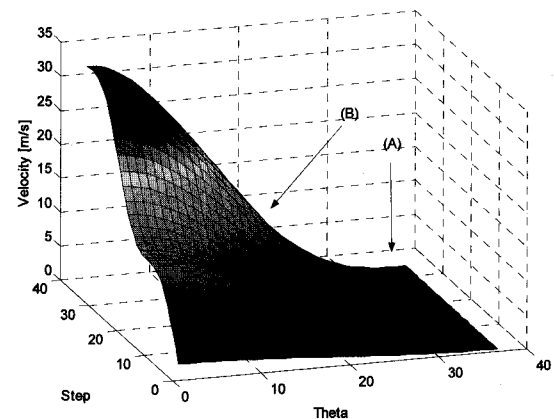


그림 6. 등속 운동(A), 가속 운동(B)
Fig. 6. Motion in Constant Velocity(A), Motion in Acceleration(B).

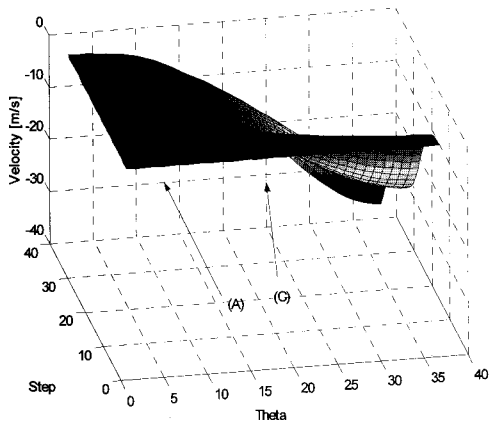


그림 7. 등속 운동(A), 감속 운동(C)
 Fig. 7. Motion in Constant Velocity(A), Motion in Deceleration(C).

- (A) $n_y = \cos\theta$ 이면 경로는 직선이 된다.
- (B) $n_y > \cos\theta$ 일 때 오목한 면은 위쪽을 향한다.
- (C) $n_y < \cos\theta$ 이면 오목한 면이 아래쪽으로 향하게 비행한다.

■ $n_y = 0.5$ 로 일정하고, $V = 1[m/s]$ 로 일정할 때, 그림 8에서 θ 값의 변화에 따라 직선 비행, 위로 상승 및 아래로 하강하는 비행 특성을 살펴보자. 그림 8에서 (A)가 가리키는 부분은 $\theta = 60^\circ$ 일 때, 즉 $n_y = \cos\theta$ 이며 직선 비행을 가리킨다. 그리고 (B)가 가리키는 오목한 면은 위를 바라보는 쪽을 향한 부분은 $n_y > \cos\theta$ 일 때를 가리킨다. 또한 (C)가 가리키는 오목한 면이 아래쪽을 바라보는 부분은 $n_y < \cos\theta$ 일 때의 비행 영역을 가리킨다.

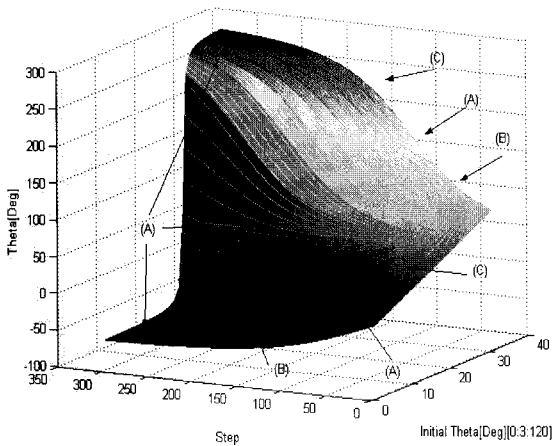


그림 8. n_y 에 대한 운동 특성
 Fig. 8. Motion Characteristics according to Variation of n_y .

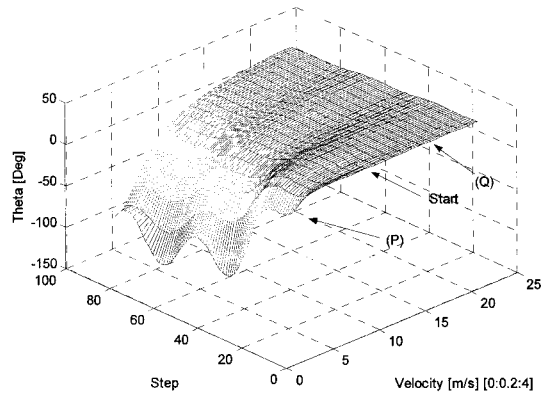


그림 9. 속도와 하중 n_y 에 따른 운동 특성
 Fig. 9. Motion Characteristics according to Variation of n_y and V .

■ 다음으로 속도 V 가 0에서 2까지 0.2 단위로 증가하고, $n_y \leq 1$ 의 sin값으로 주어질 때의 비행 특성 θ 값의 변화를 살펴보자.

그림 9에서 (P)부분에서는 속도가 작으면 작을수록 하중값은 θ 값의 변화에 많은 영향을 준다는 것을 알 수 있다. 또한 (Q)부분에서는 속도값이 크면 클수록 하중값이 θ 값에 영향을 적게 준다는 것을 알 수 있다.

다음으로는 z 축에 작용하는 하중 값 n_z 에 따른 비행 특성을 살펴보자.(그림 10, 11). 받음각 θ 의 값에 따라 비행체의 수평 단면 xOz 면에서의 비행 특성을 살펴보면 다음과 같이 구분된다.

- (A) $n_z = 0$ 이면 경로는 직선이 된다.

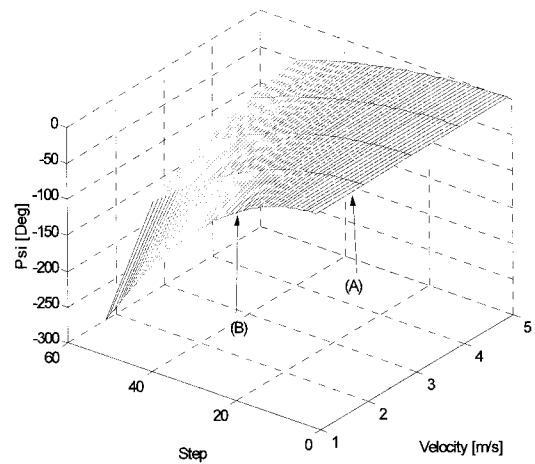


그림 10. n_z 에 따른 운동 특성 (1)
 Fig. 10. Motion Characteristics(1) according to Variation of n_z .

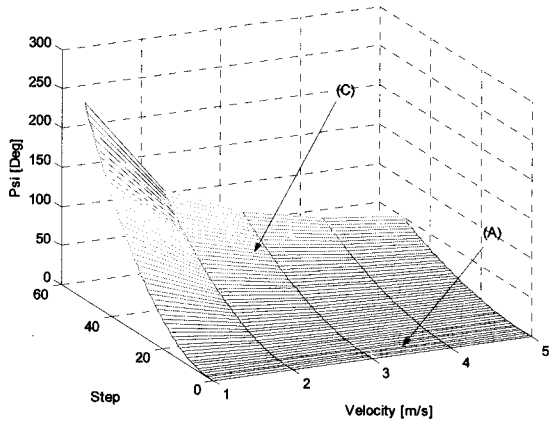


그림 11. n_z 에 따른 운동 특성 (2)
Fig. 11. Motion Characteristics(2) according to Variation of n_z .

(B) $n_z > 0$ 일 때 오목한 면은 오른쪽으로 향하는 특성, 즉 좌측으로 운동한다.

(C) $n_z < 0$ 이면 오목한 면이 왼쪽으로 향하는 특성, 즉 우측으로 운동한다.

■ 하중 n_z 가 양(+)수일 때 경로각의 변화를 살펴보자.

(A)는 직선 운동 ($n_z = 0$) 시작 지점이고 (B)는 위로 볼록한 운동 ($n_z > 0$)을 하는 부분이다.

■ 하중 n_z 가 음(-)수일 때 경로각의 변화를 살펴보자.

(A)는 직선 운동($n_z = 0$) 시작 부분이고 (C)는 아래로 볼록한 운동($n_z < 0$)하는 부분이다.

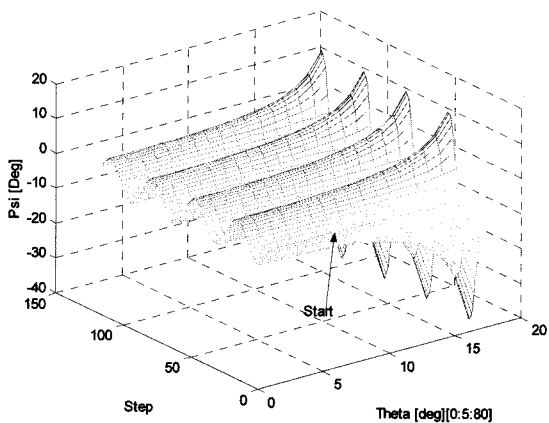


그림 12. n_z 와 받음각에 따른 경로각 변화
Fig. 12. Variation of Course Angle according to Variation n_z and θ .

■ 다음으로 입력 하중 n_z 를 sin으로 주어지고, θ 값을 0에서 80으로 주어진다. 이때 경로각 ψ 의 변화를 살펴보자.

θ 각이 작을 때 하중에 따른 경로각의 변화는 θ 각이 클 때 경로각의 변화보다 작다. 즉 θ 값이 크면 하중값에 따른 경로 변화량이 크고 θ 값이 작으면 하중값에 따른 경로 변화량이 작다.

지금까지 살펴본 바와 같이, 비행체 비행은 $n_z = 0$ 일 때 수직면에서 운동, $n_y = 1$ 일 때 수평면 운동하고 수평 직선 운동은 $n_y = 1, n_z = 0$ 일 때이고 수평 정속 운동은 $n_x = 0, n_y = 1, n_z = 0$ 일 때 이다.

3.3. 비행체 경로 반지름

다음으로 비행경로에 대한 반지름 식을 살펴보자. 비행경로의 회전 크기에 의존하는 경로 반지름은 양(+) 또는 음(-)이 될 수 있다. 먼저 수직면에서의 곡선 반지름을 살펴보자. 수직 평면 xOy 면에서 경로 지점, 즉 비행체 무게 중심 O 는 경로 반지름 중점 C 를 향하고, 이때 양(+)의 부호로 이 반지름을 쓴다. 이 반지름이 Oy 축 성분 방향의 양(+)값에 놓인다. 다음으로 수평면에서의 경로 반지름은 다음과 같이 정의한다. 수평 평면 xOz 면에서의 z 축에 작용하는 하중은 Oz 축이고 음(-)일 때 경로 반지름 중점 C 를 향한다.

원에서의 호 길이 변화량에 대한 반지름은 식(6)을 적용하여 다음과 같은 비행경로 반지름 식이 된다.^[2]

$$r_y = \frac{x_1^2}{g n_y - \cos x_2} \tag{7}$$

$$r_z = \frac{x_1^2}{g n_z} \cos x_2 \tag{8}$$

하중 n_y 가 0에서 2까지 입력되어질 때 식 (7)의 반지름의 변화를 살펴보자. 이때 속도는 1[m/s], 3[m/s] 5[m/s]의 세 가지로 주어졌다.

그림 13에서 알 수 있듯이 $n_y = 1$ 일 때 분모 항이 0이 되어 연산이 이루어 지지 않음을 나타내었다. 경로 반경이 무한대(∞)로 해석할 수 있으나 실제 비행에서는 비선형 부분을 알 수 있다. 즉 비행제어 시스템 설계에 있어 이러한 비선형 부분을 원활하게 처리하여야만 신뢰성 있는 제어시스템이 된다.

다음으로 하중 n_z 가 0에서 2까지 입력되어질 때 식 (8)의 반지름을 변화를 살펴보자.

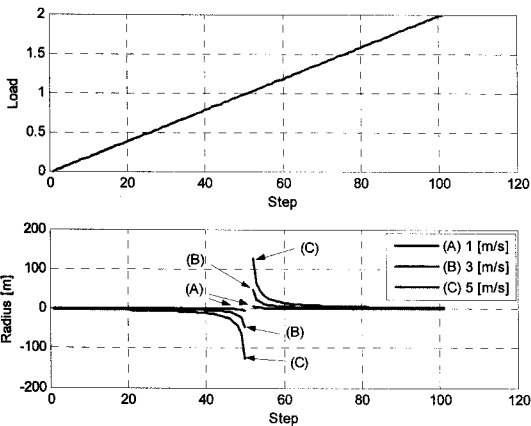


그림 13. 하중 n_y 에 따른 경로 반지름 r_y 의 변화
 Fig. 13. Variation of Radius r_y according to Variation of Load n_y .

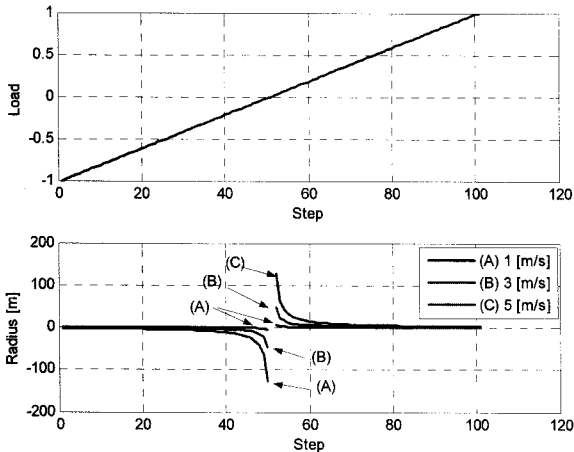


그림 14. 하중 n_z 에 따른 경로 반지름 r_z 의 변화
 Fig. 14. Variation of Radius r_z according to Variation of Load n_z .

그림 14는 좌우 선회 경로 반지름 r_z 을 나타낸 그림이다. n_z 가 0일 때는 직선 운동, 정속 운동임을 살펴보았다. 이때 식(8)에서 분모가 0이 되어 연산이 불가능하고 수평면에서의 선회 반경은 0으로 볼 수 있다.

식(7), (8)와 그림 13, 14에서 보는 바와 같이 비행 경로 반지름 크기는 하중, 속도, 받음각으로 정의된다. 여기서 하중 n_y , n_z 의 증가는 경로 곡선의 반지름을 감소시킨다는 것을 알 수 있다.

IV. 하중 제어 모델 운동 방정식

4.1. 하중 제어 모델

위에서 제시한 하중 모델에서 원하는 비행경로로의

n_x, n_y, n_z 는 계산되고, 이것들은 원하는 경로에 따라 비행할 때 빠르게 변화되도록 요구 되고, 이 하중을 “요구 하중” 또는 “요구되는 하중 제어값”이라 부른다. 또한 이 값은 “Min-설계 방법”의 1단계로 비행체 유도제어에서, 제어 값으로 계산된다. 이 제어 값은 비행경로의 특성을 정의한다.^[1]

제어되는 객체의 운동은 3개의 제어와 6개의 미분 방정식으로 주어진다.

$$\dot{x} = f(x, u) \tag{9}$$

여기서 상태 함수 $x = [V \ \theta \ \psi \ h \ L_x \ L_z]^T$ 이고 요구 하중 제어값은 $u = [n_x \ n_y \ n_z]^T$ 이다. 이때 h 는 고도값, L_x 는 진행방향 이동 거리, L_z 는 측면 방향 이동을 나타낸다. 따라서 하중제어 모델은 식(5)와 속도(x_1)에 따른 각축에서의 속도성분($\dot{x}_4, \dot{x}_5, \dot{x}_6$)으로 다음과 같이 나타내진다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g & 0 & 0 \\ 0 & \frac{g}{x_1} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{g}{x_1 \cos x_2} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -g \sin x_2 \\ -\frac{g}{x_1} \cos x_2 \\ 0 \\ x_1 \sin x_2 \\ x_1 \cos x_2 \cos x_3 \\ x_1 \cos x_2 \sin x_3 \end{bmatrix} \tag{10}$$

4.2. 비행경로 제어 특성

하중 제어 모델 식(10)의 수치 해석적으로 분석한 경로를 살펴보자.

■ 먼저 각각의 축에 작용하는 제어값 u_x, u_y, u_z 이 0 → 2로 똑같이 증가할 때를 살펴보자.(그림 15) 이때 초기값으로 고도는 20[km], 경로각은 0°, 받음각 0°, 초기 속도 1[m/s]로 주어진다.

그림 15에서 알 수 있듯이 하중제어 값이 0에서 시작되며, 중력가속도에 의해 비행체는 아래로 떨어지게 된다.

그림 16에서는 초기 비행에서 중력가속도 값에 의해 받음각이 음(-)의 값으로 시작하고 점차 조금씩 증가함을 알 수 있다. 또한 경로각은 (-)의 방향으로 점차 증가하였고 속도 또한 증가함을 알 수 있다.

■ 다음으로 제어 u_y 는 1로 일정, u_z 는 0이고 제어

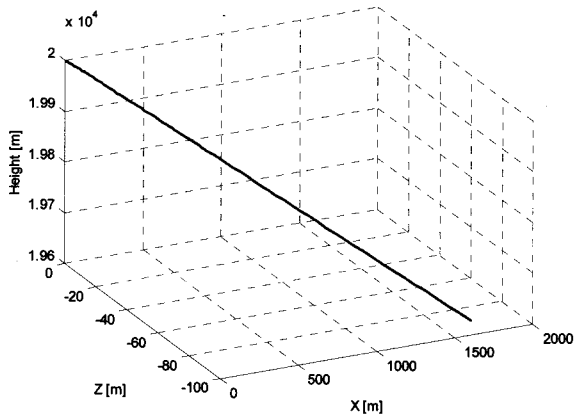


그림 15. 제어값 u_x, u_y, u_z 가 0→2일 때 운동경로
 Fig. 15. Flight Trajectory according to 0 to 2 Variation Control Value u_x, u_y, u_z .

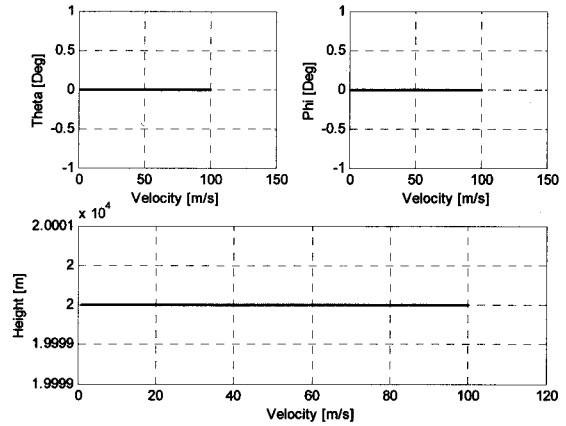


그림 18. $u_y = 1, u_z = 0$ 이고 제어 u_x 가 증가할 때 경로각, 받음각, 속도 변화
 Fig. 18. Variation of Path Angle, Angle of Attack and Velocity according to Increase Control Value u_x under $u_y = 1, u_z = 0$.

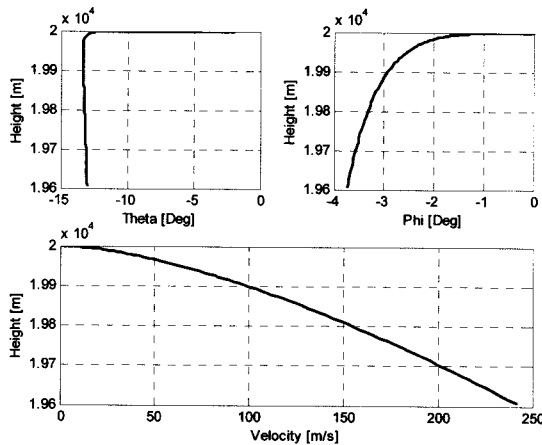


그림 16. 제어값 증가할 때 경로각, 받음각, 속도 변화
 Fig. 16. Variation of Path Angle, Angle of Attack and Velocity according to Increase Control value u_x, u_y, u_z .

u_x 값이 0 → 2로 증가할 때를 살펴보자. 초기 값은 이전과 같다.

그림 17에서 비행경로가 직선임을 알 수 있다. 또한 그림 18에서는 이때 경로각과 받음각은 일정하고 속도는 일정한 가속도로 증가함을 알 수 있다.

■ 제어값 $u_x = 1, u_z = 0$ 이고 $u_y = 0 \rightarrow 2$ 로 증가할 때를 살펴보자. 이때의 비행경로는 그림 19에 나타내었다. 비행체는 아래로 직선 하강함을 알 수 있다.

이때의 비행 상태값은 그림 20에 나타내었다. 받음각은 처음에 감소한 후 서서히 증가함을 알 수 있고 경로각은 0으로 일정, 속도는 서서히 증가함을 알 수 있다.

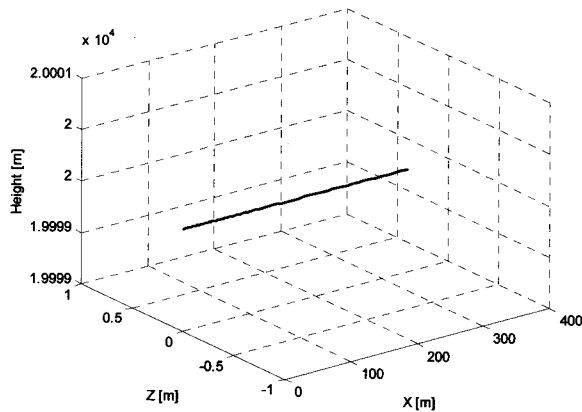


그림 17. u_x 는 0→2, $u_y = 1, u_z = 0$ 일 때 운동 경로
 Fig. 17. Flight Trajectory according to 0 to 2 Variation of u_x , and $u_y = 1$, and $u_z = 0$.

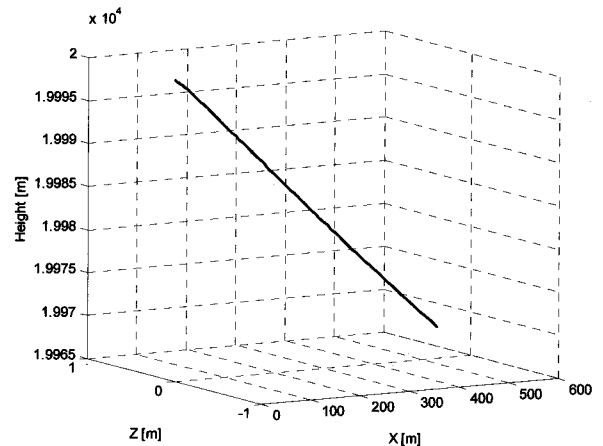


그림 19. $u_x = 1, u_z = 0, u_y = 0 \rightarrow 2$ 일 때 운동 경로
 Fig. 19. Flight Trajectory according to 0 to 2 Variation of u_y under $u_x = 1, u_z = 0$.

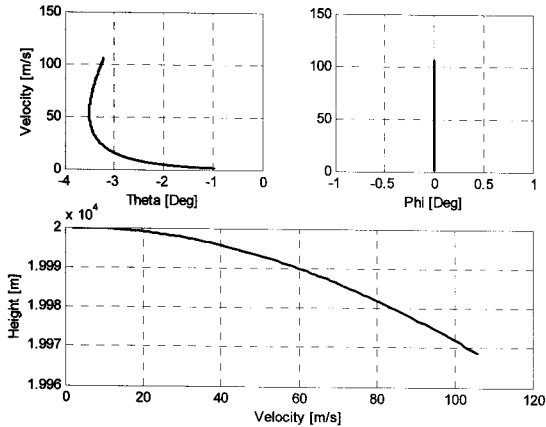


그림 20. $u_x = 1, u_z = 0, u_y = 0 \rightarrow 2$ 일 때 경로각, 받음각, 속도 변화
 Fig. 20. Variation of Path Angle, Angle of Attack and Velocity according to 0 to 2 Variation of u_y under $u_x = 1, u_z = 0$.

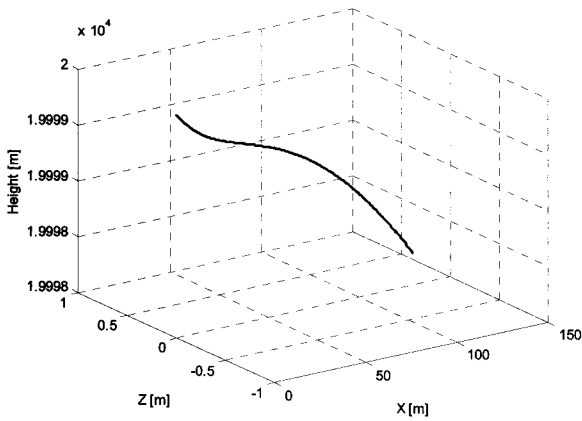


그림 21. $u_x = 1, u_z = 0, u_y = 2\sin(t)$ 일 때 운동경로
 Fig. 21. Flight Trajectory according to $u_x = 1, u_z = 0, u_y = 2\sin(t)$.

■ 끝으로 그림 21에는 제어 u_y 가 sin파로 주어졌을 때의 비행경로를 나타내었다. 비행경로는 III장에서 살펴본바와 같이 곡선 형태의 비행경로를 보였다.

V. 결 론

본 논문에서는 Min-설계방법의 1단계로 공간상에서 운동하는 형태가 정의되지 않은 물체의 운동 특성, 즉 제어(경로) 특성을 살펴보았다. 이러한 운동하는 물체의 운동 특성, 즉 비행체의 제어성 문제를 나타낸다. 또한 본 논문에서는 물이 없는 운동 물체의 하중 제어 모델

을 제시하였으며 Min-설계방법의 1단계를 해결하기 위한 비행체의 상태 방정식을 제시하였다.

또한 공기역학을 접하지 아니한 많은 제어를 연구하는 연구자들에게 비행체의 운동 특성과 하중에 대한 개념을 사용하여, 비행체 제어기 설계를 쉽게 접근할 수 있도록 할 것이다. 이러한 본 논문에서 제시한 개념을 사용한 제어기 설계 방법은 지구상에서의 비행체 제어기를 포함하여 중력이 작용하지 아니하는 우주공간에서의 비행체 제어기 설계에 유용하게 적용할 수 있다.

끝으로 본 논문에 제시한 제어 방정식을 통해 임의의 형태를 가진 비행하는 물체의 제어성 문제를 해결하기 위한 제어값, 즉 해를 찾기 위해 최적제어, 적응제어, 신경망 제어 및 각종 제어 이론을 적용 하여 찾을 수 있다. 또한 차후 연구하여야 할 과제로, 찾아진 하중 제어값을 구현하기 위해 실제 구동장치에서의 입력 제어 신호를 찾는 방법이 연구되어야 한다.

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·자동화·시스템 공학회 대전충청지부 학술대회 논문집, 한국, pp.62-66, 2007. 12.
- [3] L. S. Chernobrokin, “Flight Dynamic”, Mashinostroenie, Moscow, 1973.
- [4] 왕현민, “예측 모델을 이용한 물체 이동 및 자세 제어방법”, 특허출원번호 : 10-2006-091326, 한국, 2006.
- [5] 왕현민, “나선 예측 모델에서의 비행체 하중수 및 각속도 최적제어에 의한 제어성과 안정성 성능에 관한 연구”, 제어·자동화·시스템 공학 논문지, 제 13 권, 제 3 호, pp.268-272, 2007. 3.
- [6] K. S. Kolesnikov, “Roket Dynamics”, Mashinostroenie, Moscow, 2003.
- [7] S. S. Bogodictov, “Exterior Ballistic”, Mashinostroenie, Moscow, 2003.
- [8] 탁민제, 방효충, 김유단, 홍성경, 김병수, “비행동역학 및 제어”, 경문사, 1판, 2004.
- [9] Donald McLean, “Automatic Flight Control System”, Prentice hall, UK, 1990.
- [10] V.F. Kratov, “Basic Theory of Optimal control”, High-School, Moscow, Russia, 1990.
- [11] 이연석, “단거리 지대공 유도무기에서의 순비례항법 유도법칙과 진비례항법 유도법칙의 성능비교”, 제어·자동화·시스템 공학 논문지, 제 13 권, 제

6 호, pp.525-530, 2007. 6.

- [12] Benson H. Tongue, Sheri D. Sheppard,
Dynamics -Analysis and Design of Systems in Motion, Wiley, 2005.
- [13] E. T. Whittaker, "*Analytical Dynamics*",
Cambridge University Press, 1927.
- [14] A. S. Galiulin, "*Analytical Dynamics*", Moscow ,
1998.

저 자 소 개



왕 현 민(정회원)
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>

우 광 준(정회원)
대한전자공학회 논문지
제 44 권 SC편 제 6 호 참조

허 경 무(정회원)
대한전자공학회 논문지
제 44 권 SC편 제 5 호 참조