

제6회 KAI 항공우주논문상 제출논문

근거리 감시정찰을 위한 동축반전 헬리콥터형
소형 무인항공기 체계 개발

Development of a small Coaxial Rotorcraft UAV System
for Close-range Surveillance and Reconnaissance

소 속 : 부산대학교 항공우주공학과

저 자 : 변영섭(석박사통합과정), 송준범(석박사통합과정)

이병언(석박사통합과정), 김상덕(석사과정)

윤준석(석사과정), 천주홍(석사과정)

지도교수 : 강범수(bskang@pusan.ac.kr, +82-51-510-2310)

근거리 감시정찰을 위한 동축반전 헬리콥터형 소형 무인항공기 체계 개발

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

회전익 무인기항공기는 1960년대에 최초로 등장한 미국 자이로다인 社의 QH-50을 시작으로 미해군에 제식 채용된 노드롭그루먼 社의 Fire Scout을 비롯하여, 민수용으로는 일본 야마하 社 의 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. Fig. 1에 대표적인 회전익 무인항공기의 형상을 나타내었다.

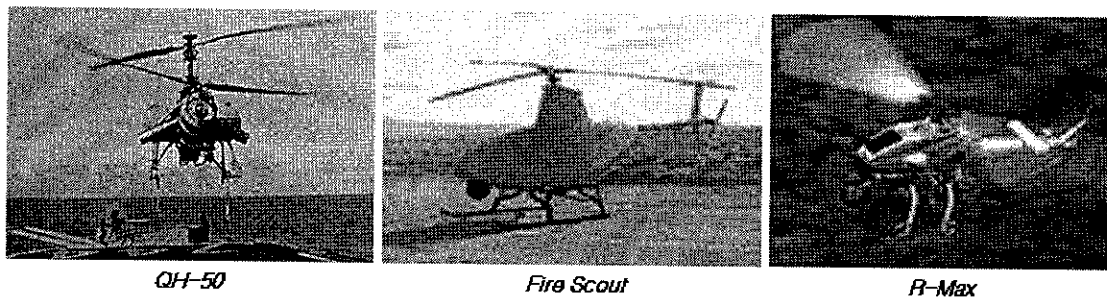


Fig. 1. Representative Rotorcraft-based UAV

한편, 최근 무인항공기 기술의 발달로 다양한 임무조건이 요구되면서, 특히 소형 수직이착륙 무인항공기 시장이 Emerging Market으로 부각되고 있다. 소형 수직이착륙 무인항공기는 최대이륙중량이 20kg 이하이고, 1~2인에 의해 운반 및 운용이 가능한 근거리 감시정찰 시스템으로, 자동 경로점 비행을 수행하며 공중영상을 획득하는 단순한 임무를 수행하는 시스템이다. 이러한 소형 수직이착륙 무인항공기 시스템은 미군의 미래전투체계(FCS : Future Combat System)에도 포함되어 소대 및 중대급 부대 지원용으로 개발중에 있다. 또한, 민간의 경우에도 무인항공기를 통한 공중촬영이 보편화되면서 민수시장에서의 수요 역시 증가할 것으로 예상되는데, 특히 민간의 경우 시가지에서 운용되는 상황을 고려하면 소형의 수직이착륙이 가능한 플랫폼의 수요가 증가할 것으로 예상된다.

II. 연구목표 및 연구내용

2.1 연구목표

본 연구에서는 수직이착륙이 가능하고, 1~2인에 의해 운용되며 반경 2km이내의 공중정찰 능력을 보유한 소형 무인항공기 체계 개발을 목표로 설정하였다. 이를 위해 Fig. 2와 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 정의하였다. 시제품 제작 후 지상시험, 수동 및 자동비행시험을 통해 비행체 성능과 임무수행 가능성을 검증하였다. 본 논문은 소형 동축반전 무인항공기 개발을 위한 설계 및 체계종합 전 과정에 대하여 기술하고 있다.

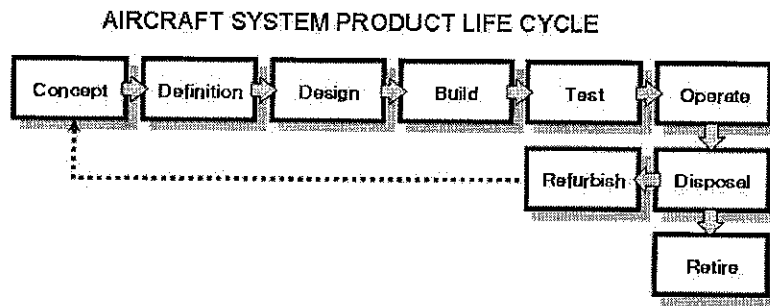


Fig. 2. Aircraft Product Life Cycle

2.2 연구내용

본 연구에서 수행된 연구내용을 정리하면 다음과 같다.

- 비행체 설계 및 제작
 - 동축반전 회전익형 무인항공기 기체 설계 및 제작
 - 개발시험, 축소기체 및 전기체 시제작
- 자동비행장치
 - 상용 자동비행장치 적용
- 휴대형 지상관제장비 개발
 - 지상관제 컴퓨터, 통신 모뎀, 영상 시현장치 통합
- 임무장비 통합
 - 상용 CCD 카메라 통합
- 비행시험 및 운용평가
 - 지상시험, 수동비행 시험, 자동비행 시험

III. 개념설계

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

3.1 요건분석

무인항공기는 시스템의 크기와 임무범위에 따라 Fig. 3과 같이 다양한 형태로 분류가 될 수 있는데, 본 연구에서는 1~2인에 의해 휴대 및 운용이 가능한 소형급 (Mini Class) 시스템 개발에 중점을 두었다.

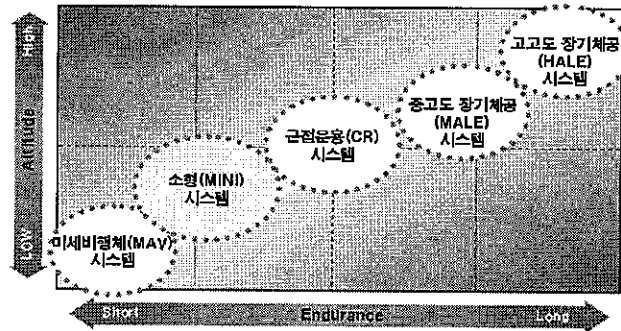


Fig. 3. Classification of UAV

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 충분한 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
- 접항법 자동비행 가능
- 백팩(Back Pack) 형태로 휴대 가능한 소형 지상통제 시스템

요구조건을 바탕으로 가장 전형적인 임무를 가정하여 Fig. 4와 같은 표준임무형상을 정의하였다. 비행체는 수직으로 이륙하여 200m 고도까지 상승한 후 1km 지점까지 순항한다. 이후 고도를 높인 후 1.5km 지점까지 순항하여 약 10분간의 정

찰 임무를 마치고 이륙지점으로 복귀한다. 전체 임무수행 시간은 예비전력 5분을 포함하여 30분이고 순항속도는 25km/h, 상승속도는 100mpm(meter per minute)으로 설정하였다. 기상조건은 ISA ~ ISA+ 10°이며, 순간최대풍속 7m/s 이하, 강우 및 강설 조건은 제외하였다.

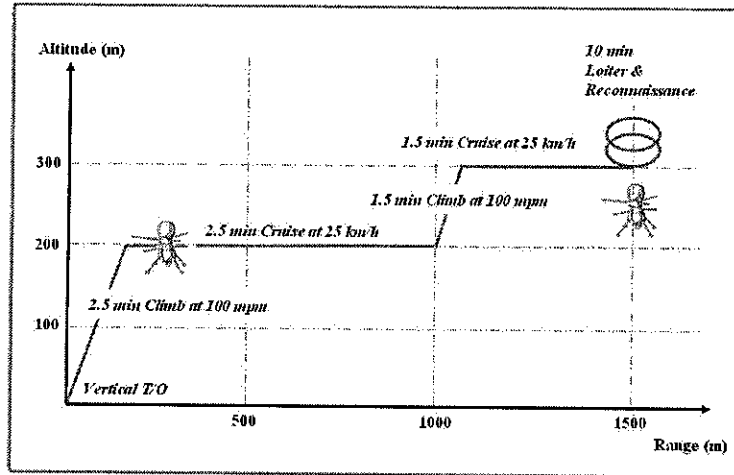


Fig. 4. Standard Mission Profile

3.2 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 기여하므로 효율이 좋고, 안정성이 좋은 것으로 알려져 있으며, 무엇보다도 꼬리로터가 없기 때문에 소형화가 가능하다는 점으로 인해 무인항공기용 플랫폼으로 다시 주목받고 있는 비행체이다[4].

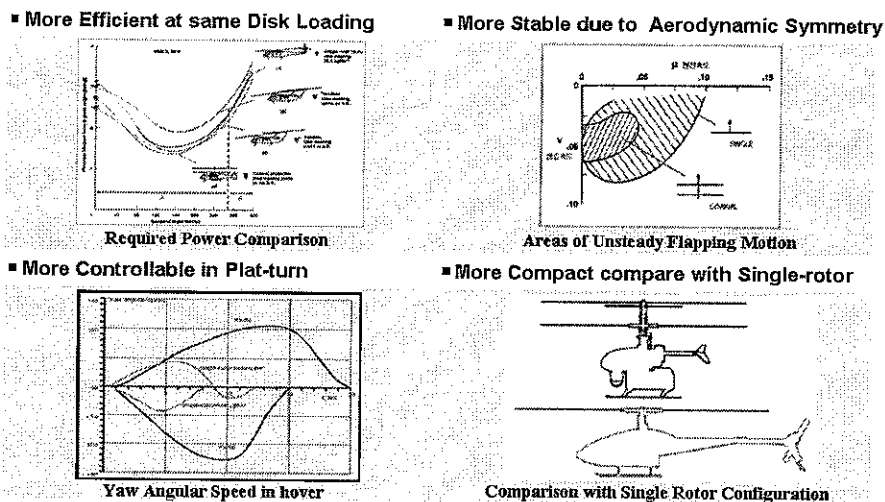


Fig. 5. Advantages of Coaxial Rotorcraft

IV. 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.

4.1 시스템 인터페이스

항공기와 같은 복잡한 시스템의 경우, 체계를 구성하는 각 계통간의 물리적, 전기적 연결 관계를 정의하는 것이 중요하다. 이러한 관계를 인터페이스(Interface)라 호칭하는데, 기본설계 단계에서는 체계의 구성을 파악할 수 있는 시스템 수준의 인터페이스를 정의하였다. 이러한 인터페이스는 설계의 진행에 따라 단품 수준까지 분장(Break-down)되어 문서화하여 정의되어야 한다.

Fig. 6에 비행체, 자동비행장치, 임무장비 및 지상관제 시스템으로 구성되는 동축반전 무인항공기 체계의 인터페이스를 나타내었다. 전동 모터에 의해 구동되는 비행체는 지상관제장비에 의해 수동/자동 전환 및 경로점 전송이 가능하고, 무선 모뎀을 통해 비행체의 상태 정보 및 실시간 영상을 지상으로 전송할 수 있다. 전송된 정보는 지상통제컴퓨터와 영상시현장치 등으로 구성된 지상관제 장비를 통해 확인 가능하다. 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.

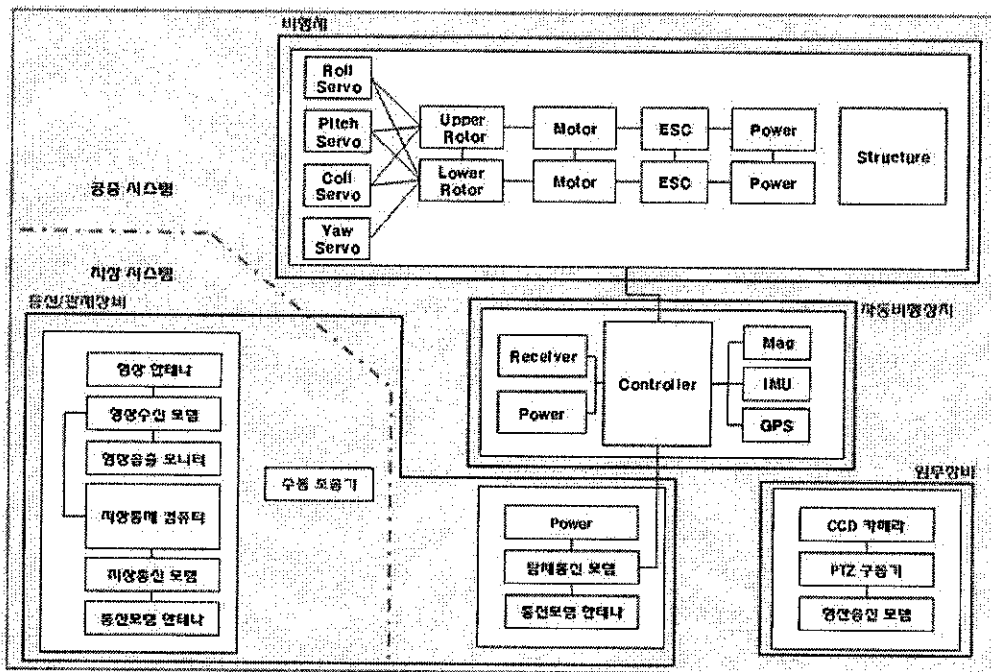


Fig. 6. System Interface

4.2 초기 사이징

비행체의 초기 사이징은 주어진 임무수행 조건을 만족시키기 위해 필요한 동력, 연료무게(배터리 중량), 최대이륙중량 등에 대한 반복 계산의 문제로 정리된다. 초기 사이징을 위해 전통적으로 사용되는 식(1)(2)와 같은 Fuel-Balance를 이용한 RF-method[5]를 사용하였고, Fig. 7에 초기 사이징 알고리즘을 도시하였다. 요구 동력의 도출은 운동량 이론에 근거하였고, High/Hot Day에서의 임무수행을 가정하였으며, 특히 운동량 이론에 사용되는 공력인자는 로터 회전 시험을 통해 도출한 값을 적용하여 정확도를 향상시켰다. Table 1에 초기 사이징 결과를 정리하였다.

$$R_{FR} = \sum(HP_{REQ} \times SFC \times time) \quad (1)$$

$$R_{FA} = W_{GROSS} - W_{EMPTY} - W_{CREW} - W_{PAYLOAD} \quad (2)$$

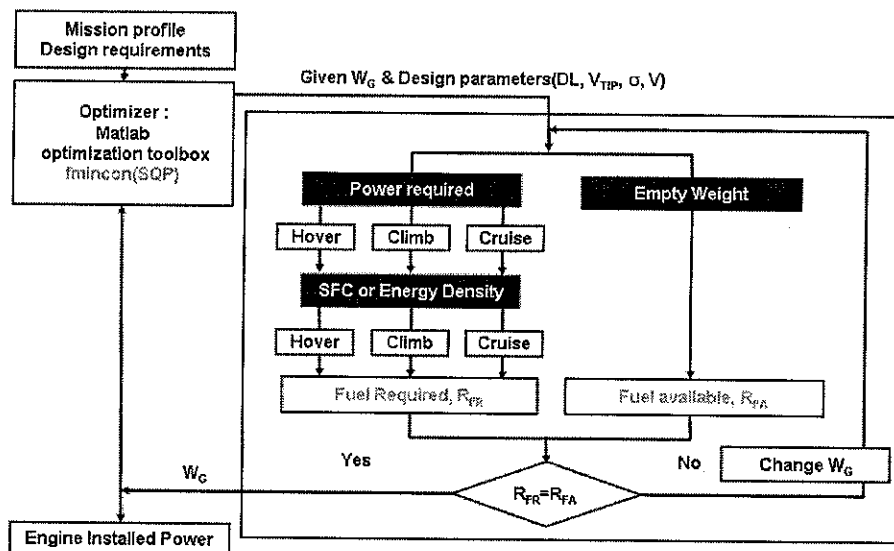


Fig. 7. Frame work in Helicopter Sizing

Table 1. Initial Sizing Result

항목	단위	결과
요구동력(OGE)	watt	1600
탑재동력	watt	2000
여유동력	watt	400
회전수	RPM	1300
로터 직경	mm	1560
회전면하중	N/m ²	43.0
배터리 중량	Kg	6.5
최대이륙중량	Kg	15.5

4.3 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.

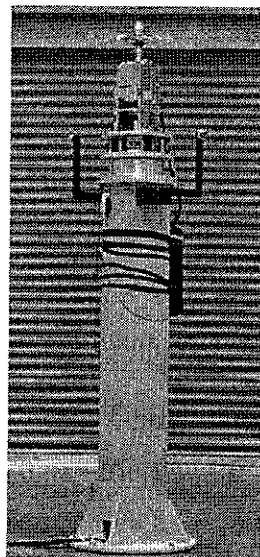
4.3.1 로터 회전시험

초기 설계 단계에서의 동력 예측은 간단한 운동량 이론에 의해 수행되며, 운동량 이론에서 제자리 비행 시 요구되는 동력은 식(3)과 같이 추력을 발생시키기 위한 유도동력 항과 로터 블레이드의 점성에 의해 발생하는 형상항력 항으로 구성된다.

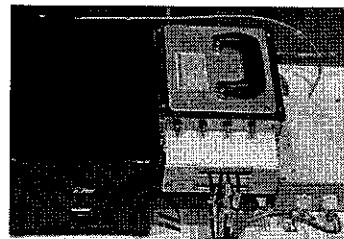
$$C_p = C_{P_i} + C_{P_o} = \frac{\kappa C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma C_{d0}}{8} \quad (3)$$

이러한 운동량 이론은 로터가 운용되는 레이놀즈 수에 따라 20% 내외의 오차를 가지며, 이를 설계에 적용할 경우에는 비행체의 운용조건에 따라 유도동력 계수(κ) 및 형상항력 계수(C_{d0})의 경험적인 보정이 필요하다. 특히, 로터에서 발생하는 비이상적인 효과(nonuniform inflow, tip losses, wake swirl, less than ideal wake contraction, finite number of blades)들을 보정하는 유도동력계수(κ)의 경우 헬리콥터 제조사마다 경험에 의한 고유의 값을 가지고 있으며, 이는 실험을 통해 도출할 수 있다[6].

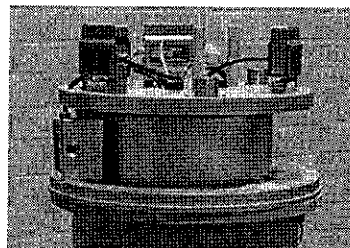
소형 로터 블레이드의 추력과 토크를 측정하기 위해 Fig. 8과 같이 회전장치부, 센서부, 데이터 획득 시스템으로 구성된 로터 시험장치를 제작하였다.



(a) Test-Bed



(b) DAQ (Data Acquisition)



(c) Load Measuring Sensor

Fig. 8. Test Equipment

회전장치부는 티터링 방식의 허브와 동력전달장치로 구성되었으며, 2kW급 브리시리스 모터에 의해 구동되고, 3kW급 정류기를 통해 전력을 인가하도록 하였다. 로터의 회전수와 콜렉티브 피치각(Collective Pitch Angle)은 각각 전자변속기와 서보모터를 할당하여 원격 PC에 의해 제어되도록 하였다. 추력과 토크를 측정하기 위한 센서부는 4개의 로드셀로 구성하였고, 추력 방향으로 최대 1.47kN, 토크 방향으로 최대 45.6Nm의 하중을 측정할 수 있다. 또한 센서부에는 로터 회전수를 측정하기 위한 포토 센서와 전압 및 전류 측정을 위한 계측기도 포함하였다. 측정된 자료는 데이터 획득장치를 통해 원격 PC에서 실시간으로 확인 및 저장이 가능하다.

시험장치에 부착된 로드셀은 개별 제품마다 발생하는 출력값의 차이에 따라 측정 오차가 발생할 수 있으므로, 이러한 문제를 해결하고 시험장치의 정확도를 보증하기 위해 측정센서에 대한 교정시험을 수행하였다. 교정시험은 인가 하중과 출력값을 이용하여 보정계수를 도출하는 과정을 통해 진행하였으며, 실 하중 분동을 이용하여 추력 및 토크 방향으로 하중을 인가하였다. 시험 결과 추력 방향으로 최대 0.27%, 토크 방향으로 최대 0.17%의 오차 범위 내에서 교정을 완료하였다.

교정 시험 이후, 선정된 로터 블레이드를 이용하여 로터 시험을 수행하였다. 시험에 사용된 로터는 직경이 1,560mm이고 NACA 0015 익형을 가지는 사각 블레이드로 Table 2에 상세 제원을 나타내었다. 시험은 로터의 운용조건인 회전수 1300RPM을 유지하면서 콜렉티브 피치각을 0°~ 12°까지 변화시켰고 각각의 콜렉티브 피치각에 대한 추력과 토크를 측정하였다. 이 때 로터 블레이드의 75% 지점에서의 레이놀즈 수는 3×10^5 이며 마하수는 0.28이다.

Table 2. Specification of rotor blade

Parameter	Unit	Spec.
Airfoil	N/A	NACA 0015
Diameter	mm	1560
Chord length	mm	59
Root-cut	mm	205(0.263R)
Twist angle	deg	0
Taper	N/A	1
Solidity	N/A	0.0457

실험결과와의 비교를 위해 본 연구에서는 헬리콥터 해석에 사용되는 대표적인 통합해석 코드인 ART社의 FLIGHTLAB을 이용하여 모델을 구축하고 제자리 비행에서의 성능해석을 수행하였다. FLIGHTLAB은 parameter와 table look-up을 기반으로 하는 코드이므로, 해석하고자 하는 비행체의 적절한 parameter와 공력 table이 해석결과의 정확도를 크게 좌우한다. 특히, 공력 table은 성능해석 결과에 큰 영향을 미침에도 불구하고, 실기에 비해 낮은 레이놀즈 수에서 운용되는 소형 로터에 관해서는 알려진 데이터가 많지 않아 해석에 어려움이 있다. 따라서, 본 연구에서는 입수 가능한 익형의 공력인자를 토대로 초기 해석을 수행하여 그 결과를 실험과 비교하였고, 실험을 통해 보정된 공력인자를 도출하여 이를 다시 해석코드에 적용하

여 성능해석을 수행하였다. 초기 해석에 사용된 NACA 0015 익형의 공력 데이터는 Sandia National Laboratory 에서 1981년에 풍동실험을 통해 얻은 데이터를 참고하여 초기 형상항력 계수의 값은 0.0074를 사용하였고[7], 유도동력 인자는 실기에 보편적으로 사용되는 1.15를 적용하였다.

Fig. 9에 콜렉티브 피치각에 따른 추력계수와 동력계수를 실험결과와 비교하여 나타내었다. 비교 결과, 추력계수는 실험에 비해 over prediction 된데 반해 동력계수는 under prediction 되어 결과적으로 추력계수에 대한 동력계수의 비가 실험과 큰 차이를 보이는 것으로 나타났다. 이는 추력과 동력 예측에 큰 영향을 미치는 공력인자인 유도동력 인자와 형상항력 계수가 실제 운용환경을 모사할 수 있는 적절한 값으로 주어지지 않았기 때문이다. 즉, 콜렉티브 피치각의 증가에 따라 오차가 커지는 것은 유도동력 인자의 영향이고, 동력계수가 실험치와 offset을 가지는 것은 형상항력 계수의 차이에서 기인하며, 이는 추력계수와 동력계수 비의 초기치와 기울기의 차이로 나타나게 된다.

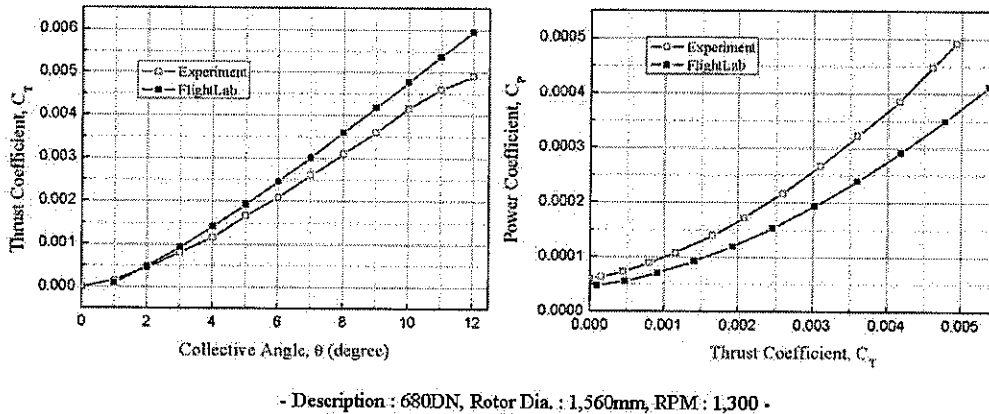


Fig. 9. Initial Results of Thrust and Power coefficient

앞서의 해석결과를 보정하기 위해 본 연구에서는 실험으로 측정된 추력계수와 동력계수의 관계를 통해 형상항력 계수 및 유도동력 인자를 추정하는 Leishman[3]의 방법을 사용하였다. 이는 Table 2에서 제시된 고형비(Solidity, σ)와 로터 시험장치에서 측정된 추력계수와 동력계수를 이용하여 식 (4)에 나타난 수정된 운동량 이론에 적용하여 원하는 인자를 도출하는 방법이다.

$$C_{P,meas} = \frac{\kappa (C_{T,meas})^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma C_{do}}{8} \quad (4)$$

즉, Fig. 10에서와 같이 측정된 추력계수와 동력계수를 이용하여 $8C_{P,meas}/\sigma$ 와 $C_{T,meas}^{3/2}/\sqrt{2}$ 를 도시하고, 최소자승법(Least squares)에 의해 일차식으로 근사하여, 기울기에서 유도동력 인자를 계산하고 y절편에서 형상항력 계수를 도출하였다. 이를 통해 수정된 유도동력 인자 및 형상항력 계수를 Table 3에 초기치와 비교하여 나타내었다.

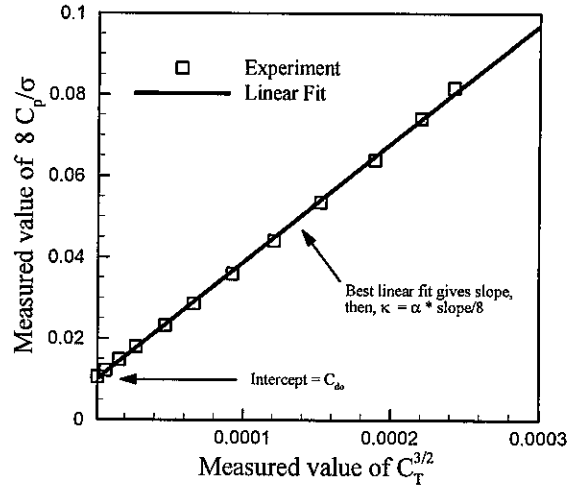


Fig. 10. Method used to determine aerodynamic characteristics

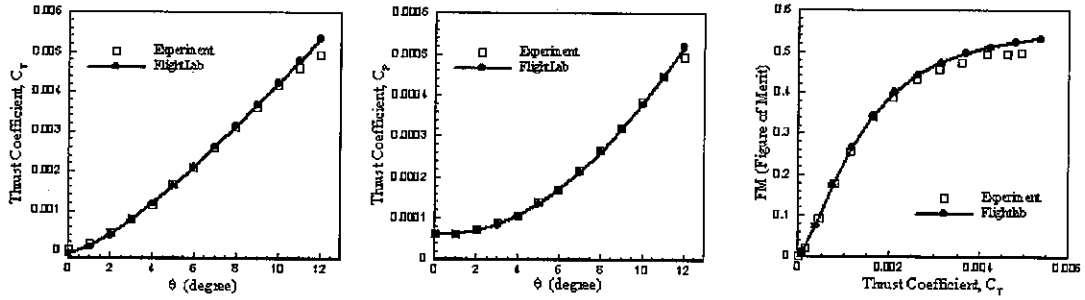
Table 3. Specification of rotor blade

Parameter	Initial Value	Modified Value
Induced Power Factor(κ)	1.15	1.72
Profile Drag Coefficient(C_{do})	0.00740	0.01009

수정된 유도동력 계수와 형상항력 계수를 FLIGHTLAB에 적용하여 재해석을 수행하였고, 그 결과를 Fig. 11에 나타내었다. 추력계수의 경우, 높은 콜렉티브 피치 각 영역 일부를 제외하고 해석결과가 실험치에 근접함을 확인할 수 있었다. 실험 결과에서 $10^\circ \sim 12^\circ$ 부근에서 발생하는 추력계수의 기울기 감소는 높은 AOA로 인해 국부적으로 실속이 발생한 것으로 추정된다. 추력계수와 동력계수의 비 역시 초기치와 증분이 실험과 유사한 결과를 내는 것을 확인하였다. 헬리콥터의 제자리 비행 성능을 나타내는 FM(Figure of Merit)의 경우, 실기가 0.6~0.7의 값을 가지는데 반해 본 연구에 사용된 로터 블레이드의 경우 대략 0.5의 값을 가짐을 알 수 있다. 이는 식(5)의 정의에서, 유도동력 인자와 형상저항계수가 모두 증가했기 때문이다.

$$FM = \frac{P_{ideal}}{\kappa P_{ideal} + P_O} = \frac{\frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}}}{\frac{\kappa C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma C_{do}}{8}} \quad (5)$$

낮은 레이놀즈 수 영역에서 운용되는 소형 로터 블레이드의 경우 유도동력인자가 증가하는 이유는 블레이드 안쪽의 레이놀즈 수가 너무 낮아서 양력발생에 영향을 거의 영향을 미치지 않게 되고, 이로 인해 span 방향 양력 분포가 깃끝 쪽으로 편중되어 induced factor의 값이 상대적으로 커진 것으로 추정할 수 있다. 또한, 형상저항 계수의 증가는 낮은 레이놀즈 수로 인해 점성력이 상대적으로 커지므로 양항비가 저하되고 이로 인해 형상저항이 증가하는 것으로 설명할 수 있다.



- Description : 680DN, Rotor Dia. : 1,560mm, RPM : 1,300 -

Fig. 11. Final Results of Thrust and Power coefficient

4.3.2 모터 성능시험

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. 12와 같은 다이내모미터를 구성하여 시험평가를 수행하였다. 5종의 상용품 모터에 대한 시험평가를 수행하였고, 이를 근거로 모터 선정 및 기어비를 도출하였다. Fig. 13에 시험결과를 도시하였다.

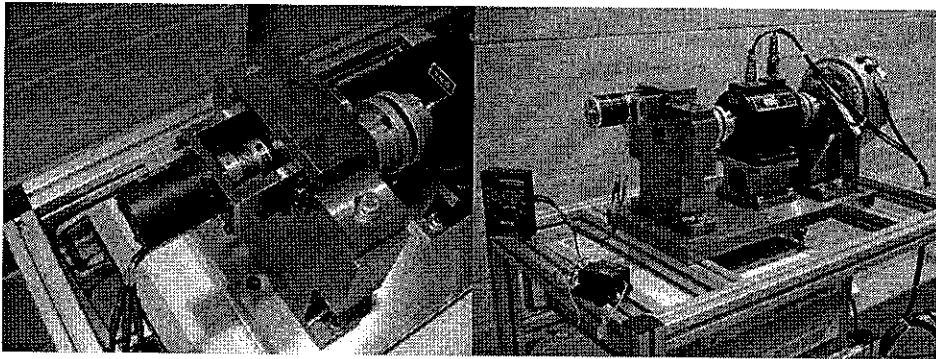


Fig. 12. Dynamometer

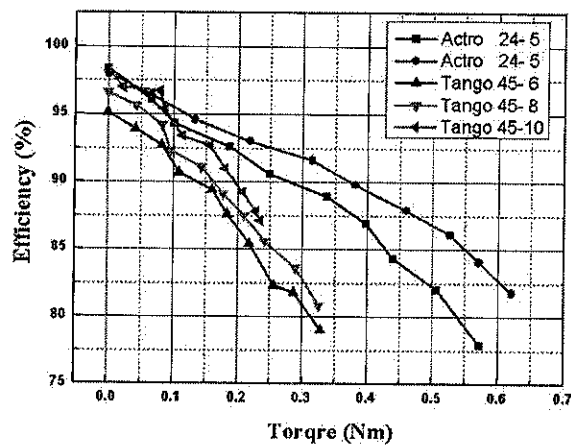


Fig. 13. Torque Comparison Result

4.3.3 축소형 기체 시험

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 비행체의 약 40%크기의 축소형 기체를 제작하여 비행시험을 통해 조종계통의 타당성을 검토하고 조작성(Handling Quality)을 확인하였다. 이러한 접근법은 한국항공우주연구원에서 진행 중인 스마트무인기 개발사업에도 적용된 방법으로, 축소형 기체의 예비시험을 통해 비행체에 대한 이해도를 높일 수 있다[8]. Fig. 14에 축소형 기체의 외형을 나타내었고, Table 4에 규격을 나타내었다. Fig. 15는 축소형 기체의 비행시험 장면을 나타내고 있다.

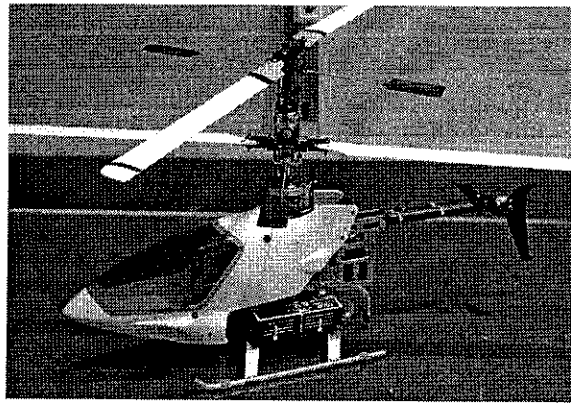


Fig. 14. Torque Comparison Result

Table 4. Specification of Scale-down platform

Parameter	Unit	Spec.
Rotor Diameter	mm	1100
MTOW	Kg	6.5
Endurance	min	10
Rotor type	N/A	2 Blade Teetering Coaxial
Powerplant	N/A	1×BLDC



Fig. 15. Flight Test of Scale-down platform

V. 상세설계

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

5.1 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 CATIA내에서 수행되었다. Fig. 16에 상세설계가 완료된 비행체의 형상을 나타내었다.

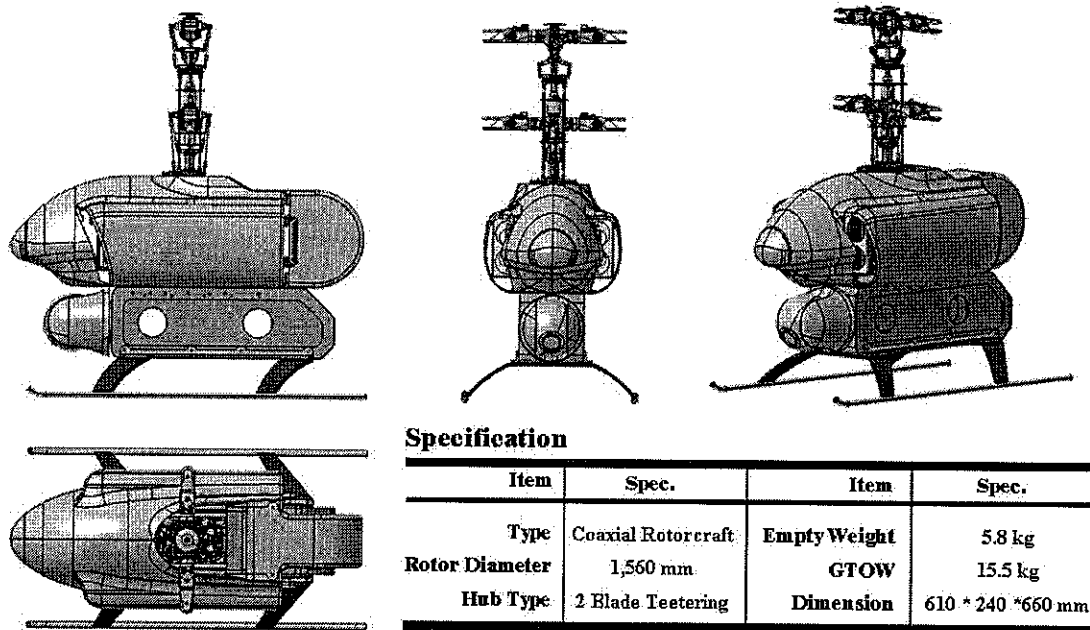


Fig. 16. Final Configuration

5.1.1 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 플레핑 축에 연결되어 마스트를 중심으로 시소처럼 운동하는 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. 축소형 기체의 경우에는 상하 로터에 동일한 차동피치 입력이 가능하도록 하였으나 구동기 조종입력 믹싱(Mixing)이 필요하고, 특히 조종기구부의 구성이 복잡하고 무거워지기 때문에 하부 로터에만 차동피치 입력이 가능하도록 하였다. 이 경우 요방향 조종 입력시 기체가 상승/하강하는 교차연성(Cross Coupling)이 발생하는데, 비행시험 결과 임무수행에는 크게 영향이 없는 것으로 판단되었다. Fig. 17에 로터 및 조종계통의 형상 및 구동기 조종입력 관계를 도시하였다.

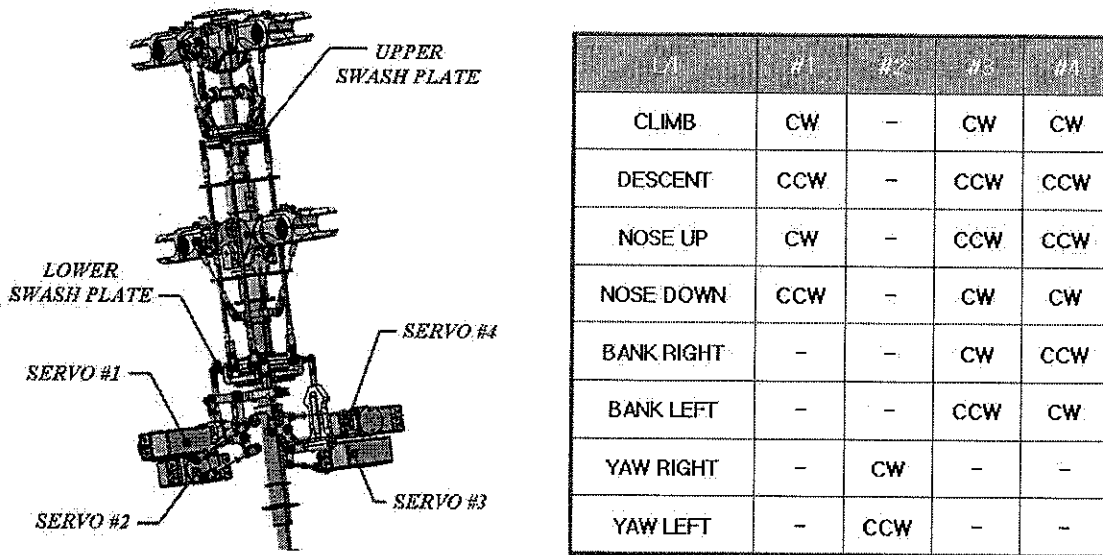


Fig. 17. Rotor System Layout

5.1.2 동력전달 계통

로터의 구동축은 내부축과 외부축으로 구성되고 각각의 축은 두 쌍의 스피어럴 베벨기어로 맞물려 반전(Counter-rotating) 구조를 형성하도록 설계하였다. 스피어럴 베벨기어는 기어 하우징 외부의 평기어와 함께 감속비를 형성하고, 각각의 평기어는 두 개의 브러시리스 모터로 구동 되어진다. 평기어의 구동축에는 원웨이 클러치가 삽입되어 한 쪽 모터가 정지하더라도 부하로 작용하지 않도록 하였고, 오토로 테이션에도 대응하도록 하였다. 그림 11에 동력전달 계통의 형상을 도시하였다.

5.1.3 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. 그림 12에 주요 기체 구조 형상을 나타내었다.

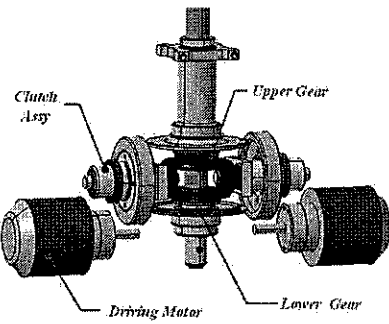


Fig. 18. Transmission Layout

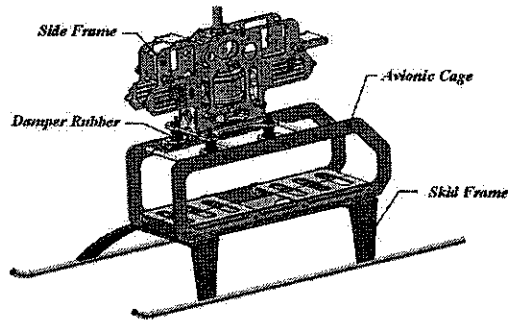
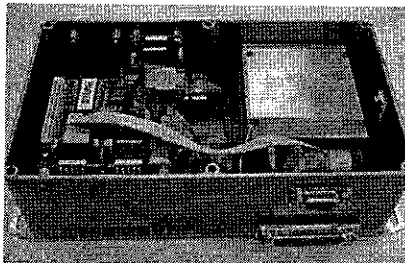


Fig. 19. Structure Layout

5.2 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. 20에 외형과 규격을 나타내었다. 관성센서와 GPS 및 지자기계(Magnetometer)로 비행체 정보를 획득하고, 고전제어기로 구성된 알고리즘이 탑재되어 있다[9].

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 Yaw-Heave 조종계통에서의 연성은 알고리즘 수정이 불가능하여 상쇄시킬 수 없었지만, 비행시험 결과 임무수행에는 지장이 없는 것으로 판단되었다.



Item	Unit	Value
Overall Size	mm	190*110*60
Weight	g	800
Waypoint Accuracy	m	3
Hover Hold Accuracy	m	2
Altitude Accuracy	m	0.5

Fig. 20. VTOL-AFCS, Rotomotion LLC

5.3 통신/관제 장비

통신/관제 장비는 지상에서 비행체의 상태 정보를 파악하고, 비행모드 변경, 경로점 입력, 영상정보 확인 등을 수행하며 지상관제 컴퓨터, 데이터 모델, 영상 디스플레이

레이, 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 5에 통신/관제 장비 구성품의 규격을 정리하였고, Fig. 21에 설계된 지상관제 장비의 외형을 나타내었다.

Table 5. GCS Specification

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

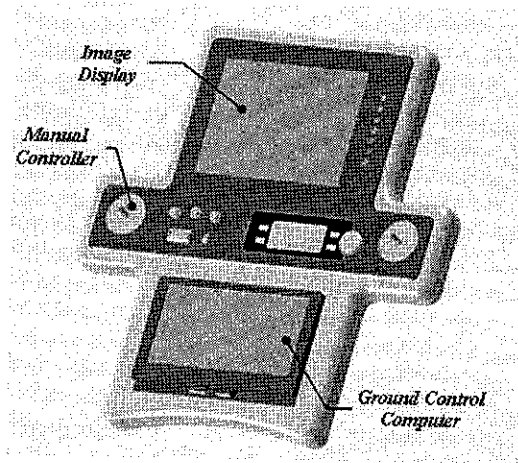


Fig. 21. Portable GCS Configuration

5.4 임무장비

주요 임무인 공중 영상 획득을 위해 펜/틸트/줌이 가능한 주간용 광학 카메라를 선정하였다. 획득한 영상은 지상에 전송되어 영상 디스플레이에 실시간으로 시현되고, 관제 컴퓨터에 저장 되도록 구성하였다. Fig. 22에 임무장비의 외형과 규격을 나타내었다.

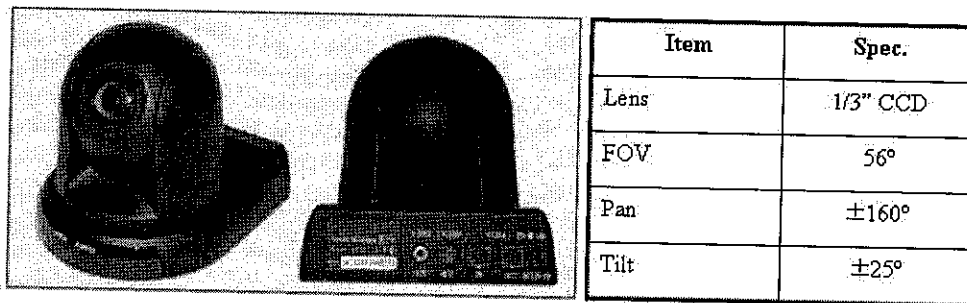


Fig. 22. Payload(EO Camera)

VI. 시제작 및 시험평가

6.1 전기체 시제작

시제 1호기를 거쳐 조종계통 형상 변경이 수행된 시제 2호기 및 최종 형상인 시제 3, 4호기까지 총 4대의 기체가 시험평가 용으로 제작되었다. Fig. 23, 24에 제작된 시제기의 형상을 나타내었고, Fig. 25에 휴대형 지상관제장비를 나타내었다.

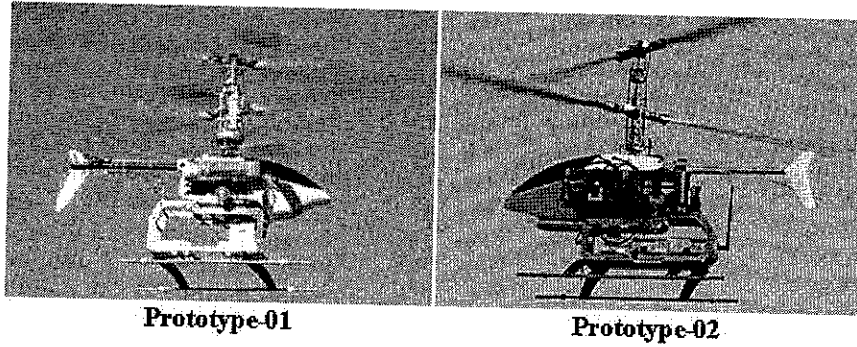


Fig. 23. Prototype-01/02

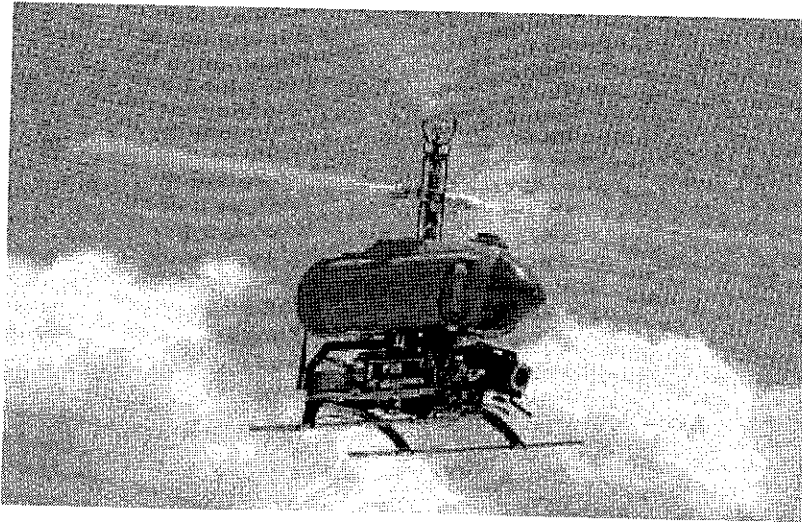


Fig. 24. Prototype-03

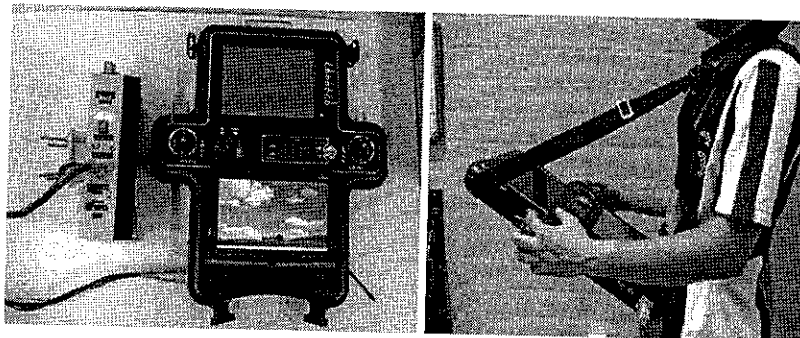


Fig. 25. Portable GCS

6.2 비행시험

모든 기체는 지상시험을 통해 각부의 정상작동 유무를 확인한 후 수동비행 시험을 통해 트림 조건을 수정하였다. 트림이 확인된 기체는 호버링, 상승/하강, 전진비행 및 경로점 비행의 순으로 자동비행 알고리즘의 이득값 조정을 수행하였다. Fig. 25는 최종 이득값 수정 후 수행된 자동 경로점 비행 시험 결과를 나타낸다. GPS 수신상태가 양호하고 외란이 없을 경우 경로점 오차는 수평 반경 3m 이내, 고도 유지 오차는 5m 이내를 유지하는 것으로 나타났다.

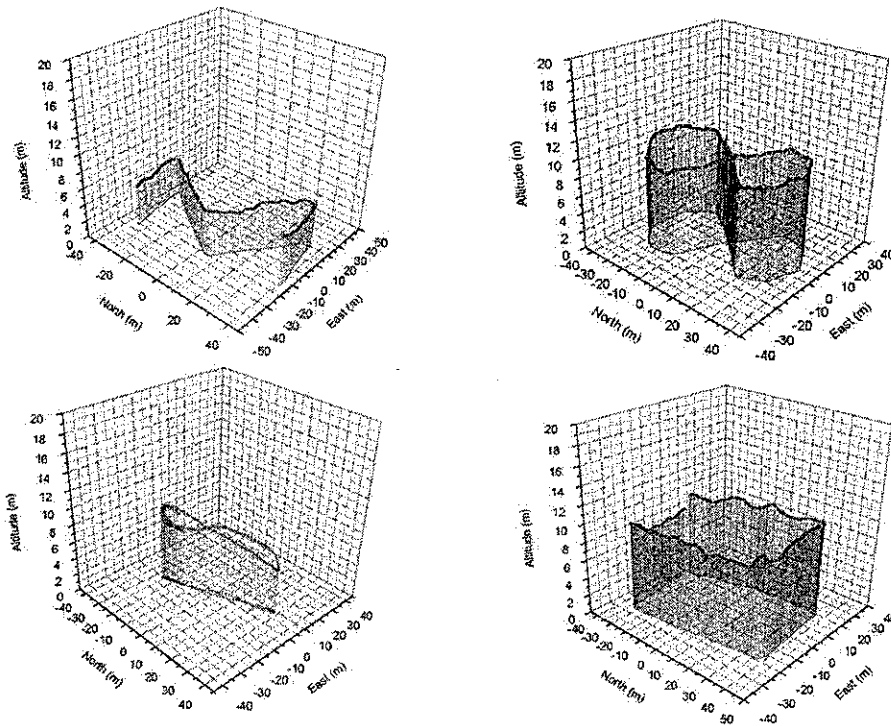


Fig. 25. Waypoint Navigation Result

VII. 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 개선된 동축반전 회전익 무인항공기 설계 및 해석 기술 확보를 위한 시험 비행체로 각종 성능 시험 및 자동비행장치 개발에 활용될 예정이다.

참고문헌

- 1) UAS Dept. of Defense, "Unmanned Aircraft Roadmap, 2005-2030", 2005.
- 2) 이경태, 오철준, "회전익 무인항공기의 임무 요구 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.
- 4) Colin P. Coleman, "A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research ", NASA Technical Paper 3675, 1997.
- 5) Headquarters, U.S Army materiel command, "Engineering design handbook - helicopter engineering - part one -Preliminary design", AMCP 706-201, 1974.
- 6) J. Gordon Leishman, "Principles of Helicopter Aerodynamics ", Cambridge University Press, 2002, pp.335-336.
- 7) Gregory A. Ouellette, "Modeling the OH-6A Using FLIGHTLAB and Helicopter Simulator considerations," Master's Thesis, 2002. pp.135~145.
- 8) 장성호, 최성욱, 구삼욱, 김재무, 이주영, "스마트무인기 축소형 비행체 개발", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2007.
- 9) Rotomotion LLC, "VTOL AFCS reference manual", Rotomotion LLC, 2003.