

근거리 감시 정찰을 위한 동축반전 로봇 비행체 개발

Development of a Coaxial UAV for Close-Range Surveillance and Reconnaissance

*변영섭¹, 송준범¹, 이병언¹, 김상덕¹, #강범수²

*Y. S. Byun¹, J. B. Song¹, B. E. Lee¹, S. D. Kim¹, #B. S. Kang(bskang@pusan.ac.kr)²

¹ 부산대학교 항공우주공학과 대학원, ² 부산대학교 항공우주공학과

Key words : Coaxial Rotorcraft, Unmanned Aerial Vehicle, Waypoint Navigation

1. 서론

로봇 비행체 또는 UAV(Unmanned Aerial Vehicle)라 통칭되는 무인항공기는 사람이 탑승하지 않고 지상의 원격통제에 의해 임무를 수행하는 항공기 시스템으로 항전장비의 발달과 함께 전 세계적으로 활발한 연구 개발이 진행되고 있다. 미 국방성의 2005년 무인항공기 로드맵[1]에 의하면 현재 32개국에서 250종 이상의 무인항공기가 개발 중이며, 41개국에서 80종 이상의 무인항공기가 감시정찰을 위한 용도로 운용되고 있다. 이러한 무인항공기는 형태와 비행특성에 따라 고정익형과 회전익형으로 구분할 수 있는데, 헬리콥터로 대표되는 회전익형 무인항공기는 고정익형에 비해 제어가 까다롭고 기체 구조가 복잡하여 상대적으로 개발 사례가 적지만 수직이착륙, 공중정지 및 저속비행이 가능하므로 공중 감시 정찰에 보다 적합한 비행체라고 할 수 있다. 회전익 무인항공기는 1960년대에 최초로 등장한 미국 자이로다인사의 QH-50을 시작으로 미해군에 제식 채용된 노드롭 그루먼사의 Fire Scout, 민수용으로는 일본 야마하사의 R-Max 등이 대표적이며, 이외에도 다수의 회전익 무인항공기가 개발 및 운용 중에 있다[2].

한편, 최근 무인항공기 기술의 발달로 다양한 임무조건이 요구되면서 특히 소형 수직이착륙 무인항공기 시장이 Emerging Market 으로 떠오르고 있다. 소형 수직이착륙 무인항공기는 최대 이륙중량 20kg 이하의 근거리 감시 시스템으로 미군의 미래전투체계(FCS : Future Combat System)에도 포함되어 있고, 향후 민수 시장에서의 수요 또한 증가할 것으로 예상된다. 본 연구는 이러한 기술수요를 기반으로 수직이착륙이 가능하고 1-2인에 의해 운용되며 반경 2km이내의 공중정찰 능력을 보유한 소형 로봇 비행체 시스템 개발을 목표로 수행되었다.

2. 요건 분석 및 비행체 선정

소형 로봇 비행체의 임무조건을 고려하여 다음과 같은 최상위 요구조건을 도출하였다.

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

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

요구조건을 만족할 수 있는 수직이착륙/공중정지 기능이 가능한 항공기를 검토한 결과 최종적으로 동축반전 헬리콥터형 비행체를 선정하였다. 동축반전 헬리콥터는 꼬리 로터 없이 상하 두 개의 로터가 반전(Counter-rotating)하는 구조로 1859년 Henry Bright에 의해 특허등록 되었으며, 현재는 러시아의 Kamov 사에서 유일하게 실기를 생산하고 있다. 동축반전 헬리콥터는 전통적

인 주로터-꼬리로터 헬리콥터와 달리 두 개의 로터가 모두 양력발생에 기여하므로 효율이 좋고, 안정성이 좋은 것으로 알려져 있으며, 무엇보다도 꼬리로터가 없기 때문에 소형화가 가능하여 무인항공기용 플랫폼으로 다시 주목받고 있는 비행체이다[3]. 비행체의 초기 사이징을 위해 임무수행 조건을 만족하는 요구동력, 최대이륙중량, 배터리 중량 등에 대한 계산을 수행하여 Table 1과 초기 사이징 결과를 도출하였다. 요구동력의 도출은 운동량 이론에 근거하였고, High/Hot Day에서의 임무수행을 가정하였으며, 회전면 하중을 변수로 하여 반복계산을 수행하였다.

Fig. 2에 비행체, 자동비행장치, 임무장비 및 지상관제장비로 구성되는 동축반전 로봇 비행체 시스템의 구성도를 나타내었다. 비행체는 지상관제장비에 의해 수동/자동 전환 및 경로점 전송이 가능하고, 무선 모뎀을 통해 비행체의 상태정보 및 실시간 영상을 지상으로 전송할 수 있다. 비행체의 자세, 속도, 위치는 온보드 프로세서와 IMU/GPS 통합 센서를 탑재한 상용 자동비행장치에 의해 조종되고, 지상에서 전송된 경로점으로 자동비행이 가능하며, 이착륙은 수동비행으로 수행된다. 영상정보 획득을 위해 팬/틸트/줌이 가능한 주간용 광학 카메라가 탑재되었다.

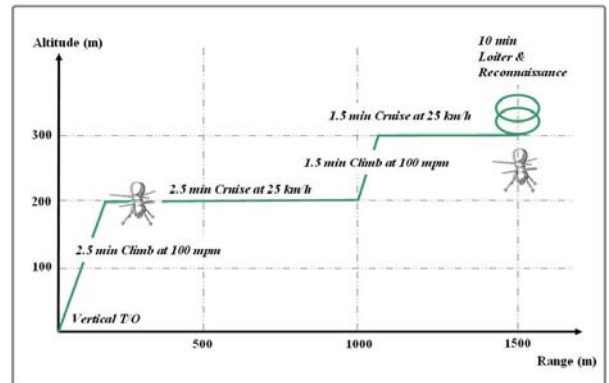


Fig. 1 Standard Mission Profile

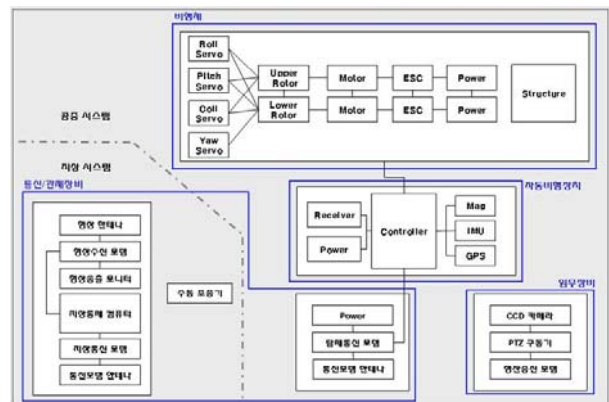


Fig. 2 System Interface

Table 1 Initial Sizing Result

항목	규격	항목	규격
최대이륙중량	15.5 kg	여유동력	400 watt
로터직경	1.56 m	유상하중	3.0 kg
탑재동력	2000 watt	배터리중량	6.5 kg

3. 계통별 상세설계

비행체의 상세설계를 위해 3D PLM(Product Lifecycle Management) 도구인 CATIA를 사용하였다. PLM 도구의 사용을 통해 설계 단계에서 조립 및 제작 조건을 검토할 수 있었고, 수시로 변경되는 형상에도 유연하게 대처할 수 있었다. 로터는 1.56m 직경의 대칭익형 블레이드를 선정하였고 로터 허브는 상하 각각 두 개의 블레이드로 구성되는 티터링(Teetering) 허브를 채택하였다. 티터링 허브는 2개의 블레이드가 동일한 플레평축에 연결되어 마스트를 중심으로 시소처럼 운동하는 형태로 구조가 간단하여 소형 헬리콥터에 주로 적용된다. 로터의 조종계통은 상하 사이클릭, 콜렉티브 조종 입력을 위해 두 개의 스와시 플레이트를 연동하도록 구현하였고, 요(Yaw)방향 제어를 위해 별도의 구동기를 할당하여 차동피치(Differential Pitch)제어가 가능하도록 구성하였다. 로터의 회전을 위한 구동축은 내부축과 외부축으로 구성되고 각각의 축은 두 쌍의 스피어럴 베벨기어로 맞물려 반전 구조를 형성하도록 설계하였다. 스피어럴 베벨기어는 기어 하우징 외부의 평기어와 함께 감속비를 형성하고, 각각의 평기어는 두 개의 브러시리스 모터로 구동 되어진다. Fig. 3에 상세설계가 완료된 비행체의 최종 형상을 나타내었다.

로봇 비행체의 자세제어 및 항법을 담당하는 핵심 장비인 자동비행장치는 상용으로 판매되는 미국 Rotomotion社의 VTOL-AFCS를 채택하였다. VTOL-AFCS는 주로터-꼬리로터를 가지는 일반적인 소형 무인 헬리콥터의 제어를 위해 개발된 제품으로 관성센서와 GPS 및 지자기계로 비행체의 정보를 획득하고, 고전제어기로 구성된 알고리즘이 탑재되어 있다. 비록 일반적인 헬리콥터를 기준으로 설계되었지만 4개의 독립된 SISO 알고리즘(Roll, Pitch, Yaw, Heave)으로 구성되어 있으므로 동축반전형 기체에도 적용 가능 하였다.

통신/관제 장비는 지상에서 비행체의 상태 정보를 파악하고, 비행모드 변경, 경로점 입력, 영상정보 확인 등을 수행하고 지상 관제 컴퓨터, 데이터 모뎀, 영상 디스플레이, 무지향성 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 설계/제작하였다.

4. 시제작 및 비행시험

개발시험용 기체인 시제 1, 2호기를 거쳐 최종형상인 시제 3, 4호기까지 총 4대의 기체가 제작되었고, Fig. 4에 최종 제작된 시제기의 형상을 나타내었다. 모든 기체는 지상시험을 통해 각부의 정상작동 유무를 확인한 후 수동비행 시험을 통해 트랩 조건을 수정하였으며, 호버링, 상승/하강, 전진비행 및 경로점 비행의 순으로 자동비행 알고리즘의 이득값 조절을 수행하였다. Fig. 5는 최종 이득값 수정 후 수행된 자동 경로점 비행시험 결과를 나타낸다. GPS 수신상태가 양호하고 외란이 없을 경우 경로점 오차는 수평반경 3m 이내, 고도 유지 오차는 5m이내를 유지하는 것으로 나타났다.

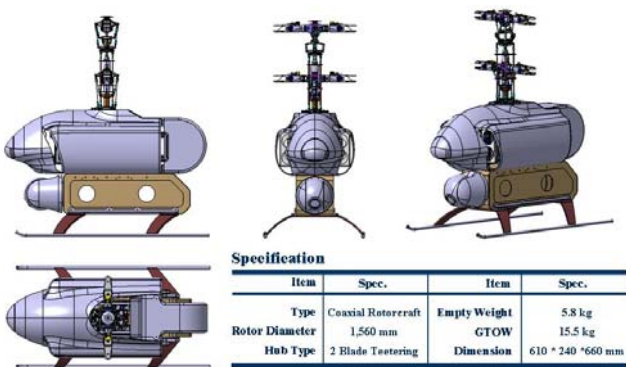


Fig. 3 Final Configuration



Fig. 4 Prototype-03

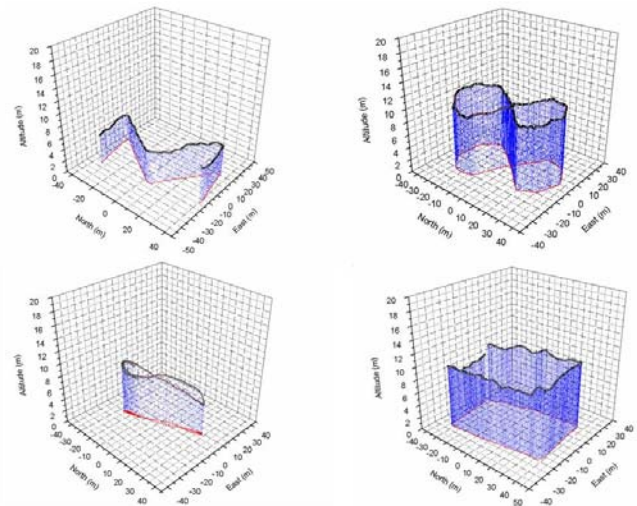


Fig. 5 Waypoint Navigation Result

5. 결론

본 논문에서는 근거리 감시 정찰을 위한 동축반전 로봇 비행체의 개발 과정에 대하여 기술하였다. 잠재적인 수요를 가정하여 요구조건을 도출하고 이를 만족시키기 위한 요건 분석 및 비행체 선정을 수행하였고, 각 계통별 상세설계 과정을 거쳐 체계 규격을 확정하였다. 기술적 위험도의 완화를 위해 상용 자동비행장치를 채택하여 전체 무인항공기 체계를 완성하였고, 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 성능시험 및 자동비행장치 개발에 활용될 예정이다.

후기

본 연구는 교육과학기술부/ 한국과학재단 국가핵심연구센터 사업(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. USA Dept. of Defense, "Unmanned Aircraft Roadmap 2005-2030," 2005.
2. 이경태, 오철준, "회전익 무인항공기의 임무요구 및 개발동향," 한국항공우주학회지, 제30권 제8호, 156-163, 2004.
3. Colin P. Coleman, "A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research", NASA Technical Paper 3675, 1997.