論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.6.515>

항공기 충돌 회피 경고 알고리즘 연구

정명진*, 장세아**, 최기영**, 김진복***, 양경식***

A Study on Algorithm for Aircraft Collision Avoidance Warning

Myungjin Jung*, Se-ah Jang**, Keeyoung Choi**, Jinbok Kim*** and Kyungsik Yang***

ABSTRACT

CFIT(Controlled Flight Into Terrain) is one of the major causes of aircraft accidents. In order to solve this problem, GPWS(Ground Proximity Warning System) is used to generate terrain collision warning using the distance between the aircraft and the underneath ground. Since the GPWS uses the vertical clearance only, it frequently generates false warnings. In this study, a terrain/obstacle collision avoidance warning algorithm was developed for fast flying and highly maneuvering fighters using the flight status and the geographic information. This algorithm considers the overall delay in the aircraft reactive motion including the pilot's reaction time. The paper presents a detailed logic and test methods.

초 록

항공기 사고 중에서 주요 원인 중 하나인 조종상태 지상충돌(Controlled Flight Into Terrain, CFIT)을 해결하기 위하여 대지 접근 경고 장치(Ground Proximity Warning System, GPWS)를 사용하여 항공기 아랫부분의 지형에 대해서 지형충돌 경고를 출력한다. 이러한 대지 접근 경고 장치도 적시에 경고가 발생하지 않아 많은 문제가 있었다. 본 논문에서는 비행 상태와 지형정보를 이용하여 속도가 빠르고, 고기동을 하는 전투기에 대해서 보다 효율적인 지형/장애물 충돌 회피 경고 알고리즘을 개발하였다. 이 알고리즘에는 조종사의 반응시간을 포함하여 항공기의 지연시간을 고려하였고, 일련의 검증을 통해 실제 탑재 가능한 알고리즘을 제시하였다.

Key Words : CFIT(조종상태 지상충돌), GPWS(대지 근접 경고 장치), Terrain Collision Avoidance Warning(지형 충돌 회피 경고), Obstacle Collision Avoidance Warning(장애물 충돌 회피 경고), flight status(비행 상태), DTED(디지털 지형 고도 데이터), delay time(지연 시간)

1. 서 론

전 세계적으로 항공기 사고의 80% 이상이 항공관련 종사자들의 인적 요인으로 인해 발생하고

있고, 이중 70% 정도가 조종사의 인적 요인에 의해 발생한다. 특히 상업용 항공기 사고의 치명적인 사고 요인 중 CFIT(Controlled Flight Into Terrain) 사고가 반 이상을 차지하고 있다. CFIT는 수면 위를 비행하는 경우에 바다의 수평선이 제대로 식별이 잘 안 되어 기준이 모호하거나, 산악지에서 이착륙 시 활주로와 접근 경로의 방향이 일치하지 않는 경우, 혹은 저고도 임무나 야간 임무에 지형이나 장애물 식별이 힘든 경우 발생하기 쉽다. 1970년대 CFIT을 해결하기 위한

† 2012년 2월 28일 접수 ~ 2012년 5월 25일 심사완료

* 정회원, 공군사관학교 항공우주기계공학과

** 정회원, 인하대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : kchoi@inha.ac.kr

인천광역시 남구 용현 4동 인하대학교 4-103

*** 한국항공우주산업주식회사 개발본부 항전H/W

Fig. 1. 충돌 회피 경고 알고리즘의 개념도

방법으로 대지 근접 경고 장치(GPWS)가 지형 충돌 위험에 대해서 경고를 출력하였다[1]. 하지만 초기의 대지 근접 경고 장치는 항공기 바로 아랫 방향의 지형의 고도만을 이용하여 충돌 여부를 확인하였기 때문에 비행하고 있는 아래 지형의 경사가 급격하게 변하는 경우, 경고가 너무 늦게 울리거나 불필요한 경고가 울리는 등의 문제가 있었다. 현재의 충돌 회피 경고 시스템은 전자 기술의 발달로 인한 처리 능력의 향상으로 레이더 고도계뿐만 아니라 각종 센서 등을 복합적으로 이용하여 충돌 위험을 판단하는 것에서 충돌을 미리 예측하는 시스템으로 발전하고 있다.

본 알고리즘에서는 지형 데이터베이스와 항공기의 비행 상태를 이용하여 Fig. 1과 같이 충돌 위험이 존재하는 경우는 물론, 항공기의 예상 회피 궤적을 이용하여 전방 지형에 대해서 충돌을 예측할 수 있는 알고리즘을 개발한다. 이 때 항공기의 반응 시간을 고려하여 예상 회피 궤적을 생성하였다. 또한, 인공 장애물과 같은 지형 외의 위험에 대한 충돌 경고와 근접 경고를 출력하도록 한다. 따라서 고기동을 하는 전투기급의 항공기 저고도 임무에서의 생존성을 높임으로써 임무의 효율을 높일 수 있는 알고리즘 개발을 목표로 있다.

II. 알고리즘 구성

2.1 디지털 지형정보

디지털 지형정보의 장점은 Fig. 2에서와 같이 오차가 거리에 독립적이라는 것이다. GPWS나 TAWS(Terrain Awareness and Warning System)에서 사용되는 레이더 고도계는 지형과 가까울 때는 오차가 적지만 고도가 높아질수록 오차가 커진다는 단점이 있다. 디지털 지형정보는 고도와 상관없이 일정한 크기의 오차가 존재하므로 항공기의 지형 충돌 문제에서 더욱 정확하게 충돌 위험을 예측할 수 있게 해준다. 이러한 디지털 지형정보의 장점을 이용하여 본 알고리즘에서는 DTED(Digital Terrain Elevation Data)라는 지형 정보를 사용하여 알고리즘을 구성한다.

Fig. 2. 거리에 따른 오차 비교[2]

2.2 알고리즘 개요

본 알고리즘의 구성은 Fig. 3과 같다. 기본적인 항법 시스템에서 출력되는 항법 정보와 충돌 위험 판단의 기초가 되는 지형, 장애물 데이터베이스를 입력으로 받는다. 입력정보와 항공기의 비행 상태를 이용하여 항공기 근방의 영역에 대해서 위험 정보와 항공기의 예상 궤적을 비교하여 충돌 위험이 존재할 경우 해당하는 적절한 경고가 출력되도록 하였다. 충돌 회피 경고 시스템의 입출력은 Table 1과 같다. Pull Up 경고나 Terrain 경고 시 예상 지형 충돌 시간이 출력된다. 또한 측면 탐색 영역에서 안전한 경로가 있을 시 상대적으로 안전한 선회 방향을 표시해 줄 수 있도록 하였다. 지형 충돌과 마찬가지로 장애물 충돌 경고 시에도 예상 장애물 충돌 시간을 출력할 수 있도록 하였다. 각각의 기능에 대한 순서도는 Fig. 4, 5, 6과 같다.

Fig. 4, 5는 지형 충돌과 관련된 Pull Up, Terrain, 하강률 관련 경고인 Sink Rate Pull Up, Sink Rate 경고를 출력하는 순서도이고, Fig. 6은 장애물 충돌 회피 경고를 출력하는 순서도이다.

Fig. 4의 지형 충돌 회피 경고에 대해서는 좌측의 전방 지형에 대한 충돌 회피 경고 부분과 우측의 선회 지형 충돌 회피 경고부분으로 이루어져 있다. 탐색각 설정은 현재 항공기의 뱅크각이 있는 경우 선회 비행을 하고 있다고 판단할 수 있기 때문에 전방 탐색 영역을 선회 비행 방향으로

Fig. 3. 충돌 회피 경고 시스템의 입출력 구성

Table 1. 충돌 회피 경고 시스템의 입출력

구 분	항 목	단 위
입력	항공기 위치(위도, 경도)	deg
	항공기 위치(고도)	ft
	기체 좌표 속도(u, v, w)	ft/s
	항공기 자세각(ϕ , θ , ψ)	deg
	최대 허용 하중 계수	
	선회율	deg/s
	선회 반경	m
	지형 데이터베이스 (DTED)	Level 2
	장애물 데이터베이스	
출력	Sinkrate Pull-Up	boolean
	Pull-Up	boolean
	Terrain	boolean
	Sinkrate	boolean
	Turn Advisory	
	Obstacle	boolean
	예상 지형 충돌 시간	sec
	예상 장애물 충돌 시간	sec

Fig. 4. 지형 충돌 회피 경고 순서도

치우쳐서 지형 고도를 탐색할 수 있도록 하였다. 현재 항공기의 진행방향을 고려하여 예상 궤적과 회피 궤적을 계산하고, 각각의 궤적의 고도와 해당 위치의 지형 고도를 비교하여 충돌 위험이 있을 경우, 현 상황에 맞는 경고를 출력하도록 하였다. 충돌 회피 경고 시, 수직 회피뿐만 아니라 양 옆으로 선회하여 회피할 수도 있기 때문에 선회 비행 시 안전한 방향이 있다면 알려주는 Turn Advisory 알고리즘 또한 예상 선회 비행

Fig. 5. 하강률 경고 순서도

궤적과 지형의 높이를 비교하여 안전한 쪽으로 선회를 할 수 있다는 값을 조종사에게 줄 수 있도록 하였다.

Fig. 5의 하강률 경고에 대해서는 미리 설정한 지형 고도 내에서 현재 하강률로 하강할 경우에 지면과 충돌 시간이 미리 설정한 t_1, t_2 보다 작다면 해당 경고를 출력하도록 하였다. 이 때, t_2 는 t_1 보다 작은 값으로 설정하여 더욱 위험도가 높은 경고가 출력되도록 하였다.

Fig. 6의 장애물 충돌 회피 경고에 대해서는 현재 위치 및 주변 장애물 데이터베이스를 읽어 서 장애물 전방 탐색 영역 내에 있는 장애물들을 찾아낸 후, 현재 항공기의 상태를 이용하여 충돌 여부를 계산하도록 하였다.

2.3 지형 탐색 영역 설정

지형 충돌 회피 경고 알고리즘에서 지형 탐색 영역을 설정하는 것은 매우 중요한 문제이다.

Fig. 6. 장애물 충돌 회피 경고 순서도

얼마나 먼 거리까지 탐색할 것인가라는 문제부터 얼마나 조밀하게 탐색할 것인가, 혹은 어떤 형태의 기하를 이용하여 탐색할 것인가 등의 문제를 풀어야 한다. 본 알고리즘은 고정익 전투기 급의 충돌 회피 경고를 위한 것이므로 고속의 고정익기의 기동특성에 적합하게 지형 탐색 기하를 설정해야 한다. Fig. 7에는 알고리즘에서 사용하는 지형 전방 탐색 영역을 나타내었다. 전방 영역은 부채꼴 형으로 탐색하고, 측면 영역은 Fig. 8과 같이 선회기동을 고려한 은행잎 모양의 탐색 기하를 설정하도록 한다.[4] 전방 영역 탐색에는 거리에 따른 시간의 밀도를 다르게 하여, 근접 지형에 대해서는 밀도를 높이고, 먼 지역은 밀도를 줄인다. 설정된 시간의 1/2에 해당하는 시간까지는 조밀하게, 1/2에서 3/4의 시간은 근접 지역보다 1/5의 밀도로, 3/4에서 최종 탐색 시간까지는 근접지역보다 1/10밀도로 탐색하게 하였다. Fig. 11에서와 같이 위와 같은 밀도로 지형 고도 및 예상 궤적을 계산하게 된다. 항공기의 ϕ 가 존재하는 경우 선회 중으로 판단하여 기수 전방을 탐색하는 것보다는 Fig. 7처럼 선회방향으로 치우친 형태로 지형을 탐색하여 선회 비행 상태에서 효율적인 경고를 출력할 수 있도록 하였다.

선회기동을 고려한 지형 탐색은 Fig. 8과 같이 해당 항공기의 선회 기동을 고려하여 은행잎 형태로 구성한다. 탑재 모델의 항공기의 선회 기동 한계가 8G이므로 2G 선회부터 8G 선회까지 하중계수를 증가시키면서 탐색하였다. 전방영역의 충돌 회피 경고 시 양 측면의 선회 기동 가능 정보를 조종사에게 줄 수 있도록 은행잎 모양에서의 예상 고도와 지형 고도를 비교하여 안전 선회 기동방향을 조종사에게 전달한다.

Fig. 7. 전방탐색영역

Fig. 8. 측면 선회 기동 탐색 영역

Fig. 9. 고도 비교

Fig. 8의 선회 궤적은 해당 항공기의 선회 기동 선도를 이용한다. 선회 기동선도 데이터를 이용하여 항공기의 속도와 하중 계수에 해당하는 선회 반지름과 선회율을 데이터에서 추출한다.[5] 탐색 영역 설정 후 원하는 지점의 지형 고도를 얻기 위해서 지형 주변의 점을 보간하여 사용해야 한다.

지형 탐색 영역의 모든 점의 고도를 얻기 위해서 보간법을 쓰는 것보다 효율성을 위해 주변의 가장 높은 고도 값을 택해서 사용하도록 한다. 보간법을 사용하는 것과 최대값을 사용하는 것의 차이는 Fig. 9에서 확인할 수 있듯이 최대 20m를 넘지 않는다. 본 알고리즘에서 사용하는 DTED Level 2의 정확도는 위도 경도 방향으로 원형 오차 23m이고, 고도 방향으로 오차 18m이다. 따라서 Fig. 9의 차이는 오차범위 이내라고 볼 수 있으므로 효율성을 위해 최대값을 사용하는 것으로 한다[6].

2.4 예상 충돌 회피 기하 설정

항공기의 예상 충돌 회피 기하를 만들기 위해서 최대 허용 하중계수를 알아야 한다. 해당 항

Fig. 10. 수평 연직 상방 기동[7]

공기의 v-n 선도를 이용하여 최대 허용계수를 추출한다. 항공기의 예상 회피 궤적을 계산할 때 안전을 위해서 최대 허용 하중계수보다 작은 값을 사용하여 회피 궤적을 계산하도록 한다.

예상 회피 궤적에 사용될 하중계수가 결정이 되면 다음 Fig. 10에서의 수평 연직 상방 기동을 통해 예상 회피 궤적을 그린다. 이 때 다음과 같은 수식을 이용한다.

$$q = (n-1) \frac{g}{V} \quad (1)$$

$$R = \frac{V}{q} = \frac{V^2}{(n-1)q} \quad (2)$$

2.5 지연시간

조종사가 경고를 인지하고, 조종간을 움직여서 항공기를 움직이는 데까지의 시간이 필요하다. 지연시간에는 조종사 반응시간, 구동기 반응시간, 항공기 반응시간, 롤 보상 시간 등이 고려되어야 한다. 구동기 반응시간, 항공기 반응시간은 각각의 항공기의 구성이나 종류마다 다르게 설정되어야 한다.

조종사의 반응시간은 Table 2를 이용하여 영상+음성 경고의 90%의 반응시간인 1.35초로 설정한다.

또한, 롤 보상시간은 항공기 특성에 맞게 롤 각속도를 설정하여 뱅크 각에 기동 가능 롤 각속도로 나뉜다.

Table 2. 자동차 운전자의 브레이크 반응시간[8]

경고형태	μ	σ	75%	85%	90%
-	1.13	0.46	1.53	1.81	2.02
영상	1.03	0.44	1.38	1.62	1.80
음성	0.90	0.43	1.20	1.40	1.55
영상 + 음성	0.84	0.37	1.08	1.23	1.35

$$t_{bank_comp} = \frac{abs(\phi)}{rollrate} \quad (3)$$

2.6 위험 판별

위의 요소들을 이용하여 예상 회피 궤적을 생성한 후, 지형과의 비교를 통해 조종사에게 적절한 경고를 출력할 수 있도록 한다.

Fig. 11은 고도 600미터에서 10m/s의 하강률의 비행 상태를 이용하여 지형과 비교한 그림이다. 지형 근접 경고는 항공기 현재 고도에서 설정 여유 고도보다 낮은 지형이 존재하는지에 대한 경고이고, 충돌 경고는 항공기가 지형에 충돌할 위험이 있는지에 대한 경고이다. 두 기준을 각각 계산해서 판단할 수 있지만, 지형 근접 경고 기준선에 대해서 먼저 판단하는 방법, 즉 해당 기준선이 지형과 만날 경우에만 예상 회피 궤적을 계산하여 지형 고도와 비교하는 방법이 계산량을 줄일 수 있기 때문에 더 효율적이다.

2.7 장애물 충돌 회피 경고

저고도에서 임무를 수행하는 항공기에 대한 위험은 지형뿐만 아니라 전신주나 높은 건물과 같은 장애물도 큰 위협이다. 하지만 지형은 연속적인 반면에 장애물은 건물이나 탑, 전선과 같이 임의의 위치에 비연속적으로 존재한다. 따라서 장애물 데이터베이스의 형태를 장애물의 위도, 경도, 고도, 높이, 위험 범위를 가지는 비연속적인 데이터의 형태로 설정한다.

충돌 위험이 존재하는 장애물의 탐색하기 위해서 모든 장애물에 대해서 판단하는 것은 비효율적이므로 Fig. 12와 같이 장애물 데이터베이스의 구역을 나누고 항공기 주변의 9개 구역 중에서 항공기의 비행경로에 따라 다시 해당하는 6개

Fig. 11. 지형 충돌 회피 궤적

Fig. 12. 장애물 데이터베이스 탐색

의 구역을 대상으로 장애물에 대한 데이터를 읽어 들인 후에 전방 탐색 영역에 속한 장애물인지를 판단한 다음에 충돌 위험이 있는 장애물에 대해서 경고를 출력하도록 하였다.

이 때 거리 d 와 방위각 η 는 아래의 Haversine 공식을 사용한다.

$$\Delta lat = lat_2 - lat_1 \quad (4)$$

$$\Delta long = long_2 - long_1 \quad (5)$$

$$a = \sin^2\left(\frac{\Delta lat}{2}\right) + \cos(lat_1)\cos(lat_2)\sin^2\left(\frac{\Delta long}{2}\right) \quad (6)$$

$$c = 2\arctan\left(\sqrt{a}, \sqrt{1-a}\right) \quad (7)$$

$$d = R_c c \quad (8)$$

$$\eta = \text{atan2}\left(\frac{\sin(\Delta long)\cos(lat_2)}{\cos(lat_1)\sin(lat_2) - \sin(lat_1)\cos(lat_2)\cos(\Delta long)}\right) \quad (9)$$

이 때 $lat_1, long_1$ 는 항공기의 위도와 경도이고, $lat_2, long_2$ 는 장애물의 위도와 경도이다. R_c 는 지구 반지름으로 6371km를 사용하였다.

III. 알고리즘 시연 및 검증

3.1 알고리즘 시연

충돌 회피 경고 알고리즘을 MATLAB의 xPC target이라는 툴박스를 이용하여, 결과를 시연하여 보았다. MATLAB Simulink의 Embedded Matlab Function 블록을 이용하여 알고리즘 코드를 탑재하였고, 매니저, 시연 PC와 목표 PC는 UDP 통신을 사용하여 연결하였다. 목표 PC에는 항공기의 동역학적 거동과 충돌 회피 경고기능을 탑재하였다. 목표 PC의 사양은 Fig. 13과 같다. 그리고 목표 PC에서 출력되는 데이터를 이용하여 FlightGear에서 항공기의 거동을 확인할 수 있도록 하였고, Simulink 내부의 블록을 사용하여

Fig. 13. 시연 구성도

Fig. 14. 시연 화면

각종 경고를 확인할 수 있는 창을 만들어서 Fig. 14와 같이 확인하였다. 하지만 탑재된 지형 데이터베이스인 DTED와 FlightGear 내부의 지형이 조금씩 다르기 때문에 경고의 타당성을 정확하게 확인할 수 없었다.

3.2 알고리즘 검증

본 지형 충돌 회피 경고 알고리즘에 대한 검증은 민간항공기의 지형 인식 및 경고 시스템 기술표준문서인 TSO-C151b의 부록 3의 시험조건 부분에서 Enroute 상태에서의 시험 조건을 확인하여 검증하였다.

3.2.1. Enroute Descent Requirement Test

항공기 운영 비행 영역 내의 임의의 속도에서 지형/장애물에 대해서 하강할 때 지형/장애물 위로 500ft의 clearance를 유지하도록 적시에 지형경고가 조종사에게 제공되어야 한다. Enroute Descent Requirement의 시험 조건은 Table 3과 같다. Table 3에 보이는 A열은 시험 조건이고, B, C, D열에 보이는 것은 단지 정보전달의 의미만을 가진다. E열에 보이는 것은 경고 출력되어야 하는 최소 고도를 나타낸다. 이 시험의 결과는 Fig. 15와 같다. 이 Fig. 15에서 각각의 조건에 대해서 경고가 출력되었는지를 확인할 수 있다.

Table 3. Enroute Descent Alerting Criteria[9]

Enroute Descent Alerting Criteria					
A	B	C	D	E	F
수직 속도 (FPM)	조종사 지연시간 동안의 고도 손실	고도 회복 중의 고도 손실	전체 고도 손실	최소 경고 고도	최대 경고 고도
1000	50	17	67	567	1200
2000	100	69	169	669	1400
4000	200	278	478	978	1800
조종사 지연시간 : 최소 3초 G pull-up : 0.25g 최소 지형 고도 여유 : 지면에서부터 500ft

Fig. 15. Enroute Descent Requirement 시험 결과

E열에서 경고가 출력되어야 하는 최소 고도가 567, 669, 978ft인데 Fig. 15에서 모두 만족함을 확인할 수 있다.

3.2.2 Enroute Level Flight Requirement

수평 비행(수직 속도가 $\pm 500\text{FPM}$ 이내) 동안 항공기가 지형으로부터 700ft이내의 고도에 있고, 규정 경고 시간 또는 고도차이가 700ft이하로 계산되면 지형 경고가 발생하는지를 확인하는 시험이다. 이때의 지형 Clearance는 700ft로 변경한다.

이 시험은 정해진 Clearance인 700ft이하일 때 경고가 출력되는지를 확인하는 시험이다. 시험 기준 및 시험 결과는 다음 Table 4와 같다. 지형과의 clearance가 700ft이하일 때 경고가 발생하므로 아래 다섯 가지 조건 모두 지형 근접 경고인 Terrain 경고가 발생하였다. 위의 세 경우는 clearance 700ft 이상에서 비행을 하는 상태이므로 경고가 발생하지 않는다.

3.2.3 Nuisance Alert Test

전 비행 상태에서 불필요한 TAWS 경고를

Table 4. Enroute Level Flight Alerting Criteria[9]

Enroute Level Flight Alerting Criteria				경고
지면 속도(KT)	지형 고도	시험 고도	시험 결과 조건	
200	5000	6000	경고 없음	-
250	5000	5800	경고 없음	-
300	5000	5800	경고 없음	-
200	5000	5700(+0/-100)	무조건 경고	Terrain
250	5000	5700(+0/-100)	무조건 경고	Terrain
300	5000	5700(+0/-100)	무조건 경고	Terrain
400	5000	5700(+0/-100)	무조건 경고	Terrain
500	5000	5700(+0/-100)	무조건 경고	Terrain

확인하는 시험이다. Table 3의 시험 항목에서 F열의 항목을 확인하는 것인데, Fig. 15를 확인하면 된다. 이 때, F열은 경고가 출력되어야 할 최대 고도를 뜻하므로 F열의 고도보다 높은 고도에서 경고가 출력되면 불필요한 경고를 의미한다. Fig. 15에서 Table 3의 F열을 넘어서는 경고는 출력되지 않는다. 따라서 3가지 시험 조건을 모두 만족하는 것을 확인할 수 있다.

3.2.4. 장애물 경고 검증

장애물 경고 검증 방법으로 임의의 조건에서 알고리즘의 장애물 경고의 출력을 확인하여야 한다. 장애물 데이터베이스는 Fig. 12와 같이 구역을 임의로 나누고, 임의로 장애물 생성하여 Fig. 16과 같이 알고리즘의 타당성을 확인하였다. Fig. 16에서의 두 실선 사이가 전방 탐색 영역이다. 탐색 영역의 장애물을 확인할 때, 계산의 효율성을 위해 먼저 탐색 영역의 방위각 내에 장애물의 여부를 확인하고, 탐색 영역 거리 내에 있는지 확인한다. 일정한 넓이의 구역에서 한 점에서의 원 넓이보다 호 형태의 넓이가 더 작기 때문에 판별할 장애물 데이터 수를 줄일 수 있다. Fig. 16에서는 영역 내의 위협 장애물이 존재하고, 현재 비행계획보다 장애물의 고도로 높은 상태이므로 경고가 출력된다.

Fig. 16. 장애물 충돌 회피 경고 알고리즘 구성

III. 결 론

본 논문에서는 비교적 속도가 빠르고, 고기동을 할 수 있는 전투기급의 항공기에 대해서 지형정보와 비행 상태 등을 이용한 지형 및 장애물 회피 경고 알고리즘을 구성하고, 각종 시험 조건과 절차를 수립하고, 검증에 위한 시뮬레이션 구성 및 수행 등의 내용을 다루었다.

항공기 비행 상태와 지형 데이터베이스의 탐색에 필요한 영역을 읽어, 항공기가 비행할 영역에 대해서 현재 항공기 비행 상태와 지연시간, 예상 회피 기동 궤적 등을 이용하여 조종사에게 적절한 경고를 출력할 수 있도록 하였다. 이 때 각종 매개변수들은 변경이 가능하도록 하여 필요한 경우 알고리즘 향상을 위한 수정이 용이하도록 하였다. 이는 항공기의 변경이나 각종 상황에 따라 유연하게 접근하기 위함이다.

검증에 대해서도 다양한 방법을 고려하였다. Matlab의 xPC target이라는 툴을 이용하여 실제로 target 컴퓨터에 탑재하여 구동시켜 실제 경고가 출력되는 것을 확인하는 것에서, TSO-C151b를 이용하여 각종 시험 조건들에 대해서 알고리즘이 적용되는 부분에 대해 검증 절차를 마련하고, 시험 행렬을 구성하여 검증까지 하였다. 하지만 TSO-C151b는 민항기 TAWS 장치 기준이므로 본 알고리즘이 적용되는 모든 범위에 적용시키기는

힘들다. 따라서 좀 더 세밀하게 알고리즘을 검증할 수 있는 도구나 절차를 개발해야 할 것이다. 또한, 지형 탐색 영역을 최대한 효율적으로 사용하거나, 탐색 및 비교 방법을 적절하게 구성하여 알고리즘을 구현해야 한다. 특히, 지형의 단순화를 통하여 지형의 함수화나 간략화를 할 수 있다면 지형과 궤적을 비교하는데 있어서 더욱 더 효율적인 알고리즘이 될 것이다.

후 기

본 연구는 '3D 지형정보를 이용한 항법 및 지형충돌방지 알고리즘 개발'과제의 일환으로 한국항공우주산업(주)의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) 교육 인적 자원부, *항공기 전자 장치*, 인하대학교 항공 경영 관리 연구소 편, 2007, pp. 291-297
- 2) C. S. Young, "Warning System Concepts To Prevent Controlled Flight Into Terrain(CFIT)"
- 3) A. J.M. Henley, "Aircraft Terrain Advisory System", 1999, U.S. Patent, 5,864,307
- 4) C. Hewitt, A. J. Hickey and J. D. Boyes, "A Ground and Obstacle Collision Avoidance Technique", 1991
- 5) 박춘배, *비행동역학의 이해*, 경문사, 2004, pp.53-71
- 6) MIL-PRF-89020B, "Performance Specification Digital Terrain Elevation Data (DTED)"
- 7) Lecture 6: Longitudinal Maneuvering Flight, <http://www.aoe.vt.edu/~cwoolsey/Courses/AOE3134>
- 8) Y. Zhang, E. K. Antonsson and K. Grote, "A New Threat Assessment Measure for Collision Avoidance System", 2006
- 9) TSO-C151b, "Terrain Awareness and Warning System"