

## 200 kg급 틸트로터 무인기의 항공전자시스템 개발

장성호\* · 조암\* · 박범진\* · 최성욱\*

### Development of Avionics System for the 200 kg-class Tiltrotor UAV

Sungho Chang\* · Am Cho\* · Bumjin Park\* · Seongwook Choi\*

#### ABSTRACT

Avionics system designed for the 200 kg-class tiltrotor UAV has been developed. Avionics system for the UAV is the reconstruct system and can be programmed automation controller. This paper focuses on the design aspects of the hardware and presents the ground and flight test results. The hardware aspects of the avionics system include details about the hardware configurations for the interfaces with the Digital Flight Control Computer, sensors and Line-replaceable unit modifications.

Key Words: Unmanned Aircraft System, Tiltrotor, Avionics System, Flight Control Computer, Flight Test

#### 1. 서 론

스마트무인기(TR100)의 60% 크기로 축소 개발된 총중량 200 kg급의 틸트로터 무인기(TR60)는 5시간 이상의 체공능력 및 20 kg 이상의 유상하중을 가지는 무인기 시스템으로 2013년 2월에 천이비행에 성공하였다.

TR60 시스템의 개발기간 단축과 비용 절감을 위하여 TR100 및 소형 틸트로터 무인기(TR40) 연구에서 개발된 기술과 장비들을 이용하여 TR60의 지상관제장비(GCS)와 항공전자장비를 개발하였다. TR100 및 TR40 개발을 통해 운용 및

기술적 인프라와 개발경험이 지상관제장비에 반영되어 있기 때문에 TR60 운용과 비행제어로직 수정을 최소화하기 위해 지상관제장비와 항공전자장비간의 지기상간(지상장비와 항공기간) 인터페이스 체계(ICD)를 유지할 수 있도록 시스템을 구성하였다. 수직이착륙 무인기로서 비행체 형상과 제원을 Fig. 1과 Table 1에 요약하였다. TR60 비행체는 TR100의 외형과 유사하지만 날개 길이, 프로펠러 형상 및 엔진 등 부분별로 많은 차이를 가진다[1].

본 논문에서는 TR60 시스템 개발을 위해 TR100 비행체에 탑재된 디지털비행조종컴퓨터(DFCC)를 중심으로 TR40의 탑재장비를 이용한 항공전자장비 개발의 기술적 요소와 비행시험 결과를 기술하였다.

†2013년 8월 30일 접수 ~ 2013년 9월 24일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: shchang@kari.re.kr

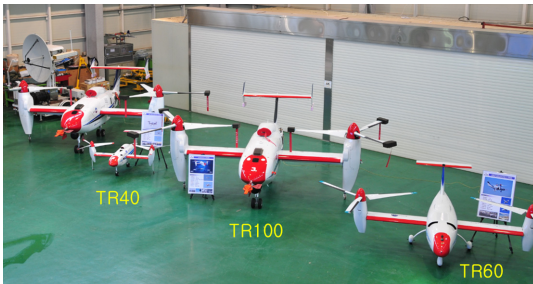


Fig. 1 Tiltrotor UAV Series

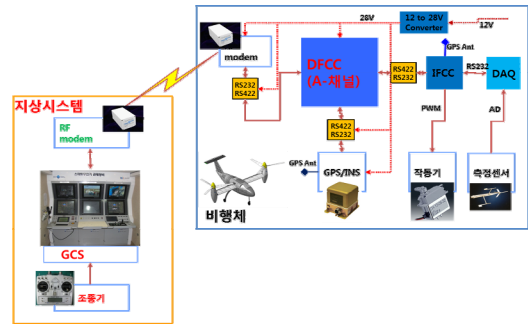


Fig. 2 TR60 Avionics Architecture

Table 1. Specification of Tiltrotor UAV

	TR100	TR60	TR40
MTOW (kg)	995	200	50
Powerplant	550hp Turboshaft	55hp Rotary	15hp Piston
Overall Length (m)	5.0	3.0	2.0
Wing Span (m)	4.0	3.0	1.6
Wing Chord (m)	0.8	0.5	0.3
Aspect Ratio	5.0	6.0	5.0
Wing Loading (kg/m <sup>2</sup> )	310.9	133.3	74.2
Rotor Radius (m)	1.4	1.1	0.6
Disk Loading (kg/m <sup>2</sup> )	154.2	52.6	18.4
Max. Speed (km/h)	500.0	240.0	150.0
Max. Altitude (km)	6.0	4.0	3.0
Endurance (hrs)	5.0	5.0	1.0

## 2. TR60 항공전자장비

TR60 시스템의 비행체에는 DFCC, 항법센서 및 통신장비, 전기장치와 엔진-드라이브의 동력계통이 포함된다. 지상시스템은 관제차량 내부에 관제장비, 통신장비 및 조종기로 구성된다(Fig. 2). TR60 시스템은 TR100의 관제장비 활용을 중심으로 하기 때문에 지기상간 ICD 수정을 최소화하기 위한 방법이 필수적이며 이를 위해 TR100의 DFCC를 중심으로 탑재항전장비들이 인터페이스 가능하도록 하였다. DFCC와의 인터페이스는 통신장비, 항법센서, 작동기 제어용 통합형 비행조종컴퓨터(IFCC), 비행체 센서정보 수집용 비행자료저장장치(FDAQ) 및 시리얼 데이터 변환기가 있으며 12 VDC 전압을 28 VDC로 승압하는 전압 컨버터가 작동한다.

TR100에서 DFCC는 시스템의 이중화를 위해 A 채널과 B채널 각각의 컴퓨터가 하나의 케이스에 구성되지만 TR60은 TR100에 비해 비행체 내부공간이 협소하고 이중화를 위해 준비된 센서 및 장비가 없기 때문에 DFCC의 A채널만을 별도로 분리하여 케이스를 제작하고 외부와 인터페이스 가능하도록 수정하였다(Fig. 3). 제작된 케이스는 벤치테스트 수행동안 발생한 발열 문제를 해결하기 위하여 외부에 팬을 부착하여 내부 열을 외부로 발산하도록 수정하였다. 팬을 이용한 냉각방식은 외부 환경에 밀폐되지 않는 문제를 갖기 때문에 DFCC 개발시 적용된 EMI/EMC 성능을 기대하기 어려우나 지상시험을 통해 전기적 간섭 문제는 발생하지 않은 반면 효과적인 냉각방식임을 확인하였다. TR60에 탑재된 DFCC는 실제 보유한 Aring429, RS422 등의 다양한 인터페이스에 비해 일부 인터페이스 채널만을 사용하여 외부장비와 연결된다(Table 2). 인터페이스를 위한 DFCC 내부 보드들의 펌웨어를 수정하지 않고 와이어하네스를 단순화하기 위해 TR60에서 요구하는 기능을 한 개의 커넥터로 연결할 수 있도록 DFCC 채널의 기능을 새로 정의 하였다.

DFCC는 데이터 통신을 위해 RS422 채널을 11개 확보하고 있으나 TR60에서 사용되는 장비들은 RS232를 이용하기 때문에 데이터 통신 규격의 변경을 위해 시리얼 데이터 변환기가 사용되었다. 시중에 판매되는 시리얼 데이터 변환기는 종류와 가격대가 매우 다양하지만, 대부분 실험실용 제품들이다. TR60에 적용된 시리얼 데

이터 변환기는 스마트무인기 지상시험과정에서 적용한 MOXA사의 TCC-100 제품을 적용하였다. 이 제품은 산업규격의 환경규격과 EMI/EMC 규격 조건에 따라 제작되고 MTBF는 3,017,857 hrs이다. 시리얼 데이터 변환기는 IFCC, 항법센서 및 통신 모듈에 각각 연결하고 전원은 28 VDC를 입력한다.

Table 2. Specification of DFCC

주요 제원	내 용
Redundancy	2중화 (1LRU 2Channel)
Processor	PPC755
크기	361.4W x 306L x 155.2H. mm
중량	10.6 kg
소비전력/냉각방식	>100W/강제 공냉식
동작온도	-20℃ ~ +55℃
저장온도	-32℃ ~ +63℃
운용고도	5Km
진동	MIL-STD-810F, Method 514.5
인터페이스 (채널수)	RS422(11), RS232(1), A429 RX(18) TX(18), DAC(2), ADC(6), Disc(38), RTDI(5), 기타센서(19)

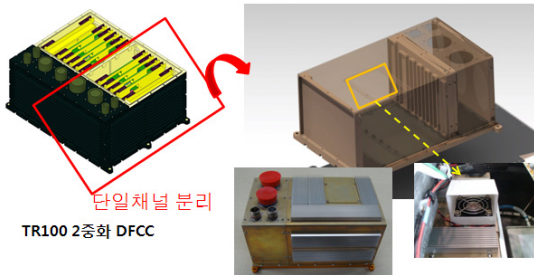


Fig. 3 DFCC Modification

TR60 비행체에 탑재된 센서 정보(온도, RPM, 압력 등)는 FDAQ를 통해 IFCC로 전달된다. FDAQ는 데이터 수집을 위한 9채널의 외부 A/D 입력, 4채널의 RPM 입력 및 16채널의 온도 입력기능을 가지며 엔진시동 등의 명령을 위한 8채널의 릴레이 기능을 가진다. IFCC는 소형의 통합형 비행조종컴퓨터이다. 연산용 컴퓨터(TMS28335), 소형 MEMS 자세센서, 통신모듈 및 압력센서가 모두 내장된 장비로써 IFCC 자체로도 비행조종 컴퓨터의 기능을 할 수 있다[2]. IFCC는 TR100

의 DFCC를 활용함에 있어서 발생하는 하드웨어 및 소프트웨어 변환과 문제 해결을 위해 DFCC와 센서, 작동기 및 릴레이간 인터페이스를 관리한다. TR60에서 IFCC는 FDAQ의 센서 정보를 받아 처리하고 DFCC를 통해 관제장비로 전달되고 DFCC 제어명령을 PWM신호로 변환하여 작동기를 움직인다.

TR60 비행체의 자세 및 위치정보를 측정하기 위한 항법센서는 복합항법센서인 Nav440을 탑재하였다. Nav440은 TR40에 탑재되었던 Nav420의 후속버전으로 TR40 비행시험과 유인항공기 비행시험을 통해 안정성이 확인되었기 때문에 별도의 시험을 위한 비용과 일정을 줄일 수 있었다 [3]. Nav440은 TR60 비행체 무게중심에 최대한 가깝게 탑재되고 28 VDC 전원을 공급받아 구동하며 시리얼 컨버터를 통해 DFCC에 데이터를 전달한다.

통신장비는 FreeWave사의 제품으로 TR40에 탑재되어 비행시험과정에서 검증된 장비를 활용하여 구성하였다. TR60 비행체 탑재 안테나는 비행체 앞부분에 장착이 되었으나 비행시험 과정 중 동체 아래로 위치를 변경하였다.

TR60 엔진에 장착된 제너레이터는 12VDC를 공급할 수 있고 비행체에 사용된 센서는 12VDC 이하로 작동되지만 DFCC는 28 VDC에서 작동하기 때문에 통신장비, 항법센서 및 시리얼 컨버터에는 28 VDC를 공급할 수 있도록 전원 승압용 변압기를 장착하였다. 작동기들이 동시에 움직일 경우 많은 전력을 소비하기 때문에 배터리를 탑재하여 제너레이터를 보조하도록 하였다.

### 3. 비행체 탑재 및 비행시험

TR100에 탑재했던 중량과 부피가 큰 DFCC를 제한된 비행체 공간에 탑재하기 위해 항전베이를 3 층으로 구성하였다(Fig. 4). 1 층에는 DFCC, 항법센서, 통신장비 및 전원변압기의 무거운 장비가 장착되고 2 층에는 가벼운 IFCC와 FDAQ, 3 층에는 시리얼 데이터 변환기 3 개를

탑재하여 데이터의 통신 유무를 LED를 이용해 직관적인 판단이 가능하도록 구성하였다. TR100과 TR40의 장비를 이용하여 재구성된 TR60 시스템은 동력장치를 포함한 지상시험과 안전줄 호버시험, 저고도/저속의 회전익 비행시험을 순차적으로 진행하면서 비행시험을 위한 점검을 수행하였다.



Fig. 4 TR60 Tests

작동기에 전달되는 DFCC의 제어 신호는 여러 장비들을 순차적으로 통과하기 때문에 시간 지연이 발생할 수 있으며 특히 시리얼 데이터 변환기에 의한 영향이 예상된다. 시간 지연 현상을 검증하기 위해 Nav440↔(변환기)↔DFCC↔(변환기)↔IFCC 사이의 시간지연을 확인하였다. Nav440에서 RS232로 출력되어 RS422로 변환된 후 DFCC를 거쳐 RS422의 신호를 RS232로 변환하여 IFCC에 저장된 각속도 데이터와 IFCC에 내장된 자세센서의 각속도 데이터를 동시에 저장하여 비교한 결과 약 0.05 초가 걸린다(Fig. 5). 또한 FDAQ로부터 RPM을 받는 시점에 IFCC에 저장된 데이터와 DFCC로 전달된 RPM에 대해 DFCC의 로터 콜렉티브 명령이 다시 IFCC에 저장된 데이터를 비교한 결과 약 0.05 초 발생한다(Fig. 6).

TR60 시스템은 2012년 7월 지상시험을 시작으로 안전줄 시험을 거쳐 11월부터 비행시험이 시작되었다. 지상시험에서는 지상치구를 이용한 추력시험과 GPS 수신 상태, 통신거리 시험 등

이 진행되었다. 비행시험 시작 전의 안전줄 시험은 TR60 시스템의 안정성을 파악하기 위함이며, 비행시험 단계에서의 안전줄 시험은 변경된 하드웨어와 소프트웨어의 검증을 위한 것으로 약 19 시간이 누적되었다(Fig. 7). 비행시험은 회전익 모드 비행을 통해 이착륙 알고리즘을 검증하고 비행환경을 확인한 후 천이비행이 진행되었고 고정익 비행에서는 최고속도와 연료소모를 확인을 위한 비행도 수행되었다(Fig. 8). 고흥항공센터에서 수행된 TR60의 천이 전 영역 비행시험의 궤적 예는 Fig. 9과 같고 Fig. 10은 회전익, 천이 및 고정익 비행 동안의 나셀 틸트 상태를 나타낸다. TR100의 DFCC를 중심으로 개발한 TR60 시스템은 기존의 비행제어 알고리즘을 활용하였으며 비행체 변경에 맞게 개인 튜닝 방법으로 약 14 시간의 비행을 통해 천이비행시험을 완료하였다.

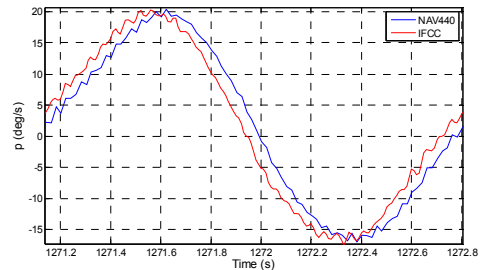


Fig. 5 Data Time Delay(roll rate)

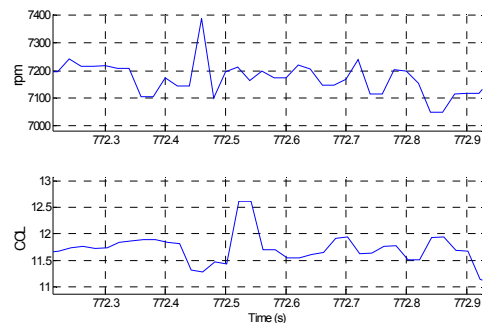


Fig. 6 Command Delay(rpm-collective)

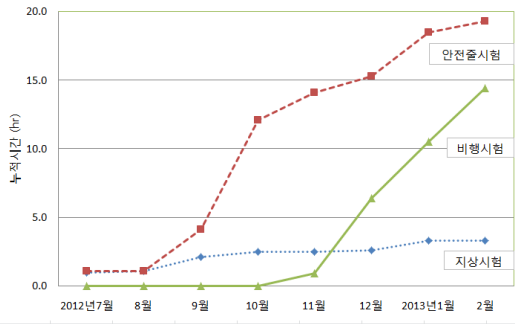


Fig. 7 Test Hours



Fig. 8 Flight Test

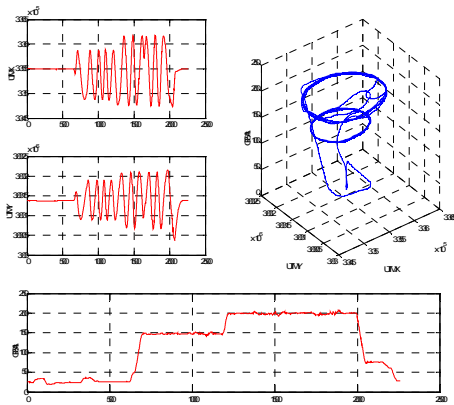


Fig. 9 Flight Test Results(GPS position)

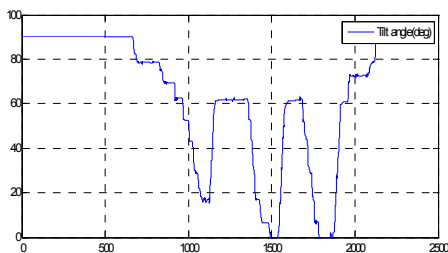


Fig. 10 Flight Test Results(tilt angle)

### 5. 결 론

200 kg급 틸트로터 무인기 시스템 개발을 위한 시제기인 TR60의 개발기간 단축과 비용 감소를 위하여 스마트무인기기술개발사업을 통해 완성된 기술과 장비들을 활용하여 TR60 비행체를 위한 탑재항공전자장비를 구성하였다. TR100 개발을 통해 구축된 기술적 인프라와 개발경험을 TR60 운용에 적용하고 비행체어로직의 수정을 최소화하였다. TR60 시스템 개발을 위해 요구되는 비행시험 시간을 줄이기 위하여 지상관제장비와 탑재항공전자장비간의 지기상간 ICD를 유지하였고 TR60 시스템에 적용하였다. 전기적 인터페이스가 완료된 TR60은 지상시험과 안전중시험, 비행시험을 완료하고 천이영역에서의 TR60 시스템 완성도를 확인하였다. TR60 시스템은 향후 함상자동이착륙 연구와 나셀 보조 날개형 연구에 활용될 계획이다.

### 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 주요사업인 “틸트로터 무인기 성능 및 운용능력 향상기술 연구”의 일환으로 수행되었습니다.

### 참 고 문 헌

- [1] 최성욱\*, 강영신, 박범진, 장성호, 김유신, 조암, 이명규, 이치훈, 송복섭, 장은영, “200kg급 틸트로터무인기 (TR60) 비행시험”, 2013년 춘계학술대회 논문집, 한국항공우주학회, 2013, pp. 897-901.
- [2] 장성호, 구삼욱, 박주원, “소형 통합형 비행조종컴퓨터 개발”, 항공우주시스템공학회지, 제 2권, 제 1호, 2008, pp. 18-22.
- [3] 장성호, 유장식, 광민규, 홍진석, “스마트 무인기 위성관성항법장치의 비행시험 및 차량시험을 통한 검증”, 항공우주기술, 제 10권, 제 2호, 2011, pp. 1-10.