

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(5), 376-382(2014)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.5.376>

## 강한 맞바람이 발생 했을 때 무인기의 후진경로추종에 관한 연구

변광열\*, 박상혁\*\*

## Backward Path Following Under a Strong Headwind for UAV

Gwang-yeol Byeon\* and Sanghyuk Park\*\*

Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Graduate School at Korea Aerospace University\*,

Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University\*\*

## ABSTRACT

This paper presents a method to enable a UAV in autonomous flight along a desired path to follow it backwards when a strong headwind prevents the vehicle from proceeding forward. The main purpose of the reverse path following in this study is to return to a mission quickly when the wind becomes weaker. When the nonlinear path following guidance law is used, there are two reference points available in the path following. One of the two points is selected considering a flight direction for calculating a straight-line distance(L) from the vehicle to the point for the path following. An initial heading angle with respect to the wind direction determines whether the reverse path following is feasible or not at the time of the wind is generated. The result of the proposed method based on kinematic model in this study is verified through simulations implemented in Matlab.

## 초 록

본 논문에서는 원하는 경로를 따라 자동비행 중인 무인 항공기가 전진비행이 어려울 만큼 강한 맞바람을 받게 되었을 때 지나온 경로를 다시 추종하며 후진 비행하는 방법을 제시한다. 본 연구에서 후진경로추종의 목적은 바람이 다시 약해졌을 경우 단시간에 정상임무에 복귀하기 위함이다. 비선형경로추종 유도법칙에 의해 경로 상에 두 개의 Reference points가 생성된다. 후진방향을 고려하여 적절한 것을 선택하고 그 점과 항공기까지의 변위벡터 $\vec{l}$ 를 이용하여 경로추종에 이용한다. 또한 바람이 발생한 시점에서 바람방향에 대한 초기 기수방향이 후진경로추종 가능여부를 결정한다. Matlab으로 수행된 시뮬레이션을 통하여 운동학 모델에 근거해 본 연구에서 제시된 방법의 결과를 확인했다.

**Key Words** : UAV(무인 항공기), Autonomous flight(자동비행), Backward path following(후진경로추종), Hovering(정지비행)

## 1. 서 론

최근에 들어 무인기(UAV)는 복잡한 환경에서도 적절한 비행능력을 가질 수 있도록 점점 소형

화 되고 다양한 환경에서도 자동비행이 정밀하게 이루어지도록 발전하고 있다. 특히 장시간 체공을 목적으로 하는 소형 저속 무인기의 경우 임무 수행에 있어서 바람의 영향에 매우 취약하다.

† Received: November 4, 2013 Accepted: April 16, 2014

\*\* Corresponding author, E-mail : park@kau.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

자동비행 중에 겪게 되는 바람과 같은 외란을 보상할 수 있는 유도법칙들이 세계 곳곳에서 개발되었고 그 실효성 또한 검증 되었다. 하지만 항공기가 전진비행이 어려울 만큼 강한 바람에 노출 된다면 유도법칙의 적용에 한계가 따른다. 실제로 한국항공대학교에서는 저속 무인기의 장기체공을 위한 시험비행 중에 강한 바람으로 인하여 요구되는 경로에 대해 정상적인 비행이 어려울 경우, 무인기가 현재위치를 기준 삼아 일정 범위 내에서 좌우로 Loitering하는 비행시험을 수행한 사례가 있다[1]. 이로 인해 바람이 약해질 때까지 항공기는 특정 지역 내에 머물 수 있게 된다. 하지만 항공기가 낼 수 있는 속도 보다 더 강한 맞바람이 발생한다면 경로추종이 힘들 뿐 아니라 바람의 방향을 따라 뒤로 밀려날 것이다.

본 논문에서는 경로를 따라 비행 중이던 항공기가 강한 돌풍을 만나 전진이 힘들 경우, 기수(heading)가 맞바람을 받을 수 있도록 유지한 채 기수 반대방향으로 경로를 추종하며 후진 비행하는 방법을 소개하고자 한다. 이것은 바람이 약해졌을 때 무인기가 단시간에 본 임무에 복귀 할 수 있도록 한다.

연구를 위해 유도법칙은 비선형 경로추종 유도법칙[2]를 이용하였고 직선 경로에 대해 시뮬레이션을 수행해 보았다. 본 연구에서는 편의상 항공기의 공기속도와 바람속도의 크기는 항상 일정하다고 가정하였다.

## II. 본 론

### 2.1 바람이 있을 때 일반적 경로추종

Figure 1은 바람이 작용하는 환경에서 항공기의 속도방향과 경로추종을 위한 가속도의 방향을 보여준다.  $\vec{U}$ ,  $\vec{W}$ ,  $\vec{V}$ 는 각각 항공기의 공기속도, 바람속도, 그리고 관성속도이다.

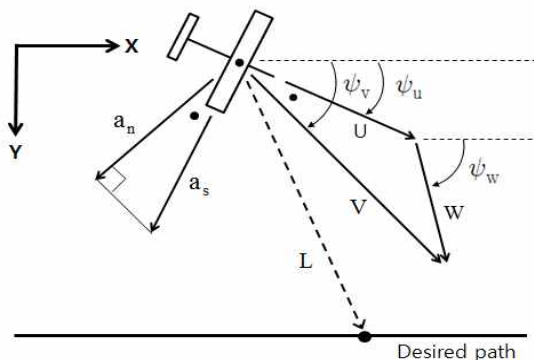


Fig. 1. Direction of flight under wind

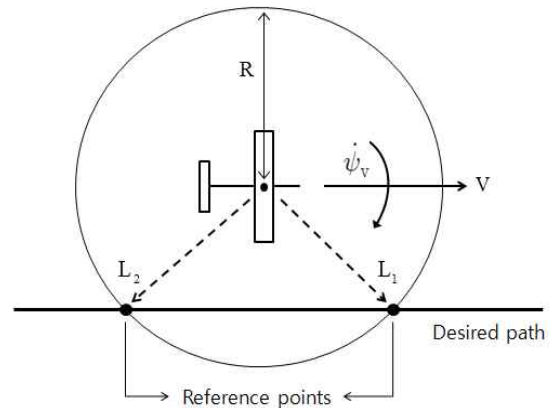


Fig. 2. Reference points on desired path

Dubins model[3]을 적용할 때 관성 속도는 다음의 두 식으로 표현된다.

$$\dot{X} = V \cos \psi_v = U \cos \psi_u + W \cos \psi_w \quad (1)$$

$$\dot{Y} = V \sin \psi_v = U \sin \psi_u + W \sin \psi_w \quad (2)$$

비선형경로추종을 위한 가속도 명령은 다음 식(3)을 이용하여 계산한다.

$$\vec{a}_n = \frac{2}{|\vec{L}|^2} (\vec{V} \times \vec{L}) \times \vec{V} \quad (3)$$

여기서 가속도 명령은 관성속도의 법선방향이다.

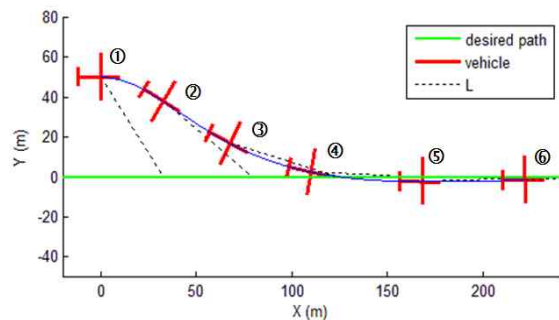


Fig. 3. Simulation under selection of  $L_1$

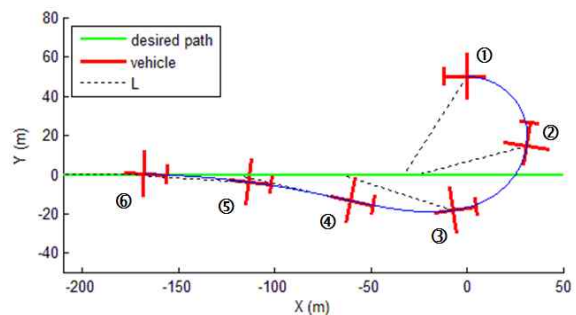


Fig. 4. Simulation under selection of  $L_2$

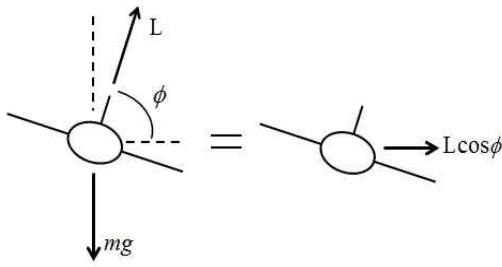


Fig. 5. Free body diagram for coordinated turn

일반적으로 항공기는 비행방향을 바꾸기 위하여 정상선회(coordinated turn)를 하는데 그렇게 되면 Fig. 5에서 확인할 수 있듯이 횡력(lateral force) 또는 횡가속도(lateral acceleration)가 작용한다. 이것은 기수방향에 대해 수직이고 바람이 없는 경우에 식(3)에 의한 가속도 명령과 서로 방향이 일치한다. 하지만 항공기가 바람에 노출되면, 기수방향과 관성속도의 방향이 불일치하므로 식(3)으로 생성된 가속도 명령의 방향과 선회기동 시에 발생하는 가속도 방향 사이에 차이가 생겨서 경로추종 성능이 저하된다. 이 같은 문제의 해결법은 선회기동에 의한 가속도의 법선성분( $\vec{V}$ 에 수직)이 비선형 유도법칙으로 생성된 가속도 명령과 일치되도록 하는 것이다. 이를 위해 식(3)을 이용하여 항공기 횡방향으로 새로운 가속도 명령을 만드는데 이는 식(4)과 같이 표현된다.

$$a_s = \frac{a_n}{\cos(\psi_v - \psi_u)} \quad (4)$$

식(4)를 토대로 식(5)와 같이 선회율을 계산할 수 있다.

$$\dot{\psi}_u = \frac{a_s}{U} \quad (5)$$

경로를 추종하는 방법은 다음과 같다. Fig. 2에서처럼 우선 항공기를 중심으로 반지름이 R인 가상의 원을 생성한다.

$$R = |\vec{L}_1| = |\vec{L}_2| \quad (6)$$

항공기로부터 교점(reference point)까지의 변위벡터 $\vec{L}$ 은 반지름 R과 크기가 같고, 원과 경로가 만나는 교점은 최대 2개가 생긴다. 그러므로 교점의 선택이  $\vec{L}$ 의 선택으로 이어지고 추종하고자 하는 방향을 결정하게 된다. 왜냐하면 식(3)의  $a_n$ 은 진행방향에 수직으로 작용하여 항공기는  $\vec{L}$

만큼 떨어진 교점을 향하여 선회하기 때문이다.

Figure 3과 Fig. 4는  $\vec{L}$ 의 선택이 비행방향에 어떠한 영향을 미치는지 보여준다. X축에 대해 초기 기수와 같은 방향을 가지는  $\vec{L}_1$ 을 선택할 때 기존의 비행방향대로 경로를 따라 비행하는 모습을 볼 수 있지만, 반대로  $\vec{L}_2$ 를 선택하게 되면 기수의 반대쪽에 존재하는 경로를 추종하게 된다.

## 2.2 강한 바람이 있을 때 후진경로추종

맞바람(headwind) 속도가 항공기의 속도 $\vec{U}$ 보다 크면 기수 반대방향으로 관성속도 $\vec{V}$ 가 형성되므로 관성속도 관점에서 뒤로 후진하게 된다. 항공기의 추종방향을 결정하는  $\vec{L}$ 을 적절히 선택하면 원하는 경로를 따라 후진이 가능하다.

### 2.2.1 $\vec{L}_1$ 의 선택

일반적으로  $\vec{L}_1$  선택 후 충분한 시간이 흐른 뒤에는 항공기가 원하는 경로 상에 위치해 있을 것이고 벡터 $\vec{V}$ 와  $\vec{L}_1$ 의 방향이 서로 일치해 있을 것으로 예상해 볼 수 있다. 하지만 Fig. 6과 같이 바람이 충분히 강하면  $\vec{V}$ 의 x성분은 항상 음의 값만 가지기 때문에  $\vec{L}_1$ 만큼 떨어진 reference point에 항공기가 도달할 수 없게 된다. 또한 시간에 따라  $\dot{\psi}_u$ 의 각속도로  $\vec{V}$ 의 방향이 변하여 결국  $\vec{U}$ 와의 각도차가 Fig. 6과 같이  $90^\circ$ 가 되는 위치에 도달한다. 이 순간 식(4)로 계산되는  $a_s$ 가 무한히 큰 해를 갖게 되는 문제를 발생시키고 이로 인해  $\dot{\psi}_u$ 은 순간적으로 매우 큰 폭으로 증가하게 된다. 이러한 현상은 정상적인 경로추종을 불가능하게 만든다. Fig. 7의 시뮬레이션 결과를 보면 시간이 지날수록 cross track error가 0으로 수렴하지 않고 증가 혹은 감소를 반복하고 있음을 확인할 수 있다.

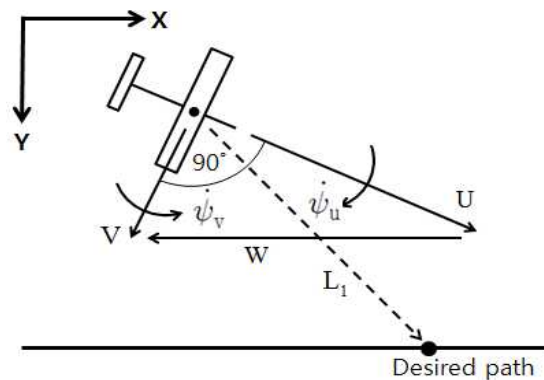


Fig. 6. When  $\psi_v - \psi_u$  equals  $90^\circ$

### 2.2.2 $\vec{L}_2$ 의 선택

Figure 7과 Fig. 8을 비교함으로써 확인 할 수 있듯이 앞서 살펴본 문제점을 해결하기 위한 방안은  $\vec{L}_2$ 을 선택하는 것이다.  $\vec{L}_1$ 과 달리  $\vec{L}_2$ 만큼 떨어진 reference point는 강한 바람에 의해 생성된  $\vec{V}$ 로 추종이 가능한 범위 내에 존재하므로 경로를 따라 후진 비행이 가능하다.

### 2.2.3 $\vec{L}$ 의 선택기준

이제  $\vec{L}_2$ 을 선택하기 위한 기준이 무엇인지 알 필요가 있다. 일반적으로  $\vec{V}$ 와  $\vec{L}$ 의 내적을 통해 결과 값이 양수가 되는  $\vec{L}$ 을 선택한다.

Table 1에서  $\vec{L}$ 선택과 무관하게 내적의 결과값이 항상 양수가 되는 경우(3)은 내적결과가 상대

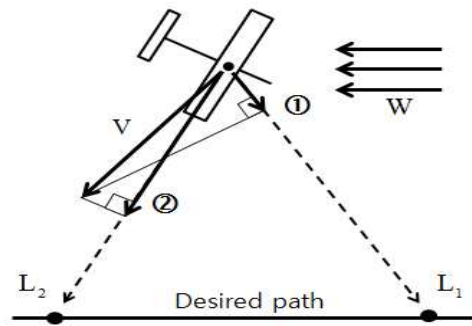


Fig. 9. Case of  $\vec{V} \cdot \vec{L}_2 > \vec{V} \cdot \vec{L}_1$

적으로 큰  $\vec{L}$ 을 선택한다. 예를 들어, Fig. 9와 같은 상황에서,  $\vec{L}_2$ 을 선택 시의 내적 계산 값이 크고 또한 후진이 가능하다. 경우(4)는 항공기가 후진하는 것이 아니라 바람을 등진 채 비행하게 되므로  $\vec{L}$ 의 선택이 무의미하다.

### 2.2.4 후진비행을 위한 기수방향의 범위

앞서 2.2.2절에서 살펴본 것처럼 강한 바람이 발생한 시점에서 후진경로추종이 가능하다. 하지만 기수와 정확히 마주보는 맞바람이 아니라 기수에서 다소 벗어난 바람인 경우, 추가적인 조건이 필요하다. 이 조건은 풍향과 기수방향사이의 각도차이에 의존하는데 이를 만족시켜야만 후진 경로추종이 가능하다. 이것은 그림을 통해 좀 더 쉽게 이해할 수 있다. Fig. 10과 Fig. 12에서 알 수 있듯이  $\vec{V}$ 와  $\vec{U}$ 가 이루는 각에 따라  $a_s$ 가 작용하는 방향이 달라진다.

두 벡터( $\vec{V}$ 와  $\vec{U}$ )가 이루는 각이 Fig. 12의 예와 같이  $90^\circ$ 보다 크다면 항공기는 기수가 지속적으로 맞바람을 받을 수 있도록 적절한 방향으로 선회하며 경로에 가까워진다(Fig. 13). 그렇지 않으면 항공기는 바람을 등지는 방향으로 선회하여 결국 바람을 등진 채로 경로를 추종하게 된다(Fig. 11). 따라서 후진하며 경로를 추종하기 위해 필요한 기수방향의 범위에 대해 파악해 볼 필

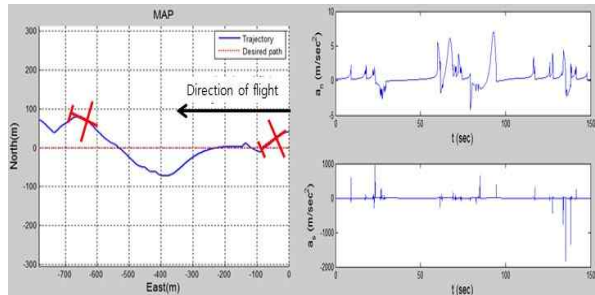


Fig. 7. Simulation result of  $L_1$  under  $U=8m/s$ ,  $W=12m/s$ ,  $L=80m$

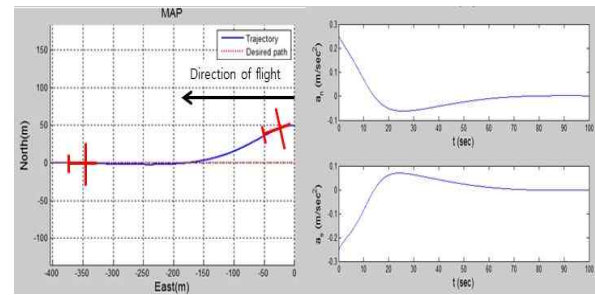


Fig. 8. Simulation result of  $L_2$  under  $U=8m/s$ ,  $W=12m/s$ ,  $L=80m$

Table 1. Condition of L selection

경우	$\vec{V} \cdot \vec{L}_1$	$\vec{V} \cdot \vec{L}_2$	L선택
1	+	-	1
2	-	+	2
3	+	+	결과값 비교
4	-	-	선택 불가

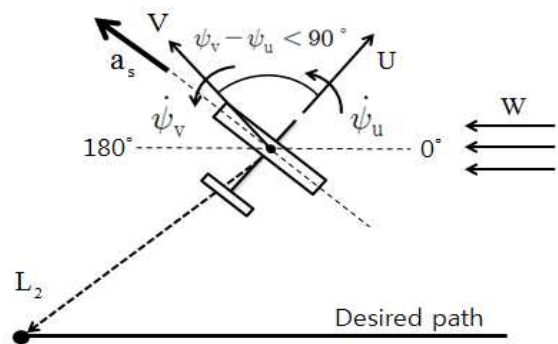


Fig. 10. Case of  $\psi_v - \psi_u < 90^\circ$

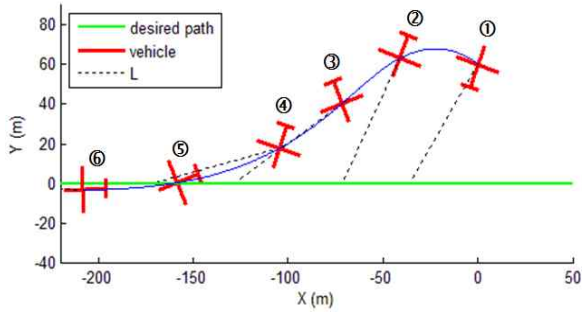


Fig. 11. Simulation under  $\psi_v - \psi_u = 70^\circ$ ,  $U=8\text{m/s}$ ,  $W=12\text{m/s}$ ,  $L=70\text{m}$

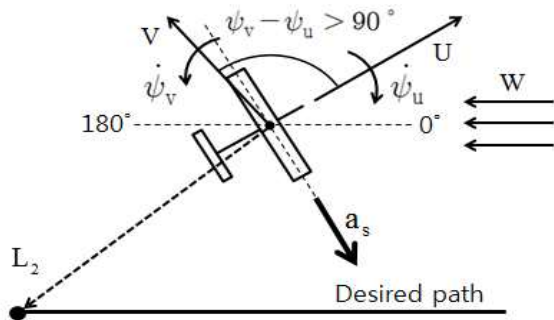


Fig. 12. Case of  $\psi_v - \psi_u > 90^\circ$

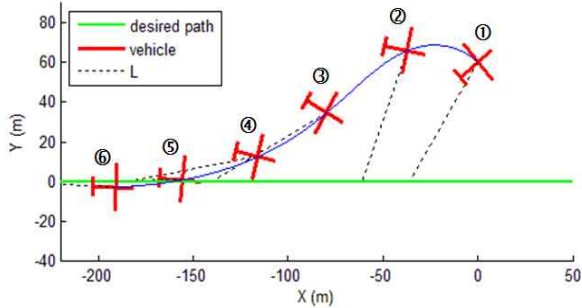


Fig. 13. Simulation under  $\psi_v - \psi_u = 100^\circ$ ,  $U=8\text{m/s}$ ,  $W=12\text{m/s}$ ,  $L=70\text{m}$

요가 있다. Fig. 12에서  $\psi_v - \psi_u > 90^\circ$  을 만족하면 Fig. 10에서와는 달리  $\dot{\psi}_v$ 와  $\dot{\psi}_u$ 가 작용하는 방향이 서로 반대인데, 이것이 후진비행을 가능하게 하는 조건이다. 즉, 식(7)과 같다.

$$\frac{\dot{\psi}_v}{\dot{\psi}_u} = \frac{d\psi_v}{d\psi_u} < 0 \quad (7)$$

예를 들어, 강한 바람이 작용하는 환경에서 항공기의 기수가 Fig. 14처럼  $-90^\circ$  에서  $90^\circ$  로 서서히 증가한다고 가정해보자. 기수방향의 변화에 따라 관성속도의 방향과 크기가 달라질 것이다.

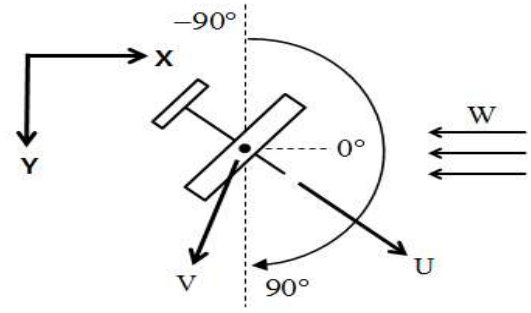


Fig. 14. Changing heading direction from

$-90^\circ$  to  $90^\circ$  식(1)과 식(2)에서 얻은 관성속도에 대해서 다음과 같이 관성속도의 방향을 구할 수 있다.

$$\psi_v = \tan^{-1} \frac{\dot{Y}}{\dot{X}} \quad (8)$$

즉, Fig. 14의 상황에서  $\psi_u$ 의 변화에 따른  $\psi_v$ 의 값은 Fig. 15와 같다. 그림에서 그래프가 음의 기울기를 갖는 부분( $d\psi_v/d\psi_u < 0$ )이 식(4)에서 언급한 후진 비행 가능한 조건을 만족하므로 이를 다음과 같이 구할 수 있다. 이때 모든 속도벡터의 크기와 바람의 방향은 일정하다고 가정한다. 먼저 식(1)과 식(2)을 이용하여 식(9)을 구한다.

$$\tan \psi_v = \frac{U \sin \psi_u + W \sin \psi_w}{U \cos \psi_u + W \cos \psi_w} \quad (9)$$

식(9)을  $\psi_u$ 에 대해 미분한다.

$$\frac{d(\tan \psi_v)}{d\psi_u} = \frac{U(U + W_x \cos \psi_u + W_y \sin \psi_u)}{(U \cos \psi_u + W_x)^2} \quad (10)$$

식(10)에서 오른쪽 항의  $W_x$ 와  $W_y$ 는 각각  $W \cos \psi_w$ 와  $W \sin \psi_w$ 을 나타낸다.

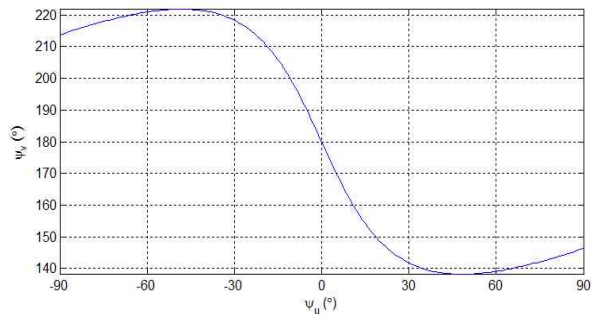


Fig. 15. Relationship between  $\psi_v$  and  $\psi_u$  under  $U=8\text{m/s}$ ,  $W=12\text{m/s}$



$$\frac{d(\tan \psi_v)}{d\psi_u} = \frac{d(\tan \psi_v)}{d\psi_v} \times \frac{d\psi_v}{d\psi_u} = \frac{d\psi_v}{d\psi_u} \sec^2 \psi_v \quad (11)$$

식(10)과 식(11)을 연립하면 다음 식을 얻는다.

$$\frac{d\psi_v}{d\psi_u} \sec^2 \psi_v = \frac{U(U + W_x \cos \psi_u + W_y \sin \psi_u)}{(U \cos \psi_u + W_x)^2} \quad (12)$$

식(12)에서 항상 양수인 항들을 제거하고  $d\psi_v/d\psi_u$  항의 부호에 영향을 미치는 부분만 남길 수 있다.

$$U(U + W_x \cos \psi_u + W_y \sin \psi_u) < 0 \quad (13)$$

식(13)을 이용하면 바람방향에 대해서 후진 경로 추종을 가능하게 하는 기수방위각의 범위를 알 수 있다. 하지만 여기서 주의할 점이 있다. 만약 위 조건을 만족시킨 항공기의 자세가 Fig. 16과 같이  $\vec{V}$ 의 방향이 변하여  $\vec{L}_2$ 와 일치되기 전에  $a_s$ 의 방향과 같아진다면, 식(4)에서  $a_s$  명령의 해가 무한히 커지므로 적절한 경로추종이 이루어지지 못한다. 이것은 바람이 생성된 시점에서의 자세뿐 아니라 후진 비행 중에 Fig. 16과 같은 상황이 되더라도 같은 문제를 발생시킨다.

요약하면, 바람에 노출된 시점에서의 항공기가 식(13)을 만족하여 후진경로추종이 가능한 비행 자세를 취하고 있지만 시간이 흘러 Fig. 16의 자세와 같게 되는 경우에는  $a_s \rightarrow \infty$  라는 문제를 야기할 수 있으므로 이를 보완할 방법이 필요하다. 해결방안은  $\vec{L}$ 의 방향이  $\vec{V}$ 와 같은 방향을 지향하도록 변화시키는 것이다. 그러면  $\vec{L}$ 의 크기가 자연스럽게 증가된다. 이때 증가된  $\vec{L}$ 의 크기는 다음 식으로 계산된다.

$$L = \frac{d}{\sin \psi_v}, \quad \psi_u + \frac{\pi}{2} < \psi_v < \pi \quad (14)$$

$d$ 는  $y$ 축에 대한 항공기 위치에서 직선경로까

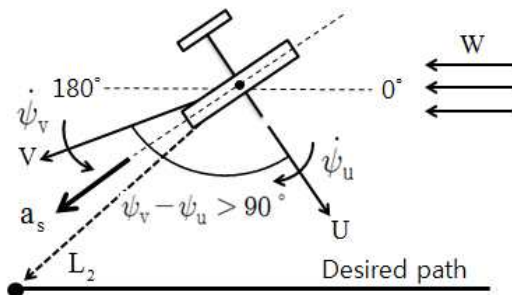


Fig. 16. Situation before the direction of  $\vec{V}$  and  $a_s$  is consistent

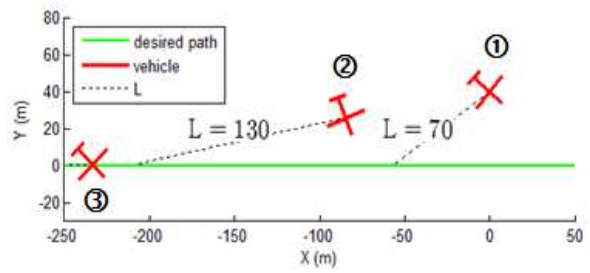


Fig. 17. Simulation for the model with mutable size of  $\vec{L}$

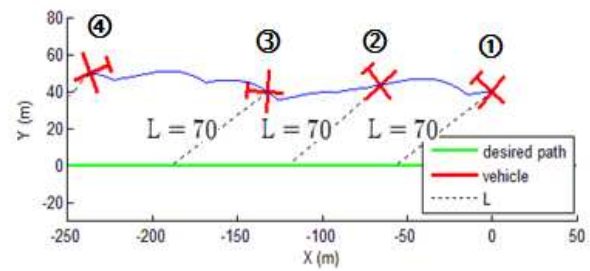


Fig. 18. Simulation for the model with constant size of  $\vec{L}$

지의 수직거리이다.

Figure 17과 Fig. 18은 위에서 언급한 방법을 적용시킨 경우와 그렇지 않은 경우이다.  $\vec{L}$ 과  $\vec{V}$ 의 방향을 일치시킴으로써 안정적인 경로추종 성능을 보여 준다. 이 같은 결과가 나타나는 이유는 다음과 같다.

$\vec{V}$ 는  $\vec{L}$ 만큼 떨어진 지점을 지향하기 때문에 충분히 시간이 흐르면  $\vec{V}$ 와  $\vec{L}$ 의 방향은 서로 일치 하게 된다. 그러므로 Fig. 16에서 보이듯이  $\vec{V}$ 의 방향이  $\vec{L}$ 을 향해 서서히 변하는 과정에서 기수에 대해 수직인  $a_s$ 의 방향과 일치하게 되는 문제를 피하기 위해 의도적으로  $\vec{L}$ 의 크기를 늘려  $\vec{L}$ 의 방향과  $a_s$ 에 가까워지던  $\vec{V}$ 가 동일한 방향을 지향하도록 만든다. 그리하면  $\vec{V}$ 와  $a_s$ 의 방향이 일치하는 상황을 사전에 차단이 가능하므로  $a_s$ 가 발산하는 문제를 해결할 수 있다.

### 2.3 맞바람 속도의 크기와 항공기 공기속도가 동일할 경우

고정의 항공기가 정지비행(Hovering)을 하기 위해서는 항공기를 수직으로 세워 추력으로 기체의 무게를 지탱하며 공중에 떠있는 방법[4]이 있고, 전진비행 중에 항공기의 공기속도와 동일한 맞바람을 만나 관성속도가 0으로 감소하여 수평을 유지한 채 정지 비행하는 방법이 있다. 후자에 대한 전제조건은 기수방향과 정확히 마주보는 맞바람이 작용할 경우이다. 여기서 적절한  $\vec{L}$ 을

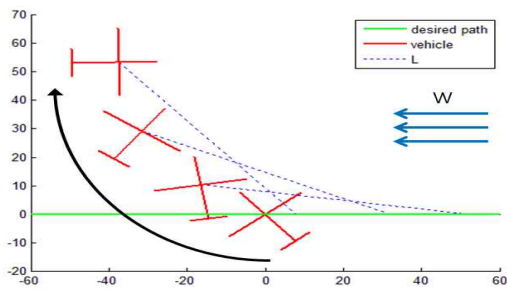


Fig. 19. Simulation of heading 135°

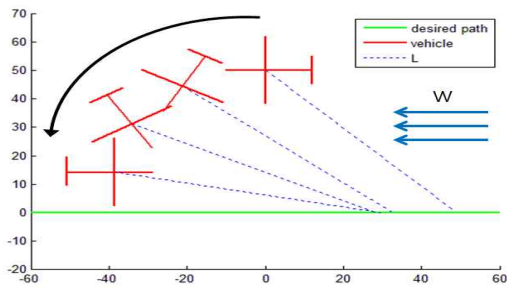


Fig. 20. Simulation of heading 180°

선택하면 기수가 맞바람을 받고 있지 않더라도 자세를 고쳐 정지비행으로 전환할 수 있다. 적절한  $\vec{L}$ 이란 바람이 불어오는 방향에 해당하는 쪽으로 생성할 수 있는 변위벡터이다. 이것은 Fig. 9에서  $\vec{L}_1$ 에 해당한다.

Figure 19와 Fig. 20은 동쪽에서 바람이 불어올 경우에 항공기가 초기에 맞바람을 받고 있지 않음에도  $\vec{L}_1$ 을 이용하여 정지비행을 위해 자세를 고치는 모습을 시뮬레이션을 통해 얻은 결과이다. 그림을 통해 알 수 있듯이 선회한 뒤에 정지시의 기수방향은 맞바람을 받게 된다. 한편 이러한 결과는 정지비행 중이던 항공기가 갑자기 바람속도가 증가할 경우  $\vec{L}_2$ 을 이용한 후진경로 추종에 유리한 자세를 확보할 수 있음을 보여준다.

### III. 결 론

본 논문에서는 경로를 따라 자동비행 중인 항공기에 대하여 강한 맞바람이 발생했을 때 바람에 의해 후진하며 경로를 추종하는 비행방법을 분석하였다. 이 연구의 주요 목적은 강한 바람에 대해서 항공기와 목표경로와의 이탈범위를 최소화함으로써 시간이 흘러 바람이 약해졌을 때 임

무 복귀시간을 단축시키기 위함이다.

연구결과, 후진비행을 가능하게 하는 것은  $\vec{L}_2$ 을 이용한 경로추종이었다. 이러한  $\vec{L}$ 의 선택 방법은  $\vec{V}$ 와  $\vec{L}$ 의 내적계산을 통해 나온 결과를 이용하는 것이다. 하지만 모든 상황에서 후진경로 추종이 가능한 것은 아니다. 바람과 기수방향 사이의 관계가 중요한데, 바람이 발생한 시점에서 바람방향에 대해 상대적인 초기 기수방위각이 식 (13)과 같은 조건을 만족한다면 후진비행이 가능했다. 또한 후진비행 중에 Fig. 16과 같이  $\vec{V}$ 와  $a_s$ 의 방향이 서로 일치되어 발생하는  $a_s \rightarrow \infty$ 와 같은 문제를 해결하기 위해서  $\vec{L}$ 의 크기를 증가시킨 것이 효과적임을 확인했다.

마지막으로 항공기 속도와 동일한 크기의 바람이 발생할 경우, 기수에 대해 바람이 맞바람으로 작용할 수 있도록 선회한 뒤 정지 비행하는 것을 다루어보았다. 이러한 기동은 바람이 갑자기 강해질 경우를 대비하여 후진경로추종에 유리한 자세를 갖게 한다는 것을 알 수 있었다.

### 후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원을 받아 수행된 연구입니다(계약번호 : UD120013JD)

### References

- 1) [http://mercury.kau.ac.kr/park/solar\\_uav.htm](http://mercury.kau.ac.kr/park/solar_uav.htm)
- 2) Park, S., "Autonomous Aerobatics on Commanded Path", Aerospace Science and Technology, 2012
- 3) McGee, T. G., Spry, S., and Hedrick, J. K., "Optimal Path Planning in a Constant Wind with a Bounded Turning Rate," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, AIAA, Paper 2005-6186, August 2005
- 4) Adrian Frank, James McGrew, Mario Valenti, Daniel Levine, Jonathan P. How, "Hover, Transition, and Level Flight Control Design for a Single-Propeller Indoor Airplane", AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, August 2007.