



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2013년05월07일
(11) 등록번호 10-1260378
(24) 등록일자 2013년04월26일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64C 13/20 (2006.01) G08G 5/00 (2006.01)
(21) 출원번호 10-2011-0131107
(22) 출원일자 2011년12월08일
심사청구일자 2011년12월08일
(56) 선행기술조사문헌
UAV Coordination for Autonomous Target Tracking, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (2006.08.21.-24.)
Cooperative Standoff Tracking of Uncertain Moving Targets using Active Robot Networks, 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation (2007.04.10.-14.)
Tracking with UAV using Tangent-plus-Lyapunov Vector Field Guidance, 12th International Conference on Information Fusion (2009.07.06.-09.)
Three-dimensional Guidance Law for Formation Flight of UAV, ICCAS2005 (2005.06.02.-05.)

(73) 특허권자
서울대학교산학협력단
서울특별시 관악구 관악로 1 (신림동)
(72) 발명자
김유단
서울특별시 서초구 남부순환로 2311-12, 107동 301호 (방배동, 래미안방배아트힐)
윤승호
서울특별시 관악구 관악로30길 27, 106동 2003호 (봉천동, 관악푸르지오)
(74) 대리인
고영희

전체 청구항 수 : 총 10 항

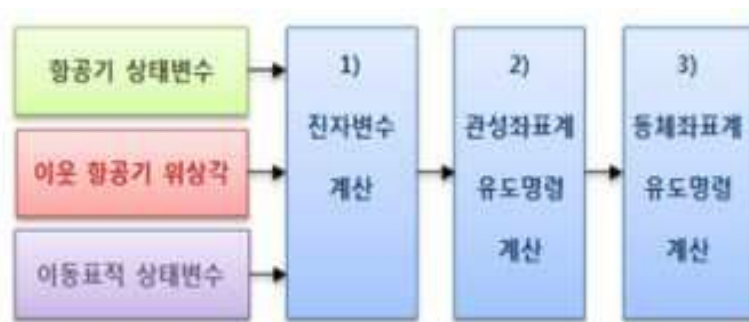
심사관 : 김중윤

(54) 발명의 명칭 구면진자 운동을 이용한 무인항공기 유도기법

(57) 요약

본 발명은 이동표적을 지속적으로 추종하면서 선회하는 무인항공기의 유도기법에 관한 것으로서, 관성좌표계(inertial frame)에서 무인항공기의 위치벡터와 속도벡터를 산출하는 제1단계; 관성좌표계에서 이동표적의 위치벡터와 속도벡터를 산출하는 제2단계; 관성좌표계에서 이동표적의 연직상방에 가상의 구면진자 중심점을 정의하는 제3단계; 가상의 구면진자 중심점에 대한 무인항공기의 위치를 진자변수로 산출하는 제4단계; 진자변수를 이용하여 관성좌표계에서 무인항공기 유도명령을 산출하는 제5단계; 및, 제5단계에서 산출된 유도명령을 무인항공기의 동체좌표계(aircraft body frame)에서 무인항공기 유도명령으로 변환하는 제6단계;로 구성되는 것을 특징으로 한다.

대표도 - 도5



이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	09-01-03-04
부처명	국방부
연구사업명	국방개별기초연구사업
연구과제명	복수 무인기의 분산시스템 연구
주관기관	서울대학교 산학협력단
연구기간	2009.07.30 ~ 2011.12.31

특허청구의 범위

청구항 1

이동표적을 지속적으로 추종하면서 선회하는 무인항공기의 유도기법에 관한 것으로서,
 관성좌표계(inertial frame)에서 무인항공기의 위치벡터와 속도벡터를 산출하는 제1단계;
 관성좌표계에서 이동표적의 위치벡터와 속도벡터를 산출하는 제2단계;
 관성좌표계에서 이동표적의 연직상방에 가상의 구면진자 중심점을 정의하는 제3단계;
 가상의 구면진자 중심점에 대한 무인항공기의 위치를 진자변수로 산출하는 제4단계;
 진자변수를 이용하여 관성좌표계에서 무인항공기 유도명령을 산출하는 제5단계; 및,
 제5단계에서 산출된 유도명령을 무인항공기의 동체좌표계(aircraft body frame)에서 무인항공기 유도명령으로 변환하는 제6단계;
 로 구성되는 것을 특징으로 하는 구면진자 운동을 이용한 무인항공기 유도기법.

청구항 2

제1항에서, 제1단계에서 산출되는,
 무인항공기의 위치벡터는

$$\vec{X}_E = \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix}$$

이고,

무인항공기의 속도벡터는

$$\begin{bmatrix} \dot{\vec{X}}_E \\ \dot{\vec{V}}_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{V}_E \\ \vec{A}_E \end{bmatrix}$$

인 것을 특징으로 하는 구면진자 운동을 이용한 무인항공기 유도기법.

청구항 3

제2항에서, 제2단계에서 산출되는,
 이동표적의 위치벡터는

$$\vec{X}_t = \begin{bmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t \end{bmatrix}$$

이고,

이동표적의 속도벡터는

$$\begin{bmatrix} \dot{\vec{X}}_t \\ \dot{\vec{V}}_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{V}_t \\ \vec{A}_t \end{bmatrix}$$

인 것을 특징으로 하는 구면진자 운동을 이용한 무인항공기 유도기법.

청구항 4

제3항에서, 제3단계에서 정의되는,

가상의 구면진자 중심점은

$$\vec{X}_c = \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t + h_d + l \cos \phi_d \end{bmatrix}$$

h_d : 이동표적과 무인항공기의 원하는 높이차(desired height)

l : 가상의 진자길이(무인항공기에서 가상의 구면진자 중심점까지의 거리)

ϕ_d : 원하는 스윙각(desired swing angle)

인 것을 특징으로 하는 구면진자 운동을 이용한 무인항공기 유도기법.

청구항 5

제4항에서, 제4단계에서 산출되는 가상의 구면진자 중심점에 대한 무인항공기의 위치는,

가상의 구면진자 중심점에서 무인항공기까지의 거리(1)

$$l = \frac{r_d}{\sin \phi_d}$$

r_d : 원하는 추종거리 (desired standoff distance)

ϕ_d : 원하는 스윙각(desired swing angle)

이고,

무인항공기 스윙각(ϕ)

$$\phi = \tan^{-1} \frac{\sqrt{(x_c - x_E)^2 + (y_c - y_E)^2}}{z_c - z_E}$$

이고,

무인항공기 위상각(θ)

$$\theta = \tan^{-1} \frac{y_E - y_c}{x_E - x_c}$$

인 것을 특징으로 하는 구면진자 운동을 이용한 무인항공기 유도기법.

청구항 6

제5항에서, 제5단계에서,

무인항공기 추종가속도명령(standoff tracking acceleration command)은

$$\vec{A}_{E,d} = \vec{A}_{E,ref} - (K_1 + K_2)(\vec{V}_E - \vec{V}_{E,ref}) - (K_1 K_2 + I)(\vec{X}_E - \vec{X}_{E,ref})$$

$$K_1 = \begin{bmatrix} k_{1,1} & 0 & 0 \\ 0 & k_{1,2} & 0 \\ 0 & 0 & k_{1,3} \end{bmatrix} \quad K_2 = \begin{bmatrix} k_{2,1} & 0 & 0 \\ 0 & k_{2,2} & 0 \\ 0 & 0 & k_{2,3} \end{bmatrix}$$

이고,

여기서,

관성좌표계에서 기준위치벡터(reference position vector)는

$$\vec{X}_{E,ref} = \vec{X}_c + C_R^P(\theta) \vec{X}_{R,ref}$$

이고,

관성좌표계에서 기준속도벡터(reference velocity vector)는

$$\vec{V}_{E,ref} = \vec{V}_c + C_R^P(\theta) \vec{V}_{R,ref}$$

이고,

관성좌표계에서 기준가속도벡터(reference acceleration vector)는

$$\vec{A}_{E,ref} = \vec{A}_c + C_R^P(\theta) \vec{A}_{R,ref}$$

이고,

K_1 : 3차원 공간에서 위치 오차에 대한 이득

K_2 : 3차원 공간에서 속도 오차에 대한 이득

$$\vec{X}_c = \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t + h_d + l \cos \phi_d \end{bmatrix}$$

$$C_R^P(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\vec{X}_{R,ref} = \begin{bmatrix} x_{R,ref} \\ y_{R,ref} \\ z_{R,ref} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l \sin \phi_d \\ 0 \\ -l \cos \phi_d \end{bmatrix}$$

$$\vec{V}_c = \begin{bmatrix} \dot{x}_c \\ \dot{y}_c \\ \dot{z}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_t \\ \dot{y}_t \\ \dot{z}_t \end{bmatrix}$$

$$\vec{V}_{R,ref} = \begin{bmatrix} \dot{x}_{R,ref} \\ \dot{y}_{R,ref} \\ \dot{z}_{R,ref} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ l\dot{\theta}_d \sin \phi_d \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\vec{A}_c = \begin{bmatrix} \ddot{x}_c \\ \ddot{y}_c \\ \ddot{z}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{x}_t \\ \ddot{y}_t \\ \ddot{z}_t \end{bmatrix}$$

$$\vec{A}_{R,ref} = \begin{bmatrix} \ddot{x}_{R,ref} \\ \ddot{y}_{R,ref} \\ \ddot{z}_{R,ref} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -l\dot{\theta}_d^2 \sin^3 \phi_d - g \sin \phi_d \cos \phi_d \\ 0 \\ l\dot{\theta}_d^2 \sin^2 \phi_d \cos \phi_d - g \sin^2 \phi_d \end{bmatrix}$$

이고,

관성좌표계에서 비력가속도명령(specific force acceleration command)은

$$\vec{S}_{E,d} = \vec{A}_{E,d} - \vec{g}_E$$

이고,

여기서,

중력가속도(gravitational acceleration)는

$$\vec{g}_E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}$$

인 것을 특징으로 하는 구면진자 운동을 이용한 무인항공기 유도기법.

청구항 7

제6항에서, 제6단계에서,

무인항공기의 동체좌표계에서 비력가속도명령은

$$\vec{S}_{B,d} = C_{ENU}^B (\vec{A}_{E,d} - \vec{g}_E)$$

$$\begin{bmatrix} a_{B,d,x} \\ a_{B,d,y} \\ a_{B,d,z} \end{bmatrix} = C_{ENU}^B \begin{bmatrix} a_{E,d,x} \\ a_{E,d,y} \\ a_{E,d,z} + g \end{bmatrix},$$

이고,

여기서,

$$C_{ENU}^B = C(\Phi)C(\Theta)C(\Psi)C_{ENU}^{NED}$$

$$C(\Phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & \sin\Phi \\ 0 & -\sin\Phi & \cos\Phi \end{bmatrix}$$

$$C(\Theta) = \begin{bmatrix} \cos\Theta & 0 & -\sin\Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\Theta & 0 & \cos\Theta \end{bmatrix}$$

$$C(\Psi) = \begin{bmatrix} \cos\Psi & \sin\Psi & 0 \\ -\sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$C_{ENU}^{NED} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

Φ : 동체좌표계에서 무인항공기 롤각(roll angle)

Θ : 동체좌표계에서 무인항공기 피치각(pitch angle)

Ψ : 동체좌표계에서 무인항공기 기수각(heading angle)

인 것을 특징으로 하는 구면진자 운동을 이용한 무인항공기 유도기법.

청구항 8

제7항에서,

무인항공기의 종방향 비력가속도명령(longitudinal specific force acceleration command)은 $a_{B,d,z}$ 이고,

무인항공기의 횡방향 비력가속도명령(lateral specific force acceleration command)은 $a_{B,d,y}$ 이고,

무인항공기의 롤각명령(roll angle command)은

$$\Phi_d = \Phi + \tan^{-1} \frac{a_{B,d,y}}{a_{B,d,z}}$$

이고,

무인항공기의 속도명령(speed command)는

$$V_d = \|\vec{V}_{E,ref}\|_2$$

인 것을 특징으로 하는 구면진자 운동을 이용한 무인항공기 유도기법.

청구항 9

제1항에서, 제5단계는,

무인항공기가 최대속도($v_{\max}$)와 실속속도($v_{\min}$) 사이의 속도범위 내에서 원하는 속도(v_d)로 이동표적을 추종하면서

선회하도록 이동표적의 진행방향과 나란하게 같은 방향으로 무인항공기가 비행할 경우에는 이동표적과 무인항공기가 최단추종거리($r_{\min}$, minimum standoff distance)를 유지하고, 이동표적의 진행방향과 나란하게 반대 방향으로 무인항공기가 비행할 경우에는 이동표적과 무인항공기가 최장추종거리($r_{\max}$, maximum standoff distance)를 유지하는 유도명령을 산출하는 것을 특징으로 하는 구면진자 운동을 이용한 무인항공기 유도기법.

청구항 10

제9항에서, 제5단계에서,

무인항공기 추종가속도명령(standoff tracking acceleration command)은

$$\vec{A}_{E,d} = \vec{A}_{E,ref} - (K_1 + K_2)(\vec{V}_E - \vec{V}_{E,ref}) - (K_1 K_2 + I)(\vec{X}_E - \vec{X}_{E,ref})$$

$$K_1 = \begin{bmatrix} k_{1,1} & 0 & 0 \\ 0 & k_{1,2} & 0 \\ 0 & 0 & k_{1,3} \end{bmatrix} \quad K_2 = \begin{bmatrix} k_{2,1} & 0 & 0 \\ 0 & k_{2,2} & 0 \\ 0 & 0 & k_{2,3} \end{bmatrix}$$

이고,

여기서,

관성좌표계에서 기준위치벡터(reference position vector)는

$$\vec{X}_{E,ref} = \vec{X}_c + C_R^P(\theta) \vec{X}_{R,ref}$$

이고,

관성좌표계에서 기준속도벡터(reference velocity vector)는

$$\vec{V}_{E,ref} = \vec{V}_c + C_R^P(\theta) \vec{V}_{R,ref}$$

이고,

관성좌표계에서 기준가속도벡터(reference acceleration vector)는

$$\vec{A}_{E,ref} = \vec{A}_c + C_R^P(\theta) \vec{A}_{R,ref}$$

이고,

K_1 : 3차원 공간에서 위치 오차에 대한 이득

K_2 : 3차원 공간에서 속도 오차에 대한 이득

I : 가상의 진자길이

ϕ_d : 원하는 스윙각(swing angle)

θ : 무인항공기 위상각

$$\phi_d = \sin^{-1} \frac{\sqrt{x_{T,ref}^2 + y_{T,ref}^2}}{l}$$

$$\dot{\phi}_d = \frac{x_{T,ref} \dot{x}_{T,ref} + y_{T,ref} \dot{y}_{T,ref}}{l^2 \sin \phi_d \cos \phi_d}$$

$$\left(\frac{x_{T.ref}-d_o}{r_o}\right)^2+\left(\frac{y_{T.ref}}{r_d}\right)^2=1$$

$$r_o=\frac{r_{\min}+r_{\max}}{2}$$

$$d_o=\frac{r_{\min}-r_{\max}}{2}$$

$$\bar{X}_c=\begin{bmatrix}x_c\\y_c\\z_c\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}x_t\\y_t\\z_t+h_d+l\cos\phi_d\end{bmatrix}$$

$$C_R^p(\theta)=\begin{bmatrix}\cos\theta & -\sin\theta & 0\\ \sin\theta & \cos\theta & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}$$

$$\bar{X}_{R.ref}=\begin{bmatrix}x_{R.ref}\\y_{R.ref}\\z_{R.ref}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}l\sin\phi_d\\0\\-l\cos\phi_d\end{bmatrix}$$

$$\bar{V}_c=\begin{bmatrix}\dot{x}_c\\\dot{y}_c\\\dot{z}_c\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dot{x}_t\\\dot{y}_t\\\dot{z}_t\end{bmatrix}$$

$$\bar{V}_{R.ref}=\begin{bmatrix}l\dot{\phi}_d\cos\phi_d\\l\dot{\theta}_d\sin\phi_d\\l\dot{\phi}_d\sin\phi_d\end{bmatrix}$$

$$\bar{A}_c=\begin{bmatrix}\ddot{x}_c\\\ddot{y}_c\\\ddot{z}_c\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\ddot{x}_t\\\ddot{y}_t\\\ddot{z}_t\end{bmatrix}$$

$$\bar{A}_{R.ref}=\begin{bmatrix}-l\dot{\phi}_d^2\sin\phi_d-l\dot{\theta}_d^2\sin^3\phi_d-g\sin\phi_d\cos\phi_d\\0\\l\dot{\phi}_d^2\cos\phi_d+l\dot{\theta}_d^2\sin^2\phi_d\cos\phi_d-g\sin^2\phi_d\end{bmatrix}$$

이고,

관성좌표계에서 비력가속도명령(specific force acceleration command)은

$$\vec{S}_{E,d} = \vec{A}_{E,d} - \vec{g}_E$$

이고,

여기서,

중력가속도(gravitational acceleration)는

$$\vec{g}_E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}$$

인 것을 특징으로 하는 구면진자 운동을 이용한 무인항공기 유도기법.

명세서

기술분야

- [0001] 본 발명은 구면진자의 운동제적과 고정익 항공기의 선회비행 궤적이 유사하다는 특성을 이용하여 이동표적을 추적하기 위한 기준위치와 기준속도를 원뿔진자의 평면상에 정의하고, 선회하는 항공기의 비력과 구면진자의 장력의 연관성을 이용하여 이동표적을 선회하며 추종하기 위한 유도명령을 생성하는 기법에 관한 것이다.

배경기술

- [0002] 무인항공기란 조종사가 탑승하지 않는 항공기를 말한다. 이러한 무인항공기는 흔히 보는 무선조정 비행기와 같이 지상에서 원격조종이 이루어지기도 하고 무인항공기 자체가 스스로 비행경로를 찾아가도록 유도되기도 한다.
- [0003] 이러한 무인항공기의 유도방법에 관한 선행기술을 살펴보면 다음과 같다.
- [0004] 특허공개 제10-2010-0053220의 경우 무인항공기 자동회수 유도 제어 방법이 개시된다. 본 발명에 따르면, 비행 중인 무인항공기에 구비된 탑재카메라가 지상에 위치한 회수지역(Recovery Area)을 실시간 촬영하여 상기 회수 지역 내의 그물망에 구비된 목표물의 영상을 획득하는 제1영상정보 획득 단계; 목표물 검출부가 상기 제1영상정보를 기초로 하여, 상기 제1영상정보 내의 상기 목표물을 탐지하여 상기 목표물을 회수지점(Recovery Point)으로 인식한 후, 타겟 트래킹(Target Tracking)을 통해 상기 목표물의 위치정보를 검출하여, 횡측시선각을 산출하며, 제1종축피치(Pitch) 명령을 생성하는 목표물 위치정보 검출 단계; 비례항법유도 시스템부가 상기 산출된 횡측시선각을 기초로 하여, 제1횡측 롤(Roll) 명령을 생성하는 비례항법유도 단계; 상기 회수 지역에 위치한 지상 카메라가 상기 무인항공기를 실시간 촬영하여 상기 무인항공기의 영상을 획득하는 제2영상정보 획득 단계; 항공기 검출부가 상기 제2영상정보를 기초로 하여, 상기 제2영상정보 내의 상기 무인항공기를 탐지하여 상기 무인항공기를 심볼(Symbol)로 인식한 후, 타겟 트래킹(Target Tracking)을 통해 상기 무인항공기의 위치정보를 검출하여, 제2횡측롤 명령 및 제2종축피치 명령을 생성하는 무인항공기 위치정보 검출 단계; 상기 제1횡측롤 명령과 상기 제2횡측롤 명령이 합쳐져서 보상된 결과값(A)를 횡측제어기로 전송하는 횡측롤 명령 보상 및 전송 단계; 상기 제1종축피치 명령과 상기 제2종축피치 명령이 합쳐져서 보상된 결과값(B)를 종축제어기로 전송하는 종축피치 명령 보상 및 전송 단계; 및 상기 종축제어기 및 횡측제어기의 제어에 따라 UAV 구동부를 동작하여, 상기 무인항공기를 상기 목표물로 유도하는 무인항공기 유도 제어 단계를 포함한다.
- [0005] 특허출원10-2008-0129203의 경우 위성항법보정시스템(DGNSS)을 사용하여 구한 정확한 위치정보를 이용하여 미리 정해진 진행경로를 스스로 찾아가도록 하는 무인이동체 주행 유도방법 및 이를 이용한 무인이동체에 관한 것으로, 무인이동체(10)가 주행하여야 하는 기준제적 상에 다수의 기준점을 정하고, 이들 기준점에 대한 위치정보를 무인이동체(10)에 탑재된 DGNSS 수신기로 수신하여 그 결과를 무인이동체(10) 내의 저장장치에 저장하는 기준점 설정단계(S100)와; 상기 저장장치에 저장된 기준점을 따라 무인이동체(10)가 주행하면서 DGNSS 수신기에 의해

실시간으로 받은 무인이동체(10)의 현재의 위치정보(P)와 미래 지향점(S)의 위치정보에 기초하여 지향각(Ψ)을 계산하는 지향각 계산단계(S200)와; 무인이동체(10)의 현재의 위치정보(P)와 이전의 위치정보(P0)에 기초하여 방위각(Θ)을 계산하는 방위각 계산단계(S300) 및; 상기 지향각 계산단계(S200)에서 구한 지향각(Ψ)과 상기 방위각 계산단계(S300)에서 구한 방위각(Θ)을 이용하여 조향각(Φ)을 계산하는 조향각 계산단계(S400)로 이루어진다.

[0006] 특허공개10-2010-0129543호의 경우 무인항공기 항로 유도장치에 관한 것으로서, 이는 무인항공기에 항로 좌표 제공을 간단한 스위치 조작을 통해 제공하기 위한 것이다. 이를 위해 본 발명은, GCS(100)에 의해 무인항공기의 FCS(200)를 제어하여 항로를 유도하기 위한 장치로서, GCS(100)는 GPS(110)와, GPS(110)를 통해 취해진 좌표값을 입력받아 송신용 데이터로 변환하고 그 송신용 데이터의 송신여부를 통보받는 데이터변환부(120)와, 데이터 변환부(120)의 송신용 데이터가 송신될 것인지의 여부를 결정하기 위한 스위치부(130)와, 스위치부(130)의 송신 결정에 따라 송신용데이터를 FCS(200)까지 전송하기 위한 제1 무선모뎀(140)을 포함하고, FCS(200)는 GCS(100)의 송신용 데이터를 수신하기 위한 제2 무선모뎀(210)과, 제2 무선모뎀(210)을 통해 수신된 데이터에 따라 무인항공기의 서보모터(220)를 제어하기 위한 비행제어부(230)를 포함하는 것을 특징으로 하여, 스위치부의 단순한 조작을 통해 GCS를추종하기 위한 항로 좌표를 무인항공기로 전송할 수 있다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0007] 본 발명은 상기한 선행기술들과는 달리 구면진자의 운동궤적과 고정익 항공기의 선회비행 궤적이 유사하다는 특성을 이용하여 이동표적을 추적하기 위한 기준위치와 기준속도를 원뿔진자의 평면상에 정의하고, 선회하는 항공기의 비력과 구면진자의 장력의 연관성을 이용하여 이동표적을 선회하며 추종하기 위한 유도명령을 생성하여 무인항공기의 새로운 유도기법을 제공할 수 있는 그 목적으로 한다.

과제의 해결 수단

[0008] 상기한 목적을 달성하기 위하여 창작된 본 발명의 기술적 구성은 다음과 같다.

[0009] 본 발명은 이동표적을 지속적으로 추종하면서 선회하는 무인항공기의 유도기법에 관한 것으로서, 관성좌표계(inertial frame)에서 무인항공기의 위치벡터와 속도벡터를 산출하는 제1단계; 관성좌표계에서 이동표적의 위치벡터와 속도벡터를 산출하는 제2단계; 관성좌표계에서 이동표적의 연직상방에 가상의 구면진자 중심점을 정의하는 제3단계; 가상의 구면진자 중심점에 대한 무인항공기의 위치를 진자변수로 산출하는 제4단계; 진자변수를 이용하여 관성좌표계에서 무인항공기 유도명령을 산출하는 제5단계; 및, 제5단계에서 산출된 유도명령을 무인항공기의 동체좌표계(aircraft body frame)에서 무인항공기 유도명령으로 변환하는 제6단계;로 구성되는 것을 특징으로 한다.

발명의 효과

[0010] 본 발명에 따르면 구면진자의 운동궤적과 고정익 항공기의 선회비행 궤적이 유사하다는 특성을 이용하여 이동표적을 추적하기 위한 기준위치와 기준속도를 원뿔진자의 평면상에 정의하고, 선회하는 항공기의 비력과 구면진자의 장력의 연관성을 이용하여 이동표적을 선회하며 추종하기 위한 유도명령을 생성하는 무인항공기의 새로운 유도기법을 제공할 수 있으며, 아울러 이동표적의 이동속도가 증가하더라도 무인항공기의 속도범위(실속 속도와 최고 속도 사이의 범위) 내에서 안정적인 선회가 가능한 유도명령을 생성할 수 있다.

도면의 간단한 설명

[0011] 도1은 관성좌표계{E}에서 중심이 이동하는 진자의 운동을 도시하는데, 표적중심회전좌표계{R}와 표적중심관성좌표계{P}를 함께 도시한다.

여기서 관성좌표계{E}는 (X_E, Y_E, Z_E) 이고, 표적중심회전좌표계{R}는 (X_R, Y_R, Z_R) 이고, 표적중심관성좌표계{P}는 (X_P, Y_P, Z_P) 이다.

도2는 중심이 이동하는 진자에서 기준위치벡터(reference position vector)와 기준속도벡터(reference velocity vector)를 도시한다.

즉 진자의 현재 위치벡터($\mathbf{X}_P$)와 현재 속도벡터($\mathbf{V}_P$)는 최종적으로 기준위치벡터($\mathbf{X}_{P,ref}$)와 기준속도벡터($\mathbf{V}_{P,ref}$)로 수렴하여 안정화된 궤적을 돌게 된다.

여기서 관성좌표계{E}는 (X_E, Y_E, Z_E) 이고, 표적중심회전좌표계{R}는 (X_R, Y_R, Z_R) 이고, 표적중심관성좌표계{P}는 (X_P, Y_P, Z_P) 이다.

도3은 표적(target)과 이를 추종하는 무인항공기(aircraft)의 기하학적 구성을 도시하는데, 관성좌표계{E}, 표적중심회전좌표계{R}, 표적중심관성좌표계{P} 및 표적중심진로고정좌표계{T}를 함께 도시한다.

여기서 관성좌표계{E}는 (X_E, Y_E, Z_E) 이고, 표적중심회전좌표계{R}는 (X_R, Y_R, Z_R) 이고, 표적중심관성좌표계{P}는 (X_P, Y_P, Z_P) 이고, 표적중심진로고정좌표계{T}는 (X_T, Y_T, Z_T) 이다.

도4는 이동표적(moving target)의 이동속도와 무인항공기의 비행가능영역을 고려하여 수정된 비행궤적(offset conic circle)과 이를 고려하지 않은 원래의 비행궤적(original conic circle)을 표적중심진로고정좌표계{T}를 이용하여 도시한다.

도5은 본 발명의 유도명령 생성 과정을 도시한다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0012] 이하에서는 본 발명의 구체적 실시예를 첨부도면을 참조하여 보다 상세히 설명한다.

[0013] 본 발명은 이동표적을 지속적으로 추종하면서 선회하는 무인항공기의 유도기법에 관한 것으로서, 구면진자의 운동궤적과 고정익 항공기의 선회비행 궤적이 유사하다는 특성을 이용하여 이동표적을 추적하기 위한 기준위치와 기준속도를 원뿔진자의 평면상에 정의하고, 선회하는 항공기의 비력과 구면진자의 장력의 연관성을 이용하여 이동표적을 선회하며 추종하기 위한 유도명령을 생성한다.

[0014] 이러한 유도명령을 생성하기 위한 기초적인 입력값은 무인항공기에 장착되는 각종 센서로부터 전달을 받게 된다. 무인항공기의 위치는 GPS수신기를 이용하여 감지하고, 무인항공기의 자세는 관성센서를 이용하여 감지하고, 이동표적의 위치와 속도는 무인항공기에 장착된 영상센서를 이용하여 구하거나 미리 알려진 좌표값을 입력할 수도 있다.

[0015] 이러한 입력값들은 무인항공기에 장착된 항공기제어기에서 미리 설정된 알고리즘에 따라 연산처리되어 최종적인 유도명령을 산출하게 된다.

[0016] 다수의 무인항공기가 하나의 이동표적 주변을 선회비행할 경우에는 이웃하는 항공기의 위치나 위상각과 같은 정보를 무선통신 수단을 이용하여 전달받을 수 있다. 이러한 유도명령 생성 과정은 도5에 블록도로 간단명료하게 표시되어 있다.

[0017] (1) 제1단계(도3 참조)

[0018] 관성좌표계(inertial frame){E}에서 무인항공기의 위치벡터와 속도벡터를 산출하는 단계이다.

[0019] 제1단계에서 산출되는 무인항공기의 위치벡터는 다음과 같다.

$$\vec{X}_E = \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix}$$

[0020]

[0021] 무인항공기의 속도벡터는 위치벡터의 미분이고, 가속도벡터는 속도벡터의 미분이므로, 무인항공기의 속도벡터와 가속도벡터는 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\vec{X}}_E \\ \dot{\vec{V}}_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{V}_E \\ \vec{A}_E \end{bmatrix}$$

[0022]

[0023] (2) 제2단계(도3 참조)

[0024] 관성좌표계{E}에서 이동표적의 위치벡터와 속도벡터를 산출하는 단계이다.

[0025] 제2단계에서 산출되는 이동표적의 위치벡터는 다음과 같다.

$$\vec{X}_t = \begin{bmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t \end{bmatrix}$$

[0026]

[0027] 이동표적의 속도벡터는 위치벡터의 미분이고, 가속도벡터는 속도벡터의 미분이므로, 이동표적의 속도벡터와 가속도벡터는 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\vec{X}}_t \\ \dot{\vec{V}}_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{V}_t \\ \vec{A}_t \end{bmatrix}$$

[0028]

[0029] (3) 제3단계(도3 참조)

[0030] 관성좌표계{E}에서 이동표적의 연직상방에 가상의 구면진자 중심점(pendulum center)을 정의하는 단계이다.

[0031] 제3단계에서 정의되는 가상의 구면진자 중심점은 다음과 같다.

$$\vec{X}_c = \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t + h_d + l \cos \phi_d \end{bmatrix}$$

[0032]

[0033] 여기서,

[0034] h_d : 이동표적과 무인항공기의 원하는 높이차(desired height)

[0035] l : 가상의 진자길이(무인항공기에서 가상의 구면진자 중심점까지의 거리)

[0036] ϕ_d : 원하는 스윙각(desired swing angle)

[0037] 가 된다.

[0038] 여기서 원하는 추종거리(desired standoff distance)가 r_d 인 경우

$$l = \frac{r_d}{\sin \phi_d}$$

[0039]

[0040] 가 된다.

[0041] (4) 제4단계(도3 참조)

[0042] 가상의 구면진자 중심점(pendulum center)에 대한 무인항공기의 위치를 진자변수로 산출하는 단계이다.

[0043] 즉 가상의 구면진자 중심점에서 무인항공기까지의 거리, 무인항공기 스윙각, 무인항공기 위상각이 다음과 같이 산출될 수 있다.

[0044] 가상의 구면진자 중심점에서 무인항공기까지의 거리는 가상의 진자길이(1)가 된다.(상기 제3단계 참조)

[0045] 무인항공기 스윙각(ϕ)은

$$\phi = \tan^{-1} \frac{\sqrt{(x_c - x_E)^2 + (y_c - y_E)^2}}{z_c - z_E}$$

[0046]

[0047] 이고,

[0048] 무인항공기 위상각(θ)은

$$\theta = \tan^{-1} \frac{y_E - y_c}{x_E - x_c}$$

[0049]

[0050] 가 된다.

[0051] (5) 제5단계

[0052] 진자변수를 이용하여 관성좌표계{E}에서 무인항공기 유도명령을 산출하는 단계이다.

[0053] 즉, 가상의 구면진자 중심점의 연직하방에 이동표적이 있다고 가정하고, 진자의 추(pendulum bob)는 무인항공기로 가정하고, 진자의 장력(pendulum tension)은 무인항공기의 비력(specific force)으로 가정한다. 또한 진자의 추에 작용하는 중력은 무인항공기에도 동일하게 작용한다고 가정한다.

[0054] 즉 이동표적을 선회비행하는 무인항공기에 작용하는 비력과 중력을 진자운동의 장력과 진자의 추에 작용하는 중력에 관한 식을 이용하여 산출하는 것인데, 진자운동에 관한 운동방정식은 이미 잘 알려진 바와 같으므로 별도의 자세한 설명은 생략한다.

[0055] 이와 같이 진자변수를 이용하여 관성좌표계{E}에서 무인항공기의 유도명령은 관성좌표계{E}에서 비력가속도명령(specific force acceleration command)으로 산출된다.

[0056] 여기서 비력가속도명령은

$$\vec{S}_{E,d} = \vec{A}_{E,d} - \vec{g}_E$$

[0057]

[0058] 이다.

[0059] 비력가속도명령에 관한 식에서 중력가속도(gravitational acceleration)는

$$\vec{g}_E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}$$

[0060]

[0061] 가 된다.

[0062] 비력가속도명령에 관한 식에서 무인항공기 추종가속도명령(standoff tracking acceleration command)은

$$\vec{A}_{E,d} = \vec{A}_{E,ref} - (K_1 + K_2)(\vec{V}_E - \vec{V}_{E,ref}) - (K_1 K_2 + I)(\vec{X}_E - \vec{X}_{E,ref})$$

$$K_1 = \begin{bmatrix} k_{1,1} & 0 & 0 \\ 0 & k_{1,2} & 0 \\ 0 & 0 & k_{1,3} \end{bmatrix} \quad K_2 = \begin{bmatrix} k_{2,1} & 0 & 0 \\ 0 & k_{2,2} & 0 \\ 0 & 0 & k_{2,3} \end{bmatrix}$$

[0063]

[0064] 가 된다.

[0065] 여기서, K_1 은 3차원 공간에서 위치 오차에 대한 이득을 말하고, K_2 는 3차원 공간에서 속도 오차에 대한 이득을 말하는데, 이들을 구성하는 인자(k_{nm})들은 일반적인 오차동역학이 원하는 주파수 반응과 댐핑계수를 가지도록 구해진다.

[0066] 본 발명의 구체적 실시예에서는,

$$k_{1,1} = \zeta_r \omega_{n,r} - \sqrt{\zeta_r^2 \omega_{n,r}^2 - \omega_{n,r}^2 + 1}$$

[0067]

$$k_{2,1} = \zeta_r \omega_{n,r} + \sqrt{\zeta_r^2 \omega_{n,r}^2 - \omega_{n,r}^2 + 1}$$

[0068]

$$k_{1,3} = \zeta_z \omega_{n,z} - \sqrt{\zeta_z^2 \omega_{n,z}^2 - \omega_{n,z}^2 + 1}$$

[0069]

$$k_{2,3} = \zeta_z \omega_{n,z} + \sqrt{\zeta_z^2 \omega_{n,z}^2 - \omega_{n,z}^2 + 1}$$

[0070]

[0071] 여기서 $\omega_{n,r}$ 은 고유주파수이고 ζ_r 는 댐핑계수를 말하며, $k_{1,2}$ 는 $k_{1,1}$ 과 같은 값으로 설정되고, $k_{2,2}$ 는 $k_{2,1}$ 과 같은 값으로 설정된다.

[0072] 무인항공기 추종가속도명령(standoff tracking acceleration command)에 관한 식에는 관성좌표계에서 기준위치 벡터, 기준속도벡터, 및 기준가속도벡터가 포함되어 있는데 그 각각은 다음과 같이 표현된다.

[0073] 관성좌표계{E}에서 기준위치벡터(reference position vector)는

$$\vec{X}_{E,ref} = \vec{X}_c + C_R^P(\theta) \vec{X}_{R,ref}$$

[0074]

[0075] 이다.

[0076] 관성좌표계{E}에서 기준속도벡터(reference velocity vector)는

$$\vec{V}_{E,ref} = \vec{V}_c + C_R^P(\theta) \vec{V}_{R,ref}$$

[0077]

[0078] 이다.

[0079] 관성좌표계{E}에서 기준가속도벡터(reference acceleration vector)는

$$\vec{A}_{E,ref} = \vec{A}_c + C_R^P(\theta) \vec{A}_{R,ref}$$

[0080]

[0081] 이다.

[0082] 여기서

[0083] 관성좌표계{E}에서 가상의 구면진자 중심점은 3단계에서 정의된 것처럼

$$\vec{X}_c = \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t + h_d + l \cos \phi_d \end{bmatrix}$$

[0084]

[0085] 이다.

[0086] 그리고, 관성좌표계{E}에서 가상의 구면진자 중심점의 속도는

$$\vec{V}_c = \begin{bmatrix} \dot{x}_c \\ \dot{y}_c \\ \dot{z}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_t \\ \dot{y}_t \\ \dot{z}_t \end{bmatrix}$$

[0087]

[0088] 이다.

[0089] 관성좌표계{E}에서 가상의 구면진자 중심점의 가속도는

$$\vec{A}_c = \begin{bmatrix} \ddot{x}_c \\ \ddot{y}_c \\ \ddot{z}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{x}_t \\ \ddot{y}_t \\ \ddot{z}_t \end{bmatrix}$$

[0090]

[0091] 이다.

[0092] 표적중심회전좌표계{R}에서 표적중심관성좌표계{P}로의 회전행렬(rotation matrix)은

$$C_R^P(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

[0093]

[0094] 이다.

[0095] 표적중심회전좌표계{R}에서 기준위치벡터는

$$\vec{X}_{R,ref} = \begin{bmatrix} x_{R,ref} \\ y_{R,ref} \\ z_{R,ref} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l \sin \phi_d \\ 0 \\ -l \cos \phi_d \end{bmatrix}$$

[0096]

[0097] 이다.

[0098] 표적중심회전좌표계{R}에서 기준속도벡터는

$$\vec{V}_{R,ref} = \begin{bmatrix} \dot{x}_{R,ref} \\ \dot{y}_{R,ref} \\ \dot{z}_{R,ref} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ l \dot{\theta}_d \sin \phi_d \\ 0 \end{bmatrix}$$

[0099]

[0100] 이다.

[0101] 표적중심회전좌표계{R}에서 기준가속도벡터는

$$\vec{A}_{R,ref} = \begin{bmatrix} \ddot{x}_{R,ref} \\ \ddot{y}_{R,ref} \\ \ddot{z}_{R,ref} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -l\dot{\theta}_d^2 \sin^3 \phi_d - g \sin \phi_d \cos \phi_d \\ 0 \\ l\dot{\theta}_d^2 \sin^2 \phi_d \cos \phi_d - g \sin^2 \phi_d \end{bmatrix}$$

[0102]

[0103] 이다.

[0104] 이러한 제5단계는 도4에 도시된 바와 같이 이동표적의 속도와 무인항공기의 비행가능 속도범위(최대속도와 실속 속도 사이의 속도범위)를 고려하여 타원형 궤적(offset conic circle)의 선회 비행을 유도하는 내용이 될 수도 있다.

[0105] 타원형 궤적은 무인항공기가 최대속도(v_{max})와 실속속도(v_{min}) 사이의 속도범위 내에서 원하는 속도(v_d)로 이동표적을 추종하면서 선회하도록 이동표적의 진행방향과 나란하게 같은 방향으로 무인항공기가 비행할 경우에는 이동표적과 무인항공기가 최단추종거리(r_{min} , minimum standoff distance, 도4에서 이동표적(moving target)과 P_2 사이의 거리)를 유지하고, 이동표적의 진행방향과 나란하게 반대 방향으로 무인항공기가 비행할 경우에는 이동표적과 무인항공기가 최장추종거리(r_{max} , maximum standoff distance, 도4에서 이동표적과 P_4 사이의 거리)를 유지하게 된다.

[0106] 이러한 타원형 궤적은

$$\left(\frac{x_{T,ref} - d_o}{r_o} \right)^2 + \left(\frac{y_{T,ref}}{r_d} \right)^2 = 1$$

[0107]

[0108] 가 되는데,

[0109] 여기서

[0110] ($x_{T,ref}$, $y_{T,ref}$)는 표적중심진로고정좌표계{T}에서 무인항공기의 기준위치(reference vector)를 말하고,

$$r_o = \frac{r_{min} + r_{max}}{2}$$

[0111]

$$d_o = \frac{r_{min} - r_{max}}{2}$$

[0112]

[0113] 가 된다.

[0114] 이런 경우 무인항공기 추종가속도명령(standoff tracking acceleration command)은

$$\vec{A}_{E,d} = \vec{A}_{E,ref} - (K_1 + K_2)(\vec{V}_E - \vec{V}_{E,ref}) - (K_1 K_2 + I)(\vec{X}_E - \vec{X}_{E,ref})$$

$$K_1 = \begin{bmatrix} k_{1,1} & 0 & 0 \\ 0 & k_{1,2} & 0 \\ 0 & 0 & k_{1,3} \end{bmatrix} \quad K_2 = \begin{bmatrix} k_{2,1} & 0 & 0 \\ 0 & k_{2,2} & 0 \\ 0 & 0 & k_{2,3} \end{bmatrix}$$

[0115]

[0116] 이다

[0117] 여기서도 K_1 은 3차원 공간에서 위치 오차에 대한 이득을 말하고, K_2 는 3차원 공간에서 속도 오차에 대한 이득을 말하는데, 이들을 구성하는 인자(k_{nm})들은 일반적인 오차동역학이 원하는 주파수 반응과 댐핑계수를 가지도록 구

해진다.

[0118] 관성좌표계에서 기준위치벡터(reference position vector)는

$$\vec{X}_{E,ref} = \vec{X}_c + C_R^P(\theta) \vec{X}_{R,ref}$$

[0120] 이다.

[0121] 관성좌표계에서 기준속도벡터(reference velocity vector)는

$$\vec{V}_{E,ref} = \vec{V}_c + C_R^P(\theta) \vec{V}_{R,ref}$$

[0123] 이다.

[0124] 관성좌표계에서 기준가속도벡터(reference acceleration vector)는

$$\vec{A}_{E,ref} = \vec{A}_c + C_R^P(\theta) \vec{A}_{R,ref}$$

[0126] 이다.

[0127] 관성좌표계{E}에서 가상의 구면진자 중심점은

$$\vec{X}_c = \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t + h_d + l \cos \phi_d \end{bmatrix}$$

[0129] 이다.

[0130] 관성좌표계{E}에서 가상의 구면진자 중심점의 속도는

$$\vec{V}_c = \begin{bmatrix} \dot{x}_c \\ \dot{y}_c \\ \dot{z}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_t \\ \dot{y}_t \\ \dot{z}_t \end{bmatrix}$$

[0132] 이다.

[0133] 관성좌표계{E}에서 가상의 구면진자 중심점의 가속도는

$$\vec{A}_c = \begin{bmatrix} \ddot{x}_c \\ \ddot{y}_c \\ \ddot{z}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{x}_t \\ \ddot{y}_t \\ \ddot{z}_t \end{bmatrix}$$

[0135] 이다.

[0136] 표적중심회전좌표계{R}에서 표적중심관성좌표계{P}로의 회전행렬(rotation matrix)은

$$C_R^P(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

[0138] 이다.

[0139] 여기서,

[0140] l : 가상의 진자길이

[0141] ϕ_d : 원하는 스윙각(swing angle)

[0142] θ : 무인항공기 위상각

[0143]
$$\phi_d = \sin^{-1} \frac{\sqrt{x_{T,ref}^2 + y_{T,ref}^2}}{l}$$

[0144]
$$\dot{\phi}_d = \frac{x_{T,ref} \dot{x}_{T,ref} + y_{T,ref} \dot{y}_{T,ref}}{l^2 \sin \phi_d \cos \phi_d}$$

[0145] 가 된다.

[0146] 표적중심회전좌표계{R}에서 기준위치벡터는

[0147]
$$\vec{X}_{R,ref} = \begin{bmatrix} x_{R,ref} \\ y_{R,ref} \\ z_{R,ref} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l \sin \phi_d \\ 0 \\ -l \cos \phi_d \end{bmatrix}$$

[0148] 가 된다.

[0149] 표적중심회전좌표계{R}에서 기준속도벡터는

[0150]
$$\vec{V}_{R,ref} = \begin{bmatrix} l \dot{\phi}_d \cos \phi_d \\ l \dot{\theta}_d \sin \phi_d \\ l \dot{\phi}_d \sin \phi_d \end{bmatrix}$$

[0151] 가 된다.

[0152] 표적중심회전좌표계{R}에서 기준가속도벡터는

[0153]
$$\vec{A}_{R,ref} = \begin{bmatrix} -l \dot{\phi}_d^2 \sin \phi_d - l \dot{\theta}_d^2 \sin^3 \phi_d - g \sin \phi_d \cos \phi_d \\ 0 \\ l \dot{\phi}_d^2 \cos \phi_d + l \dot{\theta}_d^2 \sin^2 \phi_d \cos \phi_d - g \sin^2 \phi_d \end{bmatrix}$$

[0154] 가 된다.

[0155] 관성좌표계에서 비력가속도명령(specific force acceleration command)은

[0156]
$$\vec{S}_{E,d} = \vec{A}_{E,d} - \vec{g}_E$$

[0157] 이고,

[0158] 여기서

[0159] 중력가속도(gravitational acceleration)는

$$\bar{\mathbf{g}}_E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}$$

[0160]

[0161] 이다.

[0162] (6)제6단계

[0163] 제5단계에서 산출된 유도명령을 무인항공기의 동체좌표계(aircraft body frame)에서 무인항공기 유도명령으로 변환하는 단계이다.

[0164] 무인항공기의 동체좌표계에서 비력가속도명령은

$$\bar{\mathbf{S}}_{B,d} = C_{ENU}^B (\bar{\mathbf{A}}_{E,d} - \bar{\mathbf{g}}_E)$$

$$\begin{bmatrix} a_{B,d,x} \\ a_{B,d,y} \\ a_{B,d,z} \end{bmatrix} = C_{ENU}^B \begin{bmatrix} a_{E,d,x} \\ a_{E,d,y} \\ a_{E,d,z} + g \end{bmatrix}$$

[0165]

[0166] 이다.

[0167] 여기서,

$$C_{ENU}^B = C(\Phi)C(\Theta)C(\Psi)C_{ENU}^{NED}$$

[0168]

$$C(\Phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & \sin\Phi \\ 0 & -\sin\Phi & \cos\Phi \end{bmatrix}$$

$$C(\Theta) = \begin{bmatrix} \cos\Theta & 0 & -\sin\Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\Theta & 0 & \cos\Theta \end{bmatrix}$$

$$C(\Psi) = \begin{bmatrix} \cos\Psi & \sin\Psi & 0 \\ -\sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$C_{ENU}^{NED} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

[0169]

[0170] Φ : 동체좌표계에서 무인항공기 롤각(roll angle)

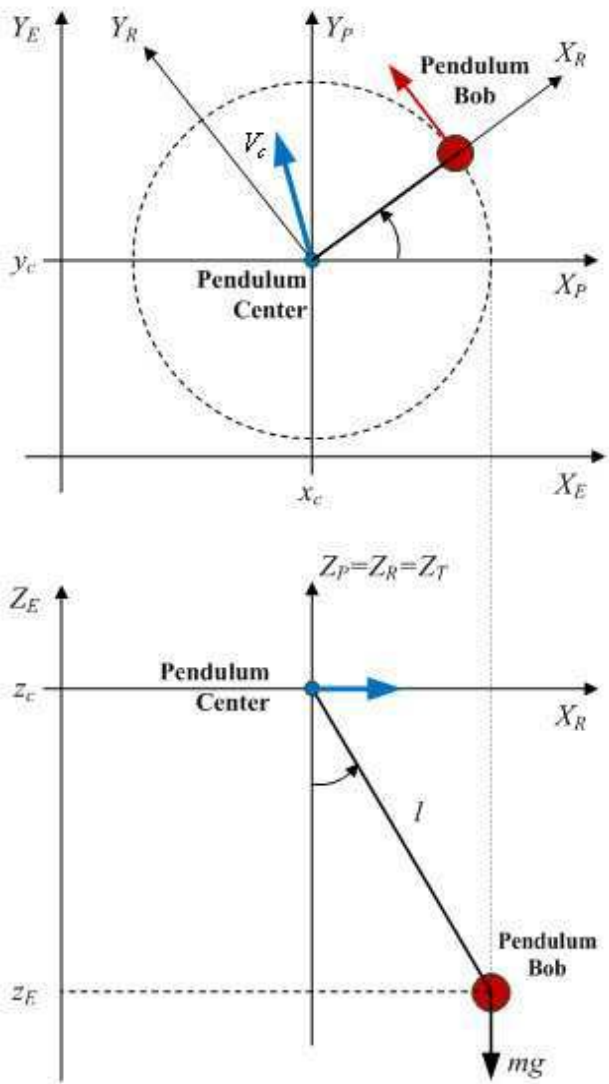
[0171] Θ : 동체좌표계에서 무인항공기 피치각(pitch angle)

[0172] Ψ : 동체좌표계에서 무인항공기 기수각(heading angle)

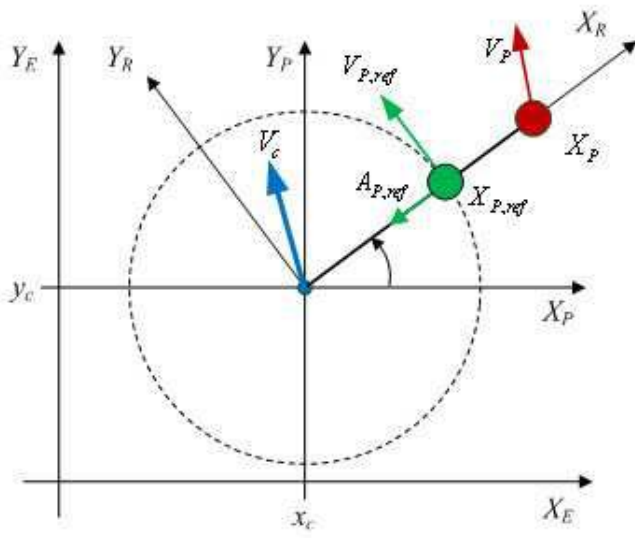
- [0173] 가 된다.
- [0174] 여기서 무인항공기의 동체좌표계는 무인항공기의 진행 방향을 $+X_B$, 오른쪽 측방향을 $+Y_B$, 아랫 방향을 $+Z_B$ 로 정의한다. 따라서 롤링(rolling) 운동은 $+X_B$ 축 회전운동이 되고, 피칭(pitching) 운동은 $+Y_B$ 축 회전운동이 되고, 요잉(yawing) 운동은 $+Z_B$ 축 회전운동이 된다.
- [0175] 최종적인 무인항공기 유도명령은 다음과 같다.
- [0176] 무인항공기의 종방향 비력가속도명령(longitudinal specific force acceleration command)은 $a_{B,d,z}$ 이다.
- [0177] 무인항공기의 횡방향 비력가속도명령(lateral specific force acceleration command)은 $a_{B,d,y}$ 이다.
- [0178] 무인항공기의 롤각명령(roll angle command)은
- $$\Phi_d = \Phi + \tan^{-1} \frac{a_{B,d,y}}{a_{B,d,z}}$$
- [0179]
- [0180] 이다.
- [0181] 무인항공기의 속도명령(speed command)은
- $$V_d = \|\vec{V}_{E,ref}\|_2$$
- [0182]
- [0183] 가 된다.
- [0184] 상기한 바와 같이 본 발명의 구체적 실시예를 첨부도면을 참조하여 설명하였으나 본 발명의 보호범위가 반드시 이러한 실시예에 한정되는 것은 아니며 본 발명의 기술적 요지를 변경하지 않는 범위 내에서 다양한 설계변경, 공지기술의 부가나 삭제, 단순한 수치한정 등의 경우에도 본 발명의 보호범위에 속함을 분명히 한다.

도면

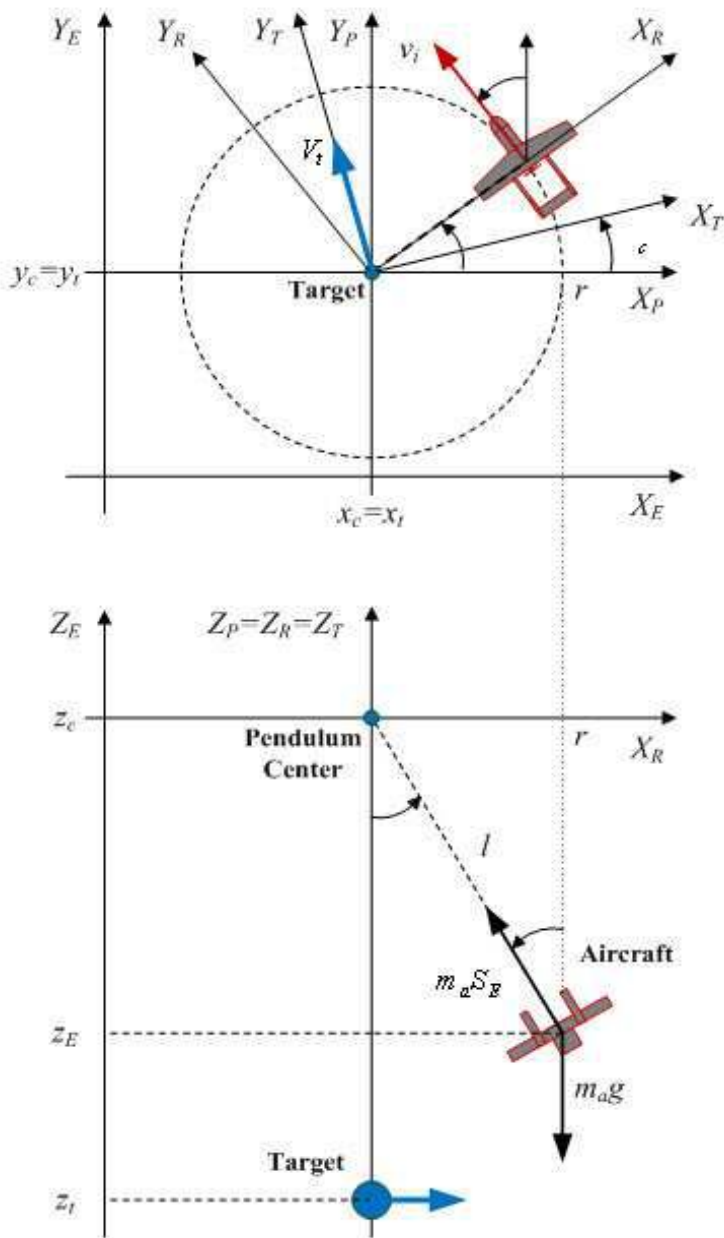
도면1



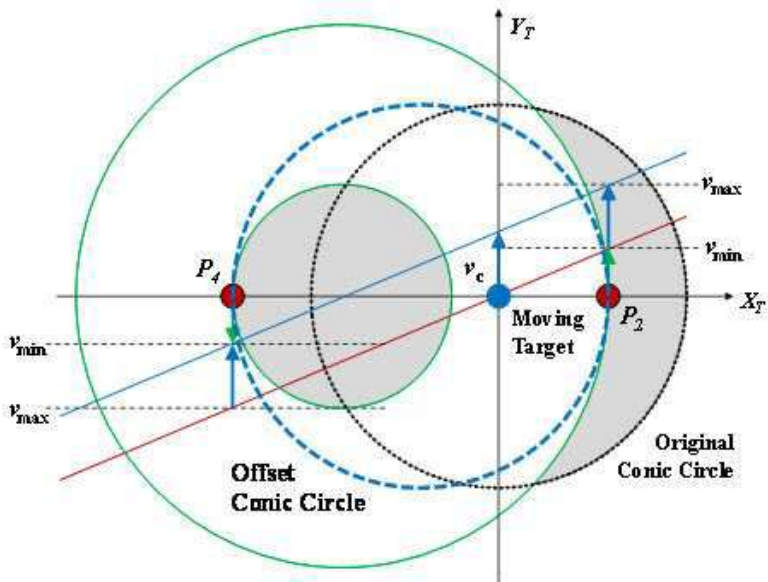
도면2



도면3



도면4



도면5

