

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(2), 133-139(2017)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.2.133

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

틸트로터 무인기 비행제어컴퓨터 이중화 시스템 개발

박범진*, 강영신, 유창선, 조 암

Development of FCC Redundancy System for Tiltrotor UAV

Bum-Jin Park*, Young-Shin Kang, Chang-Sun Yoo and Am Cho

Korean Aerospace Research Institute

ABSTRACT

Flight control computer of tiltrotor UAV was designed by redundancy system with primary and secondary channels to improve reliability. The redundancy functions consist of channel switching and data recovery. The channel switching function consists of software method by using cross channel data link and hardware method by using watchdog timer. The data recovery is the function to maintain flight condition when the flight control computer is restarted exceptionally in operation. The redundancy system was verified by flight control computer bench test, system integration test and HILS test. This paper describes the redundancy function of tiltrotor UAV flight control computer and test-verification method.

초 록

틸트로터 무인기의 비행제어컴퓨터는 신뢰도 향상을 위하여 주 채널과 보조 채널을 갖는 이중화 시스템으로 설계되었다. 이중화 기능은 채널 전환과 데이터 복원으로 구성된다. 채널 전환 기능은 교차채널 데이터링크를 이용한 소프트웨어 방식과 위치독 타이머를 이용한 하드웨어 방식으로 구성되었다. 데이터 복원 기능은 운용 중 비행제어컴퓨터가 비정상적으로 재시작 되었을 때 비행 상태를 유지하기 위한 기능이다. 이중화 기능은 비행제어컴퓨터 벤치 시험, 체계 통합 시험 그리고 HILS 시험을 통해 검증되었다. 본 논문에서는 틸트로터 무인기 비행제어컴퓨터에 구현된 이중화 기능과 시험-검증 방법에 대해서 기술하였다.

Key Words : Tiltrotor UAV(틸트로터 무인기), Flight Control Computer(비행 제어 컴퓨터), 이중화 시스템(Redundancy System), Test-Verification(시험-검증)

1. 서 론

한국항공우주연구원에서 스마트무인기기술개발 사업(2002년~2012년)을 통해 개발된 틸트로터 무

인기는 최대속도 500km/h, 체공시간 5시간 그리고 최대이륙중량 1톤 급의 체원을 갖는 수직이착륙 및 고속비행이 가능한 비행체이다.

틸트로터 비행체는 비행 중에 로터를 회전시

† Received : October 27, 2016

Revised : January 15, 2017

Accepted : January 26, 2017

* Corresponding author, E-mail : bjpark@kari.re.kr



Fig. 1. Tiltrotor UAV flight configuration (rotary wing, conversion, fixed wing)

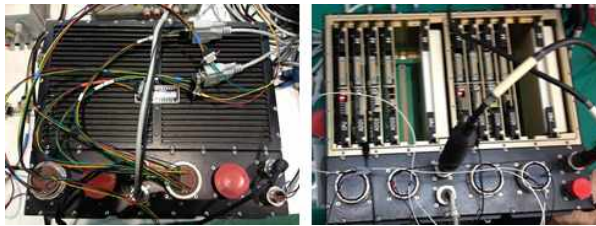


Fig. 2. Configuration of flight control computer

Table 1. Specification of flight control computer

항 목	제 원	
이중화	1-LRU, 2-Channel	
프로세서	PowerPC 755	
I/O 컨트롤러(I/O)	TI-2407	
프로세서/I/O 연결	Dual-ported RAM	
메모리	Flash(8MB), SDRAM(128MB)	
I/O 구성	CPU보드	RS-232×1, Ethernet×1
	ADIO#1보드	ARINC-429 9Tx/18Rx RS-422×1(CCDL), RS-232×3
	ADIO#2보드	RS-422/485 9Tx/11Rx RS-232×1 Analog input×11/output×2
	ADIO#3보드	Discrete input×15/output×23
크기(H×W×D) [mm]	155.2×361.4×306.0	
무게 [kg]	10.6	
전력소모량 [W]	<100	

키는 핵심기술을 기반으로 수직이착륙을 위한 회전익 모드와 고속비행을 위한 고정익 모드로 운용이 가능하다[1,2]. 이러한 비행모드 전환 기술은 로터-드라이브 시스템과 비행제어시스템을 통해 구현이 가능하다[3]. 틸트로터 무인기의 비행형상은 회전익, 천이 그리고 고정익 모드로 구분되고 대표적인 형상은 Fig. 1에 보였다.

비행제어시스템은 항법센서, 대기센서, 작동기 제어기, 엔진제어기 그리고 비행제어컴퓨터로 구성되어있다. 이 중에서 비행제어컴퓨터는 다수의 탑재장비를 중앙에서 관리하는 핵심장비이기 때문에 높은 신뢰성이 요구된다. 틸트로터 무인기에 탑재되는 비행제어컴퓨터의 형상 및 제원은 Fig. 2와 Table 1에 각각 보였다.

무인항공기에 탑재되는 비행제어컴퓨터는 신

뢰성을 높이기 위하여 이중화 시스템이 일반적으로 고려된다[4,5]. 틸트로터 무인기에 탑재되는 비행제어컴퓨터는 이중화 시스템으로 설계되었고, 채널 전환 기능과 데이터 복원 기능으로 구성된다[6-8]. 채널 전환은 주 컴퓨터에 문제 발생 시 보조 컴퓨터로 전환되는 기능이고, 데이터 복원은 전원 문제 등에 의한 시스템 재시작 발생 시 이전 데이터를 이용하여 비행 상태를 유지하는 기능이다.

비행제어컴퓨터에 탑재되는 소프트웨어는 실시간 운영체제인 VxWorks 버전 5.5 기반으로 C언어로 개발되었고 통합개발환경은 토네이도 버전 2.2가 사용되었다. 소프트웨어 검증은 타겟 셀 환경에서 수행되었고 성능평가는 VxWorks API인 spyLib가 이용되었다[9].

본 논문에서는 비행제어컴퓨터의 이중화 시스템의 설계 내용과 시험 및 검증 방법에 대해서 기술하였다.

II. 본 론

2.1 이중화 시스템 기본 설계

2.1.1 CCDL 기반

비행제어컴퓨터의 이중화 시스템은 자기진단 정보가 송수신되는 교차채널 데이터링크(Cross Channel Data Link, CCDL)와 채널 고장 상태를 지시하는 이산 신호를 이용하여 동작되도록 기본 설계되었다.

이중화 시스템은 주 채널과 보조 채널에 대한 신호 출력 활성화를 제어하는 소프트웨어 방식과 주 채널에서 위치독 타이머가 초기화 되지 않으면 보조 채널에서 신호 출력이 활성화되는 하드웨어 방식으로 구성되었다[8]. 소프트웨어 방식은 비행운용프로그램의 시스템 소프트웨어 모듈에 구현되어 있고, RS-422 채널로 연결되어 있는 CCDL이 이용된다. CCDL은 높은 신뢰성이 요구되는 비행제어컴퓨터 간 인터페이스이기 때문에 노이즈에 강건하고 고속통신이 가능한 RS-422 방식이 채택되었다.

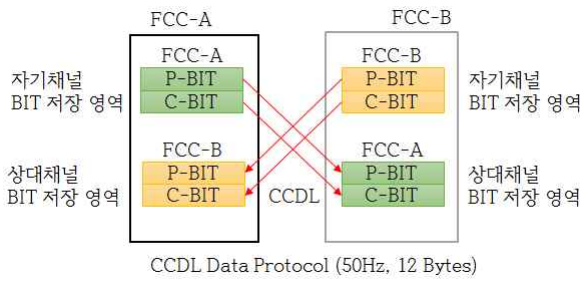


Fig. 3. CCDL configuration for FCC redundancy level 1

Table 2. Structure of CCDL protocol

바이트	내용	비고
0~1	헤더 (0x5555)	
2	FCC C-BIT	프로세서 보드 전원 점검
3	FCC P-BIT	프로세서 보드 메모리 점검
4	ARINC 429 C-BIT	ADIO#1 보드 I/O 점검
5	ARINC 429 C-BIT	ADIO#1 보드 I/O 점검
6	ARINC 429 C-BIT	ADIO#1 보드 I/O 점검
7	ARINC 422 C-BIT	ADIO#2 보드 I/O 점검
8	RS-422/429 C-BIT	ADIO#2 보드 I/O 점검
9	RS-232 C-BIT	ADIO#1 보드 I/O 점검
10	Spare	
11	Check Sum	

CCDL은 비행제어컴퓨터의 Power-On BIT (Built-In Test), Continuous BIT 그리고 직렬통신 채널 BIT로 구성되어있다. 비행제어컴퓨터 CCDL 연결 구성과 프로토콜 구조는 Fig. 3과 Table 2에 각각 보였다.

이중화로 구성된 비행제어컴퓨터는 전원이 공급되면 동시에 시작된 후 주변 장치로부터 정보를 받아 동작되도록 설계되었다. 두 개의 컴퓨터가 동시에 동작하지만 신호출력은 한 개의 컴퓨터에서만 나오도록 설계되었다. 정상동작 조건에서는 비행제어컴퓨터의 신호출력이 주 컴퓨터에서만 나오도록 설정되어 있다. 신호출력은 CCDL 연결상태, BIT 정보 그리고 상대채널 출력 상태 등을 기반으로 결정된다. 비행제어컴퓨터의 신호출력 on/off 로직은 Fig. 4에 보였다.

비행제어컴퓨터의 주 채널에서는 보조 채널의 출력이 활성화 되었을 때 신호출력을 비활성화시키는 기능이 구현되어 있다. 각 채널의 동작상태 정보는 부팅 후 60초 후에 설정된 후 CCDL을 통해 상대 채널로 전송된다. 각각의 채널이 동시에 부팅될 경우에는 동작상태 정보가 설정되지 않지만 동작 중에 주 채널이 재 시작되었을 경우에는 보조 채널의 출력이 활성화되고, 주 채널 재시작 완료 후 CCDL을 통해 수신되는 보조

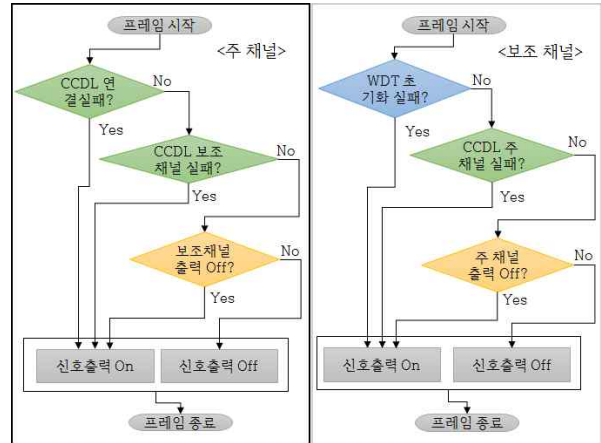


Fig. 4. FCC signal output on/off logic

채널의 동작상태 정보가 활성화 상태로 설정되기 때문에 주 채널의 출력이 비활성화 된다. 비행제어의 불연속성을 방지하기 위하여, 주 채널에 문제가 발생하여 보조 채널로 전환되었을 경우 보조 채널에 문제가 발생하기 전까지는 계속 보조 채널로 동작되도록 설계되었다. 주/보조 채널의 CCDL은 비동기 통신 방식을 사용하기 때문에 시간 동기화는 별도로 고려되지 않았다.

2.1.2 위치독 타이머 기반

CCDL을 이용한 이중화 시스템은 비행제어컴퓨터 간 데이터 통신을 기반으로 동작되기 때문에 비정상적인 동작에 대한 감시에 제한이 있다. 이러한 문제를 보완하기 위하여 위치독 타이머를 이용하여 주 컴퓨터의 동작상태를 감시하는 기능이 구현되었다.

주 컴퓨터의 비행운용프로그램에는 위치독 타이머 초기화를 위하여 20ms 간격으로 펄스 신호를 생성시키는 기능이 구현되어있다. 주 컴퓨터에 문제가 발생하여 펄스 신호가 생성되지 않으면 위치독 타이머가 동작하게 되기 때문에 보조 컴퓨터에서 주 컴퓨터의 동작 상태를 확인할 수 있다. 위치독 타이머 초기화를 위한 펄스 신호 구성은 Fig. 5에 보였다[8].

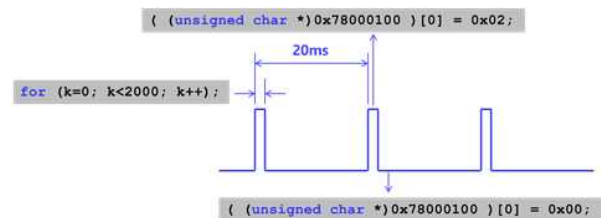


Fig. 5. Pulse signal configuration for watch dog timer reset

2.2 이중화 시스템 확장 설계

2.2.1 비휘발성메모리 기반

비행제어컴퓨터가 비정상적으로 재시작이 되었을 경우 비휘발성메모리(Non-Volatile RAM, NVRAM)에 복원에 필요한 비행 필수 데이터를 저장하고 참조하는 기능이 구현되었다.

비행데이터 일부는 발전기 전원 on/off 스위치 혹은 착륙장치 up/down 스위치의 신호가 변경되면 NVRAM에 저장되도록 구현되었고, 주기적으로 NVRAM에 데이터를 기록하는 방식은 사용되지 않았다. NVRAM에 저장되는 비행데이터는 엔진 및 비행제어법칙 동작에 필요한 필수 데이터로 구성되었고 Table 3에 보였다[8].

비행제어컴퓨터 재부팅 시 NVRAM에 기록된 비행데이터를 참조하여 비행운용프로그램의 초기 값을 부팅 직전의 값으로 설정하는 기능은 비행운용프로그램의 카운터 정보가 30 이상이고 터빈 회전속도가 50%를 초과하는 조건에서 실행되도록 설계되었다. 엔진 시동 후 지상 혹은 비행운용 조건에서만 데이터 복원 기능이 동작되도록 이 조건이 추가되었다. 비행운용프로그램은 50Hz로 동작되고 1카운트는 20ms 시간을 의미한다.

NVRAM에 기록된 비행데이터 외에 추가적으로 설정되는 비행 제어 복원에 필요한 필수 데이터는 Table 4에 보였다[8]. 틸트로터 항공기는 고정의 혹은 회전의 항공기와는 달리 틸트 시스템에 의한 비행 형상 변경이 가능하기 때문에 좌/우측 틸트 작동기 명령 값이 비행복원을 위한 필수 데이터에 추가되었다.

데이터 복원 단계에서는 비행데이터가 설정된 후 40 카운트 이상 조건에서 비행제어 모듈이 실행되고, 50 카운트 이상 조건에서 탑재장비로 데

Table 3. Data list of NVRAM write

변수명	설명	관련 모듈
ECRB_ENGINE_MODE_SW	엔진운용모드 Manual/Auto	엔진
ECRB_OFF_IDLE_SW	엔진운용모드 Off/Idle	엔진
ECRB_EEC_POWER_SW	EEC 전원 On/Off	엔진
FES_BOOST_PUMP_POWER_SW	연료펌프 전원 On/Off	엔진
ECRB_GENERATOR_SW	발전기 전원 On/Off	엔진
ADTC_ENG_OUTPUT	PLA 위치 0/55도	엔진/제어법칙
ADTC_GEAR_UPDOWN_SW	착륙장치 Up/Down 스위치	착륙장치
ADTC_CTRL_MODE	운용모드 자동/수동비행 선택	제어법칙
ADTC_TETHER_TEST	운용모드 비행/안전줄 선택	제어법칙
ADTC_MAN_WOW	수동 WOW 스위치 On/Off	제어법칙
ADTC_WAYPOINT_HOME	귀환점 정보	제어법칙

Table 4. Data List of flight control recovery

변수명	설명	관련 모듈
CSAC_TILT_L_CMD_DEG	좌측 틸트 작동기 명령 값	작동기
CSAC_TILT_R_CMD_DEG	우측 틸트 작동기 명령 값	작동기
ADTC_ALT_SPEED_HOLD	고도/속도 유지모드 On/Off	제어법칙
ADTC_LAT_CTRL	가로방향 제어모드 설정	제어법칙
ADTC_ROLL_HEADING	Roll/Heading 유지모드 설정	제어법칙
ADTC_STICK_THRUST	스틱 추력 명령	제어법칙
ADTC_KNOB_SPEED_KPH	노브 속도명령 값	제어법칙
ADTC_KNOB_ALT_MTR	노브 고도명령 값	제어법칙
ADTC_KNOB_ROLL_DEG	노브 롤명령 값	제어법칙
ADTC_KNOB_HEADING_DEG	노브 방위명령 값	제어법칙

이터 출력 모듈이 실행되어 비행데이터가 정상적으로 복원되도록 구현되었다.

데이터 복원 과정에서 비행제어법칙 출력의 불연속성을 방지하기 위하여 비행제어법칙에 사용되는 저주파 통과 필터(Low Pass Filter, LPF)와 소프트웨어 속도 제한기(Software Rate Limiter, SRL)에 대한 초기 값 설정 기능이 구현되었다. 이러한 기능은 틸트 각 및 비행속도에 스케줄링 된 콜렉티브 피치 각도, 엔진 출력 레버 작동기(Power Lever Actuator, PLA), 플랩 각도 그리고 고도/속도 명령 등에 주로 사용된다.

2.3 시험 및 검증

2.3.1 시험환경 구축

비행제어컴퓨터의 이중화 기능은 총 3단계로 구분된다. 1단계에서는 CCDL을 통해 송수신되는 BIT 및 제어법칙 태스크 동작상태 정보를 기반으로 출력 채널이 결정된다. 2단계에서는 전원이나 CPU 보드 동작 실패 시 하드웨어 위치 독타이머 기반으로 출력 채널이 결정된다. 3단계에서는 CPU 보드가 재시작 되는 경우 비행운용프로그램의 초기 데이터를 복원하기 위한 기능이 수행된다. 비행제어컴퓨터 이중화 단계는 Table 5에 보였다.

비행제어컴퓨터 이중화 시험 검증을 위하여 비행제어컴퓨터를 이용한 벤치 테스트와 비행체와 지상관제시스템을 이용한 통합시험이 수행되었다. 비행제어컴퓨터를 이용한 벤치 테스트를

Table 5. FCC redundancy level

1단계	2단계	3단계
-채널전환 -CCDL 기반 -C-BIT 정보 -제어법칙 태스크 상태	-채널전환 -H/W watchdog 타이머 기반 -주 채널 전원 혹은 CPU Failure	-데이터복원 -NVRAM 이용 -현재 상태 유지를 위한 명령설정



Fig. 6. Configuration of bench test for FCC redundancy

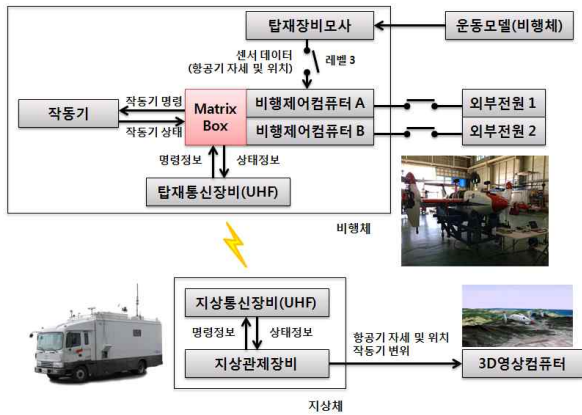


Fig. 7. Configuration of final evaluation for FCC redundancy

수행하기 위하여 이중화 기능을 위한 채널과 간단한 매트릭스 기능을 위한 케이블이 제작되었다. 벤치 테스트에서는 1단계와 2단계 검증을 위한 시험이 수행되었다. 비행제어컴퓨터 이중화 벤치 테스트 형상은 Fig. 6에 보였다.

비행제어컴퓨터 이중화 최종 검증 시험은 비행체와 지상관제시스템을 이용한 통합시험환경에서 수행되었다. 비행제어컴퓨터에 대한 독립적인 전원 차단을 위하여 별도의 외부전원이 비행제어컴퓨터에 연결되었다. 비행제어컴퓨터 이중화 최종 검증을 위한 통합시험 구성과 시험 환경은 Fig. 7에 보였다. 이중화 기능 3단계인 비행데이터 복원 기능에 대한 시험은 통합시험환경에 비행체 운동모델과 탑재장비모사 기능이 추가적으로 연결된 HILS(Hardware-In-the-Loop Simulation) 환경에서 수행되었다.

2.3.2 시험결과 및 분석

비행제어컴퓨터의 1단계 이중화 기능 검증을 위해 CCDL과 연관된 제어법칙 태스크의 중지 및 재시작 시험이 채널 별로 수행되었다. 2단계 이중화 기능 검증은 주 채널에 대한 소프트웨어

Table 6. Test results of redundancy level 1,2

시험조건		출력 상태		결과
주채널	보조채널	주채널	보조채널	
tGnc task suspend	-	Off	On	정상
tGnc task resume	-	On	Off	정상
Soft reset start	-	Off	On	정상
Soft reset end	-	Off	On	정상
Hard reset start	-	Off	On	정상
Hard reset start	-	Off	On	정상
Hard reset start	Hard reset start	Off	Off	정상
Hard reset end	Hard reset start	On	Off	정상

및 하드웨어 초기화 시험과 주/보조 채널에 대한 하드웨어 초기화 시험이 수행되었다.

주 채널의 이상동작이 CCDL을 통해 보조 채널에서 감지되면 보조 채널로 출력전환이 되고 CCDL 상태가 정상이 되면 주 채널로 출력 전환이 확인되었다. 주 채널에서 재시작이 발생되면 보조 채널로 출력전환이 되고 주 채널이 정상적으로 동작되어도 보조 채널의 출력이 유지됨을 확인하였다. 각각의 시험 조건에 대한 채널 별 출력 상태 결과는 Table 6에 보였다.

비행제어컴퓨터 이중화 기능 3단계 검증은 HILS 시험환경에서 수행되었다. 이륙 후 2.5 km 반경에 대한 접항법 모드로 비행하는 조건에서 비행제어컴퓨터를 강제로 재시작 시킨 후 결과를 분석하였다. 1차 시험에서는 틸트 각 80도와 착륙장치 down 상태에서 귀환점(Return Home Point, RHP) 정보를 업로드를 시킨 후 발전기와 착륙장치 스위치 명령 없이 하드웨어 초기화를 하였다. 하드웨어 초기화가 완료 된 후 틸트 각도와 조종면 변위는 허용 범위 내에서 유지되었고, NVRAM 기록 명령 신호가 없기 때문에 귀환점 정보는 초기화 되어 NVRAM에 비행데이터가 기록되지 않음을 확인 하였다.

같은 조건에서 착륙장치 up 명령을 업로드 하여 NVRAM에 비행 데이터를 기록하게 한 후 하드웨어 초기화를 시킨 결과 틸트 각, 조종면 변위 그리고 귀환점 정보 모두 유지되는 것을 확인 하였다. 이러한 시험은 틸트 각 60도, 30도 그리고 0도에서 각각 수행되었고, 이중화 기능 3단계가 정상적으로 동작되는 것이 확인 되었다. 비행제어컴퓨터 이중화 기능 3단계 시험 결과는 Table 7에 보였다. Table 7에서 (*)는 새로운 명령이 업로드 되는 것을 의미한다.

틸트 각 60도에서 0도까지 총 4회 비행제어컴퓨터 하드웨어 초기화 조건이 적용된 sortie 2 시뮬레이션 결과는 Fig. 8~10에 보였다.

초기화 후 비행체 자세, 고도 그리고 속도에

Table 7. Test results of redundancy level 3

SOR TIE	재시작 전				재시작 후						상태
	TILT	L/G	RHP	비행 모드	TILT	FLAP	PLA	COL	ELEV	RHP	
1	80	Dn	전송*	점항법	정상	정상	정상	정상	정상	Reset	정상
	80	Up*	전송*	점항법	정상	정상	정상	정상	정상	정상	정상
2	60	Up*	전송*	점항법	정상	정상	정상	정상	정상	정상	정상
	30	Up	-	점항법	정상	정상	정상	정상	정상	정상	정상
	30	Up	-	점항법	정상	정상	정상	정상	정상	정상	정상
	0	Up	-	점항법	정상	정상	정상	정상	정상	정상	정상

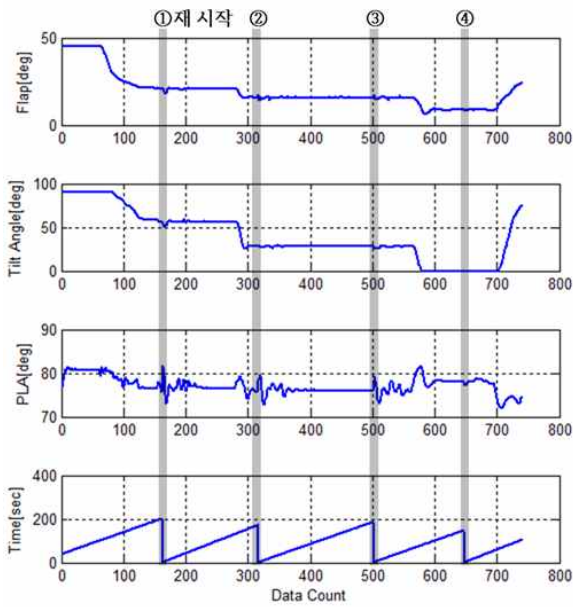


Fig. 8. Simulation results of flap, tilt angle and PLA

대해서 약간의 변동이 있었으나 바로 안정화 되는 것을 확인할 수 있다. 비행제어컴퓨터가 하드웨어 초기화되면 비행데이터 기록장치에 저장되는 시간 정보도 초기화되기 때문에 획득된 데이터의 카운트 정보를 이용하여 비행제어컴퓨터의 시간을 도시하였다. 데이터 카운트 축에 대해서 시간이 0초로 초기화 되는 구간이 비행제어컴퓨터 하드웨어 초기화 완료 시점으로 볼 수 있다. LPF 및 SRL이 적용된 플랩과 틸트 각도는 초기화 후 이전 값을 유지하는 것을 확인할 수 있고 시뮬레이션 결과는 Fig. 8에 보였다. 비행체 롤/피치 자세, 고도 그리고 속도 시뮬레이션 결과는 Fig. 9에 보였다.

비행제어컴퓨터에서 하드웨어 초기화가 발생되면 귀환점을 제외한 임무계획 정보가 모두 삭제되기 때문에, 지상관제시스템에서는 점항법 모드가 해제되고 고도/속도/방위 유지모드로 자동 전환된다. 내부조종사가 문제를 확인하고 임무계

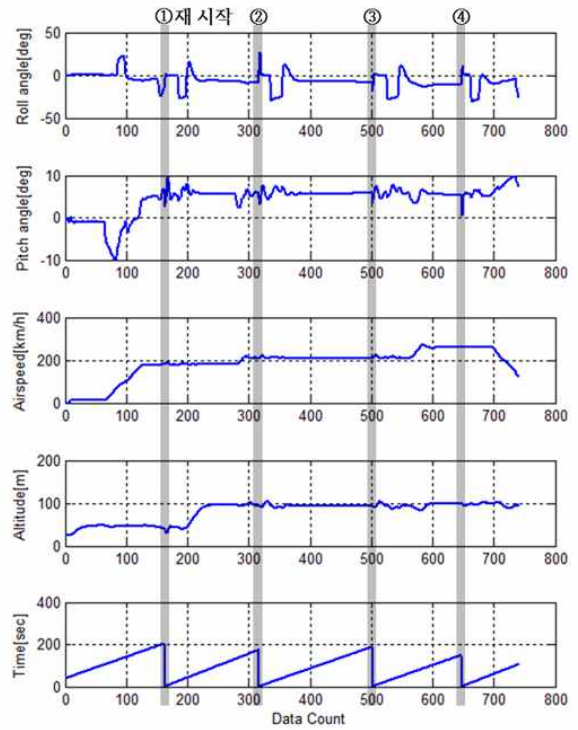


Fig. 9. Simulation results of attitude, airspeed and altitude

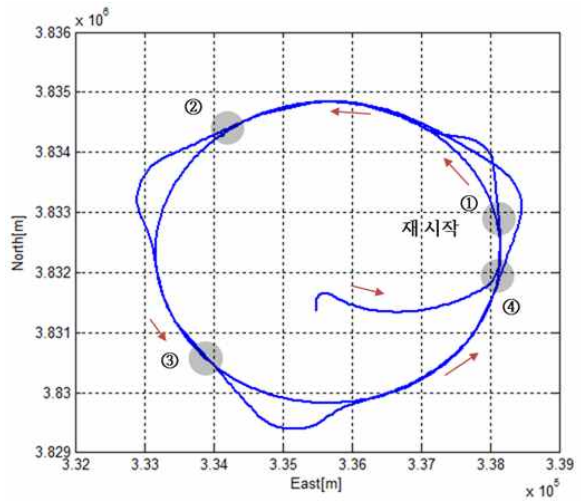


Fig. 10. Simulation results of point turn trajectory

획 재설정 및 점항법 모드로 전환하기 전까지 비행체는 현재 방위를 유지하며 직선비행을 수행하게 된다. 유지모드 전환에 의해 점항법 궤적을 벗어나는 시뮬레이션 결과는 Fig. 10에 보였다.

시뮬레이션 결과 분석을 통해 비행제어컴퓨터 이중화 기능 중 데이터 복원 기능이 정상적으로 동작되는 것을 확인하였다. 그러나 비행체 자세, 속도 그리고 고도 데이터 분석 결과에서 데이터 복원 후 현재 고도와 속도가 초기에 유지되지 못

하는 문제가 발견되었다. 유지성능 저하 문제는 비행제어컴퓨터 하드웨어 초기화 후 데이터 복구 과정에서 정지비행 수준의 상수로 설정된 PLA 위치 값에 의해 발생하는 것으로 분석되었다. 향후 PLA 위치 값을 비행체 현재 속도와 고도에 스케줄링 된 값으로 설정하게 되면 PLA 명령 불연속에 의한 성능 저하를 개선시킬 수 있을 것으로 예상된다.

III. 결 론

틸트로터 무인기에 탑재되는 비행제어컴퓨터는 주 채널과 보조 채널로 구성되어 있는 이중화 시스템으로 설계되었다.

이중화 기능은 1단계 CCDL 기반 채널 전환 기능, 2단계 하드웨어 위치 독 타이머 기반 채널 전환 기능 그리고 3단계 비행 필수 데이터 복원 기능으로 구성된다.

비행제어컴퓨터의 1, 2단계 기능 점검은 벤치 시험과 비행체 및 지상관제시스템을 이용한 통합 시험 환경에서 수행되었고, 3단계 기능 점검은 통합 시험 환경에 HILS 기능이 추가되어 수행되었다.

특히 3단계 기능 점검을 위한 시험 환경에서는 회전익, 천이 그리고 고정익 비행모드에서 데이터 복원 기능 점검이 각각 수행되었다.

비행제어컴퓨터의 이중화 기능 구현 및 점검 시험을 통해 틸트로터 무인기 비행제어시스템의 신뢰도를 확보하였다.

References

- 1) Park, B. J., Kim, S. P., Kang, Y. S. and Yoo, C. S., "Development of Operational Flight Program for Small-Scaled Smart UAV", Proc. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Apr. 2007, pp. 484~487.
- 2) Yoo, C. S., Park, B. J., and Kang, Y. S., 2008.8, "Evaluation of Operational Flight Program in Tilt Rotor UAV", AIAA Guidance,

Navigation and Control Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii, Aug. 2008.

- 3) Park, B. J., Kang, Y. S., Yoo, C. S., "Introduction to Operational Flight Program for Smart-UAV," Proc. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Apr. 2013, pp. 1230~1233.

- 4) Lee. S. H., Cho. I. A. and Jeon. D. H., "Development of Integrated Flight Control Computer for a Tactical UAV," Proc. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Nov. 2014, pp.1727~1730.

- 5) Ahn. S. M., Ryu. H., Choi. H. S., Kim. S. Y., Jung. Y. D. and Kim. S. H., "OFP Development for the High Altitude Electrically Powered Unmanned Aerial Vehicle EAV-3," Proc. of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Nov. 2015, pp.972~975.

- 6) Nam Y. H., Joo. J. Y. and Jang. S. H., "Development of Dual-Redundant Flight Control computer for Tilt Rotor UAV," Proc. of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Apr. 2013, pp.1196~1199.

- 7) Park, B. J., Chang, S. H., Kang, Y. S., Yoo, C. S. and Cho, A., "Analysis of Flight Control Computer Redundancy for Smart-UAV," Proc. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Nov. 2014, pp.1208~1211.

- 8) Park, B. J., Kim, Y. S., Kang, Y. S., Yoo, C. S. and Cho, A., "Improvement of Flight Control Computer Redundancy for Smart-UAV," Proc. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Nov. 2014, pp.1212~1216.

- 9) Park, B. J., Kang, Y. S., Yoo, C. S. and Cho, A., "Development of Operational Flight Program for Smart-UAV," The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 41, No. 10, Oct. 2013, pp. 805~812.