

자유비행 분리보증 효율성 측정모델 연구

Models for Measurement of Efficiency of Free Flight Separation Assurance

이대용*, 강자영**

Lee-Dae Yong*, Kang-Ja Young**

요 약

항공기 분리보증은 자유비행 분리보증의 핵심요구사항이다. 본 논문에서는 자유비행 공역 효율성 측정을 위한 다양한 분리보증 및 효율성 측정 모델을 고찰하고, 자유비행 분리보증을 위한 포텐셜 필드 알고리즘과 기하학적 알고리즘, 두 가지의 충돌회피 기법을 모델링 하여 항공기 성능데이터와 두 가지 조건의 시나리오 상황에서 분리보증 해결과 운항 효율성을 측정하였다. 실험결과 자유비행 공역 하에서 기하학적 알고리즘 적용이 포텐셜 필드 알고리즘 보다 분리보증 해결, 운항 효율성 측면에서 우수하였으며, 동일한 알고리즘에서도 선회각, 속도 복합모델인 기하학적 결합 알고리즘이 더욱 효율적인 것으로 나타났다.

Abstract

Airborne separation assurance is a key requirement for Free Flight Airspace operations, This paper study the feasibility of airborne separation assurance for free flight Airspaces operations by evaluating the efficiency measurement models. Three qualitatively different methods are utilized; one based Ground and Air conflict probability model, other based Dynamic Density model. the other based Direct operating cost model. The evaluation is Direct Operating Cost model and Two metrics are utilized for the efficiency measurements; airborne separation assurance performed quite well in the Free Flight evaluation; (1) 2 scenario of the conflict situations are resolved; (2) The MD-80 flight performed separation assurance and efficiency, Not only applying for geometric method algorithm is more efficiently than potential method, but also the most efficiently geometric combined method.

Key words : Conflicts Detection and Resolution, Direct operating cost, Efficiency measurement, Dynamic Density model, Conflict probability model.

I. 서 론

자국의 자유로운 영공사용과 항공노선의 확대육망 등이 자유비행(Free Flight)의 개념으로 표출되었으며, 자유비행은 더 효율적인 운항경로에 대한 가능

성을 제공하는 동시에 비행시간의 단축, 항공기 연료 절감과 대기오염 감소, 운항비용 및 항공교통관제 과밀화 의존을 축소시킬 수 있는 가장 큰 대안이며, 이에 항공기 분리보증은 자유비행을 위한 핵심 요구사항(Key Requirement)이다[1]. 본 논문에서는 분리보증

* 한국 항공대학교 항공운항관리학과 박사과정(수료)

** 한국 항공대학교 항공운항관리학과 교수

· 제1저자 (First Author) : 이대용

· 투고일자 : 2011년 11월 17일

· 심사(수정)일자 : 2011년 11월 18일 (수정일자 : 2011년 12월 22일)

· 게재일자 : 2011년 12월 30일

효율성 측정모델을 고찰하고, 효율성 측정모델 중 충돌회피기법을 통해 운항 효율성을 측정하였다.

II. 분리보증의 정의

공역의 안전성을 보장하기 위해서는 항상 유지되어 할 항공기 간의 최소 분리거리가 존재해야 하며, 항공기간의 최소분리간격은 각 항공기의 수평비행계획에서 회피초기반경, 수직차원에서는 비행고도 (flight levels)로 주어진다. 두 항공기간 충돌 또는 안전공역을 유지할 수 없을 때, 항공기는 안전을 유지할 수 없으며, 자유비행 공역에서는 충돌로 간주된다. 최소분리간격 및 보호구역은 수평거리 5nm, 수직거리 상하 1,000ft로 설정되며 자유비행 공역 하에 항공기 간의 충돌상황은 보호구역의 침범이며, 분리보증의 위반으로 정의한다[2].

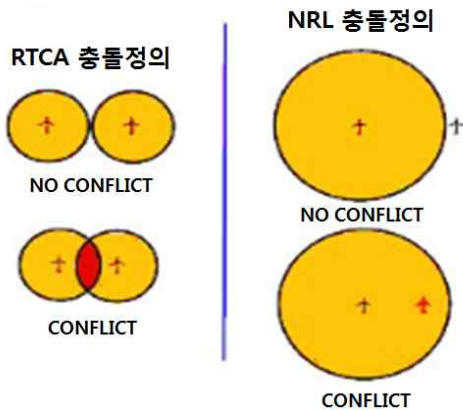


그림 1. 자유비행 환경에서의 충돌정의[3]
Fig. 1. Definition for free flight environment.

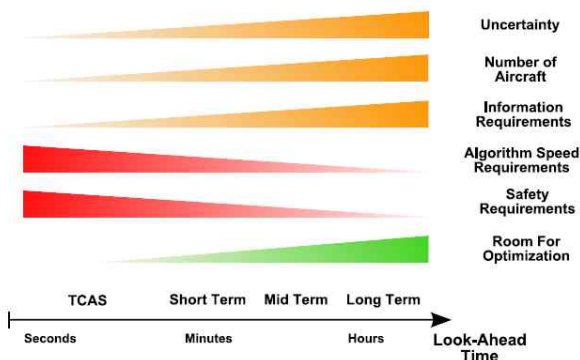


그림 2. 충돌회피 시스템 요구사항[4]
Fig. 2. Requirement for CD&R system.

분리보증 충족을 위한 시간대역별 충돌회피 시스템 요구사항은 그림 2와 같이 분류되며, 불확실성과 항공기 대수(공역 수용량 관점), 요구정보, 자유비행을 위한 최적화 공간이 장거리(Long-Term) 대역에서 가장 높았으나, 충돌감지 및 회피 알고리즘의 구현속도와 안전 요구사항은 가장 낮은 것으로 나타났다. 시간대역(장기 → 중기 → 단기)이 감소할수록 요구되어지는 알고리즘의 구현속도는 증가되어야 하며 충돌이 임박한 상황인 TCAS나 초 근거리(Short-Term 또는 Look ahead time)상황 시는 높은 안전 요구도 및 고속 알고리즘 구현을 통한 충돌회피 및 해결이 필요하다.

III. 분리보증 효율성 측정방법

분리보증 효율성 측정방법은 중앙 집중식과 분산식 시스템으로 분류할 수 있으며, 중앙 집중식 방법으로 동적밀도(Dynamic Density) 회귀분석알고리즘과 공역 충돌확률 예측모형 등이 있으며, 항공기 기반의 분산식 시스템으로는 충돌회피 알고리즘을 설계 후 일련의 충돌회피 과정 시 해결시간, 연료량 등을 측정하는 방법과 몬테카를로 기법을 이용한 확률적 방법 등이 있다.

표 1. 분리보증 효율성 측정방법
Table 1. Measurement for SA efficiency.

기법	알고리즘	측정지표(변수)
중앙집중식	동적밀도 회귀분석	혼잡성 지수
		항공기 운항대수
	충돌확률예측	작업부하, 실패확률
분산식	충돌감지/회피	확률적 기법(MAC)
		운항시간, 연료량

3-1 동적밀도 회귀분석 알고리즘

공역 동적밀도를 통한 회귀분석알고리즘은 운항 효율성 측정을 위해 주어진 시간에 특정 공역색터의 혼잡수준, 항공교통제어와 작업부하에 영향을 주는 모든 변수를 고려하는 방법으로, 항공교통관리, 공역 구성, 시나리오 일관성 등 3가지 구성요건을 적용하

여 특정공역의 동적밀도를 측정하는 것이다. 참고문헌[5][6]에서는 미국 클리블랜드의 평균 12년의 업무 경력의 전문 관제사가, 3개의 공역섹터(2개의 고고도 공역과 1개의 저고도 공역)에 75분 동안 관제레이더 모니터링 결과를 기반으로 다중선행회귀 방법을 통해 혼잡 변수 및 혼잡성 등급 간의 관계의 강도를 식별 하였다. 회귀 분석 시 종속 변수의 관계(등급)와 독립변수(혼잡성 변수)를 고려하였으며, 혼잡성 변수 기반 방법과 항공기 운항대수 기반을 기준으로 하는 두 가지 방법으로 실험한 결과, 혼잡성 변수기반 측정결과가 항공기 운항대수 기반보다 좀 더 유의성이 있는 것으로 나타났다.

동적 공역혼잡도 측정지표는 다음과 같다.

$y = \beta_0 + \beta_1x_1 + \beta_2x_2 + \beta_3x_3 + \beta_4x_4 + \beta_5x_5 + \beta_6x_6 \dots + \beta_{17}x_{17}$
공역 효율성 측정을 위한 17가지 관련 동적 파라미터는 다음과 같이 정의된다.

$$\text{항공기 대수는 } C_1 = N \quad (1)$$

항공기 밀도는

$$\text{If } N > 2, C_{2a} = N / V_{hull}, \text{ If } N = 1, C_{2a} = C_{2b} \quad (2)$$

$$\text{If } N = 2, C_{2a} = N / V_*, V_* = r(r + d_{12})(h_{12} + \Delta h)$$

분리임계지수는

$$C_{18} = \frac{\sum_{1 \leq i \leq N} \sum_{j \in T_i, J_i} \omega_{\epsilon_{ij}} n_f}{2N}, J_i = \{j | h_i - \Delta h/2 \leq h_j + \Delta h/2; j \neq i\}$$

$$T_i = \{j | 0 \leq t_{ij} \leq \Delta t; j \neq i\}, t_{ij} = -\frac{d_{ij}}{\dot{d}_{ij}}, \dot{d}_{ij} = \frac{(d_{xij}V_{xij} + d_{yij}V_{yij})}{d_{ij}} \quad (3)$$

섹터볼륨은

$$V_{sector} = \text{Volume of the sector} \quad (4)$$

항공기 상승비율(총 항공기/상승 항공기)

$$C_2 = N_{cl} / N \quad (5)$$

동고도 수평분리는

$$C_{16} = (\{\min_{1 \leq i \leq N} \{\min_{J \in J_i} \{d_{ij}\}\}\})^{-1} \quad (6)$$

$$J_i = \{j | h_i - \Delta h/2 \leq h_j + \Delta h/2; j \neq i\}$$

60초 이내 충돌가능 항공기 비율은

$$C_{18} = \frac{\sum_{1 \leq i \leq N} \sum_{j \in T_i, J_i} \omega_{\epsilon_{ij}} n_f}{2N}, \quad (7)$$

$$J_i = \{j | h_i - \Delta h/2 \leq h_j + \Delta h/2; j \neq i\}$$

$$T_i = \{j | 0 \leq t_{ij} \leq \Delta t; j \neq i\}, t_{ij} = -\frac{d_{ij}}{\dot{d}_{ij}},$$

$$\dot{d}_{ij} = \frac{(d_{xij}V_{xij} + d_{yij}V_{yij})}{d_{ij}}$$

지면속도와 평균 지면속도 표준편차 비율은

$$C_{22} = \frac{C_{21}}{\bar{V}} \quad (8)$$

$$\bar{V} = \frac{1}{N} \sum_{1 \leq i \leq N} V_i$$

평균 충돌해결 장애는

$$C_{18} = \frac{\sum_{1 \leq i \leq N} \sum_{j \in T_i, J_i} \omega_{\epsilon_{ij}} n_f}{2N} \quad (9)$$

$$\epsilon_{ij} = \min\{x_{ij}, 2\pi - |x_{ij}|\}$$

$$\chi_i = \tan^{-1}(V_{yi}/V_{xi})$$

$$J_i = \{j | h_i - \Delta h/2 \leq h_j + \Delta h/2; j \neq i\}$$

$$T_i = \{j | 0 \leq t_{ij} \leq \Delta t; j \neq i\}, t_{ij} = -\frac{d_{ij}}{\dot{d}_{ij}}$$

$$\dot{d}_{ij} = \frac{(d_{xij}V_{xij} + d_{yij}V_{yij})}{d_{ij}}$$

3차원 유클리디언거리 0-5nm 이내의 항공기 대수는

$$C_{27} = \sum_{1 \leq i \leq N} \sum_{1 \leq j \leq N} [D_{ij} < 5 \wedge i \neq j] \quad (10)$$

3차원 유클리디언거리 10-15nm이내의 항공기 대수는

$$C_{28} = \sum_{1 \leq i \leq N} \sum_{1 \leq j \leq N} [10 < D_{ij} < 15] \quad (11)$$

13nm이내의 두 항공기 수렴각 측정은

$$C_{44} = 0.1070 \sum_{i,j} CO_{ij} \quad (12)$$

$$CO_{ij} = \begin{cases} 0, & d_{ij} \geq 13nm \\ \frac{180 - |\chi_i - \chi_j|}{360} \end{cases}$$

하위섹터 경계에 가까운 항공기 대수는

$$C_{44} = 0.04055 \sum_{1 \leq i \leq N} bp_i \quad (13)$$

$$bp_i = \begin{cases} 0, & \text{else} \\ 1, & db_i < 10nm \\ 0.5, & db_i \in [10, 15] \end{cases}$$

공역구조의 대안평가 및 항공기 분포 대수는

$$C_{44} = 0.45024 \max_{10 \leq i \leq N} \left\{ \sum_{1 \leq i \leq N} ar_i \right\} \quad (14)$$

$$hd_i = |\sin(|\chi - \chi_i|)| \times (3.14156/180)$$

$$ar_i = C_{40} hd_i, \chi = \chi_{cV_1}$$

8nm이내의 수평분리 항공기 대수는

$$C_{27} = \sum_{1 \leq i \leq N} \sum_{1 \leq j \leq N} [d_{ij} < 8 \wedge i \neq j] \quad (15)$$

항공기 기수편차는

$$C_{37} = \sigma_{\chi}^2 \quad (16)$$

항공기 축 기수편차는

$$C_{39} = C \sum_{1 \leq i \leq N} (\chi_i - \chi)^2, \chi = \chi_{cV_1} \quad (17)$$

이며, 식(1)~(17) 지표를 통해 공역의 동적 밀도를 측정하고 분리보증 효율성을 평가할 수 있다.

표 2. 변수정의

Table 2. Definition of factors.

c변수	내 용
N	항공기 대수
V_{hull}	경계다면체내 항공기 대수
Δh	수직인접 매개변수
r	수평인접 매개변수
d_{12}	수평분리
h_{12}	수직분리
N_d	상승 속도용 항공기 대수 > 200ft/min
d_{ij}	항공기 i 와 j 측면거리
h_i	항공기 고도 i
Δt	threshold 출발시간
t_y	출발시간
d_{ij}	범위율
d_{xij} d_{yij}	거리좌표
V_{xij} V_{yij}	속도좌표
σ_{vg}^2	지면속도 편차
χ_i	항공기 기수 각도
$\omega_{\epsilon_{ij}}$	충돌해결 장애수준
V_{xi} V_{yi}	수평속도
D_{ij}	항공기 i 와 j 방사거리(nm)
C	사각형 경계섹터의 중심
V_l	C 부터 subsector 정점
χ	C 에서 V_l 까지 기수
db_i	항공기와 가장 가까운 섹터경계거리(nm)

3-2 공역 충돌확률 예측모형

참고문헌[3]에서는 중앙집중식 시스템(ATC)에서 잠재적으로 발생할 수 있는 충돌해결을 위한 조종사, 관제사 작업부하(Work load)와 이에 야기되는 잠재적 충돌확률을 아래와 같이 예측하였다. N 은 공역 내 총 운항대수, P_2 는 두 항공기의 충돌확률, P_g 는 지상기반(중앙집중식, 이하 지상기반) 시스템의 충돌해결 실패확률, P_a 는 항공기기반의 충돌회피 시스템의 충돌해결 실패 확률로 정의되며, 식(18)은 지상기반 시스템의 실패확률, 식(19)는 항공기 기반 시스템의 실패확률이다.

$$Ground\ system: P_{fg} = \binom{N}{2} \cdot P_2 \cdot P_g \quad (18)$$

$$Airbone\ system: P_{fa} = \binom{N}{2} \cdot P_2 \cdot P_a \cdot P_a \quad (19)$$

지상기반 시스템과 항공기기반 시스템의 총 충돌 확률은 식(20)으로 표현된다.

$$P_c = \binom{N}{2} \cdot P_2 = \frac{N \cdot (N-1)}{2} \cdot P_2 \quad (20)$$

자유비행 공역을 운항하는(지상기반 시스템과 항공기기반 시스템) 두 가지 형태의 분리보증 시스템과 2대 이상의 항공기가 충돌탐지 및 회피를 위한 분리보증 시 야기될 수 있는 P_c/P_2 와 항공기 대수의 상관관계는 그림 3과 같다. 이는 항공기 대수가 증가 시 지상기반 시스템에서 발생할 수 있는 충돌확률은 기하급수적으로 증가하는 반면, 항공기기반 시스템의 충돌확률은 항공기 대수가 증가 시에도 충돌확률이 증가하지 않는 것을 확인할 수 있다.

$$Ground: P_{c_g} = \frac{1}{2} N(N-1) P_2 \quad (21)$$

$$Air: P_{c_a} = (N-1) P_2 \quad (22)$$

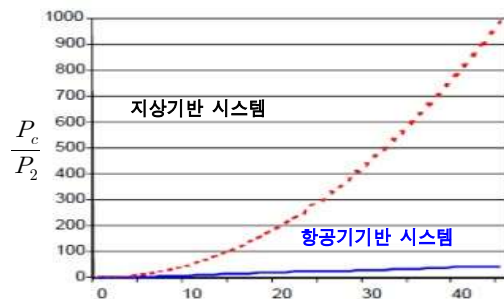


그림 3. 분리보증 충돌확률 비교[3]

Fig. 3. Comparison of the SA Conflict Probability

또 실제 항공기 운항 파라미터를 기반으로 100 X 100nm 크기의 특정운항 공역을 설정하고 해당공역에서의 평균 항공운항 교통밀도를 시간 당 10대로 가정 후 이에 따라 관제사 및 조종사 업무 수행 시 야기될 수 있는 항공기 충돌확률은 식(23)(24)(25)이다. 과밀 시를 가정, 적용된 운항 파라미터의 2배를 적용하여, 운항대수를 20대로 증가 시 잠재적 충돌확률은 식(26)(27)이며, 40대를 가정 시 식(28)(29)로 나타낼 수 있다.

$$P_{c_a} = 1.0 \frac{1}{hr} \quad (23)$$

$$P_2 = \frac{P_{c_a}}{(N-1)} = \frac{1.0}{9} = 0.11 \frac{1}{hr} \quad (24)$$

$$P_{c_g} = \frac{1}{2} N(N-1)P_2 = 5.0 \frac{1}{hr} \quad (25)$$

$$\text{Ground system: } P_{c_a} = \frac{1}{2} N(N-1)P_2 = 21. \frac{1}{hr} \quad (26)$$

$$\text{Airbone system: } P_{c_a} = (N-1)P_2 = 2.1 \frac{1}{hr} \quad (27)$$

$$\text{Ground system: } P_{c_a} = \frac{1}{2} N(N-1)P_2 = 86. \frac{1}{hr} \quad (28)$$

$$\text{Airbone system: } P_{c_a} = (N-1)P_2 = 4.3 \frac{1}{hr} \quad (29)$$

위의 잠재적 충돌확률이 항공기 기반 시스템에서 야기되는 충돌확률 보다 훨씬 취약하며, 공역의 혼잡성을 가정하여, 과밀상황 적용 시에는 도미노 효과[7] 발생으로 인해 항공기 운항대수 대비 기하급수적으로 충돌확률이 증가한다. 이는 특정 공역을 설정하고 충돌확률 실험으로 조종사, 관제사의 작업부하 결과와 관계성 규명 등 운항 효율성을 측정하였으며, 자유비행 분리보증 해결을 위해서는 항공기 기반 시스템이 더욱 효율적임 증명하였다.



그림 4. 중앙집중식 시스템 분리보증 해결방법[3]
Fig. 4. Central system SA resolution method

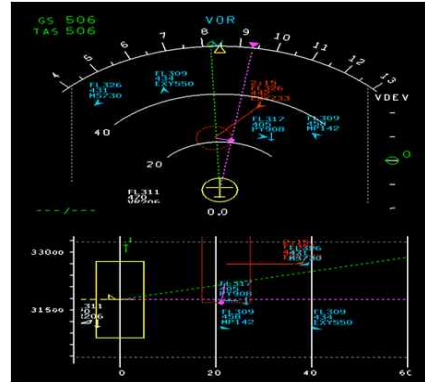


그림 5. 분산식 시스템 분리보증 해결방법[3]
Fig. 5. Distributed system SA resolution method

3-3 직접 운용비(DOC) 알고리즘

직접 운용비 알고리즘을 통한 항공기 운항 효율성 평가는 기존 항공기의 원래 항로 대비 실제 회피기동을 하면서 비행한 항로의 적분치와 총 소요된 시간을 이용한다.(단위 sec) 운항 성능 측정기준의 목적은 고성능의 항공기 시뮬레이션을 이용하지 않는 한 대체 최적기동 측정기준을 결정하기 위한 것이다. 따라서 측정기준이 적절하게 선택된다면, 신뢰성 있는 결과를 얻을 수 있다. 항공사에서 관심 있는 핵심 성능 측정기준은 충돌탐지 및 회피기동이 수행되었을 때 직접 운용비(DOC : Direct operating cost)가 얼마만큼 변화가 있는냐에 있다. 직접 운용비는 다음과 같이 정의된다[8].

$$DOC = b_t \Delta t + b_F \Delta w_F \quad (30)$$

식 (30)에서, b_t 와 b_F 는 각각 시간 및 연료의 비용이다. 또한 Δt 와 Δw_F 는 각각 측정하고자 하는 운항시간의 구간과 이 시간의 구간동안에 소요된 연료의 무게이다.

$$\Delta w_F = \int_0^{\Delta t} w_F dt \quad (31)$$

식(31)에서 Δw_F 는 항공기의 연료소모율이다. 식 (30)과 (31) 및 비용지수(Cost Index)를 이용하면, 효율성 측정기준을 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$EM = \left(\frac{DOC_{NOM}}{DOC_{CDR}} \right) = \frac{c_1 t_{NOM} + \int_0^{t_{NOM}} W_F dt}{c_1 (t_A + t_B) + \left(\int_0^{t_A} W_F dt + \int_0^{t_B} W_F dt \right)} \quad (32)$$

IV. 자유비행 분리보증 효율성 측정

4-1 컴퓨터 시뮬레이션 설정

본 연구에서는 직접 운용비 알고리즘을 적용하여, 운항 효율성 평가를 수행하였다. 하지만 비행 실험을 위해 직접적인 항공기 운용이 제한되는 현실을 고려하여 포텐셜 필드 알고리즘과 참고문헌[9][10]의 기하학적 알고리즘을 이용하여, MATLAB 시뮬레이션 모델을 개발하였으며, 선회각을 통한 회피모델과 속도와 선회각이 결합된 방법 등 두 가지를 개선하여 실험하였다. 컴퓨터 모의실험 수행 시, 비행 시뮬레이션 환경은 3차원 공간의 100NM³의 공역(X, Y, Z축 각 100NM)을 가정하고 2가지 경우의 조우상황 시나리오에 대한 충돌감지 및 회피기동 시뮬레이션을 실시하였다. 위의 컴퓨터 시뮬레이션을 위해서 항공기의 속도, 선회각, 회피기동 감지거리, 보호구역, 항로, 비행방향 등이 고려되었다. 효율성 측정 이전에 수반되는 분리보증 해결 및 최적기동 방법(Optimization maneuver)에 관한 사항은 각각 분리보증 해결 유무와 선회각 대비 협력적 또는 단독회피기동 시 최소 운항 시간 비율이 가장 적을 수록 효율적인 것으로 가정하였다. 또 바람요소와 선회 시 발생하는 양력침하 현상과 추력증가 등의 비행 역학적 요소는 생략하였다. 컴퓨터 시뮬레이션의 순서는 다음과 같다. 첫째, 항공기의 충돌감지거리(12.5NM, 15NM) 보호거리(5NM), 선회각(5~30°), 속도, 방향 등 초기 설정값들을 설정한다. 둘째, 항공기 성능 파라미터를 입력하고(본 실험에서는 MD-80 순항속도 446kt 적용)[11] 셋째, 충돌탐지 및 회피 알고리즘을 설정한다.(포텐셜 필드 알고리즘, 기하학적 최적화 알고리즘) 넷째, 알고리즘별 충돌탐지 및 회피기동 후에 기록된 비행 기록(flight data)결과를 효율 측정기준(EM)에 적용하여 알고리즘 간의 효율성 평가를 수행한다.

4-2 실험결과

(1) 분리보증 해결측면

분리보증 해결과 효율성 측면에서 기하학적 최적화 알고리즘이 포텐셜 알고리즘보다 더욱 효율적인 것으로 나타났다. 충돌감지거리를 12.5NM로 설정했

을 때 포텐셜 필드 알고리즘은 5, 10, 15도 선회각에서 3건의 미 해결 사례가 발생하였으며, 분리보증 해결을 위해서는 20도 이상의 선회각을 적용하여 회피기동을 수행하여야 했다. 하지만 충돌감지거리를 15NM로 확대 시에는 15도 선회각 적용 시에도 분리보증 해결이 가능하였으며, 미 해결 사례가 2건으로 줄어들었다. 기하학적 최적화 알고리즘은 동일조건 및 충돌감지 15NM 설정 시에도 단 1건의 위반사례도 발생하지 않았다. 특히 기하학적 최적화 알고리즘은 일정 선회각 적용 시에는 소유기 단독으로 회피기동이 가능하였다. 기하학적 최적화 알고리즘은 감지거리 12.5NM 설정 시 선회각 25도에서도 단독 회피기동이 가능하였으며, 감지거리를 15NM 확대 시 선회각 15도에서도 충분히 단독 회피기동이 가능하였다. 또 Combined Maneuver 적용 시는 20도 이상의 선회각에서는 단독회피기동을 통해 분리보증 해결이 가능하였다[표 3, 4, 5, 6, 7, 8 참조].

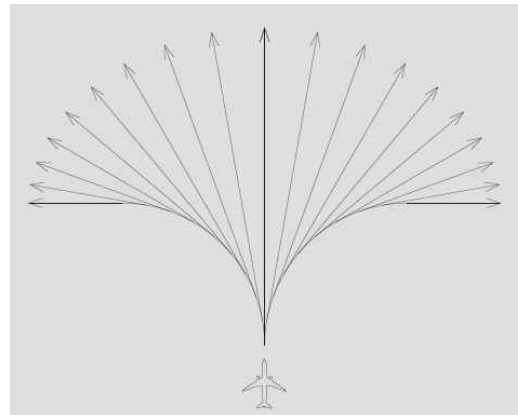


그림 6. 항공기 선회각 적용방법
Fig. 6. Apply a method for Aircraft bank angle.

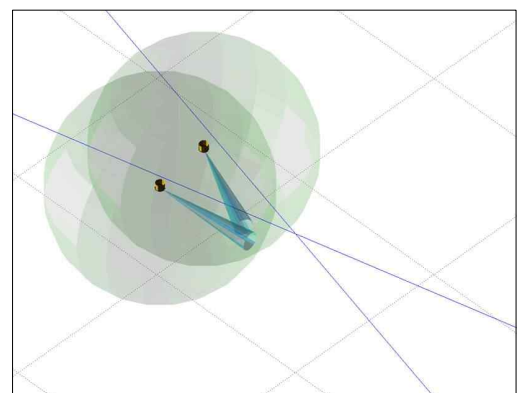


그림 7. 운항 효율성 측정 시뮬레이션(MATLAB)
Fig. 7. Simulation for flight efficiency measurement.

(2) 운항 효율성 측정

두 알고리즘의 효율성 측정 시 충돌해결의 일련과정을 포함하여 비행종료 시 소요되는 전체 운항시간을 상호 비교하였다.(표 2의 운용비용, 연료비용, 연료 무게 등은 동일 항공기이므로 직접운용비 적용 시 소거) 운항시간은 단위 시간당 소모되는 연료소모량과 운용비용에 직접적인 영향을 미치므로, 충돌해결의 과정에서 운항시간을 줄이는 것이 효율성에 가장 큰 영향을 미칠 것이다. 실험결과 기하학적 최적화 알고리즘이 효율성 측면(전체 운항시간 비교)에서 약 5% 더욱 효율적인 것으로 나타났으며, 동일 알고리즘에서 선회각 회피기동과 Combined Maneuver 비교 시는 Combined Maneuver 방법이 약 3% 더욱 효율적인 것으로 나타났다. 이는 운항 최적화 측면 시 비행 속도와 선회각을 함께 사용하여 분리보증을 해결하는 것이 효율적인 것으로 나타났다[그림 8, 9, 10, 11, 12, 13 참조].

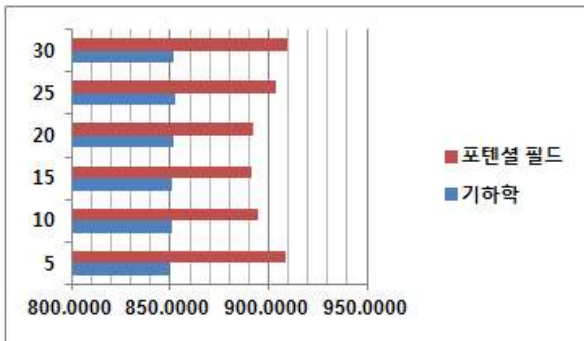


그림 8. 12.5NM 90도 조우상황(선회각/시간)
Fig. 8. 12.5NM 90Deg encounter(BA/Time)

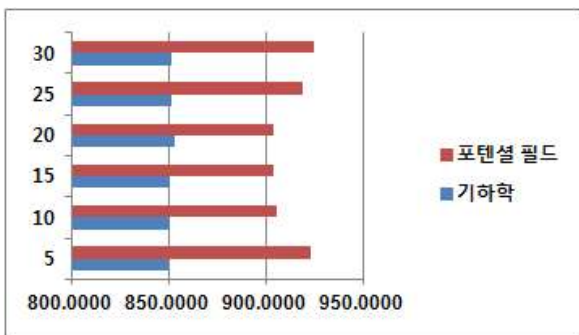


그림 9. 15NM 90도 조우상황(선회각/시간)
Fig. 9. 15NM 90Deg encounter(BA/Time)

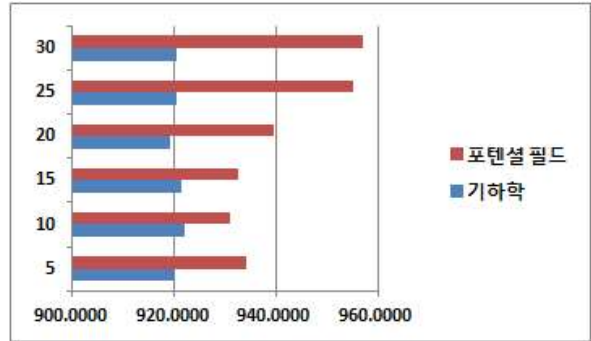


그림 10. 12.5NM 60도 조우상황(선회각/시간)
Fig. 10. 12.5NM 60Deg encounter(BA/Time)

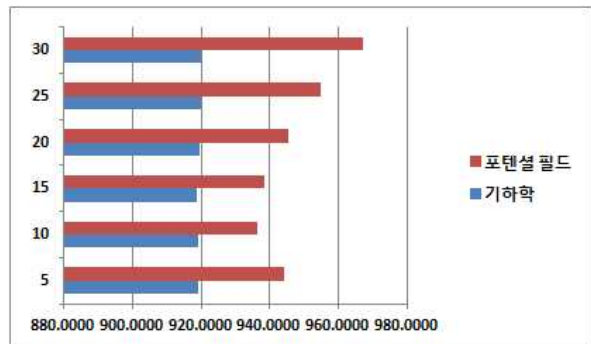


그림 11. 15NM 60도 조우상황(선회각/시간)
Fig. 11. 15NM 60Deg encounter(BA/Time)

표 3. 12.5NM 90도 조우상황
Table 3. 12.5NM 90Deg encounter.

분류	기하학적 방법	포텐셜 필드 방법
$\Delta T_{average}$	851.2112	900.0000
분리보증	해결(5~30도)	미 해결(5~15도)
$\Delta T_{average} = T_{CDR} - T_{REF}$ (T_{CDR} : 분리보증 해결시간, Sec)		

표 4. 15NM 90도 조우상황
Table 4. 15NM 90Deg encounter.

분류	기하학적 방법	포텐셜 필드 방법
$\Delta T_{average}$	851.3333	913.4167
분리보증	해결(5~30도)	미 해결(5~15도)

표 5. 12.5NM 60도 조우상황
Table 5. 12.5NM 60Deg encounter.

분류	기하학적 방법	포텐셜 필드 방법
$\Delta T_{average}$	920.5833	941.5000
분리보증	해결(5~30도)	미 해결(5~20도)

표 6. 15NM 60도 조우상황
Table 6. 15NM 60Deg encounter.

분류	기하학적 방법	포텐셜 필드 방법
$\Delta T_{average}$	919.3333	947.7500
분리보증	해결(5~30도)	미 해결(5~20도)

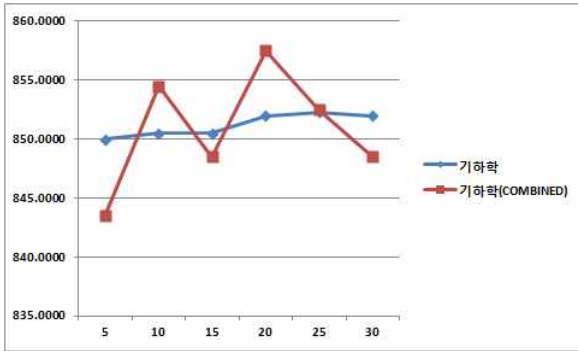


그림 12. 12.5NM 90도 조우상황(선회각/시간)
Fig. 12. 12.5NM 90Deg encounter(BA/Time)

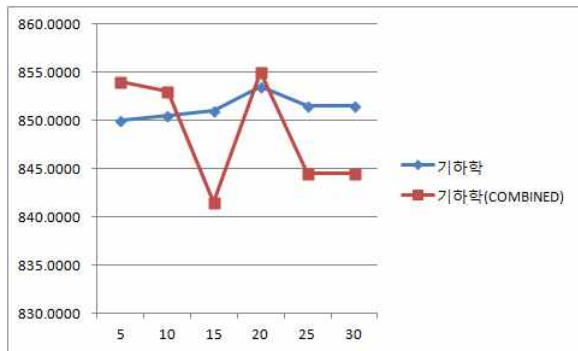


그림 13. 15NM 90도 조우상황(선회각/시간)
Fig. 13. 15NM 90Deg encounter(BA/Time)

표 7. 12.5NM 90도 조우상황
Table 7. 12.5NM 90Deg encounter.

분류	기하학적 방법	기하학적(Combined)
$\Delta T_{average}$	851.2112	850.8333
분리보증	해결(5~30도)	해결(5~30도)

표 8. 15NM 90도 조우상황
Table 8. 15NM 90Deg encounter.

분류	기하학적 방법	기하학적(Combined)
$\Delta T_{average}$	851.3333	848.7500
분리보증	해결(5~30도)	해결(5~30도)

V. 결론 및 향후 연구과제

본 논문에서는 자유비행 운항 효율성 측정에 대한 다양한 측정 알고리즘 및 각각의 적용사례를 분석 하였으며, 실제 충돌회피 알고리즘을 설계하고, 직접운 용비 모델을 적용하여 운항 효율성을 측정하였다. 추 후 연구에서는 실제 항공운항 시 고려사항인 충돌회 피 후 다양한 복귀기동 문제와 몬테카를로 기법을 활 용한 확률적 기법의 보완을 통해 항공기 운항 시 분 리보증의 해결의 신뢰성에 대한 후속연구를 수행할 예정이다.

참 고 문 헌

- [1] 이대용, 강자영, “자유비행 공역 혼잡성 측정에 관 한 연구” *한국 항공학회 학술발표 논문집 Vol. 15, No. 1 pp. 145-149.* 2011. 10. 21
- [2] *Survey of Conflict Detection and Resolution Modeling Methods* James K. Kuchar, Lee C. Yang, Department of Aeronautics and Astronautics Massachusetts Institute of Technology Cambridge, MA 02139, 1997
- [3] *Designing for Safety the Free Flight Air Traffic Management Concept*, NLR-TP-2001-313 pp. 211-216. June 2002.
- [4] *iFly Deliverable D5.1 Comparative Study of Conflict Resolution Methods Version: Final (1.2)*, G. Chaloulos (ETHZ), J.Lygeros(ETHZ), I. Roussos(NTUA), K. Kyriakopoulos(NTUA), E. Siva(UCAM), A. Lecchini-Visintini (ULES), P. Casek (HNWL), pp. 6-10. 22 November 2007
- [5] *Airspace company measurement an air traffic control simulation analysis* Parimal Kopardekar, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA, USA Albert Schwartz, Sherri Magyarits, and Jessica Rhodes, Federal Aviation Administration, Atlantic City, NJ, USA, pp. 1-6
- [6] *Airspace Complexity Measurement: An Air Traffic Control Simulation Analysis* Parimal Kopardekar NASA Ames Research Center. US/Europe 7th Air traffic Management Seminar, pp. 1-47. 3 July, 2007

[7] *Performance evaluation of airborne separation assurance for free flight*, AIAA2000-4269, pp. 8. 14 - 17 August 2000

[8] *Airbone Separation Assurance with Local TFM Confrence for Free Maneuvering Opearations FILNAL REPORT* K.Tysen Muller David R. Scheicher, pp. 10-16. July 2002

[9] Bilimoria, K.D. and Lee, H.Q., "Aircraft Conflict Resolution with an Arrival Time Constraint," Paper No. 2002-4444, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, August 2002.

[10] Bilimoria, K.D., "Compensating for Maneuver Dynamics," NASA Ames Research Center, 13 May 2002.

[11] Anon, "User Manual for the Base of Aircraft (BADA), Rev. 3.1," Eurocontrol, EEC Note No. 25/98, November 1998.

이 대 용(李大龍)



2008.3~2010. 3 : 한국 항공대학교
항공운항학과 박사과정(수료)
1999.3~2005.6 : 해군 조종사 근무
2002. 5 : 사업용 조종사
2006. 8~현재 : 방위사업청
공무원 재직
관심분야 : 충돌회피 알고리즘,
자유비행 분리보증, 운항 효율성, 최적기동 등

강 자 영(姜自永)



2002.3~현재 : 한국항공대학교
항공운항학과 교수
2009.3~2010.2. : Univ of Illinois,
Urbana Champaign 연구 교수
2002.6~2002.3. : ETRI
책임연구원/팀장
1996.2~1997.3. : Northrop Grumman

파견 연구원

1993.7~1993.8. : Lockheed Martin 파견 연구원

1979.3~1984.8. : ADD/DTAQ 연구원 1992.6. : Auburn Univ, AE/Ph.D.

관심분야 : CNS/ATM, 비행안정성 및 조종성, 항공체계공학