

## 論文

## 고정익 항공기의 자율 곡예비행

박상혁\*

## Autonomous Aerobatic Flight for Fixed Wing Aircraft

Sanghyuk Park\*

## ABSTRACT

A simple and effective guidance and control scheme that enables autonomous three-dimensional path-following for a fixed wing aircraft is presented. The method utilizes the nonlinear path-following guidance law for the outer loop that creates steering acceleration command based on the desired flight path and the current position and velocity of the vehicle. The scheme considers the gravity in the guidance level, where it is subtracted from the acceleration command to form the specific force acceleration command which the aircraft is better suited to follow than the total acceleration command in the inner-loop. A roll attitude control scheme is also presented that enables inverted flight or sideslip maneuvers such as slow roll and knife-edge. A series of aerobatic maneuvers are demonstrated through simulations to show the potential of the proposed scheme.

## 초 록

고정익 항공기가 3차원의 복잡한 경로를 추종하기 위해 필요한 비교적 간단하며 효과적인 유도 제어 방법을 제시한다. 소개되는 방법은 비선형 경로 추종 유도 기법을 외부 루프로 사용한다. 외부 루프는 원하는 경로와 함께 항공기의 현재 위치와 속도를 바탕으로 비행 경로를 변화하기 위한 가속도 명령을 생성한다. 가속도 명령은 중력과 벡터적으로 결합되어 Specific Force Acceleration을 만든다. 이렇게 생성된 Specific Force Acceleration은 내부 루프를 위한 명령으로 쓰이는데, 이는 항공기가 가속도 자체보다는 Specific Force Acceleration을 더 직접적으로 제어할 수 있기 때문이다. 나아가 배면 비행이나 Slow Roll, Knife-Edge 등과 같은 옆미끄럼짐 기동을 하기 위해 필요한 롤 자세 제어 기법도 제시한다. 마지막으로 표준이 되는 여러 가지 곡예비행 경로들에 대한 시뮬레이션을 수행함으로써 제시된 기법의 성능을 검증한다.

**Key Words** : Unmanned Aerial Vehicle(무인 비행기), Path Following(경로 추종), Aerobatic Flight(곡예 비행), Specific Force Acceleration

## 1. 서 론

현재 상용중인 무인 항공기들의 주된 임무는 정찰, 수색, 감시 등으로 비행체는 주로 완만한 경로를 따라 비행하게 되고, 비행기의 피치 및 롤 각도의 범위가 한정된 운동을 하게 된다. 그러나 미래의 무인 비행기들은 복잡한 도심 사이

† 2009년 8월 16일 접수 ~ 2009년 11월 16일 심사완료

\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과  
교신저자, E-mail : park@kau.ac.kr  
경기도 고양시 덕양구 화전동 항공대길 100

를 비행하게 되며, 또 무인 전투 비행기의 등장과 함께 비행자세 한정에 구애받지 않고 복잡한 3차원의 경로를 따라 비행할 것으로 기대된다.

이러한 3차원의 복잡한 경로를 추종하는 비행은 곡예비행과 밀접한 연관이 있다. 사람이 직접 조종하는 유인 비행기에 의한 곡예비행은 새로운 사실이 아니다. 이는 교전중인 전투기나 에어쇼 등에서 종종 볼 수 있다. 하지만, 무인항공기의 자율 곡예비행은 현재 이에 대한 연구가 시작되는 단계라 할 수 있다. 최근 MIT, ETH Zurich 등의 연구 기관에서 무인 헬리콥터의 자율 곡예비행에 대한 연구가 진행되고 있으며[1,2], 고정익 무인 비행기의 곡예비행에 대한 연구도 현재 시작되고 있는 단계이다[3].

이러한 곡예비행은 항공기의 고도와 속도가 빠르게 변하고, 특히 자세 변화에 제한이 없는 비행을 수반하게 된다. 이러한 비행 조건은 자동비행 제어에 있어서 새로운 문제를 제기하는데, 그 이유는 현재 일반적으로 널리 쓰이는 제어 기법이 비행 조건의 변화가 충분히 작을 때 성립하는 선형화 된 식을 기반으로 설계되기 때문이다. 이에 본 연구에서는 고정익 항공기가 3차원의 복잡한 경로를 잘 추종하는 곡예비행을 위한 비교적 간단하면서도 효과적인 유도 제어 기법을 제시하고자 한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. II장은 본문에 해당하며, 먼저 2.1절에서는 본 논문에서 제시되는 방법의 동기와 개요를 소개하였다. 이어서 2.2절부터 2.4절에 걸쳐서는 먼저 외부 루프에 해당하는 유도를 기술하고 나중에 내부 루프에 해당하는 비행 제어를 서술하는 방식을 택하였다. 또한 롤 각의 변화를 통한 배면 비행이나 옆미끄럼짐각을 이용한 기동을 하기 위한 롤 각의 기법도 소개하였다. 2.5절에서는 표준이 되는 여러 가지 곡예비행 경로들에 대한 시뮬레이션 결과들을 포함하였다. 마지막으로 III장에서는 결론과 앞으로의 관련된 연구를 기술하였다.

## II. 본 론

### 2.1 동기 및 개요

기존의 비행기 제어기는 주로 직선 정상 비행 상태에서의 선형화된 운동방정식을 이용해 설계된다. 이는 고도의 변화가 빠르지 않고 비행경로가 완만한 경우에는 적합하나, 롤 각의 범위가  $-180^{\circ}$ ~ $+180^{\circ}$ 도로 확장되고, 피치 각의 범위 또한  $-90^{\circ}$ ~ $+90^{\circ}$ 도를 요구하는 복잡한 3차원 기동에는 적

합하지 않다.

제시되는 새로운 방법은 비선형 경로 추종 유도 제어 기법[4-6]의 우수한 성능과 다음의 두 사항들을 주시함으로써 그 동기가 되었다.

1) 고정익 비행기에 작용하는 힘은 공기력, 추력, 그리고 중력으로 구분할 수 있다. 이들 중 공기력과 추력은 비행기에 일반적으로 장착된 제어 도구들로서 조절될 수 있다. 여기서 제어 도구들은 조종면이나 엔진 출력을 의미하는데, 이들을 이용하면 비행기에 고정된 좌표축[7]의  $x, y, z$  방향의 힘을 각각 생성하기에 용이하다. 예를 들면 비행기 고정 좌표축의  $x$ 축 방향으로의 힘은 주로 추력을 통해 조절할 수 있다. 한편  $y$ 축 방향으로의 방향타(Rudder)를 이용, 옆미끄럼짐각(Sideslip Angle)을 바꿈으로써 횡방향 공기력을 발생시킬 수 있고, 마지막으로  $z$ 축 방향으로의 승강타(Elevator)를 이용, 받음각을 바꿈으로써 이 방향으로의 힘을 만들 수 있다.

이런 공기력과 추력의 합을 항공기 질량으로 나눈 항은 Specific Force Acceleration을 이룬다. 이는 총 가속도에서 중력 가속도를 벡터적으로 뺀 나머지 항과도 같다. 즉 Specific Force Acceleration은 중력의 영향이 포함되지 않는다. 따라서 총 가속도와 그 특징을 비교해 볼 때, Specific Force Acceleration을 비행기 고정 좌표축  $x, y, z$  성분들로 분해하면, 각각은 비행기에 일반적으로 장착된 조종면이나 추력을 이용해 보다 더 쉽게 제어될 수 있다. 또한 Specific Force Acceleration의 비행기 고정 좌표축  $x, y, z$  성분은 고정 장착된 (Strapdown) 3축 가속도계 (Accelerometer)의 출력이기도 하기 때문에 피드백 제어를 위해 그 값들을 비교적 쉽게 얻을 수 있다.

2) Specific Force Acceleration에 포함되지 않은 나머지 힘인 중력에 의한 가속도 성분은 비행기에 장착된 조종 도구들로 제어될 수 없다. 그러나 중력 가속도는 그 크기와 방향이 우리에게 잘 알려져 있다.

위의 두 사실을 바탕으로, 본 연구에서 제시되는 방법은 외부 루프에 해당하는 비선형 경로 추종 유도 기법으로 가속도 명령을 만들고, 여기서 중력 가속도를 벡터적으로 뺀 후 Specific Force Acceleration 명령을 생성한다. 내부 루프는 이 Specific Force Acceleration을 비행체의  $x, y, z$ 축 성분으로 분리한 후 각각을 엔진 출력, 방향타, 승강타를 이용하여 추종하는 제어기로 구성된다. Specific Force Acceleration의  $y$ 축 성분을 줄여 필요한 옆미끄럼짐각을 최소로 하거나, 아니면

반대로 옆미끄러짐각을 능동적으로 이용하여 Slow-Roll이나 Knife-Edge와 같은 기동을 가능하게 하는 롤 각의 기법도 본 연구에 포함된다. 좀 더 구체적인 방법은 다음과 같다.

### 2.2 3차원 경로 추종 유도 제어

먼저, 외부 루프에 해당하는 유도는 다음과 같다. Fig. 1은 비행기의 현재 위치와 속도, 그리고 추종하고자 하는 경로를 보여주고 있다. 비선형 경로 추종 유도 기법은 다음과 같은 방법으로 가속도 명령을 만든다. 먼저 현 위치에서 원하는 경로 위에 일정한 거리만큼 떨어진 지점까지의 변위 벡터를  $\vec{L}$ 이라 정의하고 속도벡터  $\vec{V}$ 와 더불어 다음의 식을 이용하여 가속도 명령을 만든다.

$$\vec{a}_{cmd} = \frac{2}{|\vec{L}|^2} (\vec{V} \times \vec{L}) \times \vec{V} \quad (1)$$

이렇게 생성된 가속도 명령 벡터가 Fig. 1에 표시되어 있다. 가속도 명령 벡터는 속도 벡터와  $\vec{L}$ 이 만드는 평면에 속하며 또한 속도 방향에

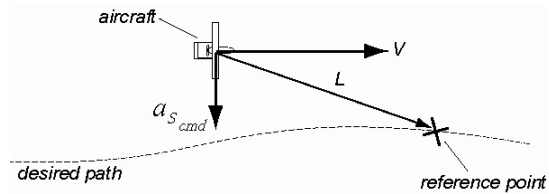


Fig. 1. Nonlinear Path Following Guidance

수직이다. 따라서 여기서의 가속도 명령은 비행기의 속력을 변화시키기 위한 것이라기보다는 원하는 경로를 추종하기 위해서 속도의 방향을 변화시키기 위한 것이다.

비선형 경로 추종 유도에서 디자인 파라미터는  $|\vec{L}|$ 의 크기이다.  $|\vec{L}|$ 는 유도 루프의 Bandwidth와 관계된다. 선형화 해석에 의하면 비선형 경로 추종 유도 기법은 원하는 경로와 현재 위치의 차인 Crosstrack 오차  $d$ 에 대한 Proportional Derivative (PD) 제어 성분을 포함한 폴로 근사화된다[4].

$$a_{cmd} \approx \frac{2V^2}{L^2} d + \frac{2V}{L} \dot{d} \quad (2)$$

즉  $|\vec{L}|$ 이 작을수록 유도 루프의 Gain이 커져 원하는 경로에 빠르게 수렴한다. 그러나 이 거리는 내부 루프의 Bandwidth 한계로 인해 실제에서는 그 하한 값이 제한된다. 즉  $|\vec{L}|$ 이  $|\vec{V}|$ 에 비해 지나치게 작게 선택되면 내부 루프와 연동되어 진동(Oscillation)을 수반하는 안정성 문제를 야기한다. 따라서  $|\vec{L}|$ 의 크기는 식(2)를 이용, 내부루프와 연동되었을 때의 안정성 해석으로 결정되어야 한다[4].

Fig. 2의 첫 번째 그림은 비선형 경로 추종 유도 기법이 생성한 가속도 명령 벡터를 좀 더 입체적으로 도시한 것이다. 가속도 명령 벡터가 비행 방향의 오른쪽 약간 위를 가리키는 화살표로 표시되어 있다. 다음으로 본 연구에서 제시되는

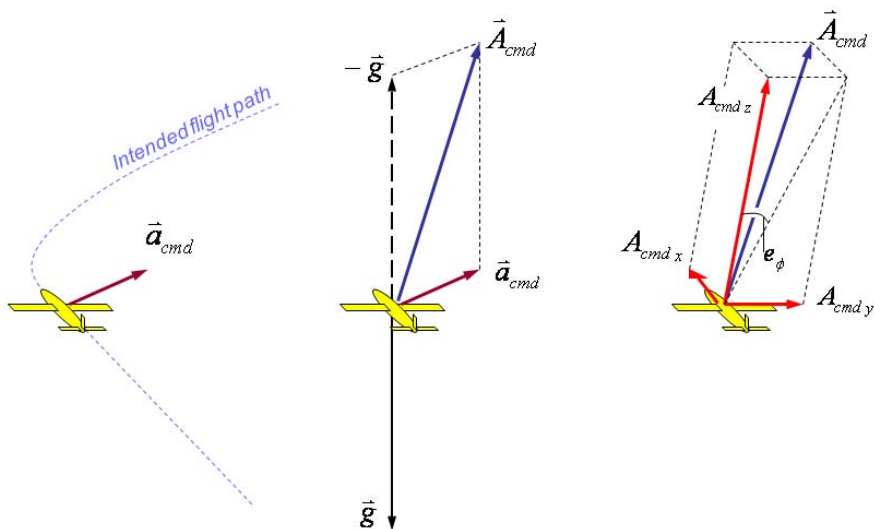


Fig. 2. Total Acceleration and Specific Force Acceleration

기법은 중력을 고려한다. Fig. 2의 두 번째 그림은 가속도 명령이 중력 가속도와 벡터적으로 결합되어 Specific Force Acceleration 명령이 만들어짐을 보이고 있다. 즉

$$\vec{A}_{cmd} = \vec{a}_{cmd} - \vec{g} \quad (3)$$

Fig. 2의 세 번째 마지막 그림은 Specific Force Acceleration 명령이 비행체의 고정 좌표축  $x, y, z$  성분으로 각각 나누어진 상태를 나타내고 있다. 각각의 성분은 제어기의 내부 루프의 명령(Command)으로 전달되며, 비행기에 일반적으로 장착된 제어 도구(Control Effector)들을 사용하여 추력, 옆미끄러짐각, 받음각을 조절함으로써 추종되게 된다.

이렇게 제시된 3차원 경로 추종 유도 제어법이 Fig. 3의 블록선도에 요약되어 있다.

### 2.3 롤 자세의 제어 기법

여기서 롤 자세의 제어는 일반적으로 옆미끄러짐각을 최소화 하는 방향으로 구현 될 수 있다. 즉 Fig. 2의 세 번째 그림에서  $e_\phi$  각도의 크기를 줄이는 방향으로 롤 자세를 제어하면 Specific Force Acceleration 명령의  $y$ 축 방향으로의 성분  $A_{cmd,y}$ 의 크기가 줄어들게 되어 이를 통해, 예를 들면, Coordinated Turn 기동을 수행할 수 있다.

그러나 이는 선택의 문제로 생각할 수도 있다. 만약 비행기의 속도가 크거나 비행체의 옆 면적이 적당히 넓어 옆미끄러짐각에 의한 힘의 크기가 충분하다면 이를 적절히 이용하여 롤 각의 구속이 완화된 제어기법도 구사할 수 있다. 예를

들면 직선의 경로를 추종하되  $e_\phi$ 을 0이 아닌 다른 비교적 작은 값으로 제어함으로써 Steady-Heading Side-Slip 기동을 이룰 수 있고,  $e_\phi$ 을 90도로 추종하게하면 Knife-Edge 기동을,  $e_\phi$ 을 서서히 계속 증가하게 하면 Slow Roll의 기동도 구현될 수 있다. 또한 직선 경로를 추종하되  $e_\phi$ 을 0에서부터 180도로 변화하게 되면 롤을 통한 배면 비행을 구현할 수도 있다.

### 2.4 내부 루프 제어기

내부 루프의 주된 역할은 비행기 고정 좌표축  $x, y, z$  성분으로 분해된 Specific Force Acceleration 명령 성분을 각각 추종하는 것이다. 즉  $A_{cmd,x}$ 는 엔진 출력을 조절하여 추종되며, 본 연구에서는 간단한 PI 제어기 형태를 이용하였다.  $A_{cmd,y}$ 를 추종하기위한 제어 입력은 방향타(Rudder)이며, 피드백 항들은 Yaw Rate, Specific Force Acceleration의  $y$ 축 성분  $A_y$ , 그리고  $A_y$ 와  $A_{cmd,y}$ 의 오차에 대한 시간 적분 값들로 구성하였다. 마찬가지로  $A_{cmd,z}$ 를 추종하기위한 제어 입력은 승강타(Elevator)이며, 피드백 항들은 Pitch Rate, Specific Force Acceleration의  $z$ 축 성분  $A_z$ , 그리고  $A_z$ 와  $A_{cmd,z}$ 의 오차에 대한 시간 적분 값들로 구성하였다.

이와 같은 내부 루프의 예로써  $A_{cmd,z}$ 를 추종하기 위한 피치 방향 제어기를 아래 설명한다. Dimensional Derivative들을 사용한 항공기 종운동 방향의 운동방정식은 다음과 같이 근사화될 수 있다[8].

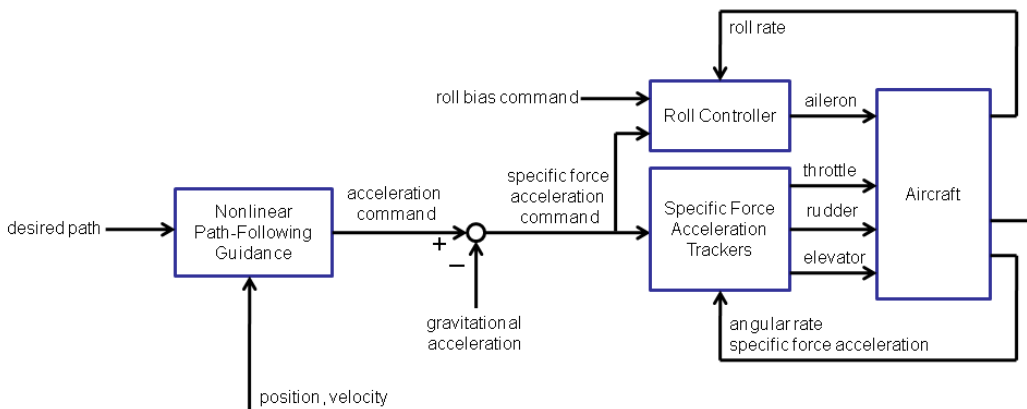


Fig. 3. Overall Diagram

$$\dot{\alpha} = Q + \frac{1}{V_T} C_{33}g - \frac{1}{V_T} (L_0 + L_\alpha \alpha + L_q Q + L_{\delta_e} \delta_e)$$

$$\dot{Q} = M_0 + M_\alpha \alpha + M_q Q + M_{\delta_e} \delta_e$$

여기서  $C_{33}$ 는 NED 좌표축에서 항공기 고정 좌표축으로 변환하는 Rotational Transformation Matrix의 3행, 3열 값에 해당하고,  $V_T$ 는 항공기의 속력에 해당한다. 위의 운동방정식은 아래의 몇 가지 가정에 의해 더욱 더 간단해진다. 먼저, 제어기가 적분기를 포함한다고 가정하면 바이어스 항은 제어기 설계 단계에서는 무시할 수 있고, 항공기의 자세의 변화가 제어기의 Bandwidth에 비해 느리다고 가정하면  $C_{33}g$  항의 영향을 무시할 수 있다. 또한 첫 번째 식의 괄호 안에 해당하는 z축 방향의 공기력들 중 가장 중요한 받음각에 의한 성분만 고려하면

$$A_Z = -(L_0 + L_\alpha \alpha + L_q Q + L_{\delta_e} \delta_e) \approx -L_\alpha \alpha$$

가 되어, 위의 두 운동 방정식은 다음과 같이 더 간단해진다.

$$\dot{A}_Z = -\frac{L_\alpha}{V_T} A_Z - L_\alpha Q$$

$$\dot{Q} = -\frac{M_\alpha}{L_\alpha} \alpha + M_q Q + M_{\delta_e} \delta_e$$

이제 제어기를 Pitch Rate, Specific Force Acceleration의 z축 성분  $A_Z$ , 그리고  $A_Z$ 와  $A_{cmd_z}$ 의 오차에 대한 시간 적분 값들로 구성하면 다음 식과 같이 표현할 수 있다.

$$\delta_e = K_q Q + K_{A_z} A_Z + K_I \int (A_Z - A_{cmd_z}) dt$$

이때 페루프상의  $A_{cmd_z}$  입력으로부터  $A_Z$  출력으로의 전달함수는 다음과 같이 구해진다.

$$\frac{A_Z(s)}{A_{cmd_z}(s)} = \frac{c_3}{s^3 + c_1 s^2 + c_2 s + c_3}$$

여기서

$$c_1 = \frac{L_\alpha}{V_T} - M_q - M_{\delta_e} K_q$$

$$c_2 = -M_\alpha + L_\alpha M_{\delta_e} K_{A_z} - \frac{L_\alpha}{V_T} (M_q + M_{\delta_e} K_q)$$

$$c_3 = L_\alpha M_{\delta_e} K_I$$

이제, 원하는 특성방정식(characteristic equation)을 다음의 형태로 선택하게 되면,

$$(s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2)(s + \sigma) = s^3 + \underbrace{(2\zeta\omega_n + \sigma)}_{a_2} s^2 + \underbrace{(\omega_n^2 + 2\zeta\omega_n \sigma)}_{a_1} s + \underbrace{\omega_n^2 \sigma}_{a_0} = 0$$

해당하는 제어 Gain들을 다음과 같이 결정할 수 있게 된다.

$$K_q = \frac{\frac{L_\alpha}{V_T} - M_q - a_2}{M_{\delta_e}}$$

$$K_{A_z} = \frac{M_\alpha + \frac{L_\alpha}{V_T} (M_q + M_{\delta_e} K_q) + a_1}{L_\alpha M_{\delta_e}}$$

$$K_I = \frac{a_0}{L_\alpha M_{\delta_e}}$$

여기서 Dimensional Derivative항들은 동압(Dynamic Pressure)를 포함하고 있기 때문에 각각 피드백 Gain 값들은 동압에 의해 Schedule 되게 된다.

### 2.5 시뮬레이션

시뮬레이션을 위해 사용된 가상의 무인 항공기는 약 10kg의 이륙 중량을 가지며, 날개 길이 2.5m, 날개 면적  $0.7m^2$ , 상반각 4도, Tail Volume 0.45 등의 특성을 갖는다. 공력 특성은 주로 Vortex Lattice Method을 이용하여 구했으며, 일반적인 6 자유도 강체 운동 방정식을 근간으로 하여 시뮬레이션을 구성하였다[7]. 또한 비행 자세에 제한이 없기 때문에 이를 위해 오일러 각 대신 Quaternion을 이용하였다.

Fig. 4는 곡예비행의 대표적인 예에 해당하는 루프 궤적에 대한 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 항공기는 초기 위치 N=0, E=0, 고도=100m 지점에서 시작하여 먼저 100m 직선 경로를 추종한 후 반지름 40m의 루프에 진입하며 루프를 따라 돌며 피치 각이 360도 변하는 기동을 수행한 후 다시 직선 경로를 따라 비행하는 경우이다. 이런 경로에 대한 명령이 그림에서 점선으로 표시되어 있고, 시뮬레이션 상의 실제 비행경로는 1초 간격마다 도시된 비행기 그림들과 이를 지나는 점선으로 표시되어 있다. 그림에서 최대 경로 오차 약 5m 내를 유지하며 원하는 궤적을 잘 추종함을 볼 수 있다. 1초 간격으로 도시된 비행기들의 모습을 통해 루프의 전반부에 비해 후반부 즉 하강 시에 훨씬 더 빠른 속도로 이동함을 읽을 수 있다. Fig. 5는 루프 기동에서의 주요 상태 변수들과 제어 입력을 시간 경과에 따라 나타낸 그래프들이다. 루프기동에서 고도가 정점에 이르렀을 때 세 번째 그래프의 load factor가 0 근처임으로 미루어보아 이때의 필요한 원심력은 중력에 의해 대부분 생기는 것을 짐작할 수 있다. 루프의 후

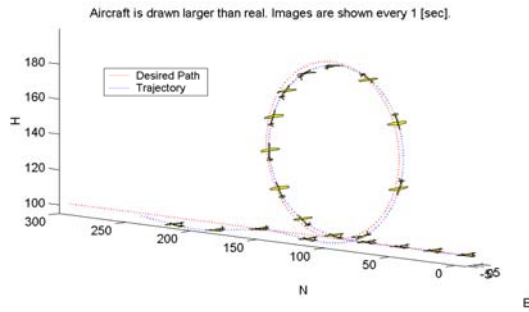


Fig. 4. Loop

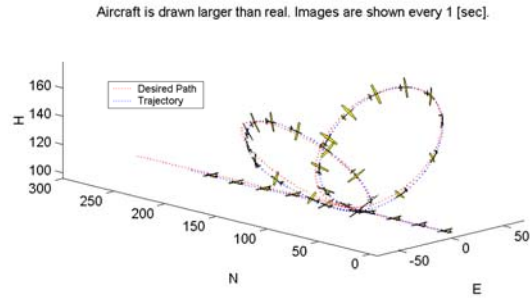


Fig. 6. Skewed-Loop

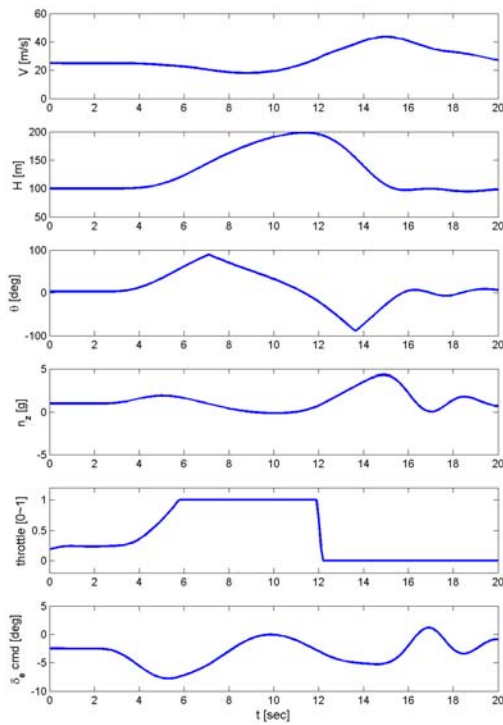


Fig. 5. Time Histories during Loop Maneuver

반부 하강시 속도가 크게 증가함을 알 수 있고, 이때 load factor는 약 4.5g까지 이르게 된다. 또한 엔진 throttle은 상승시 최대 출력이 되고, 또 하강시 최소인 idle값이 됨을 보이고 있다.

다음의 예로 Fig. 6은 초기 위치  $N=0, E=0$ , 고도=100m 지점으로부터 100m 직선 경로를 추종한 후 먼저 오른쪽으로 45도 기울어진 반지름 50m의 루프 궤도를 추종하고, 이어서 반대방향으로 45도 기울어진 같은 크기의 루프를 따라 비행한 후 다시 수평 직선 경로를 추종하는 경우 대한 시뮬레이션 결과이다. 이러한 어려운 경로

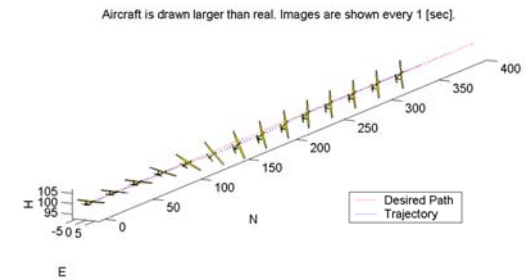


Fig. 7. Knife-Edge

에 대해서도 비행기가 원하는 궤적을 최대 오차 약 5m 내를 유지하며 잘 추종함을 그림에서 볼 수 있다. 이때 사용된 롤 자세의 기법은 앞서 설명된  $e_\phi$  각도의 크기를 줄이는 방법을 택하여 수행되었다. 즉 옆미끄러짐각에 의한 비행기 y축 방향의 힘이 거의 없게 되는 비행에 해당된다. 따라서 고도가 정점에 이를 때를 예로 들면, 비행기의 롤 각이 거의 90도를 이루는데, 이는 정점 부근에서 양력 방향은 수평 방향이 되고, 중력은 아래로 향하기 때문에 이 두 벡터를 합한 방향은 예상대로 구심력의 방향에 해당하는 기울어진 원의 중심으로 향하고 있다. 한편 이 경우에도 최대 load factor는 하강시 속도가 클 때 발생했으며 약 3.5g까지 이르렀다.

Fig. 7는 Knife-Edge라 불리는 곡예비행에 대한 시뮬레이션 결과이다. 항공기는 직선 경로를 따라 이동하며 서서히 롤 각을 0에서 90도로 증가시키게 된다. 이는 앞서 설명된  $e_\phi$  각을 0에서 90도로 증가시키므로써 이루어진다. 그림에서 롤 각이 약 90도 정도에 이르르면 피치 각 또한 눈으로 분별될 정도의 충분한 양의 값을 보이는데, 이는 옆미끄러짐각과 추력의 수직 방향 성분을 이용해 중력 반대 방향으로 힘을 발생, 고도를 잃지 않고 직선 비행이 가능하도록 본 연구에서 제시되는 유도 제어 기법에 의해 자연스럽게 유

도되기 때문이다.

Fig. 8은 항공기 구조에 가해지는 하중을 최소화하면서도 비행 방향을 빠르게 전환하는데 효과적인 방법으로 알려진 Split-S 곡예비행에 대한 시뮬레이션 결과이다. 먼저 비행기가 직선 경로를 따라 비행하게 되는데, 이 동안 앞서 설명된  $e_\phi$  각을 0에서 180도로 증가시킴으로써 롤 각이 그만큼 바뀌고, 결과적으로 이 직선 경로 마지막 부분에서는 배면 비행의 형상이 이루어진다. 이어서 주 날개의 양력을 이용해 직경 90m의 원을 반 회전한 후 다시 처음의 반대 방향으로 직선 비행을 하도록 하였다. 마찬가지로 최대 경로 오차 약 5m 내를 유지하며 원하는 궤도를 잘 추종함을 그림에서 볼 수 있다.

Fig. 7와 Fig. 8의 시뮬레이션 결과들을 통해 그 가능성을 엿볼 수 있듯이 비행기의 속도가 크거나 비행체의 옆 면적이 적당히 넓어 옆미끄러짐짐각에 의한 공기력 크기가 충분히 크다면, 적절한 비행 조건하에서 항공기의 롤 각은 비행경로와 관계없이 “선택”될 수도 있다. 이런 극단적인 예가 Fig. 9의 기동을 통해 나타나있다. 그림에서 전체적인 비행경로는 왼쪽방향, 즉 반시계 방향으로 선회하는 궤적을 보이고 있다. 일반적인 경우라면 이를 위해 비행기는 날개를 왼쪽으로 기울이는 롤 각을 유지하며 선회를 하게 된다. 그러나 여기서는 롤 각이 이와는 달리 계속해서 반대 방향으로 약 25[deg/sec]의 각속도로 회전하도록 선택하였다. 즉, 앞서 설명된  $e_\phi$  각도를 이러한 방향으로 계속해서 증가시킴으로써 그림의 기동이 가능하게 된 것이다. 물론 이 동안 필요한 중력을 이기는 힘이나 원을 따라 돌기 위한 원심력은 받음각에 의한 주 날개의 양력과 옆미끄러짐짐각에 의한 횡방향 공기력이 제시된 유도 제어 기법에 의해 비행 자세에 따라 적절히 조합됨으로써 이루어지게 된다.

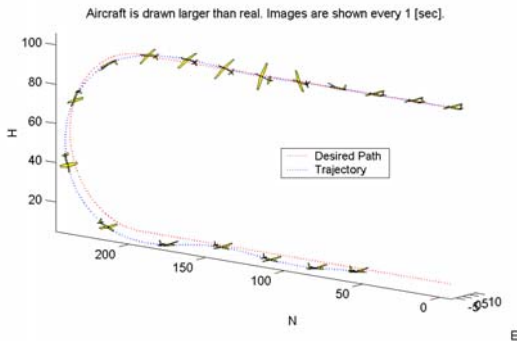


Fig. 8. Split-S Turn

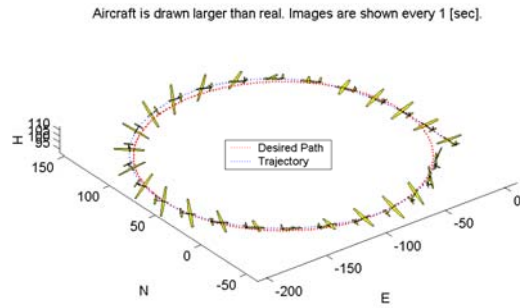


Fig. 9. Rolling Circle

### III. 결 론

본 연구는 복잡한 3차원의 경로를 추종하기 위해 필요한 세련된 유도 제어 기법을 제시하고 있다. 여기에 소개된 방법은 복잡하지 않고 직관적으로 이해하기 쉬우며 또한 실시간 운용(real time operation)에도 적합할 것으로 기대된다.

본 연구는 1) 도심이나 복잡한 지형에서의 무인 비행기의 운용, 2) 무인 전투 비행기, 3) 충돌 회피, 4) 무인 비행기뿐만 아닌 일반 비행기의 Upset Recovery 등과 같은 분야에 응용될 수 있으리라 기대된다.

앞으로 더 진행되어야할 세부 연구 분야로는 바람에 의한 영향 분석, 다양한 곡예비행을 위한 항공기 조건의 예측과 해석 그리고 실제 비행 실험을 통한 검증 등이 있다.

### 후 기

이 논문은 2009년도 한국항공대학교 교비지원 연구비에 의하여 지원된 연구의 결과임.

### 참고문헌

- 1) Gavrillets, V., "Autonomous aerobicic maneuvering of miniature helicopters", Ph. D Thesis, MIT, 2003.
- 2) Gerig, M., "Modeling, Guidance, and Control of Aerobicic Maneuvers of an Autonomous Helicopter", Doctor of Science Thesis, ETH Zurich, 2008.
- 3) Peddle, I., "Acceleration Based Manoeuvre Flight Control System for Unmanned Aerial Vehicles", Ph. D Thesis, Stellenbosch University, 2008.

4) Park, S., Deyst, J., and How, P., "Performance and Lyapunov Stability of a Nonlinear Path-Following Guidance Method", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 6, November-December 2007.

5) Park, S., Deyst, J., and How, P., "A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking", *AIAA Guidance Control and Navigation Conference* 2004.

6) Deyst, J., How, P., and Park S., "Lyapunov Stability of a Nonlinear Guidance Law for UAVs", *AIAA Guidance Control and Navigation Conference* 2005.

7) Lewis, F. and Stevens, B. "*Aircraft Control and Simulation*", Wiley-Interscience Publication, 1992.

8) Nelson, R., "*Flight Stability and Automatic Control*", McGraw-Hill