

## 技術論文

## 동축반전 헬리콥터형 소형 무인항공기 설계 및 제작

김상덕\*, 변영섭\*, 송준범\*, 이병언\*, 송우진\*\*, 김 정\*\*\*, 강범수\*\*\*

## Design and Fabrication of a small Coaxial Rotorcraft UAV

Sang-Deok Kim\*, Young-Seop Byun\*, Jun-Beom Song\*, Byoung-Eon Lee\*,  
Woo-Jin Song\*\*, Jeong Kim\*\*\* and Beom-Soo Kang\*\*\*

## ABSTRACT

The rotorcraft-based unmanned aerial vehicle(UAV) capable of performing close-range surveillance and reconnaissance has been developed. Trade studies on mission feasibility led to the adoption of a coaxial rotorcraft with twin rotors counter-rotating in one axis and driven by electric motors. A commercial off-the-shelf flight control computer(FCC) and a radio frequency modem were adopted for autonomous navigation. In order to achieve an aerial view, commercial charge-coupled device camera was also integrated into the vehicle. The performance of the completed vehicle was proved with manual flight test, and mission capability was verified through waypoint navigation flight after being equipped with FCC. This paper treats the whole process of design and system integration for development of the coaxial rotorcraft UAV.

## 초 록

근거리 감시정찰을 수행할 수 있는 헬리콥터형 무인항공기를 개발하였다. 임무수행 가능성을 검토한 결과 전동 모터로 구동되는 동축반전 헬리콥터형 비행체가 선정되었다. 자동비행을 위해 상용 자동비행장치와 무선통신 모뎀이 채택되었고, 공중촬영을 위한 CCD 카메라가 탑재되었다. 완성된 비행체는 수동 비행시험을 통해 성능을 검증하였으며, 자동비행장치 탑재 후 점항법 비행을 통해 임무수행이 가능함을 확인하였다. 본 논문에서는 동축반전 무인항공기의 개발을 위한 설계 및 체계종합 전 과정에 관하여 기술하였다.

**Key Words** : Coaxial Rotorcraft(동축반전 헬리콥터), Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Conceptual Design(개념설계), Preliminary Design(기본설계), Detail Design(상세설계), System Integration(체계종합), Test and Evaluation(시험평가)

## 1. 서 론

미 국방성의 2005년 무인항공기 로드맵에 의하면 현재 32개국에서 250종 이상의 무인항공기가 개발 중이며, 41개국에서 80종 이상의 무인항공기가 감시정찰을 위한 용도로 운용되고 있다 [1]. 이러한 무인항공기는 형태와 비행특성에 따라 크게 고정익형과 회전익형으로 구분할 수 있

† 2008년 11월 5일 접수 ~ 2009년 2월 9일 심사완료

\* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 정회원, 부산대학교 산학협력단

\*\*\* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : bskang@pusan.ac.kr

부산시 금정구 장전동 산30번지

는데, 헬리콥터로 대표되는 회전익형 무인항공기는 고정익에 비해 제어가 까다롭고 기체 구조가 복잡하여 상대적으로 개발사례가 적지만 수직이착륙, 공중정지 및 저속비행이 가능하므로 공중 감시 및 정찰에 보다 적합한 비행체라고 할 수 있다.

회전익 무인항공기는 1960년대에 최초로 등장한 미국 자이로다인사의 QH-50을 시작으로 미해군에 제식 채용된 노드롭그루먼사의 Fire Scout을 비롯하여, 민수용으로는 일본 야마하사의 R-Max등이 대표적이며, 이외에도 다수의 회전익 무인항공기가 개발 및 운용 중에 있다[2]. 현재 운용중인 회전익 무인항공기는 유상하중 20kg 이상, 최대 이륙중량 60kg 이상급의 비행체로 감시정찰을 위한 전술 무인기 또는 농약살포 용도 등으로 사용 중이다.

한편, 최근 무인항공기 기술의 발달로 다양한 임무조건이 요구되면서, 특히 소형 수직이착륙 무인항공기 시장이 Emerging Market으로 떠오르고 있다. 소형 수직이착륙 무인항공기는 최대 이륙중량 20kg 이하로 1~2인에 의해 운반 및 운용이 가능한 근거리 감시정찰 시스템으로 미군의 미래전투체계(FCS : Future Combat System)에도 포함되어 있고, 향후 민수시장에서의 수요 또한 증가할 것으로 예상된다.

본 연구에서는 수직이착륙이 가능하고, 1~2인에 의해 운용되며 반경 2km이내의 공중정찰 능력을 보유한 소형 무인항공기 체계 개발을 목표로 설정하였다. 이를 위해 Fig. 1과 같은 항공기 체계개발의 전형적인 업무절차[3] 중 개념설계에서 시험평가까지의 전 과정을 수행하였다.

개념설계 단계에서는 잠재적인 수요를 고려하여 요구조건을 정의하고 이에 적합한 비행체 형상을 선정하였고, 기본설계 및 개발시험을 통해 각 계통의 사양을 확정하였으며, 상세설계 과정에서는 세부 구성품 형상 설계 및 상용품과의 인터페이스를 확정하였다. 시제품 제작 후 지상시험, 수동 및 자동비행시험을 통해 비행체 성능과 임무수행 가능성을 검증하였다. 본 논문은 소형 동축반전무인항공기 개발을 위한 설계 및 체계종합 전 과정에 대하여 기술하고 있다.

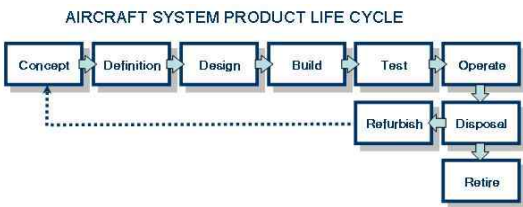


Fig. 1. Aircraft Product Life Cycle

## II. 개념설계

개념설계 단계에서는 시스템의 요구도를 분석하고 이를 만족시키기 위한 비행체의 기본적인 형태를 선정하였다. 구체적인 수요자의 요구조건이 존재하지 않으므로 잠재적인 수요를 가정하여 최상위 요구조건을 정의하였다.

### 2.1 요건분석

무인항공기는 시스템의 크기와 임무범위에 따라 다양한 형태로 분류가 될 수 있는데 본 연구에서는 1~2인에 의해 휴대 및 운용이 가능한 소형급(Mini Class) 시스템 개발에 중점을 두었다. 소형급 무인기는 상대적으로 작은 임무범위를 가지며, 산악지형이 많은 장소나 시가지에서의 운용을 고려하면 수직이착륙 및 공중정지 기능을 가지는 항공기가 보다 유리하다. 또한, 저고도 정찰 및 신속한 전개를 위해서는 별도의 시동장비가 필요 없는 전동 모터를 동력원으로 사용하는 것이 바람직하며, 최근 상용화된 브러시리스 모터와 리튬-폴리머 이차전지는 소형 무인항공기의 동력원으로 손색이 없는 성능을 보여주고 있다. 이러한 요건을 바탕으로 도출한 최상위 요구조건을 정리해 보면 다음과 같다.

- 임무반경 2km 이내 근거리 저고도 감시 정찰
- 수직이착륙 및 공중정지 가능
- 전동모터를 동력으로 사용
- 3kg 이상의 유상하중 탑재
- 점항법 자동비행 가능
- 백팩(Back Pack) 형태로 휴대 가능한 소형 지상통제 시스템

요구조건을 바탕으로 가장 전형적인 임무를 가정하여 Fig. 2와 같은 표준임무형상을 정의하였다. 비행체는 수직으로 이륙하여 200m 고도까지 상승한 후 1km 지점까지 순항한다. 이후 고

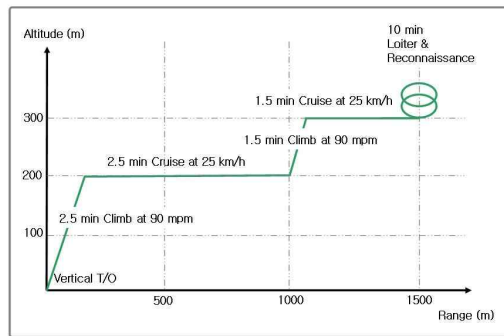


Fig. 2. Standard Mission Profile

도를 높인 후 1.5km 지점까지 순항하여 약 10분간의 정찰 임무를 마치고 이륙지점으로 복귀한다. 전체 임무수행 시간은 예비전력 5분을 포함하여 30분이고 순항속도는 25km/h, 상승속도는 100mpm(meter per minute)으로 설정하였다.

### 2.2 비행체 선정

요구조건을 만족할 수 있는 수직이착륙 및 공중정지 기능이 가능한 항공기를 검토한 결과, 최종적으로 동축반전 헬리콥터형 비행체를 선정하였다. 동축반전 헬리콥터는 꼬리 로터 없이 상하 두 개의 로터가 반전하는 구조로 1859년 Henry Bright에 의해 특허등록 되었으며, 현재는 러시아의 Kamov 社에서 유일하게 실기를 생산하고 있다.

동축반전 헬리콥터는 전통적인 주로터-꼬리로터 헬리콥터와 달리 두 개의 로터가 모두 양력 발생에 기여하여 중저속 영역에서 효율이 좋고, 진진비행시 양력분포가 대칭적이며, 안정성이 좋은 것으로 알려져 있고, 무엇보다도 꼬리로터가 없기 때문에 소형화가 가능하다는 장점이 있다 [4]. 단점으로는 복잡한 허브 형상으로 인해 진진비행시 저항이 증가하여 고속비행에 불리하지만 근거리 감시정찰 임무에서 고속비행은 중요한 요구조건이 아니므로 무인항공기용 플랫폼으로 다시 주목받고 있는 비행체이다.

## III. 기본설계 및 개발시험

기본설계 단계에서는 전체 시스템의 인터페이스를 확정하였고, 요구성능을 토대로 초기 사이징을 수행하였다. 또한 주요 구성품의 규격 확정 및 개발시험을 실시하였고, 특히 조종계통의 검증을 위해 축소형 비행체를 제작하여 조종성을 검토하였다.

### 3.1 시스템 인터페이스

Fig. 3에 비행체, 자동비행장치, 임무장비 및 지상관제 시스템으로 구성되는 동축반전 무인항공기 체계의 인터페이스를 나타내었다. 비행체는 지상관제장비에 의해 수동/자동 전환 및 경로점 전송이 가능하고, 무선 모뎀을 통해 비행체의 상태 정보 및 실시간 영상을 지상으로 전송할 수 있다. 비행체의 자세, 속도, 위치는 온보드 프로세서와 IMU/GPS 통합 센서를 탑재한 상용 자동비행장치에 의해 조종되고, 영상정보 획득을 위해 팬/틸트/줌이 가능한 주간용 광학 카메라가 탑재되었다.

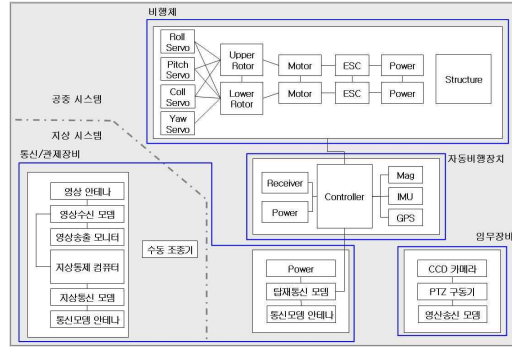


Fig. 3. System Interface

### 3.2 초기 사이징

비행체의 초기 사이징은 주어진 임무수행 조건을 만족시키기 위해 필요한 동력, 연료무게(배터리 중량), 최대이륙중량 등에 대한 반복 계산의 문제로 정리된다. 요구동력의 도출은 운동량 이론에 근거하였고, High/Hot Day에서의 임무수행을 가정하였으며, 회전면 하중을 변경하면서 반복계산을 수행하였다. Table 1에 초기 사이징 결과를 정리하였다.

Table 1. Initial Sizing Result

항목	단위	결과
요구동력(OGE)	Watt	1600
탑재동력	Watt	2000
여유동력	Watt	400
회전면하중	N/m <sup>2</sup>	43.0
배터리 중량	Kg	6.5
최대이륙중량	Kg	15.5

### 3.3 개발시험

해석적, 경험적 방법의 불확실성을 보완하기 위해 일부 항목은 개발 시험을 통해 성능 요건을 확인하였다. 본 연구에서는 운동량 이론에 근거한 요구동력의 오차 수정 및 모터 성능 시험, 그리고 소형 동축반전 헬리콥터 조종 계통의 조종성 확인을 위한 개발시험을 수행하였다.

우선 요구동력을 예측하고 상용품 로터 블레이드를 선정하기 위해 Fig. 4와 같은 호버 스탠드를 구성하였다. 4종의 로터에 대해 회전수와 콜렉티브 피치를 가변하면서 각각의 조건에 대한 추력과 토크를 측정하였고, Fig. 5, 6에 실험과 해석을 비교한 결과를 도시하였다. 호버 스탠드에서의 시험결과, 운동량 이론에서의 동력 예측과 차이가 있는 것을 확인하였으며[5], 이는 실기



Fig. 4. Hover Stand

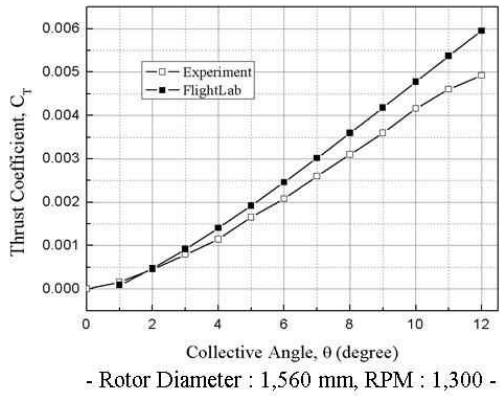


Fig. 5. Thrust coefficient

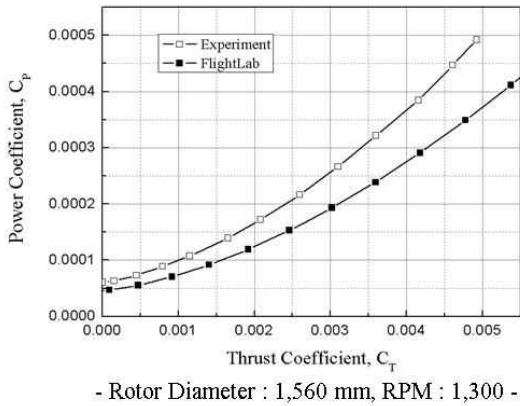


Fig. 6. Thrust vs Power coefficient

보다 낮은 레이놀즈 수 영역( $10^5$ )에서 운용되는 로터의 경우 점성에 의한 효과가 상대적으로 크게 나타나고, 따라서 운동량 이론에서의 유도동력계수가 더 커져야 함을 의미한다. 시험결과에 의해 도출된 유도동력계수는 실기에 적용하는 1.15보다 큰 값인 1.72를 나타내었고, 이는 Leishman[6]에서 언급된 실기와 미세비행체의 경

우를 고려할 때 타당한 수치로 판단된다.

본 연구에서는 상용 브러시리스 모터와 리튬 폴리머 이차전지를 동력으로 사용하였다. 모터 선정의 주요 검토 조건은 정격출력과 정격토크인데, 특히 정격토크는 기어비 도출을 위한 주요 변수이지만 제조사에서 정보를 제공하지 않은 관계로 Fig. 7과 같은 다이내모미터를 구성하여 시험평가를 수행하였다. 5종의 상용품 모터에 대한 시험평가를 수행하였고, 이를 근거로 모터 선정 및 기어비를 도출하였다. Fig. 8에 시험결과를 도시하였다.

비행체의 조종계통 시험을 위한 축소형 기체를 제작하여 조종성 평가를 수행하였다. 동축반전 헬리콥터의 경우 상하 로터의 조종입력을 위한 특유의 복잡한 링크 구조를 가지는데, 이를 소형 무인항공기에서 구현 가능한지에 관한 검토가 요구되었다. 따라서 개발하고자 하는 비행체

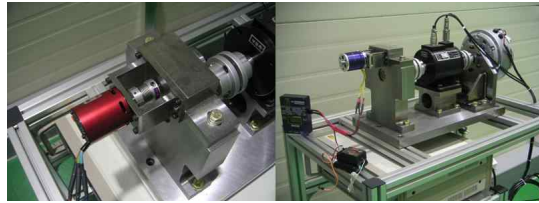


Fig. 7. Dynamometer

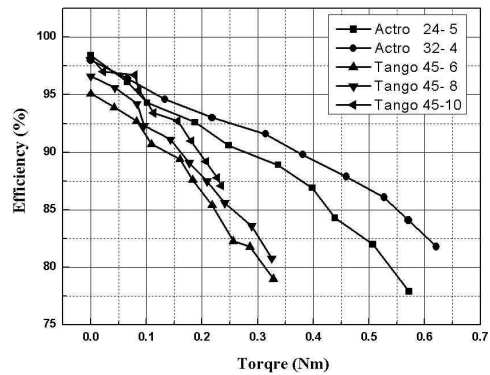


Fig. 8. Torque Comparison Result



Fig. 9. Flight Test of Scale-down Platform

의 약 70%크기의 축소형 기체를 제작하여 비행 시험을 통해 조종계통의 타당성을 검토하고 조작성(Handling Quality)을 확인하였다. 이러한 접근법은 한국항공우주연구원에서 진행 중인 스마트 무인기 개발사업에도 적용된 방법으로, 축소형 기체의 예비시험을 통해 비행체에 대한 이해도를 높일 수 있다. Fig. 9는 축소형 기체의 비행시험 장면을 나타내고 있다.

#### IV. 상세설계

상세설계 단계에서는 비행체 구성품의 형상 및 규격을 확정하였고, 시제작을 위한 최종 도면을 생성하였다. 각 계통별 상세설계 수행 내용은 다음과 같다.

##### 4.1 비행체

비행체의 상세설계를 위해 3D PLM(Product Lifecycle Management) 도구인 CATIA V5를 사용하였다. PLM 도구의 사용을 통해 설계 단계에서 조립 및 제작조건을 검토할 수 있었고, 수시로 변동되는 형상에도 유연하게 대처할 수 있었다. 또한 중량관리, BOM(Bill of Material) 관리, 도면 생성, 기계가공 프로그램 생성 등도 CATIA 내에서 수행되었다. Fig. 10에 상세설계가 완료된 비행체의 형상을 나타내었다.

##### 4.1.1 로터/조종계통

로터 블레이드는 15% 두께의 대칭익형이고 직사각형 형태의 플랜폼이며, 1,560mm의 직경을 가지는 상용품을 선정하였다. 비틀림이나 캠버가 적용된 로터의 경우 상용품으로는 동축반전에 적합한 좌회전, 우회전 로터의 조합이 불가능하였다. 로터 구조는 상하 각각 2개의 블레이드로 구성된 티터링(Teetering) 허브를 채택하였다. 티터링 허브는 2개의 블레이드가 동일한 플래핑 축에 연결되어 마스트를 중심으로 시소처럼 운동하는

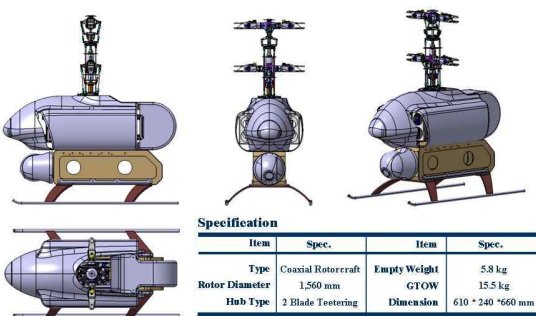


Fig. 10. Final Configuration

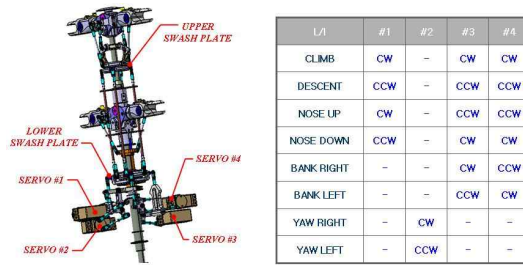


Fig. 11. Rotor System Layout

형태로 구조가 간단하여 소형 헬리콥터에 주로 적용된다. 조종계통의 경우, 상하 사이클릭, 콜렉티브 조종 입력을 위해 두 개의 스와시 플레이트를 연동하도록 구현하였고 3개의 구동기에 의해 조종력이 전달된다. 또한 요(Yaw)방향 제어를 위해 별도의 구동기를 할당하였고, 스와시 플레이트의 콜렉티브 입력과 무관하게 하부 로터에 차동피치(Differential Pitch)를 적용할 수 있도록 구성하였다. 이 경우 요방향 조종 입력시 기체가 상승/하강하는 교차연성(Cross Coupling)이 발생하는데, 비행시험 결과 임무수행에는 크게 영향이 없는 것으로 판단되었다. Fig. 11에 로터 및 조종계통의 형상 및 구동기 조종입력 관계를 도시하였다.

##### 4.1.2 동력전달 계통

로터의 구동축은 내부축과 외부축으로 구성되고 각각의 축은 두 쌍의 스파이럴 베벨기어로 맞물려 반전(Counter-rotating) 구조를 형성하도록 설계하였다. 스파이럴 베벨기어는 기어 하우징 외부의 평기어와 함께 감속비를 형성하고, 각각의 평기어는 두 개의 브러시리스 모터로 구동되어진다. 평기어의 구동축에는 원웨이 클러치가 삽입되어 한 쪽 모터가 정지하더라도 부하로 작용하지 않도록 하였고, 오토로테이션에도 대응하도록 하였다. Fig. 12에 동력전달 계통의 형상을 도시하였다.

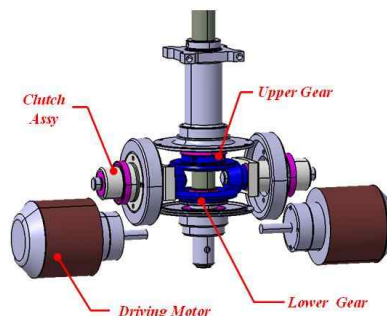


Fig. 12. Transmission Layout

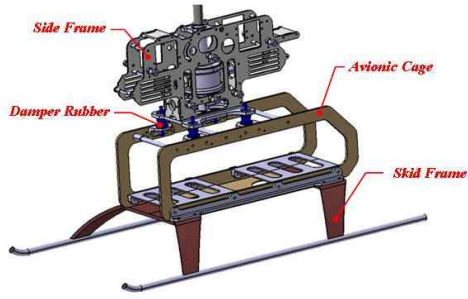


Fig. 13. Structure Layout

4.1.3 기체구조

기체는 동력전달 계통의 지지와 구동기 및 항전장비의 탑재를 고려하여 설계하였다. 주요 하중을 받는 부재에는 고강도 알루미늄 합금(AL-7075)을 사용하였고, 중량을 줄이기 위해 탄소섬유 복합소재 및 마그네슘 합금(AZ-61)을 부분적으로 적용하였다. Fig. 13에 주요 기체 구조 형상을 나타내었다.

4.2 자동비행장치

무인항공기의 자세제어 및 항법을 담당하는 핵심 장비인 자동비행장치는 상용으로 판매되는 Rotomotion 社의 VTOL-AFCS를 채택하였다. 이는 자동비행장치의 개발로 인해 발생하는 기술적 위험도를 완화하고, 또한 향후 자체 개발할 FCC의 요소기술 획득을 목적으로 수행되었다.

VTOL-AFCS는 주로터-꼬리로터를 가지는 일반적인 소형 무인 헬리콥터의 제어를 위해 개발된 제품으로 Fig. 14에 외형을 나타내었고, Table

Table 2. FCC Specification

항목	단위	규격
외형치수	mm	150×110×60
무게	g	900
경로점 정확도	m	3 CEP
제자리 비행 정확도	m	2 CEP
고도유지 정확도	m	0.5



Fig. 14. VTOL-AFCS, Rotomotion LLC

2에 업체에서 제공한 규격을 정리하였다. 관성 센서와 GPS 및 지자기계(Magnetometer)로 비행체 정보를 획득하고, 고전제어기로 구성된 알고리즘이 탑재되어 있다[8].

VTOL-AFCS는 주로터-꼬리로터 형식의 헬리콥터를 기준으로 설계되었지만 4개의 독립된 SISO 알고리즘(Roll, Pitch, Yaw, Heave)으로 구성되어 있으므로 동축반전형 기체에도 적용 가능하였다. 단지 앞서 언급되었던 조종계통에서의 연성은 알고리즘 수정이 불가능하여 상쇄시킬 수 없었지만, 비행시험 결과 임무수행에는 지장이 없는 것으로 판단되었다.

4.3 통신/관제 장비

통신/관제 장비는 지상에서 비행체의 상태 정보를 파악하고, 비행모드 변경, 경로점 입력, 영상정보 확인 등을 수행하며 지상관제 컴퓨터, 데이터 모뎀, 영상 디스플레이, 무지향성 베이스 안테나 등으로 구성된다. 데이터 모뎀은 자동비행장치가 지원하는 Ethernet 방식의 RF 모뎀을 사용하였고, 영상 전송을 위한 별도의 통신 모뎀을 채택하였으며, 소형 노트북과 영상 디스플레이를 통합한 휴대형 지상관제 장비를 설계하였다. Table 3에 통신/관제 장비 구성품의 규격을 정리하였고, Fig. 15에 외형을 나타내었다.

4.4 임무장비

주요 임무인 공중 영상 획득을 위해 팬/틸트/줌이 가능한 주간용 광학 카메라를 선정하였다. 획득한 영상은 지상에 전송되어 영상 디스플레이

Table 3. GCS Specification

항목	규격
지상관제 컴퓨터	Intel Core-2 1.2GHz
통신모뎀	900Mhz Ethernet Express
영상모뎀	2.4GHz



Fig. 15. Ground Control System



Fig. 16. Payload(EO Camera)

에 실시간으로 시현되고, 관제 컴퓨터에 저장 되도록 구성하였다. Fig. 16에 임무장비의 외형과 규격을 나타내었다.

## V. 시제작 및 시험평가

### 5.1 전기체 시제작

시제 1호기를 거쳐 조종계통 형상 변경이 수행된 시제 2호기 및 최종 형상인 시제 3, 4호기 까지 총 4대의 기체가 시험평가 용으로 제작되었다.

시제 1호기는 축소형 기체의 로터 허브를 적용하여 스테빌라이저 패들이 부착되었고, 상하차동 피치 제어가 가능한 구조를 이루고 있다. 시제 2호기는 조종계통을 간소화 하였고, 복합소재 및 마그네슘 합금을 적용하여 기체의 자중을 30% 경감하였다. 최종 형상인 시제 3, 4호기는 복합소재 바디를 장착하였고, 탈착 가능한 동력 배터리 및 임무장비가 탑재되었다. Fig. 17, 18에 제작된 시제기의 형상을 나타내었다.



Fig. 17. Prototype-01/02



Fig. 18. Prototype-03/04

### 5.2 비행시험

모든 기체는 지상시험을 통해 각부의 정상작동 유무를 확인한 후 수동비행 시험을 통해 트림 조건을 수정하였다. 트림이 확인된 기체는 제자리비행, 상승/하강, 전진비행 및 경로점 비행의 순으로 자동비행 알고리즘의 이득값 조정을 수행하였고, Fig. 19에 시험절차를 도시하였다. 자동비행 알고리즘은 자세제어기, 속도제어기, 위치제어기로 구성되는데 자세제어기는 롤/피치/요 입출력을 가지고, 속도제어기와 위치제어기는 Fore/Side/Heave 입출력으로 구성된 MIMO 시스템이다. 따라서 각각의 SISO 입출력에 대해 비례, 미분, 적분 제어기의 이득값 수정이 요구되므로 총 27개의 이득값을 조정하였다. Fig. 20에 이

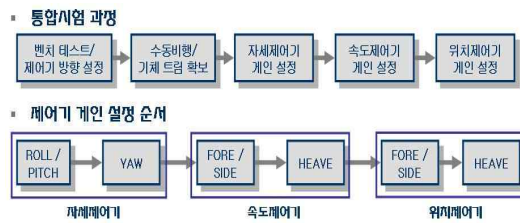


Fig. 19. Test Procedures

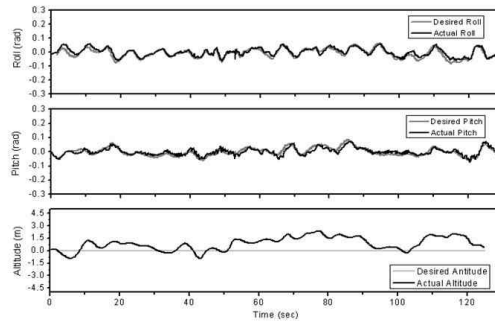


Fig. 20. Flight Test Result

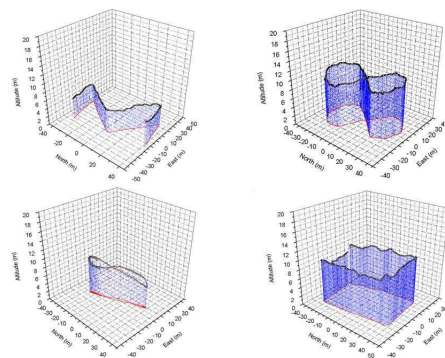


Fig. 21. Waypoint Navigation Result



Fig. 22. Aerial View

득값 수정 후 획득된 비행시험 기록 일부를 나타내었다. 롤/피치의 경우 조종입력을 잘 추종하는 것으로 나타났고, Heave 모드의 경우 약간의 고도 변화가 생기는 것을 알 수 있다.

Fig. 21에 이득값 수정 후 수행된 자동 경로점 비행 시험 결과를 도시하였다. GPS 수신상태가 양호하고 외란이 없을 경우 경로점 오차는 수평 반경 3m 이내, 고도 유지 오차는 5m 이내를 유지하는 것으로 나타났다. Fig. 22는 100m 상공에서 획득된 영상을 나타낸다.

## VI. 결 론

본 논문에서는 근거리 감시정찰을 위한 소형 동축반전 무인항공기 체계종합 전 과정에 대해 기술하였다. 잠재적인 수요를 가정하여 요구조건을 도출하고 이를 만족시키기 위한 요건 분석 및 비행체 선정을 수행하였고, 기본설계/개발시험/상세설계 과정을 거쳐 체계 규격을 확정하였다. 특히 축소형 기체를 제작하여 비행체에 대한 이해도를 높였고, 기술적 위험도의 완화를 위해 상용 자동비행장치를 채택하여 전체 무인항공기 체계를 완성하였다. 시제작된 기체는 지상시험, 수동비행 시험 및 자동비행 시험을 통해 임무수행이 가능함을 확인하였다.

본 연구를 통해 개발된 기체는 향후 동축반전 회전익 무인항공기 설계 및 해석 기술 확보를 위한 시험 비행체로 각종 성능 시험 및 자동비행장치 개발에 활용될 예정이다.

## 후 기

본 연구는 교육과학기술부/한국과학재단 국가핵심연구센터사업(No. R15 -2006-022-02002-0) 지원으로 수행되었음. 또한, 이 논문은 2008년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. R0A-2008-000-20017-0).

## 참고문헌

- 1) UAS Dept. of Defense, "Unmanned Aircraft Roadmap", 2005-2030", 2005, pp. 38-39.
- 2) 이경태, 오철준, "회전익 무인항공기의 임무요구 및 개발동향", 한국항공우주학회지, 제30권 제8호, 2002, pp. 156-163.
- 3) Ian Moir and Allan Seabridge, "Design and Development of Aircraft System", AIAA Education series, 2004, pp. 23-24.
- 4) Colin P. Coleman, "A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research", NASA Technical Paper 3675, 1997.
- 5) 김상덕, 변영섭, 이병언, 송우진, 강범수, "소형 로터 시험장치를 활용한 무인 헬리콥터 로터 블레이드의 성능평가시험에 관한 연구", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2007.
- 6) J. Gordon Leishman, "Principles of Helicopter Aerodynamics", Cambridge University Press, 2002, pp. 335-336.
- 7) 장성호, 최성욱, 구삼욱, 김재무, 이주영, "스마트무인기 축소형 비행체 개발", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2007.
- 8) Rotomotion LLC, "VTOL AFCS reference manual", Rotomotion LLC, 2003.