

Implementation of Vertigo Warning function for FA-50 aircraft

Eun-Kyung You*, Hyeock-Jin Kim**

*Senior master sergeant, Avionics Software Development Center, Seosan, Korea

**Professor, Dept. of Computer Engineering, Chungwoon University, Incheon, Korea

[Abstract]

Fighter pilots are taking 'Advanced Pilot Training' courses to perform their missions perfectly even under adverse conditions. However, there are accidents that fall due to problems with the human body's equilibrium in the acceleration of flight, falling into the 'Vertigo, Spatial disorientation' phenomenon. As such, accidents that fighters fall due to spatial disorientation frequently occur not only in Korea but also abroad. In this study, we implemented the 'Vertigo' warning function in the fighter. First, we analyzed the aircraft's mission computer and the currently implemented warning functions. And we studied the coordinate system to utilize the aircraft attitude information. Based on this, we wanted to provide a visual warning to the HUD when the fighter flies over a certain time in the inverted flight position. Implementing this feature is expected to improve pilot flight safety. In addition, based on the results of this study, we propose a method to implement warning functions through linkage with other subsystems.

▶ **Key words:** FA-50 aircraft, IMDC, OFP, Vertigo, Coordinate system

[요 약]

전투기 조종사는 '비행환경 적응 교육 훈련(APT)'을 이수함으로써 악조건 속에서도 완벽하게 임무를 수행할 수 있도록 능력을 향상시키고 있다. 그러나 비행 시 가속도로 인해 인체 평형기관의 이상으로 'Vertigo(Spatial disorientation)' 현상에 빠지게 되어 추락하는 사고 사례가 발생하고 있다. 이러한 비행착각에 빠지는 전투기 추락 사고는 국내·외를 불문하고 빈번하게 발생하고 있다. 이에 본 연구에서는 전투기에 'Vertigo' 경고 기능을 구현하고자 하였다. 먼저, 항공기 주임무 컴퓨터와 현재 구현되어 있는 경고 기능을 분석하였다. 그리고 항공기 자세 정보를 이용하기 위해 좌표계 시스템을 연구하였다. 이를 바탕으로 전투기가 배면 비행 자세로 일정 시간 이상 하강 시 전방시현장비에 시각적인 경고 기능을 제공하고자 하였다. 본 기능을 구현함으로써 조종사의 비행 안전을 향상시킬 수 있을 것이라고 기대한다. 또한 본 연구 결과를 바탕으로 다른 서브시스템과의 연계를 통한 경고 기능 구현 방안을 제안하고자 한다.

▶ **주제어:** FA-50 전투기, 임무컴퓨터, 비행운용프로그램, 버티고, 좌표계 시스템

-
- First Author: Eun-Kyung You, Corresponding Author: Hyeock-Jin Kim
 - *Eun-Kyung You (yek0444@hanmail.net), Avionics Software Development Center, Republic of Korea Air Force
 - **Hyeock-Jin Kim (jin1304@chungwoon.ac.kr), Dept. of Computer Engineering, Chungwoon University
 - Received: 2019. 08. 28, Revised: 2019. 09. 30, Accepted: 2019. 09. 30.

I. Introduction

일반적으로 각 군의 군사력을 대표하는 기준에서 공군의 핵심 전력은 전투기 운용 능력일 것이다. 현재 공군은 전투기 한 대를 유지하기 위해 많은 인력이 투입되어 전투기 내·외부 및 항공전자 시스템 정비를 수행하고 있다. 특히 전투기를 조종하는 조종사의 능력이 곧 공군의 능력이라고 해도 과언이 아닐 것이다.

우리 군은 한사람의 조종사를 양성하기 위해 수준 높은 교육과 전술입문훈련 과정을 수행하고 있다[1]. 특히 전투기는 마하 2(시속 2,448km)를 넘나드는 빠른 속도에서 급상승 또는 급선회를 하며 때때로 조종사의 안전을 위협하기도 한다.

이러한 악조건 속에서도 완벽하게 임무를 완수하기 위해 조종사는 '비행환경 적응 교육 훈련(APT)'을 이수함으로써 유사시 대처할 수 있는 능력을 향상시킨다. 본 교육 과정에는 '가속도 내성훈련', '비상탈출훈련', '공간감각상실훈련' 등이 포함된다[2].

그러나 전투기 성능과 조종사 기량의 향상에도 불구하고, 전투기 추락 사고는 매년 한 건 이상 지속적으로 발생하고 있다. 추락사고 유형 중 가장 큰 비중을 차지하는 것은 조종사의 감각 상실이다. 실제 공중에서 바다를 하늘로 착각하여 비행착각, 즉 버티고(Vertigo) 현상에 빠지는 것이다.

'버티고'의 정확한 영어명은 'Spatial disorientation'이다. 이는 비행 시 작용하는 가속도로 인해 강한 중력이 걸림으로써 인체 평형기관의 감각을 그대로 받아들여 생기는 현상으로, 실제 자세와 조종사가 받아들인 자세 사이에 차이가 발생하는 현상을 말한다[3]. 이러한 현상이 발생하면 조종사는 전투기가 뒤집혀 있어도 정상적인 자세로 착각하게 된다. 특히 버티고 현상은 야간에 바다 위를 비행할 경우 항공기의 위치를 참조할 수 있는 지형지물이 없는 데다 해상의 선박 불빛이 밤하늘의 별빛과 동일하게 보이는 착각으로 발생할 수 있다. 또한, 악천후로 인한 시각적 정보가 획득되지 않았을 경우에도 발생한다.

최근 일본에서 발생한 F-35A 전투기의 추락사고 역시 '버티고'가 원인이었다고 발표하였다[4]. 사고경위를 살펴보면 조종사는 강하지시를 받은 이후 약 20초 만에 4,900m를 하강하였고, 이후 약 15초 만에 4,400m를 다시 하강하면서 매우 빠른 속도로 추락하였다. 이처럼 비행착각에 빠지는 전투기 추락 사고는 국내·외를 불문하고 빈번하게 발생하고 있다.

공군에서는 이 같은 추락 사고를 방지하기 위해 2007년

특정사고 방지체계를 구축하기 위한 TF팀을 구성하였다. 주요 내용은 조종사가 버티고 현상에 빠지는 즉시 항공기가 자동으로 고도를 높일 수 있는 자동비행조종 시스템을 구축하는 것이다. 본 시스템 구축을 위해서는 항공기 주임무 컴퓨터와 비행조종계통의 개조가 수행되어야 한다. 그러나 공군은 비행조종계통의 소프트웨어 정비 능력을 보유하고 있지 않아 자동비행조종 시스템 구축이 불가능한 것으로 판단하였다.

이에 본 연구에서는 비행조종계통 구현을 제외하고 항공기 주임무 컴퓨터 단독으로 기능을 구현하는 방안을 연구하였다. 현재 공군은 FA-50 항공기 주임무 컴퓨터인 IMDC(Integrated Mission Display Computer) 소프트웨어 개조 능력을 보유하고 있으며, 이를 대상으로 기능을 구현하였다. 기능 구현을 위하여 첫째, 현재 구현되어 있는 경고 기능인 'Low Altitude'와 '지상충돌방지' 기능을 분석하여 경고 기능 시스템을 이해하고, 둘째, 비행조종계통을 제외하고 주임무 컴퓨터만으로 구현할 수 있는 방안을 연구한다. 이를 바탕으로 FA-50 항공기 주임무 컴퓨터 내 비행운용프로그램(OPF, Operational Flight Program)의 구현 방안을 설계하고자 한다.

본 기능의 한계점은 비행조종계통과의 연동이 불가능하기 때문에 자동으로 자세를 회복하는 기능은 구현할 수 없다는 것이다. 그러나 조종사가 충분히 인지할 수 있도록 항공기 자세 정보를 이용하여 배면 상태로 일정 시간 이상 하강 시 전방시현장비(HUD, Head Up Display)에 시각적 경고 기능을 제공하는 것이다.

본 기능의 검증을 위해 FA-50 항공기 주임무 컴퓨터의 비행운용프로그램 소프트웨어를 개조하고, 단위시험 테스트 및 시스템 통합시험을 수행한다. FA-50 지상 모의장비인 AHB(Avionics Hot Bench)는 실제 항공기와 동일한 환경을 제공하고 있으며, 항공기 적용 전 다양한 상황을 모의함으로써 효과적인 검증을 수행할 수 있다.

논문의 구성은 2장에서 FA-50 항공기 주임무 컴퓨터와 항공전자 시스템에 대해 설명하고, 현재 구현되어 있는 FA-50 항공기 경고 기능을 분석한다. 또한 본 연구 설계를 위해 사용된 항공기 좌표계에 대해 살펴본다. 3장에서는 본 기능 구현을 위해 비행운용프로그램 소프트웨어의 설계 내용을 서술한다. 4장에서는 본 기능의 성능을 검증한 결과를 제시하며, 마지막으로 5장에서 결론 및 제언을 한다.

II. Preliminaries

1. Related works

1.1 FA-50 mission computer

최신 전투기는 중앙제어 컴퓨터를 중심으로 첨단 항공전자 시스템을 장착하여 운영하고 있다. 주요 항공전자 시스템으로는 통합 위성/관성 항법장치(EGI, Embedded GPS/INS), 레이더(FCR, Fire Control Radar), 통신 장치(Ultra High Frequency/Very High Frequency/Have Quick Radio), 엔진 상태 점검 시스템(ECMS, Engine Control Monitoring System), 데이터 링크 시스템(MIDS, Multi-function Information Distribution System), 무장 관리 컴퓨터(SMS, Stores Management System) 등이 있다[5].

FA-50 전투기의 통합형 임무/시현 컴퓨터(IMDC, Integrated Mission/Display Computer)는 항공기에 내장된 항공전자 시스템을 제어하기 위해 중앙 집중체계 방식으로 운영된다. IMDC는 선점형 스케줄러 기반으로 신속하고 유연하게 Multi Tasking을 수행하는 실시간 운영 체제(RTOS, Real Time Operating System)인 VxWorks를 사용한다[6]. IMDC는 4개의 Multiplex bus를 통하여 항공전자 시스템을 제어하며, 이를 통해 데이터를 송/수신하고 임무 수행에 필요한 기능들을 수행한다.

IMDC 내부에는 실제 기능을 수행하는 비행운용프로그램(OPF, Operational Flight Program)에 따라 HPM(HSG Processing Module)과 PGM(Processing and Graphics Module) 2개의 프로세서 모듈로 나뉘는데, 이 프로세서 모듈들은 백플레인에서 이더넷으로 연결되어 프로세서 간에 데이터를 주고받을 수 있다[7]. HPM은 화력 제어(FC, Fire Control) 및 전방시현장치(HUD, Head Up Display) OPF가 내장되어 있다. FC OPF는 항공전자 시스템 간 입/출력 데이터를 처리하고, 임무수행에 필요한 항법/무장 관련 정보를 제공하기 위한 알고리즘을 수행한다[8]. HUD OPF는 전방석에 위치한 전방시현장치에 조종사가 참조하는 각종 심벌과 문자를 시현하기 위한 로직을 수행한다[9]. PGM은 다기능 시현 장치(MFD, Multi-Function Display) 및 통합 업 프론트 제어기(IUFC, Integrated Up-Front Control) OPF가 내장되어 있다. MFD OPF는 조종석 좌/우측에 장착된 시현장치에 항법, 화력제어 및 무장과 관련된 데이터를 입력, 제어 및 시현하기 위한 기능을 수행한다[10]. MFD는 센서나 무장상태 등에 따라 다양한 포맷 페이지를 제공하여 조종사가 임무 수행에 필요한 정보를 참조할 수 있도록 한다. 또한 IMDC

및 항공기에 장착된 항전 시스템의 결합 정보를 제공해준다. IUFC OPF는 항법, 통신 및 적아식별 등의 데이터를 입력, 제어 및 시현하기 위한 조종사 인터페이스를 제공한다[11]. 또한 비행경로 상 참조점의 위치, 시스템 시간 및 경고 설정 등 조종사 임무 수행에 필요한 기능을 설정할 수 있다. Fig. 1과 같이 각 OPF는 기능 수행을 위해 필요한 데이터를 상호간에 송/수신하며, 송/수신한 데이터를 가공하여 조종사에게 적합한 정보를 제공해준다.

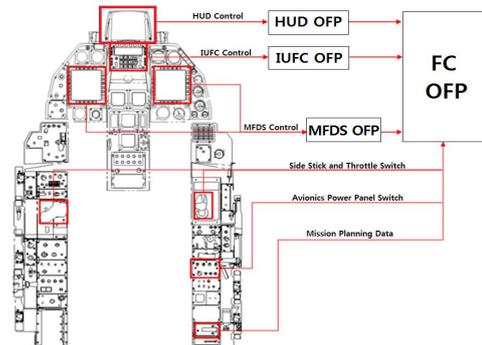


Fig. 1. FA-50 IMDC-2 OPF System Overview

1.2 Warning/Caution function of FA-50 aircraft

항공기는 경고 상황이 발생하면 조종사가 신속하게 상황을 인지할 수 있는 기능을 제공한다. 항전 시스템은 중요한 결함이 발생하거나 경고 상황을 감지하게 되면 조종석 내에 위치한 Panel의 Warning/Caution Light Panel로 신호를 전송하여 해당 시스템의 경고등을 점등시킨다[12].

Warning/Caution 경고등이 점등되는 상황은 Engine Oil 또는 Hydraulic Pressure가 최소 한계값 이하로 떨어지거나, 화재 및 과열탐지 계통에서 이상 온도를 감지할 경우, 착륙 기어 계통에 문제가 감지된 경우 등의 상황에서 발생한다.

IMDC는 항전 시스템에서 전송된 정보를 이용하여 경고 상황이라고 판단된 경우 HUD에 경고 문자를 시현한다. HUD에 경고 문자가 시현되는 상황은 항공기 속도를 측정하여 과속/저속 비행 시, 폭탄이 잘못 투하된 경우, 의도치 않은 급강하 시, 고도가 설정된 값 이하로 떨어지는 경우 등의 상황에서 발생한다.

잔류 연료량이 기준 값 이하로 떨어지거나, 항공기 자세에 문제가 있다고 판단되는 경우 등 주요 결함에 대해서는 Warning/Caution 경고등 점등, HUD 경고 문자 시현 및 Intercom 시스템을 통한 음성 경고 메시지를 동시에 제공하기도 한다.

경고 기능을 위한 항공기 주임무컴퓨터와 항전 시스템과의 연동 관계는 Fig. 2와 같다.

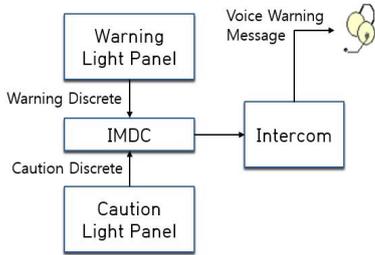


Fig. 2. Warning/Caution Function assignment

본 연구와 유사한 경고 기능으로는 지상 회피 권고기능(GAAF, Ground Avoidance Advisory Function), 저고도(ALOW, Altitude Low) 경고 기능 등이 있다. GAAF는 항공기가 지상충돌 위험을 감지할 때 조종사가 즉시 인지할 수 있도록 경고해줌으로써 충돌을 회피할 수 있도록 도와준다. 지상충돌 경고 상황은 항전 시스템이 계산한 항공기의 예상 경로가 지상과 충돌할 것이라고 판단될 경우 발생한다. 상황 판단을 위해 고려되는 요인으로는 항공기 속도, 무게, 항력 등과 같은 항공기 상태 정보와 대기 온도, 고도 변화에 따른 공기 밀도 변화, 조종사 반응 시간 등을 고려하여 충돌할 것으로 예측되는 고도를 계산한다[13]. 지상 충돌이 임박한 고도에 도달하기 2초 전 MFD 상에 “X” 심벌을 시현해주며, 경고 고도에 이르면 HUD 상에 “X” 심벌과 음성경고 메시지를 동시에 제공한다. 경고 심벌 및 음성 메시지는 충돌 회피 기동을 완료하면 자동으로 해제된다.

ALLOW는 비행 중 항공기의 고도가 설정 값 미만일 경우 조종사가 저고도 상황임을 인지할 수 있도록 한다[14]. 항공기 고도에 따른 저고도 상황을 판단하는 기준은 두 가지로 구분된다. 첫 번째는 레이더 고도계(RALT, Radar Altimeter)에서 전송된 절대고도 측정값을 기준으로 저고도 상황을 판단한다. RALT에서 사용되는 고도는 절대 고도(Absolute Altitude)이며, 지표면으로부터 항공기의 실제 높이를 의미한다. 두 번째는 FCS의 Air Data System에서 전송된 공기압 측정값을 기준으로 판단한다. FCS에서 사용되는 고도는 진고도/실제고도(True Altitude)이며, 평균해수면(MSL, Mean Sea Level)으로부터 항공기의 수직거리를 의미한다. 이처럼 항공기는 고도 측정 장비에 따라 기준 값을 설정할 수 있으며, 설정 값 미만으로 내려가면 HUD에 경고 문자를 Flash해주고 조종사에게 음성경고 메시지를 제공한다. ALLOW 경고 해제는 설정 값 이상으로

회복하거나 IUFC의 HUD Warning 해제 버튼을 통해 해제가 가능하다.

1.3 Coordinate System of FA-50 aircraft

항공기는 현재 자신의 자세, 위치 등을 나타내거나, 특정 지점을 항공기 MFDS에 시현하는 등 필요에 따라 목적에 맞는 좌표계를 적용한다. 적의 위치 정보를 표현할 때, 직접 공격할 경우에는 현재 나의 위치를 중심으로 좌표 값을 표현하며, 다른 항공기에 정보를 제공할 경우에는 고정된 지점 좌표로 정보를 제공함으로써 효과적인 임무를 수행할 수 있다.

항공기에서 주로 사용하는 좌표계는 다음과 같다.

첫째, 지구중심고정(Earth-Centered Earth-Fixed) 좌표계는 지구 중심을 기준으로 지구에 고정되어 지구 자전 속도와 동일하게 자전축을 기준으로 회전한다[15]. 50계열 항공기 관성항법장치(INS, Inertial Navigation System)를 기준으로 X축은 진북 방향, Y축은 경도 $\pm 90^\circ$, Z축은 그리니치 자오선을 가리킨다.

둘째, 지구중심관성(Earth-Centered Inertial) 좌표계는 지구 중심을 원점으로 하며 지구의 자전에 관계없이 회전하지 않는 좌표계이다[16]. 항공기의 경우 보통 지표면 부근에서 비행을 하며, 항공기의 비행 움직임에 비해 지구 자전이 미치는 영향력이 무시할 수 있는 수준으로 판단되면 이 좌표계를 사용하기도 하지만, 장거리 비행 또는 정밀도가 요구되는 경우에는 지구의 자전을 고려한 좌표계를 사용해야한다.

ECEF 좌표계와 ECI 좌표계의 기준점은 Fig. 3과 같다.

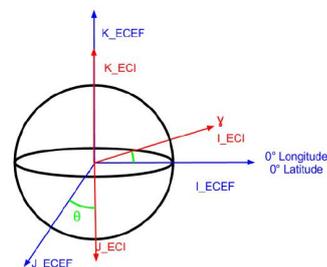


Fig. 3. ECEF and ECI coordinate frames

셋째, 플랫폼(Platform) 좌표계는 항공기의 항법장치인 INS의 정렬(Alignment) 시의 위치를 중심으로 나타내는 좌표계이다[17]. X축과 Y축은 지구 타원체와 접한 평면에 위치하며, X축은 진북 방향, Z축은 지구 타원체에 접한 평면의 수직 위 쪽 방향을 가리킨다. Y축은 오른손 법칙에 따라 X-Z축의 수직 서쪽 방향을 가리킨다.

넷째, 동체(Body) 좌표계는 항공기의 무게 중심을 기준으로 가진 좌표계로써, X축은 항공기의 진행 방향인 롤(Roll) 축을, Y축은 항공기 오른쪽 날개 방향인 피치(Pitch) 축을, Z축은 항공기의 아래 방향인 요(Yaw) 축을 가리킨다. 일반적으로 운항체의 운동방정식을 만드는 기본이 되는 좌표계로써, 항공기 HUD 시현이나 미사일 발사시 참조하는 좌표계로 사용된다.

Platform 좌표계와 Body 좌표계의 좌표 변환 과정을 Fig. 4에서 그림으로 간단히 표현하였다.

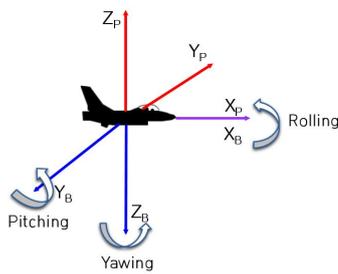


Fig. 4. Transformation between platform and body coordinate system

이 외에도 항공기는 다양한 좌표계를 사용하고 있으며, 본 연구에서는 항공기의 배면 비행 자세를 판단하기 위해 지구 타원체와 평면을 이루는 플랫폼 좌표계와, 항공기 무게 중심을 기준으로 가진 동체 좌표계를 이용하여 이상 자세 여부를 판단하고자 한다.

III. Software Design

1. Vertigo Warning Function

본 기능은 전투기 추락사고의 주요 원인으로 지목된 버티고 상황 발생 시 조종사에게 경고 기능을 제공해주도록 하는 것이다. 기능 구현을 위하여 항공기 주임무 컴퓨터에 내장된 OFP 중 FC, IUFC, HUD OFP 개조가 요구된다. 각 OFP별로 할당된 기능은 다음과 같다.

첫째, FC OFP는 버티고 경고 상황을 판단하기 위한 주요 로직을 수행한다. 조종사가 버티고 경고 기능을 선택하면 Body frame을 기준으로 항공기의 이상 자세를 판단한다. 이상 자세를 판단하는 기준은 항공기 배면이 지표면을 향하고 있지 않은 상황으로 정의하며, 이를 위해 Platform frame의 Z축과 Body frame의 Z축 사이 값을 비교하여 90° 이하로 계산되면 이상 자세라고 판단한다. 설계개념은 다음 Fig. 5와 같다. 또한 조종사 의도에 의한 일시적인 배면 비행 상황을 고려하여, 배면 비행 자세가 5

초 이상 지속될 경우에만 경고 조건을 만족하도록 설계하였다. 항공기가 정상자세를 회복하면 경고 조건은 해제된다.

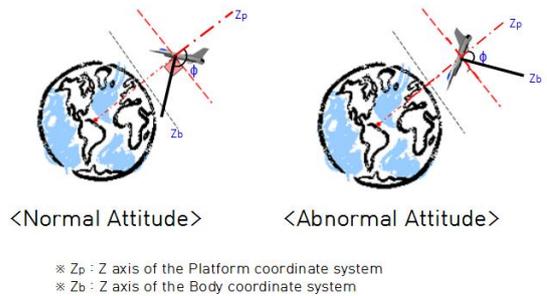
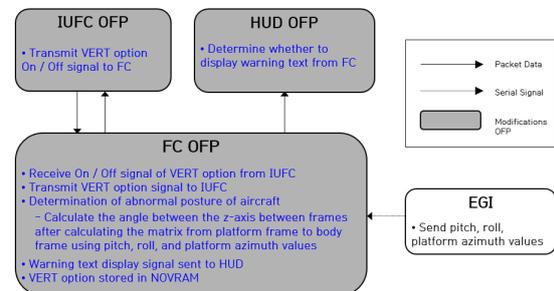


Fig. 5. Vertigo Warning Function design concept

둘째, IUFC OFP에는 조종사가 버티고 경고 기능을 선택 및 해제할 수 있는 옵션을 추가하였다. IUFC는 HUD에 시현되는 심벌 및 문자를 제어할 수 있는 별도의 페이지가 있으며, 이 페이지에 버티고 경고 문자를 제어할 수 있는 기능을 구현한다. 또한 배면 비행 상황이 5초 이상 지속되더라도 조종사의 의도된 비행인 경우 IUFC의 경고 문자 해제 버튼을 눌러서 HUD 경고 문자를 해제할 수 있도록 한다.

셋째, HUD OFP는 FC OFP에서 구현된 로직에 의해 경고 조건을 만족할 경우 HUD 중앙에 경고 문자를 Flash한다. 경고 문자의 해제는 FC OFP에서 정상자세라고 판단하면 자동으로 해제되며 또는 조종사가 IUFC의 경고 문자 해제 버튼을 눌러 수동으로 해제할 수 있다. 각 OFP간의 기능 연동 관계는 다음 Table 1과 같다.

Table 1. Function assignment between OFPs



2. Software Design of IMDC OFP

2.1 FC OFP

FC OFP는 서브시스템에서 전송된 데이터를 입력받아 임무에 따른 알고리즘을 통해 출력된 결과 값을 타 OFP 또는 서브시스템으로 전송하여 조종사의 임무수행에 필요한 정보를 제어하고 처리하는 핵심적인 역할을 수행한다.

본 기능 구현을 위해 FC OFP는 EGI로부터 항공기 자세 정보(Roll, Pitch, Platform Azimuth)와, IUFC OFP로부터 버티고 경고 기능 On/Off 상태를 수신 받는다. FC OFP의 Component 중 A(Data Transfer), B(Data Management), C(Navigation Support), D(Support Utilities) 4개의 Component가 수정되었다. FC OFP 내부 CSC(Computer Software Component)의 역할은 Table 2와 같다.

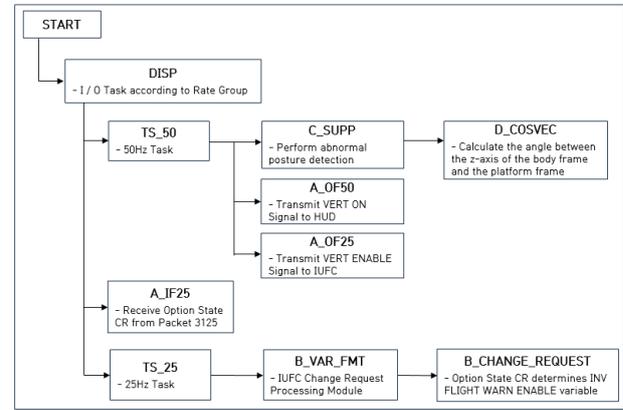
Table 2. Functions of Internal Modules in FC OFP

FC OFP	
• A (Data Transfer)	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Receive Option State CR from IUFC via Packet 3125 ✓ Send VERT ON signal to HUD via Packet 1250 ✓ Send VERT ENABLE signal to IUFC via Packet 1325
• B (Data Management)	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Determination of abnormal posture by Option State CR sent from IUFC ✓ Save / Load VERT option value in NOVRAM
• C (Navigation Support)	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Calculate the aircraft's abnormal posture when selecting the Vertigo warning option ✓ Set the VERT warning text display signal when the abnormal posture flight lasts for 5 seconds
• D (Support Utilities)	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Output the cosine of the angle between two vectors

각 Component의 주요 기능을 살펴보면, A Component는 Packet Data를 Time Scheduling에 따라 다른 OFP로 입/출력하는 기능을 수행한다. IUFC OFP에서 Vertigo 경고 기능 옵션을 25Hz로 수신 받으며, FC OFP는 Vertigo 기능이 정상적으로 작동 가능하다는 신호를 IUFC OFP에 25Hz로 전송한다. FC OFP는 HUD에 VERT 경고 문자 시현 여부를 판단한 후 HUD OFP 경고 문자 On/Off 신호를 50Hz로 전송한다. B Component는 IUFC에서 전송된 Change Request에 대한 로직을 처리하며, Change Request에 대한 가능/불가능 여부를 판단한다. 또한 IMDC Power Cycle 발생 시 중요 데이터를 저장하기 위한 기능을 수행하며, Vertigo 옵션 선택 여부를 NVRAM에 저장한다. C Component는 Navigation 관련된 정보(위치, 방향, 속도 등)를 계산하고 이를 Update하며, 항공기의 이상 자세 여부를 판단하는 로직을 수행한다. 항공기의 배면 비행 여부를 판단하기 위해 Body 좌표계와 Platform 좌표계의 Z축을 비교하여 그 사이각이 90°보다 작아지면 이상 자세로 설정한다. 90°보다 작아지는 시점부터 이상 자세 비행이 5초간 지속될 경우 HUD에 경고 문자를 시현하기 위한 신호를 설정한다. D Component는 FC OFP 내부에서 공통으로 사용되는 데이터 계산, 시간 측정, 형 변환 등을 지원하기 위한 Utility들로 구성되며, Body 좌표계와 Platform 좌표계의 Z축 사이각의 cosine 값을 계산하기 위한 Utility를 추가하였다. Component 내부에 기능별로 할당된 모듈 간의

CSU(Computer Software Unit) 흐름도는 다음 Table 3과 같다.

Table 3. Flow chart of CSU



IUFC에서 Vertigo 경고 기능이 선택되면 FC OFP는 EGI에서 전송된 항공기 자세정보를 이용하여 이상 자세 여부를 판단한다. FC OFP는 Direction Cosine Matrix를 이용하여 EGI가 주는 지구중심 좌표계를 Platform 좌표계로 변환한 후 Body 좌표계로 변환한다. 다음 3 × 3 행렬의 Direction Cosine Matrix는 Platform frame의 좌표값을 Body frame을 기준으로 변환해주는 공식을 나타낸 것이다.

Direction Cosines Matrix

$$= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos AZ & \sin AZ & 0 \\ -\sin AZ & \cos AZ & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$= \begin{pmatrix} \cos \theta \cos AZ & \cos \theta \sin AZ & -\sin \theta \\ \sin \theta \sin \phi \cos AZ - \cos \phi \sin AZ & \sin \theta \sin \phi \sin AZ + \cos \phi \cos AZ & \cos \theta \sin \phi \\ \sin \theta \cos \phi \cos AZ + \sin \phi \sin AZ & \sin \theta \cos \phi \sin AZ - \sin \phi \cos AZ & \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix}$$

※ ϕ : Roll, θ : Pitch, AZ : Yaw(Platform Azimuth)

Direction Cosine Matrix Utility를 이용하여 Platform frame의 Z축 방향 단위벡터를 Body frame으로 변환한다. 즉, Body frame 기준에서 본 Platform frame의 Z축을 의미한다.

$$\begin{pmatrix} \text{VECCOUT} \rightarrow X \\ \text{VECCOUT} \rightarrow Y \\ \text{VECCOUT} \rightarrow Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \text{MATIN.XX} & \text{MATIN.XY} & \text{MATIN.XZ} \\ \text{MATIN.YX} & \text{MATIN.YY} & \text{MATIN.YZ} \\ \text{MATIN.ZX} & \text{MATIN.ZY} & \text{MATIN.ZZ} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \text{MATIN.XZ} \\ \text{MATIN.YZ} \\ \text{MATIN.ZZ} \end{pmatrix}$$

두 벡터의 내적을 구하는 공식을 이용하여 Body frame의 Z축과 위 식에서 출력된 Body frame 기준의 Platform frame Z축 사이각의 cosine 값을 계산한다. 두 벡터가 이루는 각의 크기를 구하는 공식은 다음과 같다.

$$\cos \theta = \frac{\vec{a} \cdot \vec{b}}{|\vec{a}| |\vec{b}|} = \frac{a_1 b_1 + a_2 b_2 + a_3 b_3}{\sqrt{a_1^2 + a_2^2 + a_3^2} \sqrt{b_1^2 + b_2^2 + b_3^2}}$$

두 frame의 Z축 사이각이 90° 보다 작아지면 출력된 cosine 값이 0이상이 되며, 이때 항공기 배면 비행 자세 신호를 설정한다. 배면 비행 자세가 인지된 시점부터 시간을 측정하여 5초 뒤에 경고 문자 시현 신호를 설정한다. 경고 문자는 항공기 자세가 정상으로 회복되면 자동으로 신호를 해제한다.

2.2 IUFC OFF

IUFC OFF는 IUFC의 각종 페이지에 해당되는 정보를 시현하기 위해 MUX, Packet 데이터 입/출력, 페이지 프로세싱, UART 통신을 통한 키패드 입력 값 처리 등을 수행한다. 각 기능에 따라 OFF 내에 총 8개의 Component로 구분되어 수행되며, 본 기능 구현을 위해 HUD CNTL2 페이지와 관련된 3개 Component가 수정되었다. Vertigo 경고 선택 기능을 구현하기 위해 Fig. 6과 같이 IUFC의 HUD CNTL2 페이지에 옵션을 추가하였다.

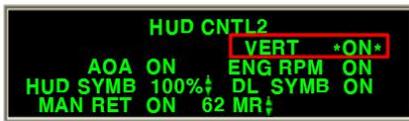


Fig. 6. IUFC HUD CNTL2 Page

먼저 HUD CNTL2 페이지에 버티고 경고 기능 선택 옵션을 추가하기 위해 VERT 식별 문자와 On/Off 선택 기능을 추가하였다. 기능 구현을 위해 P Component의 HUD CNTL2 페이지와 관련된 로직을 수정하였다. 조종사는 IUFC의 DCS(Data Control Switch) 스위치를 조작하여 VERT On/Off 윈도우에 Asterisk를 위치할 수 있도록 하고, IUFC의 키패드 중 1~9번에 해당하는 어떤 버튼을 입력하여 On/Off를 Toggle할 수 있다.

IUFC의 페이지를 구성하는 P Component는 각 페이지에 따라 각각의 모듈들을 형성하고 있으며 해당 페이지와 관련된 로직만을 수행한다. D Read Component는 MUX 또는 Packet에서 전송된 데이터 중 해당 페이지를 위해 필요한 데이터를 지역변수로 변환하거나, IUFC OFF 내부에서 전역변수로 사용되는 변수를 해당 페이지에서 사용하기 위해 지역변수로 변환한다. D Write Component는 조종사 조작 또는 데이터 입력에 따른 업데이트 등으로 인해 처리된 지역변수를 다른 OFF로 전송하기 위해 전역변수로 변환한다. 본 기능에서는 조종사가 키패드를 이용하여 버티고 On/Off를 선택하면 이를 FC OFF로 전송하기 위해 전역변수로 변환한다.

버티고 On/Off 옵션을 전역변수로 저장한 후 각 OFF 간에 주고받는 데이터 통신을 통해 FC OFF로 버티고 기능이 선택 또는 해제되었음을 전송한다. 데이터 입/출력 처리는 T Component에서 수행되며, IUFC OFF에서 처리된 버티고 On/Off 옵션을 FC OFF로 전송하기 위한 로직을 추가하였다.

2.3 HUD OFF

HUD OFF는 IUFC에서 버티고 기능이 On으로 선택되고 FC OFF에서 버티고 경고 조건을 만족하면, Fig. 7과 같이 HUD 중앙에 'VERT' 경고 문자를 Flash해줌으로써 조종사가 즉각적으로 인지할 수 있도록 해준다. 경고 문자 시현 중에 항공기가 정상자세를 회복하여 FC OFF가 경고 해제 상황으로 판단하면 HUD OFF는 자동으로 경고 문자를 해제한다. 또한 조종사가 IUFC의 HUD WARN Pushbutton을 누름으로써 IUFC에서 경고 문자 해제 신호가 전송되면 해제된다. HUD OFF는 경고 문자 해제 후 정상적으로 해제되었음을 FC와 IUFC OFF로 Packet 통신을 통해 전송한다.

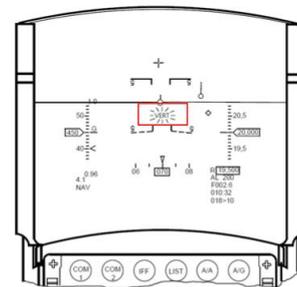


Fig. 7. Warning text display on the HUD

IV. Experiment Result

본 연구의 개발 소프트웨어 기능을 검증하기 위해 단위 시험 및 통합 시험을 수행하였다. 단위 시험은 Software Unit이 Software Unit Design Specification을 준수하여 구현되었는지를 확인하기 위한 단계로, 동적시험 도구인 VectorCAST을 활용하여 수행하였다. 단위 시험이 완료된 후, 각 OFF를 통합하여 통합된 Software Module이 정상적으로 작동하는지를 FA-50 지상 모의장비를 활용하여 검증하였다. 또한 통합시험 과정에서 Data를 분석할 수 있는 Data Pump를 활용하여 변수의 설정 값을 레코딩하고, 이를 통해 알고리즘의 정상 작동 여부를 확인하였다.

FC OFP의 단위시험에서는 IUFC에서 Vertigo 옵션이 선택된 경우 Body frame의 Z축과 Platform frame의 Z축 사이각 계산 로직을 수행하는지 확인하였다. 두 축 사이각이 90°보다 작아질 때, 즉 cosine 값이 0이상일 때 현재 시간을 저장한 후 5초의 지연 시간을 설정하여 그 이후에도 cosine 값이 0이상일 경우 경고 문자 신호를 설정하는지 검증하였다. 아래 fig. 8은 지상모의장비에서 Data Pump를 통해 cosine 값과 VERT 경고 문자 신호 값을 레코딩하여 그래프로 나타낸 것이다. cosine 값이 0이상의 값을 출력한 이후 5초 후에 VERT 경고 문자 신호가 설정됨을 알 수 있다. 또한 정상 자세를 회복한 후, 즉 cosine 값이 0미만으로 출력되는 즉시 VERT 경고 문자가 해제됨을 확인하였다.

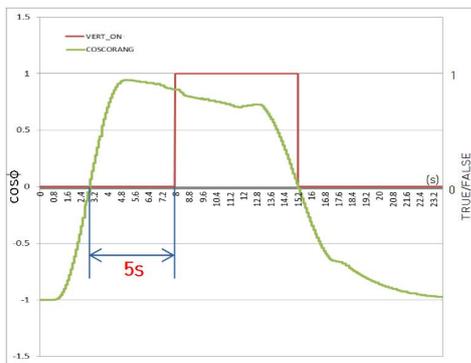


Fig. 8. Data Pump Recording Results Graph

IUFC OFP의 단위 시험에서는 HUD CNTL2 페이지의 DED Buffer에 VERT 문자와 ON, OFF 문자가 조건에 따라 정상적으로 출력되는지 확인하였다. 테스트 결과는 Fig. 9와 같다.

Parameter	Type	Actual Value	Expected Value
Returned from UUT: pg_hud_cntl2.cxx			
Subprogram: PG_HUD_CNTL2			
PARAMS			
DED_BUFFER			
[52]	char	'V'	match
[53]	char	'E'	match
[54]	char	'R'	match
[55]	char	'T'	match
[56]	char	..	match
[57]	char	..	match
[58]	char	..	match
[59]	char	'O'	match
[60]	char	'N'	match
Test Status			
Expected Results matched 100%			(9 / 9) PASS
Test Status			PASS

Fig. 9. IUFC OFP Unit Test Result

통합 시험에서는 HUD CNTL2 페이지에서 Asterisk가 정상적으로 이동되는지, 키패드 입력에 따라 On/Off가 Toggle되는지를 확인하였다.

HUD OFP의 단위 시험에서는 FC OFP에서 Vertigo 경고 문자 시현 신호를 받아 VERT 문자를 정상적으로 출력하는지 확인하였다. 테스트 결과는 Fig. 10과 같다.

Parameter	Type	Actual Value	Expected Value
Returned from UUT: ws_34.c			
Subprogram: WS_34			
Globals :			
VERT_VALID	unsigned char	1	match
WINDOW_34	string	"VERT"	match
Test Status			
Expected Results matched 100%			(2 / 2) PASS
Test Status			PASS

Fig. 10. HUD OFP Unit Test Result

통합시험에서는 이상 자세로 판단된 후 5초 후에 HUD 중앙에 VERT 경고 문자를 Flash하는지 확인하였다. 또한 정상 자세로 회복 시 자동으로 경고 문자가 사라지는지를 확인하였다.

V. Conclusion

본 연구에서는 50계열 항공기인 FA-50 항공기를 대상으로 버티고 경고 기능 구현을 수행하였으며, 본 연구의 결론은 다음과 같다.

첫째, 지속적으로 발생하고 있는 전투기 추락사고 사례를 분석한 결과, 비행착각 현상에 빠지는 유형이 큰 비중을 차지하고 있음을 확인하였다. 이에 본 연구에서는 항공기 EGI 시스템에서 전송된 자세 정보를 활용하여 배면 비행으로 판단 시 조종사에게 경고 문자를 시현해주고자 하였다. 해외 사례를 살펴보면, Panic button 또는 Auto recovery system을 통하여 비상 상황 발생 시 항공기를 자동적으로 안정 상태로 회복시키는 기능이 구현되어 있다. 자세 회복 기능은 비행제어 소프트웨어 및 하드웨어 개조가 반드시 요구되며, 항공기 주임무 컴퓨터와의 입력 신호를 처리하기 위한 Interface Control Document 변경이 필요하다. 현재 우리 공군은 비행제어 소프트웨어를 보유하고 있지 않아 자동으로 자세를 회복할 수 있는 기능 구현은 불가능하다. 그러나 버티고 상황은 조종사의 의식은 정상이며 인체 평행기관에 문제가 생기는 현상을 의미하므로 HUD에 경고 문자 시현을 통해서도 비행착각 상황임을 인지할 수 있을 것으로 기대된다.

둘째, 본 기능을 구현하기 위해 기존에 항공기에 구현된 경고 기능 시스템을 분석하였다. 본 연구에서는 하드웨어 개조 없이 주임무 컴퓨터 소프트웨어만을 대상으로 개조 하였으며, Intercom 시스템 소프트웨어 개조는 불가능하다. 그러나 향후 기 구현된 음성 경고 신호에 버티고 조건을 추가한다면 조종사에게 음성 경고 메시지를 제공할 수 있을 것이다.

현재 공군이 보유한 소프트웨어 개발 영역의 한계점은 있으나, 본 연구는 공군의 개발 능력 범위 내에서 조종사의

비행 안전을 향상시킬 수 있는 방안을 모색하고자 하였다. 야간이나 악천후 속에서 HUD에 시현된 정보와 조종사의 판단에 의지하여 비행 임무를 수행해야하는 위험부담을 낮추고 비행 안전성을 높이기 위해 버티고 경고 기능 구현을 연구하였다. 본 연구 결과를 바탕으로 다른 서브시스템과의 연계를 통하여 음성 경고 메시지 및 Panel 경고를 추가한다면 비행 안전성을 더욱 향상시킬 수 있을 것이다.

ACKNOWLEDGEMENT

This work was supported by an Academic Research Fund of Chungwoon University in 2019.

REFERENCES

- [1] EK You, JM Kim, CW Oh, HS Jin, and KJ Kim, "Unintended Bombing prevention function implementation of the Air-to-Ground weapon release for the TA-50", Journal of Korea Air Force Academy, Vol. 67, No. 2, pp. 163-184, Dec 2016.
- [2] DH Kim, "A Human Factors Approach for Aviation Safety", Journal of the Ergonomics Society of Korea, Vol. 36, No. 5, pp. 467-484, 2017.
- [3] Kent K. Gillingham, "The spatial disorientation problem in the united states air force", Journal of Vestibular Research, Vol. 2, pp. 297-306, 1992.
- [4] Yonhap News Agency, "Japan, F-35A Fighter Crash Resumes Flight in 4 Months", 1 Aug 2019. Electronics and Telecommunications Trends, Vol. 140, pp. 20-28, 30 Apr 2013.
- [5] EK You, and HJ Kim, "Implementation of CEI frequency operation function in IMDC for FA-50 aircraft", Journal of the Korea Society of Computer and Information, Vol. 23, No. 1, pp. 1-7, 23 January 2018.
- [6] BH Kim et al., Trends in Avionics Operating System Technology.
- [7] EK You, CG Bae, and HJ Kim, "Implementation of OFP initialization function in IMDC for FA-50 aircraft", Journal of the Korea Society of Computer and Information, Vol. 24, No. 2, pp. 111-118, Feb 2019.
- [8] KAI, Computer Program Development Specification for the FA-50 FC OFP, 1 Jan 2019.
- [9] KAI, Computer Program Development Specification for the FA-50 HUD OFP, 1 Jan 2019.
- [10] KAI, Computer Program Development Specification for the FA-50 MFDS OFP, 1 Jan 2019.
- [11] KAI, Computer Program Development Specification for the FA-50 IUFC OFP, 1 Jan 2019.
- [12] KAI, Avionics System User Manual for the FA-50 Program, 14 Dec 2012.
- [13] MJ Jung, SA Jang, KY Choi, JB Kim, and KS Yang, "A Study on Algorithm for Aircraft Collision Avoidance Warning", Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 40, No. 2, pp. 515-522, 25 May 2012.
- [14] Peter C. Sinclair and Peter M. Kuhn, "Aircraft Low Altitude Wind Shear Detection and Warning System", Journal of Applied Meteorology and Climatology, Vol. 30, pp. 3-16, 1 Jan 1991.
- [15] D. B. Goldstein ed. Global positioning system wing(GPSW) systems engineering & integration interface specification, Global Positioning Systems Wing, Technical Report IS-GPS-200E, 2010.
- [16] GH Kim, CW Kim, CD Kee, and SJ Choi, "LEO Satellite Position and Velocity Coordinate Transformation Using GPS CNAV", Journal of advanced navigation technology, Vol. 17, No. 3, pp. 271-278, 2013
- [17] Robert A. Hawkins and Joseph A. Palomares, De-Orbiting Upper Stage Rocket Bodies Using a Deployable High Altitude Drag Sail, Aerospace Engineering Department, Jun 2012.

Authors



Eun-Kyung You received the master's degree in department of Computer Engineering at Chungwoon University, Incheon, Korea, in 2018. She is responsible for T/TA/FA-50 aircraft mission computer programming at the Avionics Software Development Center,

Republic of Korea Air Force. She is interested in embedded system, software engineering, software security, etc.



Hyeock-Jin Kim PhD degree in department of Computer Engineering, AJou University, Korea, in 1999. He is currently a professor in department of Computer Engineering, Chungwoon. University. His research interests include CG, CAGD, embedded system, web

technology, etc.