



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2010-0019070
(43) 공개일자 2010년02월18일

(51) Int. Cl.

B64C 19/00 (2006.01) B64D 31/06 (2006.01)

(21) 출원번호 10-2008-0077909

(22) 출원일자 2008년08월08일

심사청구일자 2008년08월08일

(71) 출원인

재단법인서울대학교산학협력재단

서울특별시 관악구 봉천7동 산4의 2번지

(72) 발명자

최종욱

서울특별시 영등포구 신길7동 공군아파트 7동 304호

김유단

서울특별시 서초구 방배3동 래미안 방배 아트힐 아파트 107동 301호

(74) 대리인

장한특허법인

전체 청구항 수 : 총 10 항

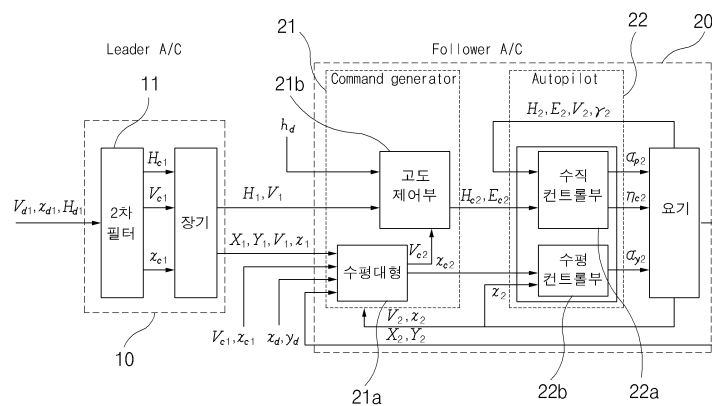
(54) 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행 제어시스템 및 이의 제어방법

(57) 요약

본 발명은 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행 제어시스템 및 이의 제어방법에 관한 것이다.

본 발명에 따른 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행 제어시스템은, 장기의 속도, 고도 및 방향각의 기준신호를 생성하는 2차 필터; 상기 2차 필터로부터 생성된 속도, 고도 및 방향각의 기준신호를 통해 속도 명령(V_{c2})과 방향각 명령(χ_{c2})을 계산하고, 에너지 기동법에 의해 에너지 명령(E_{c2})과 고도 명령(H_{c2})을 생성하는 명령생성기; 및 상기 명령생성기로부터 계산된 명령 정보를 통해 슬라이딩 제어 기법과 비례적분 제어 방식을 통해 상기 요기의 수평 편대기하를 제어하는 자동조정기;를 포함하며, 위협지역에서 주로 수행되는 전술편대대형 유지시 선회 비행을 주로 하는 요기의 연료 소모를 절감할 수 있는 이점이 있다.

대표도 - 도1



이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호 ROA-2007-000-10017-0

부처명 교육과학기술부

연구사업명 국가지정연구실사업

연구과제명 무인항공기 자동이착륙 기술개발

주관기관 서울대학교

연구기간 2008년 07월 01일 ~ 2009년 06월 30일

특허청구의 범위

청구항 1

장기의 속도, 고도 및 방향각의 기준신호를 생성하여 요기에 제공하는 2차 필터;

상기 2차 필터로부터 생성된 속도, 고도 및 방향각의 기준신호를 통해 속도 명령(V_{c2})과 방향각 명령(χ_{c2})을 계산하고, 에너지 기동법에 의해 에너지 명령(E_{c2})과 고도 명령(H_{c2})을 생성하는 명령생성기; 및

상기 명령생성기로부터 계산된 명령 정보를 통해 슬라이딩 제어 기법과 비례적분 제어 방식을 통해 상기 요기의 수평 편대기하를 제어하는 자동조정기;

를 포함하는 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어시스템.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 명령생성기는, 상기 요기의 속도 명령(V_{c2})과 방향각 명령(χ_{c2})을 생성하는 수평 대형부와 상기 요기의 에너지 명령(E_{c2})과 고도 명령(H_{c2})을 생성하는 고도제어부로 구성된 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어시스템.

청구항 3

제2항에 있어서,

상기 고도제어부는, 상기 2차 필터를 통해 생성된 기준신호에 근거한 장기의 에너지 상태에 상기 요기의 원하는 상대 고도를 대입하고, 에너지 기동법에 의한 운동에너지와 위치에너지 교환에 의해 에너지 명령(E_{c2})과 고도 명령(H_{c2})을 생성하는 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어시스템.

청구항 4

제2항에 있어서,

상기 수평 대형부는, 궤환선형화 기법을 이용하여 요기의 속도 명령(V_{c2})과 방향각 명령(χ_{c2})이 계산되는 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어시스템.

청구항 5

제1항에 있어서,

상기 명령 생성기를 통해 생성된 각 명령 정보들은 상기 자동조종기로 전달되며, 상기 자동조종기에서 슬라이딩 제어 기법에 의해 설계된 수직 컨트롤부와, 비례적분 제어 방식을 이용하여 설계된 수평 컨트롤부를 통해 상기 요기의 피치가속도 명령(V_{c2})과 추력 명령이 전달되어 상기 요기의 제어가 이루어지는 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어시스템.

청구항 6

장기의 기준궤적을 추적하여 계산된 명령신호로부터 2차 필터를 통해 요기의 기준신호를 생성하는 단계;

생성된 기준신호에 상기 요기의 수직편대기하의 원하는 상대 고도가 입력되는 단계;

상기 기준신호에 의한 상기 요기의 속도 명령(V_{c2})과 방향각 명령(χ_{c2})을 궤환선형화 기법을 통해 계산하는 단계;

상기 상대 고도의 입력에 의해서 요기의 운동에너지와 위치에너지의 교환에 의한 에너지 기동법에 의해 에너지 명령(E_{c2})과 고도 명령(H_{c2})이 생성되는 단계; 및

상기 고도 명령(H_{c2})이 생성되는 고도제어부로부터 자동조정기로 고도 명령(H_{c2})을 비롯한 에너지 명령(E_{c2})과 속

도 명령(V_{c2})이 전달되어 상기 요기의 수직 조종과 수평 조종을 통한 편대대형이 제어되는 단계;

를 포함하는 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어방법.

청구항 7

제6항에 있어서,

상기 요기의 수직 조종과 수평 조종을 통한 편대대형이 제어되는 단계에서,

상기 고도제어부를 통한 피치가속도 명령(a_{p2})과 추력 명령(η_{c2})에 의해서 상기 요기의 수직 조종과 수평 조종이 이루어지는 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어방법.

청구항 8

제6항에 있어서,

상기 요기의 속도 명령(V_{c2})과 방향각 명령(χ_{c2})을 계산하는 단계에서,

상기 속도 명령(V_{c2})과 방향각 명령(χ_{c2})은 관성좌표계의 기준 수평면에 대한 상대거리 오차 정보를 통해 생성되는 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어방법.

청구항 9

제6항에 있어서,

상기 요기의 에너지 명령(E_{c2})과 고도 명령(H_{c2})이 생성되는 단계에서,

상기 요기의 원하는 고도 명령(H_{c2})은 원하는 에너지 명령(E_{c2})과 속도 명령(V_{c2})을 이용하여 하기 수학적식과 같이 계산되는 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어방법.

수학적식

$$H_{c2} = E_{c2} - \frac{V_{c2}^2}{2g}$$

청구항 10

제6항에 있어서,

상기 요기의 에너지 명령(E_{c2})과 고도 명령(H_{c2})이 생성되는 단계에서,

상기 요기의 에너지 명령(E_{c2})은 장기의 속도와 고도 정보를 이용하여 아래의 수학적식과 같이 계산되는 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어방법.

수학적식

$$E_{c2} = H_1 + \frac{V_1^2}{2g} + h_d$$

명 세 서

발명의 상세한 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행 제어시스템 및 이의 제어방법에 관한 것으로서, 보다 자세하게는 운동에너지와 위치에너지를 교환하는 방법에 의해 원하는 속도와 고도를 획득하는 에너지 기동법을 이용하여 전술편대대형의 유지시 요기의 연료 절감이 이루어지도록 한 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행 제어시스템

및 이의 제어방법에 관한 것이다.

배경 기술

- [0002] 일반적으로, 다수의 항공기가 편대 비행을 할 경우에는 각각의 항공기가 전방의 항공기로부터 발생하는 올려흐름(upwash)의 영향을 받게 된다. 이러한 올려흐름 영역에서 요기(follower aircraft)가 비행을 하게 되면 공기역학적 효율성을 가지게 됨으로써 연료 절감을 할 수 있다.
- [0003] 이와 같은 요기의 연료 절감을 위해서는 요기의 밀집편대대형(tight formation geometry)이 유지되어야 하며, 밀집편대대형에서 요기의 올려흐름 영향을 받기 위해서는 장기(leader aircraft)와 요기 사이의 수평 분리거리가 장기의 날개길이(wing span)보다 작은 영역에 요기가 위치해야 한다.
- [0004] 이러한 연료절감 효과에 의한 관련 연구들은 주로 밀집편대비행에 대하여 중점적으로 연구되고 있는 바, 참고문헌 1은 비행중 항력의 잊점을 최적화하기 위하여 'peak-seeking control' 기법을 주로 사용하였으며, 참고문헌 2는 선형화된 운동학 관계식을 이용하여 기동하는 항공기의 밀집편대대형 유지 기법에 대하여 기술하고 있다.
- [0005] 또한, 참고문헌 3은 편대제어 동역학에서 발생하는 비선형을 고려한 비선형 제어기에 관한 설계 방법에 대하여 설명하고 있다.
- [0006] 그러나, 항공기의 편대 비행시 전시와 같은 위협환경하에서는 편대비행 구성원간 상호 생존성이 증대되어야 하는 조건이 고려되어야 하며, 이 경우에는 밀집편대대형은 적절한 대형이 아닐 경우가 발생하게 된다.
- [0007] 즉, 위협 지역에서 공중전투초계(Combat Air Patrol) 임무를 수행하는 전투의 편대대형은 위협 지역에 존재하는 지대공 미사일 또는 공대공 공격기의 위협이 발생하게 되고, 위협의 종류에 따라 편대비행의 종류가 선정되어야 한다.
- [0008] 이와 같은 조건에서 전투기의 편대 대형은 편대 구성원간의 수평분리거리, 즉 요기와 장기간의 수평분리거리가 장기의 날개길이보다 큰 전술편대대형으로 형성되어야 한다.
- [0009] 이러한 위협 지역에서에의 전술편대대형은 전술적인 잊점을 가질수는 있으나, 요기가 장기의 올려흐름 영역에 위치하지 못하기 때문에 올려흐름에 의한 항력의 잊점을 얻을 수 없다.
- [0010] 따라서, 장기의 날개길이보다 수평 분리거리가 더 넓은 전술편대대형을 유지하는 경우에는 요기가 편대대형을 유지하기 위하여 장기보다 더 많은 추력을 사용하게 됨으로써, 연료를 많이 소모하게 된다.
- [0011] 특히, 요기가 장기의 선회 반경 외측에서 편대 비행을 유지하거나 편대 집합의 전술을 펴는 경우에는 더욱 연료의 소모가 많아지게 되는 문제점이 지적되고 있다.
- [0012] <참조문헌>
- [0013] 1. Chichka,D.F., Speyer,J.L., Fanti, D., and Park,C.G., "Peak-Seeking Control fir Drag Reducion in Formation Flight," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.29, No.5,2006,pp.1221-1230
- [0014] 2. Pachter, M., D'Azzo, J.J., and Proud, A.W., "Tight Fromation flight Control," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.24, No.2,2001,pp.246-254
- [0015] 3. Boskivic, J.D., Li, Sai-Ming, and Mehra, R.K., "Semi-Globally Stable Formation Flight Control Design in Three Dimensions," Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control, Orlando, FL, USA, December 2001

발명의 내용

해결 하고자하는 과제

- [0016] 따라서, 본 발명은 종래 전술편대대형에서 제기되고 있는 상기 제반 단점과 문제점을 해결하기 위하여 창안된 것으로서, 수평편대기하에 대한 궤환선형화 기법을 적용하여 속도 명령을 생성하고, 생성된 속도 명령에 의해 변환된 고도 명령을 통해 요기의 속도와 고도가 획득되는 에너지 기동법을 이용하여 위협지역에서의 전술편대대형 유지시 요기의 연료 절감이 이루어지도록 한 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행 제어시스템 및 이의 제어방법에 관한 것이다.

과제 해결수단

- [0017] 본 발명의 상기 목적은, 장기의 속도, 고도 및 방향각의 기준신호를 생성하는 2차 필터와, 상기 2차 필터로부터 생성된 장기의 속도, 고도 및 방향각의 기준신호와 장기의 위치, 속도, 고도, 방향각 정보를 이용하여 요기의 속도 명령과 방향각 명령을 계산하고, 에너지 기동법에 의한 위치에너지와 운동에너지의 교환에 의해 요기의 에너지 명령과 고도 명령을 생성하는 명령생성기 및 상기 명령생성기로부터 계산된 명령 정보를 통해 슬라이딩 제어 기법과 비례적분 제어 방식을 통해 요기의 수평 편대기하를 제어하는 자동조정기를 포함하는 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어시스템이 제공됨에 의해서 달성된다.
- [0018] 상기 명령생성기는 속도 명령과 방향각 명령을 생성하는 수평 대형부와, 에너지 명령과 고도 명령을 생성하는 고도제어부로 구성되며, 상기 수평 대형부와 고도제어부를 통해 각각 계산된 명령은 상기 자동조정기로 전달된다.
- [0019] 또한, 상기 자동조정기는 수직 컨트롤부와 수평 컨트롤부로 구성된다.
- [0020] 한편, 본 발명의 다른 목적은, 장기의 기준궤적을 추적하여 계산된 명령신호로부터 2차 필터를 통해 장기의 기준신호를 생성하는 단계와, 생성된 기준신호에 상기 요기의 수직편대기하의 원하는 상대 고도가 입력되는 단계와, 상기 기준신호와 장기의 위치, 속도, 방향각 정보에 의한 상기 요기의 속도 명령과 방향각 명령을 궤환선형화 기법을 통해 계산하는 단계와, 상기 상대 고도의 입력에 의해서 요기의 운동에너지와 위치에너지의 교환에 의한 에너지 기동법에 의해 에너지 명령과 고도 명령이 생성되는 단계 및 상기 고도 명령이 생성되는 고도제어부로부터 자동조정기로 고도 명령을 비롯한 에너지 명령과 속도 명령이 전달되어 상기 요기의 수직 조종과 수평 조종을 통한 편대대형이 제어되는 단계를 포함하는 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어방법이 제공됨에 의해서 달성된다.

효 과

- [0021] 이상에서 설명한 바와 같이, 본 발명에 따른 에너지 기동법을 이용한 전술 편대비행 제어방법은, 유지시 에너지 기동법을 이용하여 요기의 제어가 이루어지도록 함으로써, 위협지역에서 주로 수행되는 전술편대대형 유지시 선회 비행을 주로 하는 요기의 연료 소모를 절감할 수 있는 이점이 있다.

발명의 실시를 위한 구체적인 내용

- [0022] 본 발명에 따른 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행 제어시스템 및 이의 제어방법의 상기 목적에 대한 구체적인 기술적 구성을 비롯한 작용효과에 관한 사항은 본 발명의 바람직한 실시예가 도시된 도면을 참조한 아래의 상세한 설명에 의해서 명확하게 이해될 것이다.
- [0023] 먼저, 도 1은 본 발명에 따른 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행 제어시스템의 일실시에 구성도이다.
- [0024] 도시된 바와 같이, 본 발명에 따른 실시예의 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행 제어시스템은 크게 장기 제어기(10)와 요기 제어기(20)로 구성되며, 상기 장기 제어기(10)의 2차 필터(11)를 통해 생성된 속도 명령(V_{c1})과 방향각 명령(χ_{c1}), 고도 명령(H_{c1}) 정보와 장기의 위치, 고도, 속도, 방향각 정보가 요기 제어기(20)를 통해 요기의 편대비행이 제어된다.
- [0025] 이때, 상기 장기 제어기(10)는 장기의 원하는 기준 궤적을 추적하는 적절한 명령 신호가 생성된다고 가정하고, 2차 필터(11)를 통해 요기의 제어를 위한 속도 명령(V_c)과 방향각 명령(χ_c), 고도 명령(H_c)의 기준신호를 생성한다.
- [0026] 상기 2차 필터(11)로부터 생성된 속도, 고도 및 방향각의 기준신호와 장기의 위치, 고도, 속도, 방향각 정보를 바탕으로 명령 생성기(21)의 수평대형부(21a)를 통해 궤환선형화 기법을 이용하여 요기의 속도 명령(V_{c2})과 방향각 명령(χ_{c2})이 계산된다.
- [0027] 그리고, 상기 고도제어부(21b)는 상기 2차 필터(11)를 통해 생성된 기준신호에 근거한 장기의 에너지 상태에 요기의 원하는 상대 고도(h_d)를 대입하고, 에너지 기동법에 의한 운동에너지와 위치에너지 교환에 의해 에너지 명령(E_{c2})과 고도 명령(H_{c2})을 생성한다.
- [0028] 또한, 상기 명령 생성기(21)를 통해 생성된 각 명령 정보들은 자동조종기(22)로 전달되며, 상기 자동조종기(22)

2)에서 슬라이딩 제어 기법과 비례적분 제어 방식을 이용하여 설계된 수직 컨트롤부(22a)와 수평 컨트롤부(22b)를 통해 요기의 피치가속도명령(a_{p2})과 추력 명령(η_{c2})이 전달되어 요기의 제어가 이루어진다.

[0029] 이와 같은 기술적 구성을 갖는 전술편대비행 제어시스템의 구체적인 기술적 구성과 이를 이용한 전술편대비행 제어방법에 대하여 살펴보면 다음과 같다.

[0030] 먼저, 본 발명은 운동에너지와 위치에너지의 교환에 의해 원하는 속도와 고도를 획득하는 에너지 기동법을 이용하여 편대비행을 제어하는 방법을 제안하고자 하며, 추력은 비행중 항력에 의해 소산되는 에너지를 보충하기 위하여 필요한 것으로 가정한다.

[0031] 또한, 본 발명에 적용되는 편대는 2대의 항공기로 구성되어 있다고 가정하고, 수평편대기하에 대하여 궤환선형화 기법을 적용하여 속도 명령을 생성하며, 생성된 속도 명령은 에너지 관계식을 이용하여 고도 명령으로 변환되어 요기 제어기(20)의 자동조종부(22)로 전송되는 것으로 한정한다.

[0032] 시스템 모델

[0033] 본 발명에서는 상기의 전술편대비행 제어시스템에 적용되는 항공기의 아래와 같은 3차원 질점 항공기 모델로 고려한다.

수학식 1

[0034]
$$\dot{X}_i = V_i \cos \gamma_i \cos \chi_i$$

수학식 2

[0035]
$$\dot{Y}_i = V_i \cos \gamma_i \sin \chi_i$$

수학식 3

[0036]
$$\dot{H}_i = V_i \sin \gamma_i$$

수학식 4

[0037]
$$\dot{\gamma}_i = \frac{-g \cos \gamma_i}{V_i} + \frac{a_{pi}}{V_i}$$

수학식 5

[0038]
$$\dot{\chi}_i = \frac{a_{yi}}{V_i \cos \gamma_i}$$

[0039] 여기서, X_i, Y_i : x, y 방향의 위치,

[0040] H_i : 고도,

[0041] V_i : 속도,

[0042] γ_i, χ_i : 각각의 비행경로각과 방향각이다.

[0043] 그리고, $i = 1$ 은 장기를 의미하고, $i = 2$ 는 요기를 의미한다.

[0044] 또한, 상기의 식들은 항공기 모델에 있어, 일정한 중량을 가지고 있으며, 추력은 항공기의 속도 벡터의 일치하고, 지구는 회전하지 않으며 일정한 중력을 가진다는 가정하에 유도된 것이다.

[0045] 이때, 비여유동력(specific excess power)은 항공기의 에너지 상태를 변경할 수 있는 능력을 의미하며, 항공기의 고도를 변경하거나 가속하는 데 사용되고 아래의 수학식 6과 같이 표현된다.

수학식 6

$$P_{s_i} = \frac{V_i(T_i - D_i)}{W_i}$$

여기서, T_i : 추력,

D_i : 항력,

W_i : 항공기의 무게이다.

그리고, 항공기의 비에너지(E_i)는 항공기의 무게에 대한 운동에너지와 위치에너지의 합으로 표현되고, 그 관계식은 다음의 수학식 7과 같이 표현된다.

수학식 7

$$E_i = \frac{1}{W_i} \left(m_i g H_i + \frac{1}{2} m_i V_i^2 \right) = H_i + \frac{V_i^2}{2g}$$

상기 수학식 7로부터 속도 벡터 V_i 는 수학식 8과 같이 표현될 수 있다.

수학식 8

$$V_i = \sqrt{2g(E_i - H_i)}$$

한편, 항공기의 비여유동력은 항공기의 비에너지의 변화율과 같으므로 다음의 수학식 9와 같은 관계식을 만족한다.

수학식 9

$$\frac{dE_i}{dt} = P_{s_i} = \frac{V_i(T_i - D_i)}{W_i}$$

여기서, 항공기의 항력과 추력은 다음의 수학식 10과 같이 모델링하였다.

수학식 10

$$T_i = \eta_i T_{\max}(H)$$

$$D_i = D_{0i} + n^2 D_{ii}$$

상기 수학식 10에서 항공기의 유도항력 D_{ii} 와 형상항력 D_{0i} 는 수학식 11과 같이 표현된다.

수학식 11

$$D_{0i} = q S C_{D_{0i}}, \quad D_{ii} = k (W / q S)^2$$

여기서, q : 동압,

S : 날개 면적,

C : 영양력에서의 항력계수(zero-lift drag coefficient),

k : 양항곡선상수(drag polar constant)이다.

이를 통해 정규화된 스로틀 값 η_i 는 다음과 같은 1차 지연모델로 모델링한다.

수학식 12

$$\dot{\eta}_i = -\frac{1}{\tau_\eta} \eta_i + \frac{1}{\tau_\eta} \eta_{ci}, \quad \tau_{\eta_{\min}}(\eta_i) \leq \tau_\eta \leq \tau_{\eta_{\max}}(\eta_i)$$

여기서, τ_η : 엔진 시정수

$\eta_{ci}(0 \leq \eta_{ci} \leq 1)$: 정규화된 스로틀 명령값이다.

이와 같은 시스템 모델을 선정함에 있어 적용될 수 있는 제어변수는 스로틀 명령값 η_{ci} , 피치가속도 a_{pi} , 요가속도 a_{yi} 이다.

에너지 기동법에 의한 편대비행

상기와 같이 가정되어 모델링된 항공기의 시스템 모델을 통해 에너지 기동법을 이용한 편대비행 조건에 대하여 살펴보면 다음과 같다.

먼저, 편대비행에서의 비행경로는 수평면에 위치함에 의해서 비행경로각인 $\gamma=0$ 으로 가정할 수 있으며, 편대비행 제어는 수평추적 제어와 수직추적 제어로 나누어 고려된다.

이때, 관성좌표계에서 수평면에 대한 상대거리 오차는 다음의 수학식 13과 같이 표현된다.

수학식 13

$$\begin{bmatrix} e_x \\ e_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_1 - X_2 \\ Y_1 - Y_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \cos(\chi_1) & -\sin(\chi_1) \\ \sin(\chi_1) & \cos(\chi_1) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_d \\ y_d \end{bmatrix}$$

여기서, χ_1 : 장기의 방향각,

d : 장기의 원하는 상대거리를 의미한다.

또한, 편대비행에서의 비행경로에 대한 수직면의 상대거리 오차 e_h 는 다음의 수학식 14와 같이 정의된다.

수학식 14

$$e_h = H_1 - H_2 - h_d, \quad e_E = E_{d2} - E_2$$

여기서, h_d : 요기의 원하는 상대 고도,

E_c : 원하는 비에너지이다.

이때, 요기의 원하는 비에너지인 E_{c2} 는 장기의 속도와 고도 정보를 이용하여 다음의 수학식 15와 같이 계산되며, 요기의 에너지 명령으로 하기에서 구체적으로 설명될 요기의 속도 명령(V_{c2})을 통해 고도제어부(21)에서 고도 명령(H_{c2})을 생성한다.

수학식 15

$$E_{d2} = H_1 + \frac{V_1^2}{2g} + h_d$$

한편, 본 발명에 따른 실시예의 전술편대비행 제어방법에 채용되는 에너지 기동법은 속도와 고도, 하중배수 등의 다양한 조합을 통해 항공기의 상승 또는 가속능력을 산정한다.

즉, 항공기의 위치에너지와 운동에너지의 교환을 통해서 요기의 원하는 고도와 속도를 획득할 수 있으며, 요기의 고도와 속도는 상기 수학식 7을 미분하여 수학식 3에 적용한 수학식 16의 관계식으로부터 얻을 수 있다.

수학식 16

$$\dot{E}_i = V_i(\sin \gamma_i + \dot{V}_i / g) \triangleq P_{si}$$

이때, 항공기의 비행중 에너지 상태가 일정하게 유지된다고 가정하여 $P_{si}=0$ 으로 하면 아래의 수학식 17과 같은 식을 얻는다.

수학식 17

$$\dot{V}_i = -g \sin \gamma_i$$

상기 수학식 17에서 속도는 주어진 에너지 상태에서 비행경로각에 의해 변화됨을 알 수 있으며, 주어진 에너지 상태를 일정하게 유지하기 위하여 균일한 속도를 가지고 수평비행상태를 유지하거나, 가속을 위하여 강하하거나, 감속을 위하여 상승의 비행을 해야 한다는 것을 알 수 있다.

본 발명은 앞서 언급한 바와 같이, 편대대형을 유지하기 위하여 필요한 항공기의 속도를 획득하는 데 있어 에너지 기동법을 이용한 위치에너지와 운동에너지의 상호 교환에 의해 획득되도록 하기 때문에 에너지의 상호 교환 과정에서 속도 변화에 따른 항력의 변화로 에너지가 일부 소모되며, 추력은 상기 항력의 변화에 의해 소모된 에너지를 보완하는데 사용된다.

이와 같은 제어개념에 대하여 앞서 설명된 도 1과 연계된 아래의 도 2를 통해 전술편대비행의 제어방법을 좀 더 구체적으로 살펴보면 다음과 같다.

도 2는 본 발명에 따른 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어방법이 도시된 블록도로서, 도시된 바와 같이 장기의 기준궤적을 추적하여 계산된 명령신호로부터 2차 필터(11)를 통해 요기의 기준신호(V_c , H_c , χ_c)를 생성한다. 이때, 상기 에너지 상태를 기준으로 요기의 원하는 상대고도(h_d)가 입력되는 수직편대대형이 입력된다.

다음, 상기 2차 필터(11)를 통해 생성된 장기의 기준신호 정보를 이용하여 요기의 속도 명령(V_{c2})과 방향각 명령(χ_{c2})이 궤환선형화 기법을 통해 계산되고, 상기 속도 명령(V_{c2})과 방향각 명령(χ_{c2})을 계산하기 위하여 관성좌표계의 기준 수평면면에 대한 상대거리의 오차 정보가 필요하며(수학식 13 참조), 상기 상대거리의 오차 정보의 생성을 위해 장기의 위치벡터(X_1, Y_1)와 요기의 위치벡터(X_2, Y_2), 장기의 방향각 정보(χ_1), 원하는 수평 상대거리(X_1, Y_1)를 필요로 한다.

그리고, 상기 요기의 속도 명령(V_{c2})을 이용하여 요기의 원하는 상대 고도(h_d)의 입력과, 요기의 운동에너지와 위치에너지의 상호 교환에 의한 에너지 기동법에 의해 고도 명령(H_{c2})이 생성된다.

이때, 상기 요기의 에너지 명령(E_{c2})은 요기의 원하는 비에너지와 동일하며, 장기의 속도와 고도 정보를 이용하여 계산된다.

상기 고도 명령이 생성되는 고도제어부로부터 고도 명령(H_{c2})을 비롯한 에너지 명령(E_{c2})과 속도 명령(V_{c2})이 자동조종기(22)로 전달되어 상기 고도제어부(21b)를 통한 피치가속도 명령(a_{p2})과 에너지 교환에 따른 에너지 명령(E_{c2})에 의한 추력 명령(τ_{c2})에 의해서 요기의 수직 조종과 수평 조종이 이루어지게 된다.

여기서, 만약 요기가 원하는 편대 대형을 유지하기 위해서는 요기의 속도 명령(V_{c2})에 의한 속도의 가속이 필요하다면 요기는 추력을 사용하여 비에너지 오차, 즉 요기의 에너지 명령(E_{c2})의 차를 0으로 되도록 하고, 입력된 비행경로각에 의해 생성된 고도 명령(H_{c2})의 고도로 항로가 정해지도록 제어시스템이 작동하게 되며, 이때 요기의 원하는 고도 명령(H_{c2})은 원하는 에너지 명령(E_{c2})과 속도 명령(V_{c2})을 이용하여 다음의 수학식과 같이 계산된다.

수학식 18

$$H_{d2} = E_{d2} - \frac{V_{c2}^2}{2g}$$

[0096]

[0097]

요기의 편대비행 제어

[0098]

앞서 설명된 도 1을 참조하여 요기의 편대비행 제어를 위한 수학적 설계 방법에 대하여 좀 더 자세하게 살펴보면, 장기 제어기(10)를 통해 장기의 원하는 기준 궤적을 추적하는 적절한 명령신호를 생성하고, 2차 필터(11)를 통해 장기의 속도 명령(V_{c1})과 방향각 명령(χ_{c1}) 및 고도 명령(H_{c1})을 생성한다.

[0099]

상기 2차 필터(11)를 통한 명령들은 요기 제어기(20)로 전달되어 요기 제어를 위한 명령들로 재생성되는 바, 상기 요기 제어기(20)의 명령 생성기(21)를 통해 요기 제어를 위한 각종 명령들이 생성되고, 생성된 명령을 통해 자동조종기(22)가 요기의 제어를 하게 된다.

[0100]

상기 명령 생성기(21)의 수평 대형부(21a)는 관성좌표계의 기준 수평면에 대한 상대거리 오차 정보를 통해 요기의 속도 명령(V_{c2})과 방향각 명령(χ_{c2})을 생성하고, 생성된 명령은 각각 고도제어부(21b)와 자동조종기(22)로 전달된다.

[0101]

상기 상대거리 오차 정보는 앞서 설명된 수학식 13에 의해 계산되며, 이의 계산을 위하여 장기의 위치벡터(X_1, Y_1)와 요기의 위치벡터(X_2, Y_2), 장기의 방향각 정보(χ_1), 원하는 수평 상대거리(x_d, y_d)의 입력을 필요로 하고, 이는 장기 제어기(10)를 통해 전달된다.

[0102]

그리고, 장기의 속도 정보(V_1)와 장기의 제어명령 중 속도 명령(V_{c1}), 방향각 명령(χ_{c1}), 요기의 속도정보(V_2)와 방향각 정보(χ_2)가 추가적으로 필요할 수 있다.

[0103]

이때, 상기 속도 명령(V_{c1})과 방향각 명령(χ_{c1})을 생성하기 위해서 자동조종기(22)는 1차 시스템으로 가정한다.

[0104]

한편, 상기 고도제어부(21b)는 수평 대형부(21a)에서 생성된 요기의 속도 명령(V_{c1}) 정보가 포함된 수학식 15와 수학식 18을 이용하여 원하는 에너지 명령(E_{c2})과 고도 명령(H_{c2})을 생성한다.

[0105]

상기 요기의 에너지 명령(E_{c2})을 생성하기 위해서는 도 2에 도시된 바와 같이 장기의 고도 정보(H_1)와 속도 정보(V_1), 원하는 수직 상대거리(h_d)를 필요로 하며, 생성된 에너지 명령(E_{c2} , 수학식 19)과 고도 명령(H_{c2} , 수학식 20)은 자동조종기(22)로 전달된다.

수학식 19

$$E_{c2} = H_1 + \frac{V_1^2}{2g} + h_d$$

[0106]

수학식 20

$$H_{c2} = E_{c2} - \frac{V_{c2}^2}{2g}$$

[0107]

[0108]

연료 소모 분석 및 시뮬레이션

[0109]

본 발명에 따른 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어시스템에 대한 연료 소모의 분석을 수행한 바, 항공기 무게의 변화율을 고려하고 비연료 소모율의 함수를 이용하여 분석하였으며, 연료 분석식은 다음과 같이 표현된다.

수학식 21

$$\frac{dW}{dt} = -\frac{dW_F}{dt} = -TSFC \times T$$

여기서, W_f : 연료의 무게이며,

장착 추력에 의한 비연료 소모율의 함수(Installed Thrust Specific Fuel Consumption:TSFC)는 다음과 같다.

수학식 22

$$TSFC = C\sqrt{\theta}$$

여기서, C : 비연료 소모,

θ : 정적 온도비(static temperature ratio)이다.

이때, 연료소모 분석은 두 가지의 다른 추력 사용 형태에 대하여 수행할 수 있는 바, 이를 비여유동력(P_s)이 0보다 큰 경우와 0인 경우로 나누어 설명하며, 비여유동력(P_s)이 0보다 큰 경우는 항공기가 일정한 속도로 상승하거나 수평 가속 상태로 운행되는 경우로 케이스 A(case A)로 명명하고, 비여유동력(P_s)이 0인 경우는 일정한 속도로 수평비행을 하거나 일정한 에너지를 가지고 기동을 하는 경우로 케이스 B(case B)로 명명한다.

케이스 A : 수평가속을 하는 경우($P_s > 0$)

이경우는 항공기의 가속을 위하여 추력을 사용하는 상황으로 항공기 무게의 변화는 다음의 식으로 계산된다.

수학식 23

$$\left(\frac{W_f}{W_i}\right)_{P_s > 0} \triangleq \left(\frac{W_f}{W_i}\right)_a = \exp \left\{ -\frac{C_a \sqrt{\theta_a}}{V_a} \frac{\Delta(V_a^2 / 2g)}{1 - (C_{D_a} / C_{L_a})(W_a / T_a)} \right\}$$

여기서, W_i 와 W_f 는 각각 초기 항공기와 말기 항공기의 무게이다.

케이스 B : 일정한 에너지 상태의 기동법을 이용한 가속($P_s = 0$)

이 경우는 가속을 위하여 항공기가 강화함으로써 위치에너지가 운동에너지로 바뀌는 상태로 항공기 무게는 다음의 식으로 계산된다.

수학식 24

$$\left(\frac{W_f}{W_i}\right)_{P_s = 0} \triangleq \left(\frac{W_f}{W_i}\right)_b = \exp \left\{ -C_b \sqrt{\theta_b} \frac{C_{D_b}}{C_{L_b}} \Delta t_b \right\}$$

상기 두 가지 경우에 대한 연료 소모를 비교하기 위하여 케이스 B의 연료 소모가 케이스 A의 연료 소모보다 작다고 가정하며, 상기 수학식 23과 수학식 24를 이용하여 다음의 수학식에 따른 관계식이 유도된다.

수학식 25

$$\frac{C_a \sqrt{\theta_a}}{V_a} \frac{\Delta(V_a^2 / 2g)}{1 - (C_{D_a} / C_{L_a})(W_a / T_a)} - C_b \sqrt{\theta_b} \frac{C_{D_b}}{C_{L_b}} \Delta t_b > 0$$

상기 수학식 25를 간단히 하기 위하여 K_a , K_b 를 다음과 같이 정의하면,

수학식 26

$$K_a \triangleq \frac{\sqrt{\theta_a}}{1 - (C_{D_a} / C_{L_a})(W_a / T_a)}, K_b \triangleq \sqrt{\theta_b} \frac{C_{D_b}}{C_{L_b}}$$

[0127]

[0128] 상기 수학식 26에서 K_a 의 분모는 가속을 하는 경우에 다음의 관계식(수학식 27)을 만족해야 한다.

수학식 27

$$0 < 1 - \frac{C_{D_a}}{C_{L_a}} \frac{W_a}{T_a} < 1$$

[0129]

[0130] 상기 수학식 26에 상기 수학식 27을 적용하면 $K_a > 0$, $K_b > 0$ 이다. 그리고, 상기 수학식 25에서 V_a 에 대하여 평균값을 적용한 값과 상기 수학식 26을 수학식 25에 대입하고, 상기 케이스 A와 케이스 B의 초기 속도와 최종 속도가 같다고 가정하여 이를 정리하면 아래의 수학식 28이 유도된다.

수학식 28

$$\min\left(\frac{C_{L_b}}{C_{D_b}}\right) > 1$$

[0131]

[0132] 상기 수학식 28은 대부분의 비행 조건에서 만족하는 관계식으로, 케이스 B의 연료 소모가 케이스 A의 연료 소모보다 작다는 것은 참으로 가정될 수 있다.

[0133] 상기와 같은 연료 분석을 통해 에너지 기동법을 사용한 제어시스템(본 발명이 적용된 제어시스템)과 에너지 기동법을 사용하지 않은 제어시스템(기준 제어시스템)의 수치 시뮬레이션을 수행하고, 이를 비교한다.

[0134] 상기 각각의 제어시스템은 동일한 오차 성능 하에서 연료 소모를 비교하기 위하여 기준 제어시스템의 구조와 본 발명의 제어시스템의 구조를 동일하게 구성하였으며, 이를 통해 앞서 설명된 방식으로 에너지 명령과 고도 명령을 생성하면 다음과 같다.

수학식 29

$$E_{c2_{woEM}} = H_1 + \frac{V_{c2}^2}{2g} + h_d, H_{c2_{woEM}} = H_1 + h_d$$

[0135]

[0136] 이때, 상기 에너지 명령과 고도 명령이 적용되는 장기와 요기의 초기 위치는 각각 $[0 \ 0 \ 1000]^T$ m, $[-300 \ 0 \ 1000]^T$ m으로 설정하며, 장기의 초기속도는 100m/s이고, 요기의 원하는 상대거리는 $[0 \ 200 \ 0]^T$ m으로 설정하였다.

[0137] 상기와 같은 조건을 이용하여 시뮬레이션 결과를 살펴보면, 각 제어시스템별 에너지 사용량을 통해 연료 소모가 기준 제어시스템보다 본 발명의 제어시스템이 작은 것을 확인할 수 있으며, 최종시간에서의 연료소모가 400초 비행 시간동안 3.2kg의 차이가 발생됨을 알 수 있다.

[0138] 이에 도 3은 본 발명의 제어시스템과 기준 제어시스템의 장기와 요기의 궤적 및 수평거리 오차를 나타낸 그래프로서, 도시된 바와 같이 본 발명에 따른 전술편대비행 제어시스템은 선회 단계에서 에너지 기동법이 주로 사용되는 것을 확인할 수 있으며, 수평거리 오차는 두 제어시스템이 거의 유사한 값을 나타냄을 확인할 수 있다.

[0139] 이와 같은 연료 소모 분석 및 시뮬레이션을 통해 본 발명에 따른 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어시스템은 에너지 기동법을 사용하지 않은 제어시스템에 비해 연료 소모가 적은 것을 알 수 있으며, 본 발명의 제어시스템은 편대 대형을 유지하기 위해 주로 고도를 변화시킴에 의해서 편대 대형이 밀집편대대형보다는 장기와 요기 사이의 상대 거리가 큰 전술편대대형에 적합하게 제어될 수 있음을 알 수 있다.

[0140] 이상에서 설명한 본 발명의 바람직한 실시예들은 예시의 목적을 위해 개시된 것이며, 본 발명이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에 있어 본 발명의 기술적 사상을 벗어나지 않는 범위 내에서 여러가지 치환, 변형 및 변경이 가능할 것이나, 이러한 치환, 변경 등은 이하의 특허청구범위에 속하는 것으로 보아야 할 것이다.

도면의 간단한 설명

[0141] 도 1은 본 발명에 따른 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행 제어시스템의 일실시예 구성도.

[0142] 도 2는 본 발명에 따른 에너지 기동법을 이용한 전술편대비행의 제어방법이 도시된 블록도.

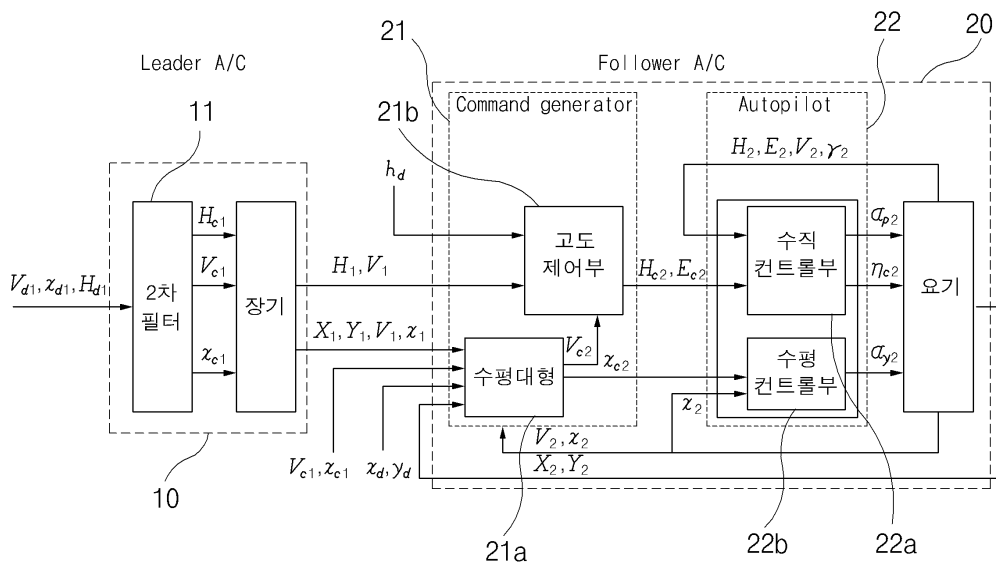
[0143] 도 3은 본 발명의 제어시스템과 기준 제어시스템의 장기와 요기의 궤적 및 수평거리 오차를 나타낸 그래프.

[0144] <도면의 주요 부분에 대한 부호의 설명>

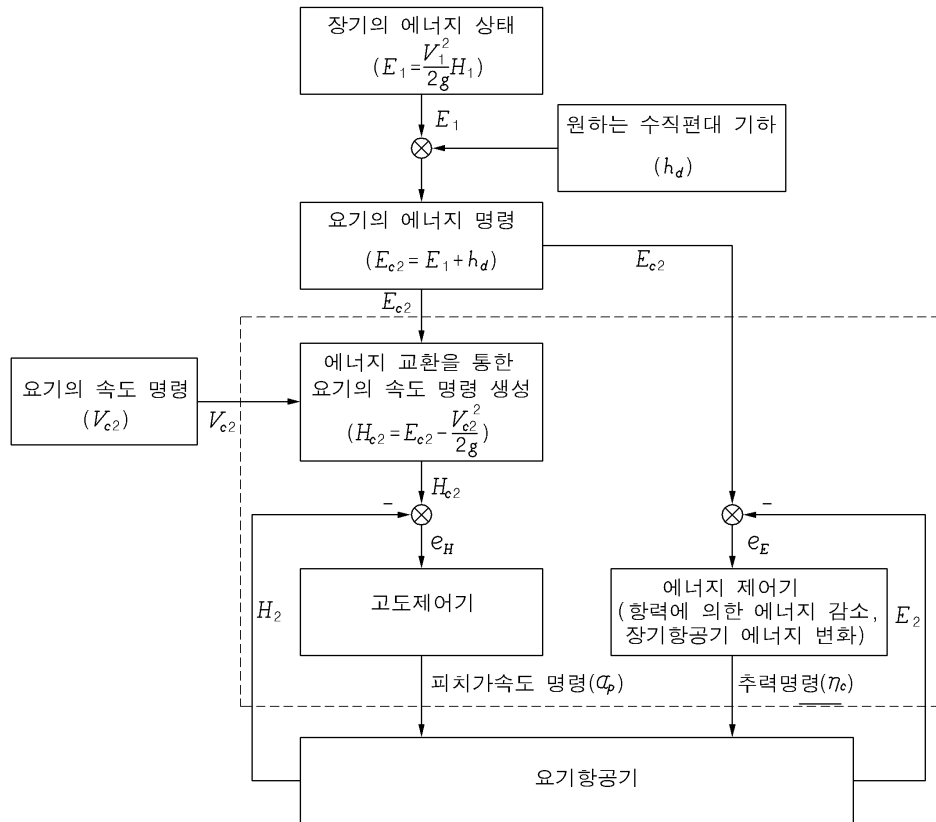
- | | | |
|--------|------------|------------|
| [0145] | 11. 2차 필터 | 21. 명령생성기 |
| [0146] | 21a. 수평대형부 | 21b. 고도제어부 |
| [0147] | 22. 자동조종기 | |

도면

도면1



도면2



도면3

