

50m급 중고도 무인 비행선의 자동비행시스템 설계

Design of Flight Control System for KARI Unmanned Airship

김 성 필*, 주 광 혁, 안 이 기

(Seongpil Kim, Gwanghyeok Ju, and Iee-ki Ahn)

Abstract : The flight control system designed for an unmanned airship, which is under development by KARI, is introduced. First, the dynamic characteristics of the airship are addressed, which are fairly different from those of the nominal aircraft. In order to implement autonomous flight for the unmanned airship, flight control logic is designed including autopilot and guidance law. The autopilot is designed under consideration of the velocity region of the unmanned airship. The guidance laws are implemented in main operational modes such as point navigation, station keeping and spiral up/down for emergency return. Their simulation results are also presented in order to validate performances of the flight control system.

Keywords : airship, autopilot, control system, guidance, flight control, unmanned vehicles

I. 서론

항공우주연구원에서 개발 중인 50m급 중고도 축소형 비행선은 성층권 비행선 개발을 위한 요소기술을 확보하려는 목적으로 개발되고 있다. 성층권에서 장기체공하며, 방송/통신 중계, 지상 관측 및 감시, 대기 및 산업자원 측정 등의 임무수행을 하기 위해서는 자동조종 및 제어 시스템을 통한 위치 및 자세제어가 필수적으로 요구된다. 이를 위해 50m급 비행선을 대상으로 정점체공 및 수동·반자동·자동비행에 요구되는 비행제어 관련 기술을 개발하였고, 현재는 개발된 기술의 타당성을 검증하기 위한 비행시험을 앞두고 있다.

비행선은 일반 항공기와 달리 체적은 크고 밀도는 낮은 특성을 가지고 있어, 항공기와는 사뭇 다른 비행특성을 갖는 것으로 알려져 있다. 따라서 기존에 개발된 제어기법들을 그대로 적용하기는 어렵고, 비행선의 비행특성을 적절히 고려하여 유도법칙과 제어법칙을 설계할 필요가 있다.

본 논문에서는 우선 일반 항공기와 구별되는 비행선의 운동특성을 살펴본다. 이를 위해 50m급 비행선의 제어입력의 구성을 소개하고, 비행선의 운동특성이 제어시스템의 설계에 미치는 영향과 이에 따른 제어시스템 설계시 고려 사항에 대해 알아본다. 그리고 3장에서는 비행선 운용모드별로 설계된 유도법칙의 내부 제어루프(control loop)로 사용되는 자동제어기(autopilot)의 설계 결과를 소개한다. 자동제어기는 종방향과 횡방향으로 분리하여 고도유지/속도유지, 방향유지 등 세 종류로 구성되어 있는데, 비행선의 특성상 비행속도에 따라 저속과 고속으로 나누어 각각에 대해 설계하였다. 또한 비행시에 지상의 조종사가 자동제어에 관여하여 일부 입력을 인가할 수 있는 구조로 구현되어 있다. 4장에서는 임무수행을 위한 유도법칙을 살펴본다. 유도법칙은 비행선이 수행할 임무에 따라 비행선의 성능과 운동특성을

고려하여 개발되었다. 그리고 비선형 시뮬레이션을 수행하여 설계된 유도법칙과 제어법칙의 성능을 검증한다.

II. 비행선의 운동특성

비행선이 일반 항공기와 다른 가장 큰 특징은 부력(buoyancy force)의 존재와 큰 체적을 갖는다는 것이다. 이로 인해 비행선은 항공기와는 다른 운동특성을 보이며, 성공적인 제어시스템의 설계를 위해서는 이러한 점이 충분히 고려되어야 한다.

우선 비행선에서는 동체에 담겨있는 헬륨과 주변 공기의 밀도차이가 작기 때문에 가상질량(virtual mass)과 가상관성(virtual inertia)의 영향을 무시할 수 없다. 즉, 항공기의 경우 밀도의 차이가 커서 가상질량을 무시해도 크게 문제되지 않지만, 비행선의 경우에는 밀도의 차이가 작아 가상질량의 효과가 운동에 영향을 미치게 된다[1, 2]. 그리고 부족한 양력을 대신하여 비행선의 무게를 이기기 위한 강력한 부력의 존재로 인해 일반 항공기와는 전혀 다른 운동모드를 갖게 된다.

1. 제어입력의 구성

비행선의 동체 좌표계는 그림 1과 같이 체적중심(C.V., Center of Volume)에 원점을 둔 좌표계를 사용한다. 조종면은 꼬리부분에 장착되어 있는 두 개의 승강타(elevator)와 한 개의 방향타(rudder)로 구성되어 있는데, 두 승강타는 항상 동시에 같은 변위를 움직이도록 설계되어 있다. 기수와 꼬리돌라 사이의 동체 좌우에는 상하 ±90도로 틸트(tilt) 가능한 프로펠러가 장착되어 있다. 좌우 프로펠러의 틸트각은 항상 같은 값을 갖도록 제한되어 있으나, 추력의 크기는 각각 다르게 설정할 수 있다.

방향타는 한 개인데 반해 승강타가 두 개가 설계된 이유는 비행선의 종방향 운동특성과 관련 있다. 그림 2에서 보듯이 부력 중심(C.B., Center of Buoyancy)이 무게 중심(C.M., Center of Mass)의 뒤쪽에 있기 때문에 비행선의 기수가 들렸을 때(pitch-up) 기수는 안정화되려는, 소위 '진자모드(pendulum mode)'라고 불리는 운동 특성을 보인다. 이에 따

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2003. 7. 31., 채택확정 : 2003. 10. 31.

김성필, 주광혁, 안이기 : 한국항공우주연구원 항법제어그룹
(spim@kari.re.kr/ghju@kari.re.kr/ikahn@kari.re.kr)

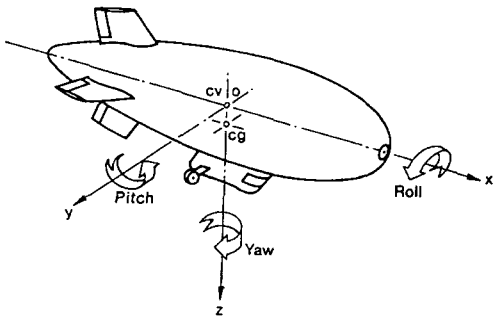


그림 1. 비행선의 좌표계 및 제어입력.
Fig. 1. Definition of airship axes.

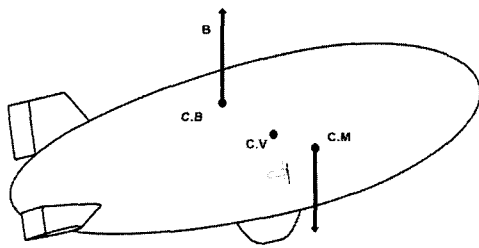


그림 2. 종운동에 작용하는 힘.
Fig. 2. Forces acting on airship along longitudinal axis

라 비행선의 종방향 운동을 제어하기 위해서는 횡방향보다 더 많은 제어력이 필요하여 두 개의 승강타를 장착하도록 설계하였다.

한편, 롤축(X-축) 방향의 운동에 대해서는 별다른 제어를 수행하지 않는다. 이는 롤축 방향의 운동 또한 부력과 중력에 의해 안정한 진자운동의 특성을 가지며, 아울러 비행선은 일반 항공기와 달리 부피가 커서 선회시 뱅크(bank)각을 제어할 수 없다는 점도 고려하였다. 대신 비행선의 선회기동은 방향타와 동체의 좌우에 달린 프로펠러의 추력차를 이용하여 제어한다.

2. 안정성

일반적으로 비행선은 안정한 동적 특성을 갖는 것으로 알려져 있다. 그러나 풍동실험을 통해 얻은 공력계수를 살펴보면 비행선은 종방향/횡방향 모두 정적으로는 불안정함을 볼 수 있다. 그림 3은 종방향의 정안정 특성을 나타내는 피칭 모멘트(pitching moment)의 형상을 보여준다. 그림에서 보듯이 받음각(angle of attack)이 커짐에 따라 피칭 모멘트가 증가하는 양상을 보인다. 이러한 정적 불안정은 횡방향에 대해서도 동일하게 나타난다.

이러한 정적 불안정성에도 불구하고 비행선이 안정한 기동 특성을 보이는 것은 동안정 미계수의 값이 충분히 커서 정적 불안정성을 극복하기 때문이다. 마찬가지로 횡방향 운동도 종방향과 동일하게 동안정 미계수에 의해 안정성이 확보되는 것을 확인할 수 있다.[2,3,4]

III. 자동제어법적 설계

일반 항공기에 비해 비행선이 갖는 장점 중의 하나는 비

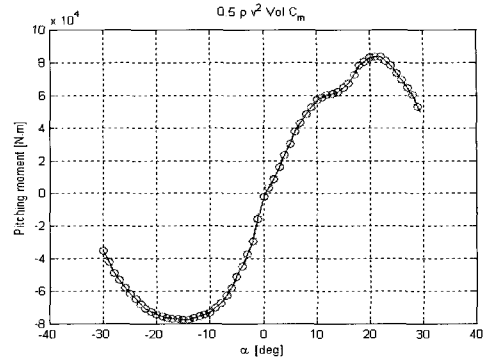


그림 3. 받음각에 대한 피칭 모멘트의 궤적.
Fig. 3. Pitching moment versus angle of attack.

행선은 양력 대신 부력을 이용하는 비중이 매우 높기 때문에 상대적으로 느린 운항속도로도 비행이 가능하다는 것이다. 비행선은 일반 항공기의 실속영역에 해당되는 속도에서도 비행이 가능하다. 하지만 느린 운항 속도와 큰 부피로 인해 바람에 매우 취약한 약점을 갖는다. 이와 같은 비행선의 운용특성은 제어시스템의 설계에도 많은 영향을 미친다.

일반적으로 비행선은 순항속도가 높을수록 안정하고, 순항속도가 영(zero)에 가까워지면 시스템의 안정성은 중립상태(neutral stability)에 접근하는 경향을 보이는 것으로 알려져 있다[3]. 즉, 비행선은 비행속도에 따라 상당히 다른 비행특성을 갖는다는 의미이다. 이와 같은 특성을 고려하여 본 비행선의 비행제어시스템을 설계할 때 속도 영역별로 자동제어시스템을 구성하였다. 표 1에 비행속도에 따른 자동제어시스템의 구성을 소개하였다.

표 1. 자동제어시스템의 구성.

Table 1. Classes of Autopilot.

비행속도	Autopilot
고속 (40 km/h 이상)	<ul style="list-style-type: none"> ▶ 프로펠러 틸트각 = 0 ▶ 고도유지(승강타) ▶ 속도유지(추력) ▶ 방향유지(방향타)
저속 (20 ~ 40 km/h)	<ul style="list-style-type: none"> ▶ 고도유지(승강타) ▶ 속도유지(추력/틸트) ▶ 방향유지(방향타)
기타	<ul style="list-style-type: none"> ▶ 고도유지(추력) ▶ 방향유지(추력차)

고속영역에서는 승강타만으로도 제어력을 충분히 낼 수 있으므로 프로펠러를 수평으로 고정하여 제어를 수행한다. 반면 저속영역에서는 승강타의 효율성이 떨어지므로 프로펠러를 틸트시켜야 자세와 고도를 제어할 수 있다. 그러나 앞서 언급한 바와 같이 비행선은 저속으로 갈수록 시스템의 안정성이 나빠지므로, 실제 비행에서는 여러 오차 요인에 의해 시스템이 불안정해질 가능성이 있다. 따라서 되도록 항상 바람에 대해 일정한 속도 이상으로 비행하는 것이 바람직할 것으로 판단된다. 그리고 20 km/h(≈ 5.6 m/s)이하에

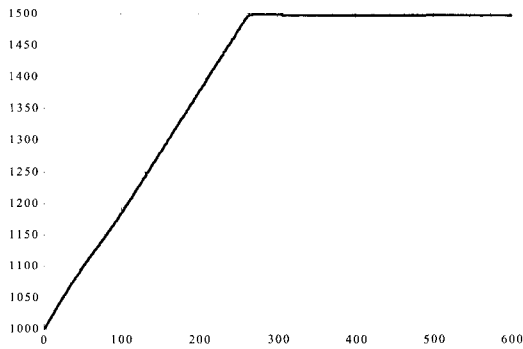


그림 4. 비행선의 고도 궤적 (고속).
Fig. 4. Trajectory of altitude (high speed).

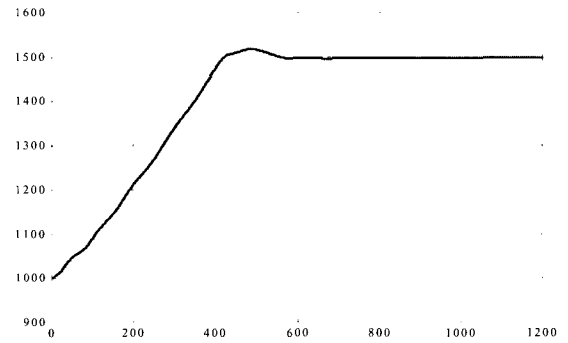


그림 6. 고도 궤적 (저속).
Fig. 6. Trajectory of altitude (low speed).

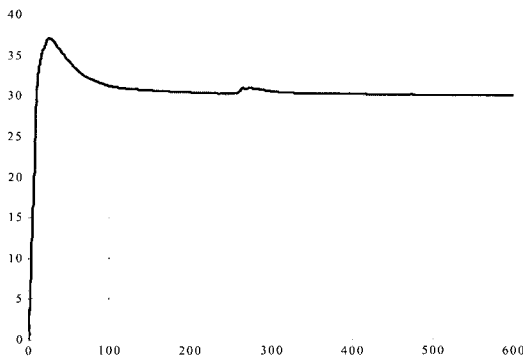


그림 5. 비행선 기수의 궤적 (고속).
Fig. 5. Trajectory of heading (high speed).

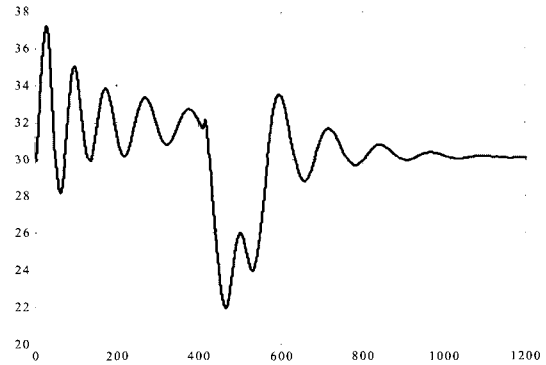


그림 7. 속도 궤적 (저속).
Fig. 7. Trajectory of heading (low speed).

서기: 승강타가 무력화되어 프로펠러의 틸트각을 제어해도 피치 자세유지가 불가능한 것으로 판단된다. 반면, 방향타는 거의 모든 속도영역에서 유효하게 사용될 수 있었다. 이러한 차이는 2.1절에서 설명한 바와 같이 종방향 운동에 미치는 부력의 영향으로 인해, 종방향 운동을 제어하기 위해서는 훨씬 큰 제어력이 요구되기 때문이다.

1. 고속영역 제어기

고속영역에서는 일반 항공기와 거의 동일한 구조의 제어기를 설계하였다[5]. 따라서 본 논문에서는 제어기의 구조는 생략하고 비선형 시뮬레이션 결과만을 소개한다.

그림 4와 그림 5는 54 km/h의 속력으로 1km의 상공에서 정방향으로 비행하던 비행선을 고도 1.5 km, 속도 50 km/h로 비행하면서 시계방향으로 30° 방향각을 유지하도록 명령한 결과를 보여준다. 그림에서 보듯이 빠르게 비행할 경우, 일반 항공기의 제어시스템도 무리없이 잘 적용되는 것을 볼 수 있다.

2. 저속영역 제어기

앞에서 언급한 바와 같이 저속영역에서는 비행선의 안정성과 조종면의 성능이 떨어지게 되어 비행선을 효과적으로 제어하기가 상당히 어렵다. 이러한 점을 고려하여 승강타를 보강하여 자세유지를 수행할 수 있도록 비행선의 좌우에 상하 10° 썩 기울일 수 있는 프로펠러를 장착하였다.

방향유지의 경우 저속영역에서도 성능이 유효하기 때문에

고속영역과 동일한 구조의 제어기를 적용하여 설계하였다. 반면, 고도유지와 속도유지 제어기의 경우 승강타만으로는 제어할 수 없어 프로펠러의 틸트를 제어입력에 포함하여 설계하였다. 그런데, 이로 인해 고속영역의 제어기와 달리 고도유지와 속도유지가 서로 연성되어(coupled), 고도와 속도를 별개로 제어하기 어렵게 되었다. 따라서 추력크기와 틸트각, 승강타의 변위를 제어입력으로 하여 속도, 고도를 제어하는 구조의 제어시스템을 설계하였다. 승강타의 제어루프는 일반 항공기의 고도유지 제어기와 동일한 구조이며, 추력과 틸트각은 속도와 피치 각속도, 피치각을 되먹임하는 구조로 설계하였다.

고속영역 제어기와 동일한 명령을 인가하였을 때의 시뮬레이션 결과를 그림 6-7에 보였다. 그림에서 보듯이 고속의 경우와 달리 연성 효과로 인해 시스템의 반응이 더 나빠진 것을 확인할 수 있다.

IV. 유도법칙 설계

무인기의 유도법칙은 무인기가 수행하게 될 임무와 밀접한 관련이 있다. 50m급 무인비행선이 수행해야 할 주요 임무는 다음과 같다.

- Point Navigation: 지정된 위치로 이동한 후 그 곳에서 지정된 반경, 고도로 선회 비행
- Station Keeping: 지정된 위치에서 반경 1 km, 고도오

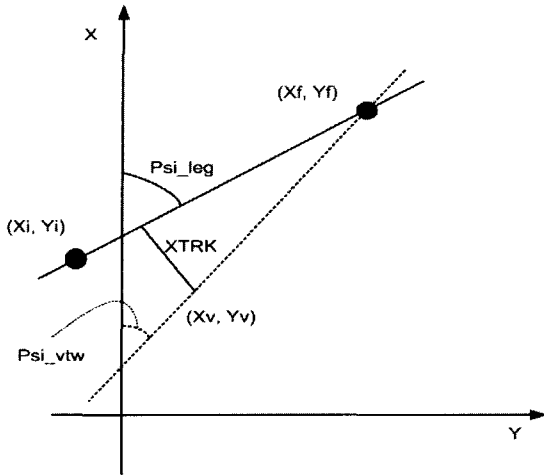


그림 8. Cross Track 오차.
Fig. 8. Cross track error.

차 ±500 m 내에서 체공 비행

- Return Home: 지상에서 일정시간 이상 명령이 없으면 지정된 위치로 이동하여 일정고도까지 상승 또는 하강 비행

위와 같은 임무를 수행하기 위해서는 다음과 같은 기동을 조합하여 비행해야 한다.

- ▶ 지점-지점간 직선 이동
- ▶ 일정한 반경으로 지정 위치에서 선회
- ▶ 나선 상승 또는 나선 하강 선회
- ▶ 기수를 풍향으로 향하면서 정점 체공 비행

1. 직선비행 유도법칙

한 지점에서 다른 지점으로 직선 이동하는 유도법칙을 설계하기 그림 8과 같이 2차원 평면에 위치한 두 지점간의 기하학적인 관계를 고려한다.

그림 8에서 (Xi, Yi)는 출발지점의 위치를, (Xf, Yf)는 목표지점의 위치를 나타낸다. 그리고 (Xv, Yv)는 현재 비행선의 위치를 의미한다. 목표지점까지 직선으로 이동하기 위해서는 원래 궤적까지의 수직거리인 Cross Track Error(이하 XTRK)가 영(zero)이 되도록 비행선의 기수를 조종해야 한다. 기하학적 관계에 의해 XTRK는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$XTRK = \sqrt{(x_f - x_v)^2 + (y_f - y_v)^2} \sin(\psi_{leg} - \psi_{vtw}) \quad (1)$$

이와 같이 구한 XTRK를 보상하는 비행선의 횡방향 유도법칙을 다음과 같이 설계하였다.

$$\psi_c = \psi_{vtw} - K \times XTRK \quad (2)$$

설계된 유도법칙의 성능을 확인하기 위해 초기에 정북쪽을 향하고 있는 비행선을 10 m/s의 북풍이 불고 있는 가운데 북서쪽 45° 방향으로 직선 비행하도록 명령을 내렸을 때의 시뮬레이션 결과를 그림 9에 보였다. 그림에서 보듯이 바람의 영향에도 불구하고 주어진 지점을 향해 직선으로 비행하고 있음을 확인할 수 있다.

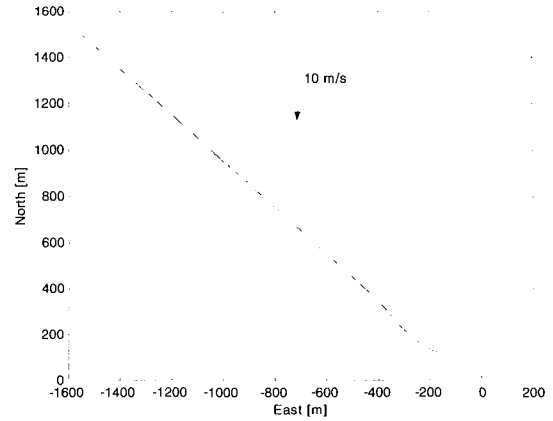


그림 9. 비행선의 이동 궤적.
Fig. 9. Ground track from the translational flight.

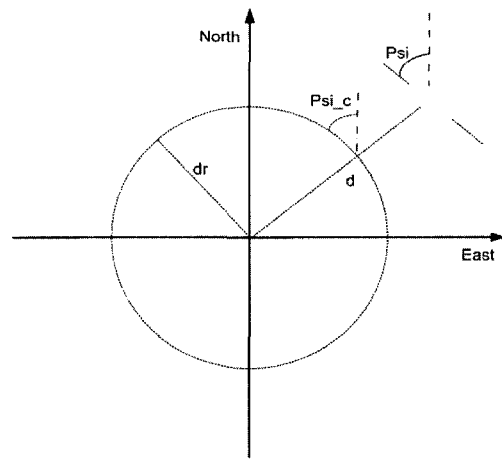


그림 10. 선회비행 유도법칙.
Fig. 10. Guidance law for the turning flight.

2. 선회비행 유도법칙

선회비행을 위한 유도법칙을 설계하기 위해서 그림 10과 같은 기하학적인 관계를 고려한다. 선회비행을 하기 위해서는 비행선의 방향각이 선회 중심에서 현재 위치까지 그은 선에 수직이 되어야 한다. 그리고 중심에서의 거리도 일정하게 유지해야 한다.

이상의 관찰 결과로부터 선회비행을 위한 유도법칙을 다음과 같이 유도할 수 있다.

$$\delta_r = K_1 (\psi - \psi_c) + K_2 (d - d_r) \quad (3)$$

본 논문에서는 항상 반시계 방향으로 선회하도록 유도법칙을 설계하였으며, 이를 위해 현재 위치에서 선회할 지점으로 이동하기 위한 진입 유도법칙이 필요하다. 하지만, 이를 위해 별도의 유도법칙을 설계할 필요는 없고 직선비행 유도법칙을 사용하여 반시계방향으로 선회하기 편리한 지점까지 이동한 뒤 선회비행을 수행하면 된다.

시속 21 km/h의 북동풍이 불 때, 시속 60 km/h의 속도로 반경 1 km를 유지하면서 선회기동 하는 결과를 그림 11에

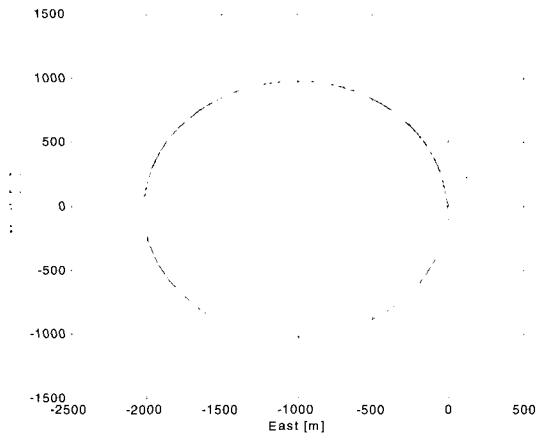


그림 11. 선회비행 궤적.

Fig. 11. Ground track from the turning flight.

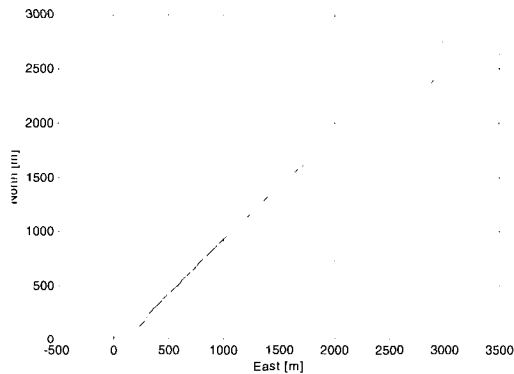


그림 12. 정점체공 비행의 궤적.

Fig. 12. Ground track from the station keeping flight.

보였다. 그림에서 보듯이 상당한 바람이 있음에도 지정된 지점에서 일정한 반경을 유지하면서 성공적으로 선회 비행을 수행함을 확인할 수 있다.

한편, 비상시에 수행하는 나선 상승 또는 나선 하강 비행은 선회비행시 고도유지 모드에서 상승률과 하강률을 일정하게 조정하면 쉽게 수행할 수 있다.

3. 정점체공 유도법칙

정점체공비행은 비행선의 가장 중요한 임무 중의 하나로 성능 요구조건은 바람의 풍속이 10 ± 10 m/s 일 때, 반경 1 km, 고도 ± 500 m인 원기둥으로 이루어진 영역 내에 머무르는 것이다. 이러한 정점체공의 성능 요구조건을 만족하기 위해서는, 앞서 지적한 바와 같이 풍속에 따라 비행특성이 현저하게 달라지는 비행선의 특성을 고려하여 저속과 고속 영역으로 나누어 유도법칙을 설계할 필요가 있다.

고속영역에서는 승강타와 방향타의 성능이 제대로 발휘되므로, 기수를 바람이 불어오는 방향으로 향하도록 하는 유도법칙을 설계하는 것이 성능과 연료 소비 측면에서 유리하다. 즉, 추력으로 바람을 이기면서 풍향안정성(weathercock stability)을 유지하는 유도법칙을 설계한다. 이를 위해 측속도와 전진 속도를 영(zero)으로 유지하는 제어기를 설계하였다. 정점체공 위치에 접근할 때 최대한 전진 속도를 낮

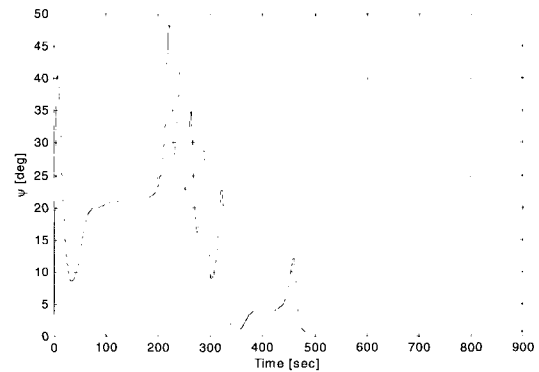


그림 13. 정점체공비행의 방향각 궤적.

Fig. 13. Trajectory of heading from the station keeping flight.

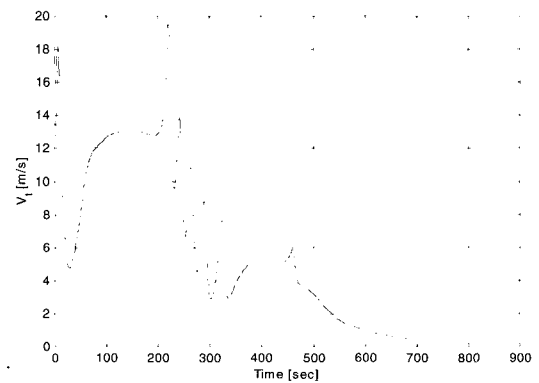


그림 14. 비행속도 궤적.

Fig. 14. Trajectory of ground speed from the station keeping flight.

출 필요가 있으므로, 직선비행 유도법칙을 수정하여 단계적으로 비행속도를 줄이면서 접근하도록 하였다. 현재 위치에서 동, 북방향으로 각각 3 km씩 떨어진 지점으로 이동하여 정점체공을 수행하는 경우에 대한 수치 시뮬레이션 결과를 그림 12-14에 보였다. 이때 바람은 북풍이 15 m/s의 속도로 부는 것으로 설정하였다. 정점체공 위치로 접근하면서 속도를 줄이고 기수를 바람이 불어오는 방향으로 향하도록 하여 정점체공을 성공적으로 수행하는 것을 확인할 수 있다.

그림 12에서 1700 m 부근에서 비행선의 궤적이 급격하게 동쪽으로 밀리는 것은 속도 프로파일에 따라 전진속도를 급격하게 줄였기 때문으로, 향후 비행선의 성능을 고려하여 속도 프로파일을 개선하면 더 좋은 성능을 얻을 수 있을 판단된다.

한편, 저속영역에서는 조종면이 무효화되어 풍향안정성을 유지하면서 한 지점에 체공하는 방식으로는 비행선의 고도와 자세를 유지할 수 없다. 따라서 저속영역에서 비행선을 오차범위 안에 머무르도록 하기 위해서는, 조종면이 유효한 속도로 선회시키는 방안을 유력하게 검토하고 있다. 그러나 이러한 방식은 연료의 소비량이 증가한다는 문제가 있어, 프로펠러의 틸트를 이용해 제자리에서 정점체공을 유지하는 속도범위를 최대한 확대하고, 그 이하의 속도에서만 사용하는 것이 바람직할 것으로 판단된다.

V. 결론

항공우주연구원에서 개발 중인 50m급 중고도 축소형 비행선은 성층권에서 장기체공하며, 방송/통신 중계, 지상 관측 및 감시, 대기 및 산업자원 측정 등의 임무 수행을 목표로 하는 무인비행체이다. 본 논문에서는 이를 위해 개발된 정점체공 및 수동·반자동·자동비행 관련 자동제어시스템을 소개하였다.

일반 항공기와는 사뭇 다른 비행선의 운동특성을 소개하고, 이러한 운동특성이 제어시스템의 설계에 미치는 영향과 이에 따른 제어시스템 설계시 고려 사항에 대해 살펴보았다. 그리고 비행선의 주요 운용모드에 따라 종방향과 횡방향으로 분리하여 고도유지/속도유지, 방향각 유지 등 세 종류로 구성된 자동제어법칙을 설계하였으며, 이 때 저속과 고속영역으로 나누어 제어기를 설계할 필요가 있음을 밝혔다. 끝으로 임무수행을 위한 유도법칙을 설계하고, 비선형 시뮬레이션을 수행하여 설계된 유도법칙과 제어법칙의 성능을 검증하였다.



김 성 필

1994년 서울대 항공우주공학과 졸업. 동대학원 석사(1996), 동대학원 박사(2002). 2002년~현재 한국항공우주연구원 항법제어그룹 선임연구원. 관심분야는 비행제어시스템, 비행제어소프트웨어, 비선형제어.



안 이 기

1981년 서울대 항공우주공학과 졸업. KAIST 항공우주공학과 석사(1983), 동대학원 박사(1995). 1996년~현재 한국항공우주연구원 항공사업단 항공기술실 항법제어그룹 책임연구원 그룹장. 관심분야는 무인항공기시스템 설계,

센서 연구.

참고문헌

- [1] 옥호남, "비행선 공력 설계 기법 연구," 한국항공우주학회 추계 학술대회 논문집, pp. 297-305, 2001.
- [2] G. A. Khoury and J. D. Gillett, *Airship Technology*, Cambridge University Press, U.K., 1999.
- [3] S. B. V. Gomes, *An Investigation of the Flight Dynamics of Airships with Application to the YEZ-2A*, Ph.D. Thesis, Cranfield Institute of Technology, U.K., 1990.
- [4] 김성필, 유혁, 김인규, 안이기, "비선형 시뮬레이션을 이용한 무인비행선의 동적 해석," 한국군사과학기술학회 종합학술대회 논문집, pp. 289-292, 2002.
- [5] B. L. Stevens and F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons, Inc., 1992.



주 광 혁

1985년 서울대 항공공학과 졸업. 동대학원 석사(1992), 미국 Texas A&M 대학교 항공우주공학과 박사(2001). 1985년-1990년 대우중공업 중앙연구소 전자기술부 대리, 1992년-1998년 한국통신 위성사업단 전임연구원, 2001년~현재 한국항공우주연구원 항법제어그룹 선임연구원. 관심분야는 비행제어시스템, 인공위성 자세결정 및 제어, 별 추적기 및 항법센서 설계 및 응용.