

TRN을 이용하는 헬리콥터 3차원 항법을 위한 기본 알고리즘에 관한 연구

김의홍⁰, 전형용

충남대학교 컴퓨터공학과 영상처리연구실

ehkim@cs.cnt.ac.kr, fantajeon@cnu.ac.kr

A Study on the Basic Algorithm of 3-D Navigation System of the Helicopter Utilizing TRN

Eui-Hong Kim⁰, Hyeong-yong Jeon

Digital Image Processing Lab., Dept. of Computer Engineering, Chungnam National University

요약

본 연구는 지형참조항법(TRN; Terrain Referenced Navigation)에 근거하는 헬리콥터 항법 시스템을 위한 기본 알고리즘을 개발하기 위해 수행되었다.

현재 본 연구에 위성항법장치(GPS; Global Positioning System)로부터의 정보(X,Y,Z 좌표)는 비행체가 항로를 비행하는 중 매 92.8m의 수평거리로 환산하여 수신되는 것으로 가정하였다.

비행체는 3차원 직교 좌표 체계(Cartesian coordinate system)로 표현되는 수치지형모델(DTM; Digital Terrain Model)상에서 시점(Origination)-종점(Destination) 기법에 의해 항로를 결정한다.

본 시스템은 우선 조종사에게 지형의 사전 인식을 위해 시점-종점 주변 3차원 지형도와 항로의 중단면도를 보여준다.

본 시스템은 직접적인 지상 충돌을 피하기 위해 지형 여유 층면(terrain clearance floor)의 개념을 도입, 기복 지형 표면에 일정 높이의 완충 공간을 설정한다. 만약 비행체가 항행 중 완충 공간에 접근하게 되면 본 시스템은 즉시 경고음과 메시지를 발한다(Matlab 메뉴를 사용하였음). 물론 헬리콥터의 이착륙 시에는 불필요한 경고를 발생시키지 않기 위해 완충 공간 조정은 가능하다.

수치지형모델은 (주)첨성대가 확보하고 있는 3초 간격의 DTM을 채택, 작성하였다.

1. 서론

현재 일반적으로 비행체에 탑재되어 있는 임무 컴퓨터는 대체로 상호 보완적인 세 가지의 기능을 갖는다.

즉 기존의 관성항법장치(INS; Inertial Navigation System), 위성항법장치 (GPS; Global Positioning System), 레이더 고도

장치(RadAlt; Radar Altimeter)등이다.

INS는 작동이 중단될 경우 항로 예측 기능을 상실하게 되는 기본적인 기능인 바, GPS와 RadAlt 모두 작동이 중단되더라도 INS만으로 약 20분 정도는 항로를 유지할 수 있다. Z 오차는 1m 이다.

헬리콥터는 일반 비행체의 범주에 포함시킬 수 있으나 헬기는 저고도로 비행한다는 특

성상 지형지물과의 충돌이 가장 심각한 문제이며 따라서 악천후 비행 중 지상충돌 회피가 가장 시급한 현안 문제이다.

현재 BAE System 사의 TERPROM 패키지 중 PGCAS를[1] 비롯하여 지상충돌회피기법(GCAS; Ground Collision Avoidance System)이 세계적으로 운용되고 있으며, 한국군도 한국형 헬기 사업(KHP; Korean Helicopter Project)을 수행 중에 있다.

대부분의 GCAS는 지형여유층면(TCF; Terrain Clearance Floor)의 개념을 도입하고 있으며, 이는 지표면의 높이에 여유 높이를 더한 표면을 의미한다.

일반적으로 GCAS는 DTM의 해발고도를 이용하여 TCF를 생성하며, 비행체가 TCF에 근접하면 TRN에 의거하여 실 지표면 근접 거리와 시간이 예측 가능한 화면 표시와 시청각적인 경고가 발생된다.

현재 국내에서는 GCAS가 운용되지 않고 있다.

2. 헬기 항법 시스템

본 연구는 3차원의 직교좌표체계(Cartesian coordinate system)로 표현되는 DTM상에서 시점-종점(Origination-Destination) 기법에 의해 항로를 결정한다. X,Y,Z 공간 위치 표시는 순서적 n-tuples 방식을 따르며 여기서 Z는 (X,Y)지점의 해발표고를 의미한다[2].

본 시스템은 우선 조종사에게 지형의 사전 인식을 위해 O-D 주변 3-D 지형도와 항로의 중단면도를 보여준다.

본 시스템은 직접적인 지상 충돌을 피하기 위해 지형 여유 층면(terrain clearance floor)의 개념을 도입, 기록 지형 표면에 일정 높이의 완충 공간을 설정한다. 만약 비행체가 항행 중 완충 공간에 접근하게 되면 본 시스템은 즉시 경고음과 함께 몸체의 고도를 높이라는 메시지를 발한다(Matlab 메뉴를 사용하였음[3]). 물론 헬기의 이착륙

시에는 불필요한 경고를 발생시키지 않기 위해 완충 공간 조정은 가능하다.

현재로서 본 시스템에 위성항법장치(GPS; Global Positioning System)로부터의 정보(X,Y,Z 좌표)는 헬기가 항로를 일정 속도로 비행하는 중, 매 92.8m의 수평거리마다 입력되는 것으로 가정하였다.

2.1 수치지형모델(DTM; Digital Terrain Model) 과 3차원 표현

수치지형모델은 (주)첨성대가 확보하고 있는 3초 간격의 DTM을 채택, 한반도 비무장지대의 동경 127-128도, 북위 37-38도 4각 지역을 그림 1과 같이 1201 지점 x 1201 지점으로 구획하였다. 즉 이는 지구 중심을 지나는 대원 상의 3초 간격이며 약 92.8m 거리를 의미한다.

본 실험에서 3차원 좌표는 직교좌표체계(Cartesian coordinates system)를 채택하였고, 원점으로부터 200(W-E, X 방향), 150(N-S, Y 방향) 지역이 대상지역으로 추출되었다.

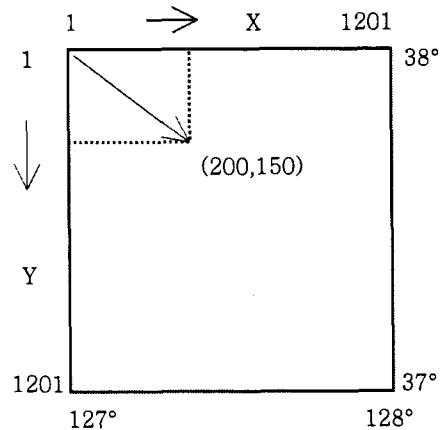


그림 1. Pilot area

본 시스템에서는 그림 2와 같이 3-D 지형도가 표현되고, 관측점은 Matlab 지정의 방위각(azimuth) -37.5도, 양각(elevation)

30도이다[4].

그리고 본 시스템은 그림 3과 같이 시점-종점(O-D) 항로와 함께 해발 지형 등고선 도도 보여준다.

2.2 시점-종점(Origination-Destination) 중단면도 작성

헬기는 좌표(0,0,85) 시점에서 출발하여 좌표(200,150,457) 종점에 도착한다.

X-Z 면으로 투영된 시점-종점(O-D) 중단면도는 X축을 따라서 그림 4와 같이 조종사에게 보여 진다.

항행시 직접적인 충돌을 피하기 위하여 완충 공간으로서 지표면 높이에 50m의 높이가 추가되었다.

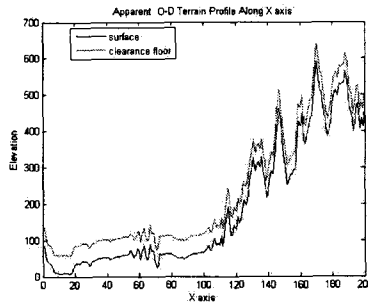


그림 4. X 축 상의 O-D 중단면도

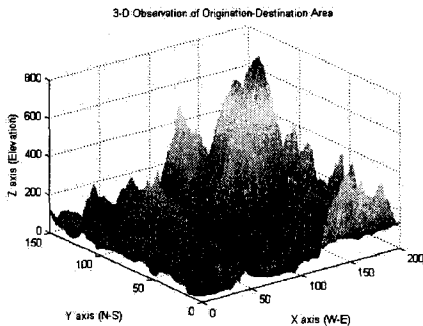


그림 2. 대상지역의 3-D DTM(Digital Terrain Model)

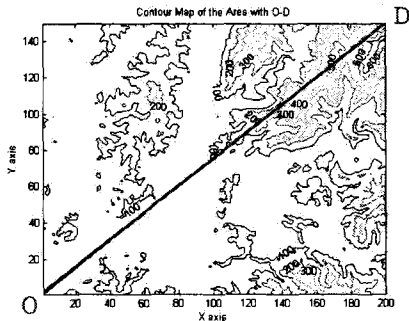


그림 3. Contour Map 과 O(0,0,85)-D(200,150,457) 항로 평면도

2-3. 실시간 헬기 위치 감시(monitoring) 시스템

비행 속도는 다음과 같이 현 위치/시각의 벡터 함수이다.

$$V(p)=[v_x(p), v_y(p), v_z(p)]$$

그렇다면 V(p)가 현 위치 p에서 미분 가능할 필요 충분 조건은 V(p)의 3개 요소가 현 위치 p에서 미분 가능하다는 것이다. 즉,

$$v_m'(p)=\lim_{\Delta t \rightarrow 0} \{ v_m(v+\Delta t) - v_m(t) \} / \Delta t$$

이고 여기서 (m=x,y,z)이면

$$V'(p)=[v_x'(p), v_y'(p), v_z'(p)]$$

그러므로 정기적으로 수신되는 GPS 현 위치(x,y,z)와 직전의 위치(x_p,y_p,z_p)를 비교하면 속도의 크기와 방향을 다음과 같이 알 수 있다.

$$\text{GPS 정기적 수신 시간 간격간의 거리 Distance}=\text{Root}[(x-x_p)^2+(y-y_p)^2+(z-z_p)^2]$$

$$\text{순간 속도} = \text{Distance}/\text{GPS 수신 시간간격}$$

$$\text{순간 방향} = (x-x_p)i + (y-y_p)j + (z-z_p)k$$

본 연구에서는 일반적으로 비행체의 관성을 무시할 수 없지만, 헬기는 항행 중 수직 상승, 수직 하강을 하는 것으로 가정하였다.

1) 임무 시작 (시점의 지표면에서 이륙 준비 할 때)

헬기는 그림 5와 같이 비행장 지면(0,0,85)

에서 이륙 준비를 하고 있다. 이륙 준비를 알리는 메뉴가 조종사에게 나타난다. 이륙 하는 순간 임무가 시작된다. 메뉴는 헬기가 TCF 보다 상공에 도달할 때 사라진다.

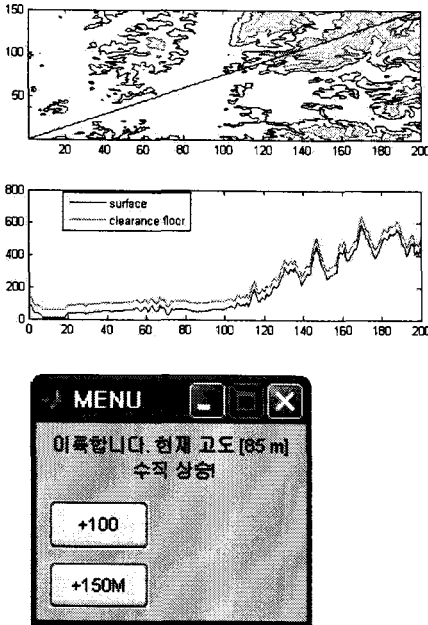


그림 5. 이륙 준비 시

2) 순항 중일 때

순항 중에는 그림 6과 같이 아무런 메시지 없이 헬기의 현 위치(x,y,z)를 평면도 항로상과 종단면도 항로상에 표시한다.

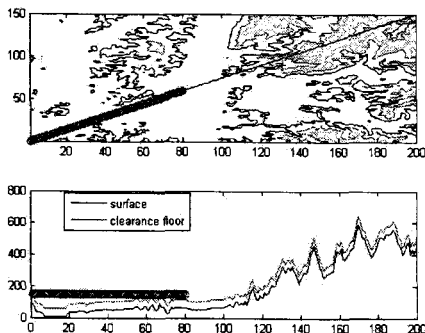


그림 6. 순항 중

3) TCF 에 근접 할 때

헬기 내에 장착된 본 시스템에서는 헬기가 지형 (109,82,135) 좌표 지점에서 TCF (135+50)m에 근접할 때 그림 7과 같이 경고음과 함께 경고 메시지가 발생한다. 주의를 환기시키는 경고 메시지/음은 헬기가 항행 중 TCF 에 근접할 때마다 실시간으로 발생한다. 이 경고 작동 장치가 본 시스템의 특징점이라고 말할 수 있다.

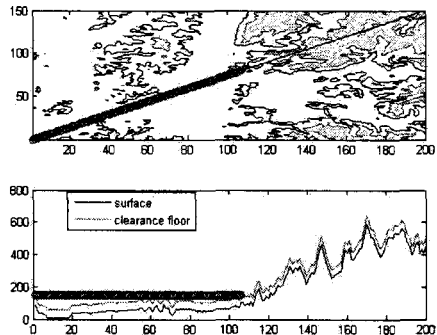


그림 7. TCF 근접 시

4) 임무 종결 (중점에 도착할 때)

헬기의 종점은 (200,150,457)이다. 그러나 비행 항로 중 누적된 고도로 인해 헬기의 현 위치는 (200,150,685) 이므로, 수직 하강을 알리는 메뉴가 조종사에게 나타난다. 헬기가 지상에 안전하게 착륙할 때까지 메뉴는 반복된다. 안전하게 착륙되면 임무는 종결된다.

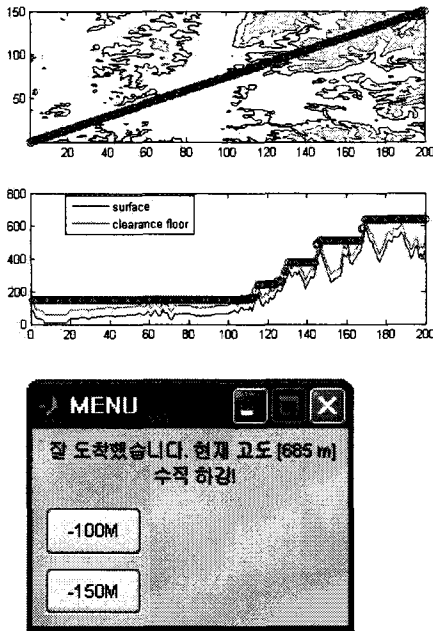


그림 8. 종점 도착 시

3. 결론

헬기 조종사에게 가장 기본적인 정보는 육안으로 관찰되는 시야일 것이다. 그러나 지형지물이 복잡한 지역에서의 비행은 안전을 요하며, 특히 악천후 시의 비행은 위험하다. 이를 보완하기 위해 GCAS가 세계적으로 운용되고 있으나 한국에서는 아직 그렇지 못하다.

본 연구는 GPS로부터 입력되는 정보(x,y,z 좌표)를 전제로 하여 지형참조항법(TRN; Terrain Referenced Navigation)에 근거하는 헬기 항법 시스템의 기본 알고리즘 개발 실험을 수행하였다.

그러나 현 단계로는 GPS 정보의 실시간 자료 대신으로 지리좌표 3초 간격(약 92.8m의 거리)의 DTM(Digital Terrain Model) 자료를 1 단위 시간/거리 간격으로 설정하였다.

본 연구에서 헬기는 일반 비행체의 비행 속

도의 크기와 방향과는 달리 일정한 수평 속도와 수직 상승/하강을 유지하는 것으로 간주하였다.

물론 GPS를 본 시스템에 실제로 장착하여 그 정보를 직접 수신 입력한다면 헬기의 비행 시 속도 벡터 $V(p)=[v_x(p), v_y(p), v_z(p)]$ 의 크기와 방향은 실시간 계산 가능하며 그 실험은 향후 과제가 될 것이다.

본 연구도 실제 작동 가능(operational)한 헬기 항법 시스템의 설계를 궁극적인 목적으로 하고 있으므로 향후 과제의 연구 실험은 그 의미가 크다고 할 수 있다.

참고 문헌

- [1] TERPROM, "PGCAS(Predictive Ground Collision avoidance System)", BAE System, 2006
- [2] Kim Eui-Hong, "A Study on Modeling of Antenna Site Location on DTM for Network of Mobile Telecommunication", Proceedings of ISEE, November 13-14, 2003, ACROS Fukuoka, Japan, 2003, pp.481-484
- [3] 임종수, "Matlab's Power", 아진, 2006, pp.206-209
- [4] Rafael C. Gonzalez et al., "Digital Image Processing using Matlab", Pearson Prentice Hall, 2004, pp.132-135
- [5] Erwin Kreyszig, "Advanced Engineering Mathematics", John Wiley & Sons, Inc. New York, 2003, pp.371-372