

Kalman Filter를 적용한 TCAS-II 충돌회피 성능 개선

Improvement of the Avoidance Performance of TCAS-II by Employing Kalman Filter

전병규*, 임상석*

Byung-Kyu Jun*, Sang-Seok Lim*

요 약

현재 치명적인 항공기 공중충돌 사고 또는 니어미스 (Near miss) 사고를 예방하기 위해 국제표준으로 장착해 운용하고 있는 TCAS 시스템의 성능이 만족스럽지 못한 점에 대해 항공안전관련 기관의 관심이 집중되고 있다. 지금까지 TCAS의 충돌회피 성능개선에 대한 연구는 주로 회피방향, 수직상승속도, 회피방향의 역전, 복잡한 구도의 여러 항공기 및 회피공간의 여부 등에 대한 회피로직 개선에 집중되었다. 하지만 TCAS가 활용하는 정보의 신뢰성, 특히 고도계에서 발생할 수 있는 센서오차에 대해서는 주의 깊지 다루어지지 않았다. 따라서 본 논문에서는 고도계의 고도측정의 오차와 TCAS 충돌회피 알고리즘에 사용되는 'α-β' 추적기가 TCAS의 회피 성능에 미치는 영향을 분석하고 칼만필터를 사용하면 충돌회피 성능을 개선할 수 있음을 보이고자 한다.

Abstract

In this paper we consider the problem of the existing TCAS-II systems that fail to be satisfactory solution to mid-air collisions (MACs) and near mid-air collisions (NMACs or near misses). This is attributed to the fact that the earlier studies on the collision avoidance mainly have focused on determination logic of avoidance direction and vertical speed, reversal of the avoidance direction, multiple aircraft geometry, and availability in certain air spaces. But, the influence of sensor measurement errors on the performance of collision avoidance was not properly taken into account. Here we propose a new TCAS algorithm by using Kalman filter instead of 'α-β' tracker to improve the avoidance performance under the influence of barometric sensor errors due to air-temperature, pressure leaks, static source error correction, etc.

Key words : TCAS, mid-air collisions (MACs), near-miss accident, collision avoidance algorithm, barometric sensor errors¹⁾

1. 서 론

항공수요의 지속적인 증가와 항공기술 발전에 힘입어 현재 약 2만7천여 대의 항공기가 운항되고 있으

며 범세계적 항공인프라가 구축되어 있다[1]. 향후 CNS/ ATM이 도입될 경우 궁극적으로 '자유비행'이 가능해지고[2] 따라서 항공산업은 비약적으로 발전할 것이며 특히 개인소유 및 경량 항공기 수요가 폭

* 한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부(School of Avionics, Telecommunication and Computer Eng., Korea Aerospace University)

- 제1저자 (First Author) : 전병규
- 투고일자 : 2011년 11월 17일
- 심사(수정)일자 : 2011년 11월 18일 (수정일자 : 2011년 12월 22일)
- 게재일자 : 2011년 12월 30일

증할 것으로 예상된다. 이에 항공사고를 방지하기 위한 기술개발의 필요성이 더욱 부각되고 있으며, 특히 자유비행에 따른 가장 큰 문제인 항공기 공중충돌 방지에 그 초점이 모아질지고 있다. 이는 항공기의 운항단계 중 순항단계(En-route)에서 대부분의 항공사고가 발생한다는 사실에 기인하며, 이 단계에서 항공기의 순항고도가 평균적으로 26,000ft 또는 36,000ft로 지정되어 있으므로 지형·지물에 의한 충돌이 발생할 확률보다는 사실상 항공기 시스템의 결정적인 오류, 파손 및 다른 항공기에 의한 ‘공중충돌’이 사고의 주요 원인이라고 결론지을 수 있다.

이러한 공중충돌사고를 방지하기 위해 TCAS(또는 ACAS)가 개발되고 국제표준시스템으로 지정하여 대부분의 상업용 항공기에 장착하도록 법으로 제정하였다[3][4][5]. 그럼에도 지금까지 공중충돌 및 니어미스가 발생하고 있다는 사실은 현행 TCAS 시스템이 완전한 역할을 수행하지 못하고 있다는 것을 의미한다. 공중충돌사고는 치명적이므로 현재의 TCAS 시스템의 성능을 시급히 개선해야 한다.

TCAS의 성능개선을 위한 대표적인 연구로 ACASA(ACAS Analysis)[6]가 있으며 ICAO와 유럽의 주도로 지금까지 제기되어왔던 문제점들을 분석하고 안전성능을 개선하기 위한 국제적 프로그램이다. 하지만 ACASA는 주로 유럽의 공역환경에서 TCAS 운용을 위한 분석이나 RVSM 공역에서의 가용성, 전파 간섭(EMI, Electromagnetic Interference) 등에 대한 연구에 국한되었다. 이외에도 회피방향의 역전[7], 감시 성능개선[8], 여러 항공기와 복잡한 구도를 가지는 상황에서의 회피로직 개선[9] 등에 대한 연구가 수행되었다. 하지만 TCAS가 사용하는 정보의 신뢰성, 특히 고도계에서 발생할 수 있는 오차에 대해서는 고도별로 최대허용오차값을 지정하여 정적필터인 ‘ α - β ’ 추적기로 다루고 있으며, 시스템 전체에서 발생하는 오차를 포함한 고도를 100ft 혹은 25ft로 양자화(quantization)하여 사용하고 있다[10]. 이러한 정적필터는 TCAS에서 사용하는 기압고도계의 원리상 기압과 기온이 불안정한 지역에서 나타날 수 있는 국지적이고 일시적인 고도 측정오차나 항공기의 상승 또는 하강에 따른 고도계 오차 변화에 충분히 대응할 수 없다는 문제점이 있으나 이에 대한 연구는 수행되지

않았다.

본 논문에서는 기존의 TCAS 충돌회피 알고리즘이 사용하는 정적필터인 ‘ α - β ’ 추적기와 고도측정의 오차의 영향을 충돌회피 알고리즘에 반영하고 칼만필터를 채용하여 기존의 알고리즘의 문제를 확인하고 충돌회피 성능을 개선할 수 있음을 보이고자 한다.

본 논문은 다음과 같이 구성되어 있다. 제2절에서 현재 운용중인 TCAS-II 시스템과 고도측정오차의 관계를 기술한다. 이 고도측정오차가 충돌회피 결정에 미치는 영향을 제3절에서 분석한다. 대표적 공중충돌 시나리오를 구성하고 시뮬레이션을 통해 Kalman 필터를 적용한 결과를 제4절에서 분석한다. 끝으로 제5절에서 결론을 맺는다.

II. 현행 TCAS-II와 고도오차의 관계

TCAS-II 알고리즘에서 항공기의 고도는 기본적으로 ‘ α - β ’ 추적기로 고도를 추적한다. 하지만 이 추적기는 정적(static) 추적기의 하나로 환경의 동적인(dynamic) 변화를 적절하게 반영하지 못한다, 따라서 알고리즘의 초반부인 ‘Tracking’ 단계에서 생기는 오차는 최종적인 회피 경로에까지 그 영향이 미치게 된다. 결국, 추적기의 오차가 안전한 충돌회피에 결정적인 영향을 미칠 수 있다.

2-1 기압고도계의 고도 측정과 오차

항공기는 대기속도와 고도값 측정을 위해 일반적으로 기압고도계(Barometer)를 이용한다. 기압고도계로 측정하는 고도는 대기의 평형조건과 이상기체 방정식으로부터 다음과 같이 표현할 수 있다[11].

$$z = \frac{T_0}{L} \left(\left(\frac{P}{P_0} \right)^{-LR/g} - 1 \right) \quad (1)$$

이 식에서 T_0 와 P_0 는 평균해수면에서의 온도 및 기압이다. 측정고도 z 는 중력가속도 g 와 기체상수 R 을 제외한 나머지 모든 값들이 실제로 국지적이며 일시적이라는 관점에서 상수로 취급되지만 측정오차를 생성시키는 변수가 될 수 있음을 의미한다. 실제로 온

도의 비표준적 분포에 의한 측정오차가 약 160m 이상 발생했다는 보고가 있으며[12] 이러한 상황을 개략적으로 나타내면 그림 1과 같다. 이 그림에서 두 항공기 위치에 대한 해수면의 기압은 같다고 가정한다. 항공기 A는 표준온도보다 고온의 기류 위를 날고 있다고 가정하면 고도계는 실제 고도보다 낮은 고도값을 나타내게 된다. 반면에 항공기 B는 차가운 기류 위에서 비행한다고 할 때 항공기 B의 기압 고도계의 지침은 실제 고도보다 더 높은 고도를 나타내게 된다.

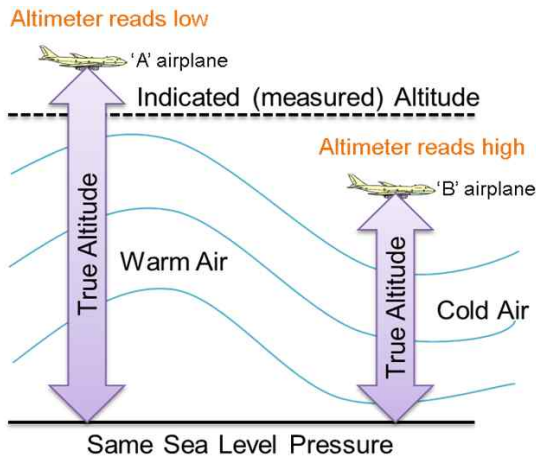


그림 1. 온도 분포에 따른 실제고도와 측정고도의 차
Fig. 1. Difference of the actual and measured altitudes

이러한 항공기 주위의 온도에 의한 고도오차 유발 이외에도 해수면에서의 온도와 기압의 변화, 저기압 또는 고기압 형성에 의한 영향, 기온감률 L 의 부정확성 등에 의한 오차를 모두 고려한다면 특수한 상황에서는 수백 미터 정도의 오차가 발생할 수 있다. 고도오차의 주요 원인은 표 1과 같으며 각 원인에 의해 발생하는 오차는 조건에 따라 센서 오차의 평균값이나 분산값으로 나타나게 된다.

2-2 충돌회피 결정에 대한 고도오차의 영향

고도 측정오차를 다루기 위해 TCAS-II의 최소운용 성능표준(MOPS)에서는 센서 및 양자화 오차 등을 포함하여 최종적으로 입력 받는 고도의 총 오차를 고도계시스템오차(ASE, Altimetry System Error)로 정의하

고, 특히 고도계에서 발생하는 측정오차를 항공기 고도에 따라 표준편차(σ)가 제한되는 정규분포를 따른다고 정의하고 있다[10]. 표 2는 고도에 따른 최대허용오차를 보여준다. 이 표에 나와 있지 않은 고도는 근접한 두 기준고도에 대해 선형 보간법을 사용하여 산출되며 40000 ft 이상의 고도는 선형 보외법을 사용하여 산출한다. 이러한 최대허용오차는 추적기 측정오차의 편차로서 반영할 수 있다.

표 1. 기압고도계 오차의 원인

Table 1. Error sources of the barometer

고도오차 요인
정적포트와 피토편 손상, 피토티 및 정적 파이프의 압력누설, 표면 물결효과에 의한 압력변화
공기데이터컴퓨터 허용오차 초과, 소자수명
정적포트 민감부의 도장불량
RVSM (Reduced Vertical Separation Minimum) 타당성 검사 절차, 비-최적화된 정적소자 오류교정
외부요인 (바람, 기온, 기압차, 기타)

표 2. 기압고도 시스템의 고도별 최대허용오차

Table 2. Maximum errors allowed for altitude levels

기준고도 (Km)	최대허용 오차 (ft)
평균해수면 (MSL)	135
5	144
10	156
15	174
20	195
25	213
30	234
35	258
40	285

한편, TCAS-II에서는 항공기의 수직축 비행궤도의 평활화를 위해 정적(static) 추적기인 ‘ α - β ’추적기를 사용하고 있다. 이 추적기는 항공기 고도 모델을 선형적으로 가정하고 오차를 제거하기 위한 보상값의 가중치를 상수로써 반영[10]하며 $\alpha=0.5$, $\beta=0.167$ 를 사용한다. 하지만 이러한 정적 추적기는 표 1의 오차나 비표준 온도 분포에 의한 오차를 효과적으로 반영할 수 없으며, 측정오차를 포함하여 정의된 ASE의 확률범위를 일시적으로 넘어서는 경우 추적에 실패할 수도 있다.

2) 기온감률 $L = -\frac{dT}{dz}$

III. 칼만필터를 적용한 충돌회피 성능개선

3-2 칼만필터를 적용한 충돌회피

3-1 충돌회피 시나리오 설정

그림 2에 나타난 대략적인 고도 시나리오에서 각 항공기의 실제 고도는 센서오차에 의해 일정 영역 내에서 자신의 위치를 갖는 확률분포적 특성이 나타난다. 즉, 고도계의 오차가 적절히 보상되지 않았을 때, TCAS의 추적기는 그림에서 평균이 추적고도(Tracked altitude)과 같더라도 실제 TCAS-II에 입력되는 값은 99.7%의 신뢰도(3σ)기준으로 144ft의 편차값을 가지는 확률분포영역(그림에서 음영으로 표시된 영역)에 존재하게 된다. 특히, 최악의 경우엔 항공기의 실제 고도는 확률분포영역의 최하단이고 위협 항공기의 실제 고도는 확률분포영역 최상단에 위치할 수도 있다는 것을 보여준다. 이 경우 TCAS-II 지시에 의해 회피기동을 수행하게 되면 항공기가 실제로 가장 근접하게 되는 지점(CPA)에서 충돌회피에 요구되는 최소고도(ALIM)를 확보하지 못하는 상황이 발생할 수 있음을 알 수 있다. 즉, 이 상황에서는 실제로는 212 feet의 고도분리값을 갖도록 회피를 지시하게 되며 이는 준-사고(near-miss)에 해당하는 NMAC이 발생할 수 있다는 것을 보여준다. 이러한 최악상황의 경우가 아니더라도 TCAS-II에서 충돌회피 알고리즘에 사용되는 ‘α-β’추적기는 주변 환경의 실시간(dynamic) 변화를 적절히 수용할 수 없으며 이는 항공사고나 준-사고에 직결될 수 있다는 것을 알 수 있다.

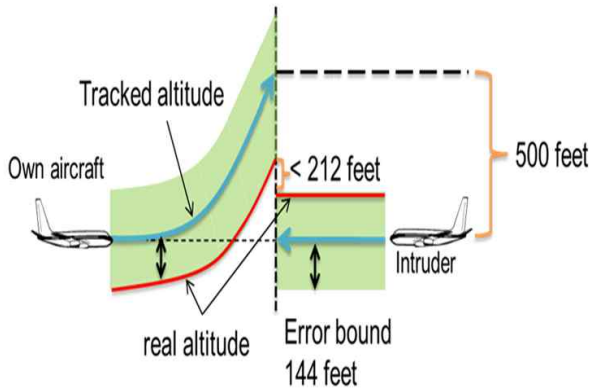


그림 2. 오차 포함한 회피경로 및 CPA에서의 분리고도
Fig. 2. Altitude error bound at CPA of two aircraft

TCAS에서 사용하는 ‘α-β’고도 추적기를 대신할 칼만필터 추적기를 충돌회피 알고리즘에 적용한 경우와 비교하기 위해 기본적으로 항공기 상승 모델에 대한 운동방정식을 동일하게 적용한다. 또한, 기압 고도계의 센서오차는 최악의 상황을 가정하기 위해 참고 문헌 [10]에 지정된 고도별 최대 허용 오차를 칼만필터의 표준편차로서 사용하기로 한다. 항공기 상승 또는 하강에 대한 상태방정식은 다음 식 (2)와 같다.

$$\begin{aligned} x_k &= Ax_{k-1} + Bu_{k-1} + w_{k-1}, \\ y_k &= Cx_k + z_k \end{aligned} \quad (2)$$

식 (2)에서 x_k 는 항공기의 고도와 상승속도를 나타내고 u_k 는 상승가속도 입력, w_k 는 시스템 잡음을 나타낸다. 항공기의 고도 상승 모델은 기본적으로 선형시불변시스템 (LTIS)이라 가정하면, 시스템 오차는 항공기 상승가속도의 10%를 반영하기로 한다. 시스템 상태를 고도와 상승률로 구성하면, LTIS 고도 상승 모델은 식 (3)과 같이 기술할 수 있다[13].

$$\begin{aligned} x_k &= \begin{bmatrix} h_k \\ v_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} x_{k-1} + \begin{bmatrix} \Delta t^2 / 2 \\ \Delta t \end{bmatrix} u_{k-1} + w_{k-1}, \\ y_k &= [1 \quad 0] x_k + z_k \end{aligned} \quad (3)$$

식 (3)에서 측정치 y_k 는 측정오차 z_k 와 상태벡터 x_k 로부터 얻어진다. 시스템에 대한 시스템잡음 (process noise) w_k 와 고도계의 측정잡음(measurement noise) z_k 의 공분산은 식 (4)와 같이 산출한다.

$$\begin{aligned} Q_k &= E(w_k w_k^T) = (0.1u_{acc})^2 \begin{bmatrix} \Delta t^4 / 4 & \Delta t^3 / 2 \\ \Delta t^3 / 2 & \Delta t^2 \end{bmatrix}, \\ R_k &= E(z_k z_k^T) = z_n^2 \end{aligned} \quad (4)$$

단, u_{acc} 는 항공기의 상승 가속도이며 z_n 은 상수로서 최대 허용 ASE를 적용한다. 식 (4)와 같이 오차 공분산을 정의하면 필터의 오차 공분산은 식 (5)와 같이 산출된다.

$$P_k = AP_{k-1}A^T + Q_{k-1} - P_k^- C^T R_k^{-1} C P_k^- \quad (5)$$

식 (2)-(4)를 사용하여 오차 공분산 및 상태변수의 예측치를 산출하는 절차는 그림 3과 같다. Kalman 필터 알고리즘의 \hat{x}_k 는 k 시점에서 상태변수 x_k 와 구분하기 위한 추산값을 나타내고 \hat{x}_k^- , P_k^- 의 위 첨자 ‘-’는 선행 예측 (priors estimation)을 의미한다. 칼만필터의 추적 알고리즘은 ‘Prediction’단계에서 선행 예측값을 계산한 후, ‘Update’단계에서 칼만필터의 이득과 상태 공분산을 산출하여 각 시점에서의 상태변수를 갱신한다[13].

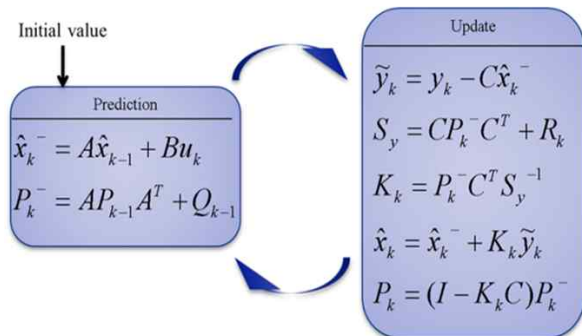


그림 3. 칼만필터 예측과 갱신 사이클
Fig. 3. Prediction and update cycles of Kalman filter

표 3. 충돌시나리오 구성의 주요 파라미터
Table 3. The parameters for collision scenarios

요 소	값
조종사 회피 반응시간	5sec
최대상승가속도	3, 5ft/sec ²
최대 상승속도	1500, 900, 600, 300 (fpm)
고도분리 여유	150ft
측정오차 특성	일정한 오차한계를 갖는 가우시안 분포 [10]

IV. 시뮬레이션 및 결과분석

현행 TCAS-II 알고리즘에서 사용하는 ‘ α - β ’추적기와 칼만필터를 적용한 충돌회피 성능을 비교하기 위해 표 3과 같은 요소들을 고려한다.

항공기의 고도에 따라 고도계에서의 측정오차 특성이 달라지므로 이를 반영하기 위해 5가지 고도값을 사용하여 시뮬레이션을 수행하고 신뢰도를 높이기 위해 1만회의 Monte Carlo 시뮬레이션[14]을 수행

하였다. 5가지 고도값에 따른 ‘ α - β ’추적기와 칼만 필터에 대한 시뮬레이션 결과로 RMSE(Root Mean Square Error)를 도시하면 그림 4와 같다. 그림 4에서 확인할 수 있듯이 1- σ (sigma)가 약 48ft에서 95ft인 고도계의 오차가 발생할 경우 ‘ α - β ’ 추적기로 평활화하여도 대부분의 오차가 충분히 제거되지 못하고 40ft 이상 남아있지만 칼만필터를 사용한 경우는 모두 5ft 이내로 오차가 감소함을 알 수 있다.

고도별로 1만 번의 시뮬레이션 중, 각 시뮬레이션에 대한 RMS 오차의 도수분포를 나타내면 그림 5와 같다. 그림 5를 보면, ‘ α - β ’ 추적기의 경우 칼만필터와 비교하여 RMSE 측면에서 상대적으로 큰 값을 가지며 또한 넓게 분포되어 있음을 확인할 수 있다. 이는 칼만필터를 이용하였을 때 고도에 대한 참값과 예측값의 오차가 훨씬 더 작으며, 각 경우에 대해 큰 변화 없이 안정적으로 오차를 제거하는 것을 확인할 수 있다.

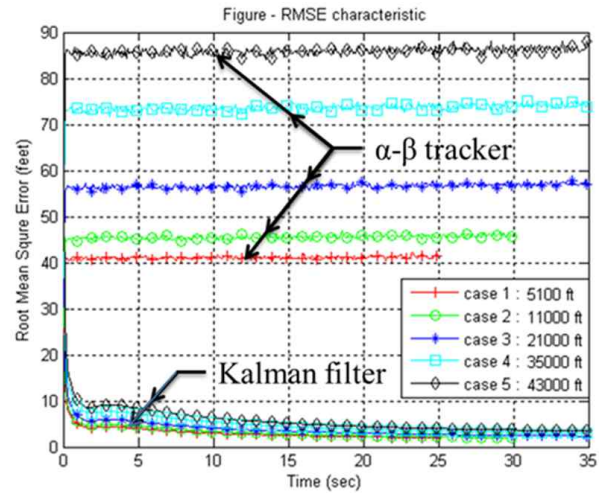


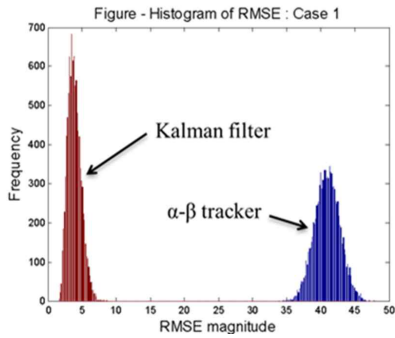
그림 4. ‘ α - β ’ 추적기와 칼만필터에 의한 RMS 오차
Fig. 4. RMS errors by α - β tracker and Kalman filter.

또, 그림 6과 같이 위험상황이 발생한 횟수를 계산할 수 있으며, ‘ α - β ’ 추적기 대비 칼만필터 간의 회피성능개선을 APIR(Avoidance Performance Improvement Ratio)은 식 6으로 산출할 수 있다.

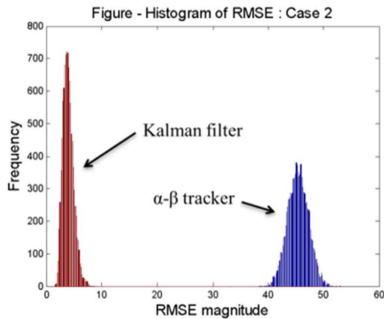
$$APIR = \frac{nSafe_{KF}}{nSafe_{\alpha\beta}} \quad (6)$$

이 APIR을 산출하는 방법은 그림 6에서 확인할 수

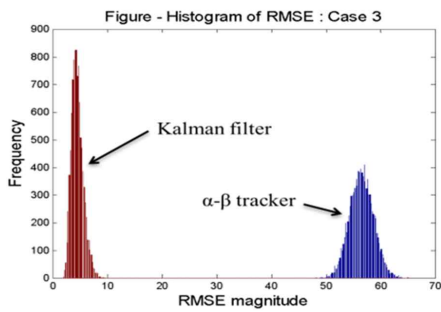
있듯이 RMSE를 2배 함으로써 TCAS 탑재 항공기와 위협항공기의 고도오차를 함께 고려하였다. 총 1만 회의 시뮬레이션을 수행하면서 위험기준에 부합되지 않는



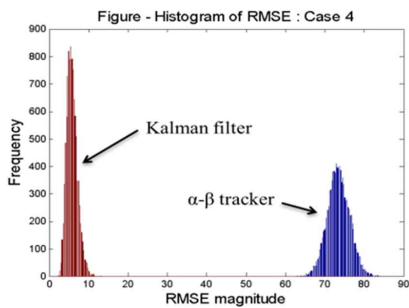
(a)



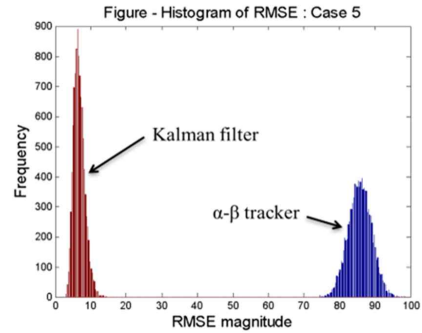
(b)



(c)



(d)



(e)

그림 5. 두 필터에 대한 RMS 오차의 발생 도수분포
Fig. 5. The frequencies of RMS error occurrence corresponding to the two filters

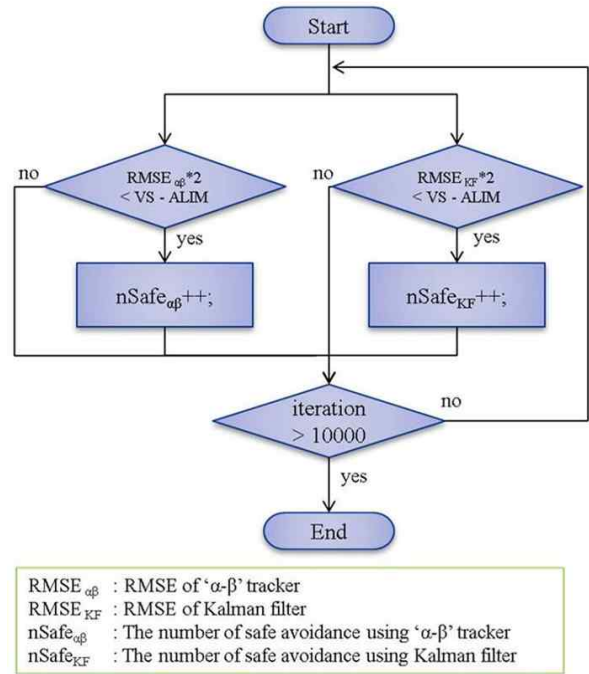


그림 6. Monte Carlo 시뮬레이션을 통한 위험상황 발생 횟수의 계산
Fig. 6. Occurrence frequencies of the collision risk from Monte Carlo simulation.

경우 즉, CPA에서 오차를 포함한 고도분리값이 ALIM 이상이 되어 안전한 회피가 이루어지는 횟수를 고도별 5개의 시나리오에 대해 'α-β' 추적기와 칼만필터를 사용하여 각각 집계하였으며 그 회피성능 개선 결과를 표 4에 나타내었다.

표 4. 고도별 시나리오에 대한 회피성능개선 효과
Table 4. The APIR for the five scenarios

시나리오	안전회피횟수(회피성공률)		회피성능 개선율(APIR)
	α - β 추적기	칼만필터	
Case 1: 5100 ft	375 (3.75%)	3348 (33.48%)	8.9280
Case 2: 11000 ft	3615 (36.15%)	9874 (98.74%)	2.7314
Case 3: 21000 ft	5818 (58.18%)	10000 (100.00%)	1.7188
Case 4: 35000 ft	4140 (41.40%)	9947 (99.47%)	2.4027
Case 5: 43000 ft	991 (9.91%)	8146 (81.46%)	8.2200

표 4를 보면 칼만필터의 적용 시 모든 시나리오에 대해 회피 성공률이 증가되었으며 ‘ α - β ’ 추적기와 비교할 때 대략 2배~9배까지 회피성능이 향상될 수 있음을 확인할 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 현재 사용되고 있는 TCAS-II의 문제점을 수직축 비행궤도 추적기의 측면에서 분석하였다. 그 결과 기존 알고리즘에서 사용하고 있는 정적 추적기인 ‘ α - β ’ 추적기의 사용이 충분한 충돌회피 성능을 보장하지 못할 수 있다는 것을 확인하였다. 이 문제를 해결하기 위해 칼만필터를 적용하면 기압고도계에서 발생하는 측정오차를 적절하게 제거할 수 있으며 결과적으로는 항공기 공중충돌위험에 대한 충돌회피 성능을 개선할 수 있으며 기존의 ‘ α - β ’ 추적기와 비교할 때 상대적으로 크게 개선할 수 있음을 확인하였다.

감사의 글

본 연구는 국토해양부의 ‘2011년 해양교통 전문인력(GNSS분야) 양성사업’의 일부지원으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

- [1] 항공통계: 세계편 2010, 한국항공진흥협회, 2010
- [2] 임상석, “차세대 항행 시스템 CNS/ATM”, *전자공학회지*, 제 26권 제 4호, July 2004
- [3] Federal Aviation Regulations Part 121, 125, 129, FAA
- [4] 항공법 제 41조 제 2항, 항공법시행규칙 제 135조의 2
- [5] *International Standards Recommended Practices and Procedures for Air Navigation Services - Aeronautical Telecommunications*, ANNEX 10, Volume IV - Surveillance Radar and Collision Avoidance Systems, Chapter 4 - Airborne Collision Avoidance System, ICAO, Oct. 2007
- [6] Garfield Dean, ACASA Final Report Summary, ACAS PROGRAMME, ACASS Project, *EUROCONTROL*, Mar. 2002
- [7] Zeitlin A.D., Arino T., Kuchar J., "Improvement the Resolution Advisory Reversal Logic of the Traffic Alert and Collision Avoidance System, 25th Digital Avionics Systems Conference IEEE/AIAA, 2006
- [8] S. Chabert & T. Arino, “Collision risk due to TCAS safety issues”, *EUROCONTROL TCAS Safety Study*, EASA, Koeln, Germany, July 2010
- [9] Thomas B. Billingsley, Leo P. Espindle, and J. Daniel Griffith, "TCAS Multiple Threat Encounter Analysis", Project Report ATC-359, *MIT Lincoln Laboratory*, Lexington, MA, Oct. 2009
- [10] *Minimum Operational Performance Standards for Traffic Alert and Collision Avoidance System II (TCAS II) Airborne Equipment*, RTCA, Inc. - RTCA DO-185, Dec. 1997
- [11] U.R. Baek, S.H. Kim, S.S. Kim, K.Y. Choi, and C.B. Park, “Development of Air Data System for Measurement of Airspeed and Altitude of UAS”, *2007 JSASS-KSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering*, Kitakyushu, JAPAN, pp.20-23, Oct. 2007
- [12] H. Ranter, *Airliner Accidents Statistics 2010*, Aviation Safety Network, <http://aviation-safety.net>, Jan. 2011.

- [13] Mohinder S. Grewal, Angus P. Andrews, *Kalman Filtering - Theory and Practice Using MATLAB*, 3rd edition, Wiley-Interscience, Sep. 2008
- [14] Reuven Y. Rubinstein, Dirk P. Kroese, *Simulation and the Monte Carlo method*, Wiley-Interscience, 2008

전 병 규 (田秉圭)



2009년 2월 : 한국항공대학교
항공전자공학과(공학사)
2011년 1월 : 한국항공대학교
항공전자공학과 석사과정
관심분야 : 항공전자, 소프트웨어
인증, CNS/ATM, SVS, TCAS,
TAWS

임 상 석 (林尙石)



1976년 2월 : 한국항공대학교 항공
전자공학과(공학사)
1984년 9월 : Ottawa Univ. 전자 및
컴퓨터 공학과(공학석사)
1990년 3월 : Ottawa Univ. 전자 및
컴퓨터 공학과(공학박사)
1976년 ~ 1982년 : ADD 연구원
1990년 ~ 1992년 : Canada Royal Military College, R.A.
1992년 ~ 1995년 : DREO Canada, Research Scientist
2005년 ~ 2006년 : CRC Canada 연구교수
1995년 ~ 현재 : 한국항공대학교 항공전자 및
정보통신공학부 교수
관심분야 : 항공전자, CNS/ATM, SVS, UAV, 임베디드
소프트웨어 인증