

저투입 정밀농약살포용 농용무인헬기 개발  
Development of an Unmanned Helicopter for  
Precision ULV Aerial Application

연구기관

주관연구기관 농업공학연구소  
협동연구기관 경북대학교

농 립 부



# 제 출 문

농림부 장관 귀하

본 보고서를 “저투입 정밀농약살포용 농용무인헬기 개발” 과제의 최종보고서로 제출합니다.

2007 년 5 월 23 일

주관연구기관명 : 농업공학연구소

총괄연구책임자 : 이채식

세1부연구책임자 : 이채식

참 여 기 업 명 : 무성항공

세2부연구책임자 : 강태경

참 여 기 업 명 : 부명정공

협동연구기관명 : 경북대학교

협동연구책임자 : 구영모



# 요 약 문

## I. 제 목

저투입 정밀농약살포용 농용무인헬기 개발

## II. 연구개발의 목적 및 필요성

### 1. 연구개발의 목적

본 연구의 목적은 벼농사는 물론 밭작물, 과수 등의 정밀·안전방제에 이용 가능한 원격조종방식의 농용무인헬기와 안전항법시스템 및 무인헬기 부착용 방제시스템을 개발하는데 있다.

### 2. 연구개발의 필요성

우리나라의 농업과 농촌을 둘러싼 환경은 급격하게 변화하고 있다. 대내적으로 농산물 가격이 전반적으로 하락하고 수급 불안정이 심화되고 있으며, 환경과 안정성에 대한 소비자의 관심과 우려가 증가하는 등 농산물 유통환경도 빠른 속도로 변화하고 있다. 또한 농촌인구의 감소와 노령화 추세가 지속되고, 도·농간의 소득 및 복지격차 해소에 대한 사회적 요구도가 증가하고 있다. 이에 2004년 한·칠레간 FTA를 체결하였으며, 2007년 한·미 FTA체결 협상이 완료되었다.

대외적으로는 WTO 도하 개발 아젠다 출범으로 시장개방 폭이 넓어지고 있어 이에 따른 경쟁이 심화되고 있으며, 중국의 WTO 가입으로 국내외 시장에서 중국농산물과 치열한 경쟁이 예상되고 있다. 한편 지역주의의 확산과 심화는 안정적인 수출시장 확보와 투자유인효과의 증대를 위해 다른 나라와 자유무역협정(Free Trade Agreement)을 체결할 수밖에 없는 상황에 놓여 있다.

그 동안 우리나라의 농업기계화기술은 괄목할 만한 발전으로 농기계 없는 농사는 생각할 수 없는 시대가 되었다. 그러나 WTO체제의 출범으로 지구권이 하나의 시장으로 형성됨에

따라 우리 농업이 무한경쟁시대에 대응할 수 있는 기술력과 경쟁력의 확보가 시급히 요청되고 있다. 그리고 우리나라의 벼농사는 건조작업을 제외한 대부분의 농작업이 기계화 되었으나 소형기계 중심으로 발전을 하여 외국에 비해 노력 및 생산비가 높아 현재 고성능, 초생력 기계화기술 개발이 요구되고 있다. 또한 밭작물은 경운·정지, 방제 등 일부작업을 제외하고는 기계화가 미흡한 실정이다.

농작물의 병해충 방제작업은 품질 및 생산량을 높이기 위한 필수작업이지만 고온·다습한 상태에서 농약을 살포하므로 힘들고 농약중독우려 등으로 기피하는 작업이다. 또한 우리나라의 농약살포는 다량살포방식으로 지면낙하 및 비산 등 손실량이 많아 환경부담을 경감할 수 있는 저투입 (Low AI) 소량살포(ULV) 방식의 친환경·정밀방제기계기술이 필요하다. 따라서 작업자의 농약중독 우려감소와 소량살포 및 적기방제로 환경오염 감소에도 기여할 수 있는 농업용 소형무인헬기를 이용한 항공방제체계를 개발하여 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화함으로써 농산물의 품질 및 가격에서 경쟁력을 갖도록 해야 한다.

현재 무인항공기 분야는 가장 기술이 앞선 국가인 미국과 이스라엘을 중심으로 군수뿐만 아니라 민수분야에서도 무인 비행체의 개발 프로그램들이 전 세계적으로 추진 하고 있다.

선진농업국가에서는 이미 유인 항공방제를 농업 전반에 이용하고 있다. 특히 일본에서는 1980년 무인헬기 개발연구회가 발족한 이래 1987년 시작기를 개발하였고 무인헬기 이용기준 지도지침 제정 및 사용약제 생산으로 무인 항공방제기술이 실용화되어 2005년 현재 Yamaha, Yanmar 등에서 생산된 2,200여대가 연면적 704천ha를 살포하고 있으며 매년 살포면적이 증가하고 있다. 무인헬기는 항공방제, 시비 및 파종작업 뿐만 아니라 항공촬영, 산불감시, 영화, 공중감시는 물론 군사용으로 까지 적용범위를 넓혀가고 있다.

따라서 소형 농용 헬기를 이용한 방제 작업이 대안으로 제시되었고, 관행적인 방제방법에 비해 다음과 같은 장점들이 기대되었다. ① 경제적이며 정밀방제로 인해 친환경적이다. ② 작업자의 노동강도를 줄이고 안전하고 쾌적한 작업환경을 제공한다. ③ 소규모 필지에 적용이 가능하다. ④ 하향풍에 의한 침투효과가 좋다. ⑤ 적기 방제가 가능하다. 따라서 유사하중 20kg급 소형무인헬기를 이용하면 소규모 필지에도 작업이 가능하고, 미량·소량살포와 Downwash에 의한 강력한 침투력으로 부착율을 높이고 살포입자의 비산을 크게 줄일 수 있어 작업자의 농약중독우려 감소와 환경보전적 저투입(8~10 l/ha)으로 지속 가능한 농업을 지향할 수 있는 새로운 방제기술의 개발이 필요하다.

### Ⅲ. 연구개발 내용 및 범위

본 연구에서는 작물생산에 필수적인 병충해 방제작업 시 발생하는 작업자의 농약중독을 예방하고 방제작업이 차지하는 과도한 노동력을 줄이기 위한 목적으로 농용 무인 헬리콥터를 연구 개발하였는데, 농용 무인 헬리콥터의 기계역학적 설계의 대부분을 차지하는 기체요소가 연구와 개발의 대상이 되었다. 따라서, 세부적인 연구 내용은 엔진의 선발과 동력전달을 위한 트랜스미션을 개발하였으며, 이에 대한 동력부 실험을 행하였다. 또한 로터 및 로터헤드부를 개발하였고 유상하중실험을 실시하였으며, 로터의 익형에 대한 시뮬레이션을 실시하여 비교하였다. 테일 로터부와 조정부설계를 설계 및 제작하여 유상하중 및 비행 실험도 실시하였다.

안전항법 시스템은 무인헬기 비행 중 비상사태에 대한 안전제어를 우선으로 하기 위한 것으로 엔진(연료), 서보 액츄에이터, 비행자세, 무선통신 연결상태 등 내부 비행상태를 모니터링하여 어느 한부분이라도 정상 작동하지 않으면 비상 대응 알고리즘을 적용케 한다. 복구 가능한 단기간 시스템 오류는 우선 제자리비행(hovering)을 하게하고, 무선통신 두절, 엔진 이상 등에는 비상착륙을 유도하도록 하는 비행제어기를 개발하였다

저투입 (Low AI) 소량살포(ULV) 방식의 친환경·정밀방제기계기술을 실현하기 위한 항공방제시스템 개발 단계는 1단계로 방제장치 개발, 2단계 무인헬기와 방제장치적용시험, 3단계 항공방제장치 성능평가, 4단계 방제이용기술을 확립하였다.

### Ⅳ. 연구개발 결과 및 활용에 대한 건의

#### 1. 연구개발 결과

헬리콥터의 연구 개발 중 얻어진 자료와 결과는 각 단계별로 평가되었으며, 본 연구로부터 도출된 결과를 요약하면 다음과 같다:

가. 농용 목적에 적합한 소형 무인헬기로서 무선으로 피치각을 조정할 수 있는 로터 블레이드와 테일로터로 구성되어있는 총중량 (자중 및 유상하중) 100kgf 이내의 단일 회전날개 헬리콥터 형태를 개발의 대상으로 하였다.

나. 선발된 2-cycle 엔진은 두 개의 실린더의 총 배기량이 239cc로서 최대 21PS의 출력을 발휘할 수 있으며 공랭식이므로 자중(8.0kgf)이 비교적 가벼운 엔진을 연구의 설계 목적

에 적당한 엔진으로 판단되었고 실제 수급이 가능하였다.

다. 선발된 엔진을 이용하여 트랜스미션 시작기를 제작하고 동력부를 구성하였으며 동력실험의 결과로 무인 농용헬기의 메인로터 구동용 트랜스미션을 설계하고 적절한 감속비를 설정 제작하였다.

라. 비행 전 시험으로 고정 및 자유 유상하중시험을 실행하였으며 그립 피치각 12도에서는 자중을 이기는 정도의 양력을 얻었으며 14, 16도로 증가함에 따라 20 kgf, 24kgf로 증가함을 보았다. 그러나 18도의 높은 피치각에서는 오히려 양력이 감소하는 경향을 보였다.

마. 실험치는 피치각 16도에서 최대에 이르렀는데, 상용 엔진회전수로써 6400-6600 rpm (로터 회전수 940 rpm)이 적절하였고 피치각 17도에서 30kgf 정도의 유상하중을 발휘하였다.

바. 테일을 장착한 후, 총양력의 관점에서 비교하면 약4%의 감소가 나타났으며, 이는 대부분 꼬리날개의 동력소요에 의한 것으로 생각되며 전체부하의 4-5%로 계산된다. 이 수치는 일반적인 헬리콥터 설계의 조건과 부합하였다.

사. 본 연구에서 개발한 농용 무인헬기의 전경“Agroheli”을 보이고 있으며, 제작된 헬리콥터의 외형치수는 로터를 제외한 동체장 2,370mm, 전고 900mm, 전폭 720mm이며, 메인로터의 지름은 3,015mm 이다.

아. 안전항법 시스템은 자세제어와 안전제어 시스템으로 구성되며, 자세제어기는 무인헬기 비행 중 비상사태에 대한 안전제어를 우선으로 하기 위한 것으로 엔진(연료), 서보 액츄에이터, 비행자세, 무선통신 연결상태 등 내부 비행상태를 모니터링하여 어느 한부분이라도 정상 작동하지 않으면 비상 대응 알고리즘을 적용케 한다. 복구 가능한 단기간 시스템 오류는 우선 제자리비행(hovering)을 하게하고, 무선통신 두절, 엔진 이상 등에는 비상착륙을 유도하도록 하는 비행제어기를 개발하였다

자. 항공방제 시스템은 노즐의 부착 간격은 쌍선형노즐을 좌우에 각각 2개씩 총 4개를 메인로터 끝에서 15cm 안쪽으로 66cm 간격으로 부착하였다. 뽕 노즐의 각도는 상방향으로 15° 경사로 측면을 기준으로 메인로터의 중심축과 나란하게 부착하였다. 소규모 필지에도 작업이 가능하고, 미량·소량살포와 Downwash에 의한 강력한 침투력으로 부착율을 높이고 살포입자의 비산을 크게 줄일 수 있어 작업자의 농약중독우려 감소와 환경보전적 저투입 (8~10 l/ha)방제시스템을 개발하였다.



## 2. 연구개발 결과활용에 대한 건의

가. 농용헬리콥터를 상용화하기 위하여 안전성 확보와 운용을 위한 기본조직체계 즉 정비체계, 조종자 교육, 보험 및 사고처리체계, 안전 및 항공법관련 정비 등이 추가적인 연구의 과제로 제시된다.

나. 본 연구결과는 우리나라 무인헬기 기술의 시작으로 무인헬기를 농가에 보급하기 위해서 생산업체에서 양산을 위한 금형, 조립공정, 조립라인 설계 등 추가적인 연구가 필요하다.

다. 농약을 살포하여 약효 약해 등에 대한 검증과 무인헬기 전용약제 등록 등 농약 적용 연구가 추가적으로 필요하다



## **SUMMARY**

### **(영문 요약문)**

#### I. Subject

Development of an Unmanned Helicopter Precision ULV Aerial Application

#### II. Objective and necessity of research and development

##### 1. Objective of research and development

The purpose of this study was to develop a remote controlled helicopter including a safety navigation system and a spraying system for aerial application of ULV agrichemicals to field crops and fruit trees in Korean small-sized fields.

##### 2. Necessity of research and development

In recent years, the environment of Korean agriculture has radically changed due to a globalization on agriculture industry by the FTA (Free Trade Agreement) and other international negotiations. The competitiveness of Korean agricultural products has been steadily diminished due to unstable market price of agricultural products. In addition, there is a high demand for the supply of safe food and the prevention of environmental pollution. Even though most of the farming operations have been mechanized, there is still a strong need for advanced techniques that can provide higher productivity. Especially, pest control using a power sprayer has been considered one of the hardest tasks in farming operations because the chemical application has been generally performed under high temperature and humidity conditions in fields. In addition, the excessive use of agrichemicals and direct exposure to the chemicals have limited the use of the power sprayer, thereby requiring a precise spraying method that could effectively apply chemicals as needed, such as an AI ULV application. The use of a remote control-based helicopter for pest control would allow the efficient application of agrichemicals and the reduction of labor intensity and environmental impact. For instance, in Japan, the aerial application using unmanned helicopters covered a total area of about 704,000 ha in 2005.

#### III. Research and development and scope

This research was conducted to develop an unmanned helicopter including a safety navigation system and a spraying system for applying agrichemicals. Toward that

goal, an engine suitable for use in aerial applications was selected and a power transmission system and other helicopter components, such as a rotor and a rotor head, were constructed and the performance of the prototype helicopter was tested through a weight load flying experiment and a simulation test. The autonomous navigation system consisted of a flying attitude control system that could monitor the position and speed and provide a high level of hovering performance. To ensure the required level of accuracy, a GPS sensor and an emergency controller were used. In order to accomplish the aerial application of using ultra-low volume agrichemicals for environment-friendly and precision pest control, a boom-based spraying system was developed and its performance was tested. Finally, a new pest control procedure was proposed to apply ultra low-volume of agrichemicals using the developed unmanned helicopter.

#### IV. Study results and recommendations for practical utilization

1. As the first stage for developing an unmanned helicopter capable of 20kgf, payload, an engine was selected and a prototype transmission was designed for an agricultural helicopter. The engine was tested and its performance curve was then obtained. The centrifugal clutch was engaged at the rotation speed of 3,500 ~ 4,000 rpm. Maximum power was expected at the engine speed of 5,900 ~ 6,200 rpm when considering the optimal output. Based on the test results, the transmission was designed for driving a main rotor shaft.

2. As the second stage of developing an unmanned helicopter, a rotor system was developed and lift capability was evaluated. A lift force over the dead weight of the helicopter was obtained at the pitch angle of 12°. As the pitch angle increased to 14° and 16°, the payload lift increased to 20kgf and 24kgf, respectively. A rated flight condition was determined to lift a mean payload of 27kgf at the engine speed of 6,400 ~ 6,600 rpm. The data acquired from this study could be used for designing a tail system and a RF console at the third stage of the research. The rated lift capability was large enough to load 20 liters of agrichemicals including spraying equipment.

3. A prototype helicopter called 'Agro-heli' was constructed by accomplishing a tail rotor system and its radio console. Results of lifting tests with and without the tail system were compared to estimate the consumption of power. The tail system would use 4 ~ 5 % of the total power, which was in an appropriate range. The capabilities of the developed helicopter were evaluated by visually examining the flying performance and attitude of the prototype. The helicopter showed reliable and safe

control during the distance flying trials. It was proven that the 'Agro-heli' could be adapted for field use in aerial application. The capability of the rated lift was satisfactory for loading 20 liters of spray material including spraying equipment.

4. The autonomous navigation system for safety flying control was developed to monitor flying attitude and inspect whether main safety components, such as a fuel tank and servo actuators, are operated correctly in real-time. In case of emergency, such as signal disturbance and engine failure, a flying controller was activated using an emergency algorithm to enable the helicopter to hover and land on the ground.

5. The spraying system consisted of a boom, four pressure nozzles, a tank, and a rotary pump. The nozzles were mounted under the boom, each spacing 66 cm along the boom with a slope of 15 degree from the center axis of the main rotor. The system was effective in applying ultra low-volume of agrichemicals in small-sized fields, showing good spraying performance due to downwash blow effect.



# CONTENTS

<b>Chapter 1 : Outlines of the research</b> .....	23
1. Objectives .....	23
2. Necessity .....	23
<b>Chapter 2 : Current technologies and researches</b> .....	27
<b>Chapter 3 : Research Contents and Results</b> .....	29
<b>Chapter 3-1 : Development of an Unmanned Helicopter</b> .....	29
1. Power unit and transmission .....	29
1. Components of power consumption .....	29
2. Selection of an engine .....	31
3. Performance test of power unit .....	33
4. Engine temperature and cooling .....	37
5. Fuel consumption .....	41
6. Transmission design .....	42
7. Summary and conclusions .....	44
2. Rotor system and lift test .....	45
1. Motion characteristics .....	45
2. Lift and resistance of rotor .....	47
3. Rotor head and blades development .....	50
4. Lift test and results .....	52
5. Rated operating condition .....	59
6. Summary and conclusions .....	61
3. Tail and Console systems of fuselage .....	62
1. Design of fuselage structure .....	62
2. Tail rotor design .....	66
3. Tail boom and spoiler .....	67
4. Construction of RF console .....	70
5. Function of RF console .....	72
6. Flying attitude and Payload tests .....	74
7. Summary and conclusions .....	76

<b>Chapter3-2. Development of unmanned safety navigation system</b>	79
Section 1. Unmanned helicopter position measurement system development	79
1. Position measurement system development direction setting and each part design	79
2. Position measurement equipment design	79
3. Speed and acceleration measurement equipment design	80
4. Direction measurement sensor design	80
Section 2. Unmanned helicopter position measurement inertial navigation system	81
1. Position measurement inertial navigation system production	81
2. Position measurement inertial navigation system test	82
Section 3. Unmanned helicopter model aiming training simulation development	82
Section 4. Composition modem/monitoring system	83
Section 5. Safety navigation system development	84
1. Safety navigation system development	84
2. Safety navigation system control algorithm	85
3. Flight and position preservation examination	97
4. Unmanned helicopter the body stick	99
5. Safety navigation system operated condition	100
Section 6. Summary and conclusion	101
<b>Chapter3-3. Development of spryer system for unmanned helicopter</b>	103
Section 1. Standard of spraying unmanned helicopter	103
Section 2. Development of sprayer for unmanned helicopter	103
1. Pump and nozzle test	103
a. Nozzle atomizing special quality analysis	104
2. Pump characteristics analysis	105
3. Piping and boom design	107
4. Analysis of wind effect by main rotor	114
5. Development of sprayer for unmanned helicopter	117
<b>Chapter 4 : Attainability of the Goal and Contributions</b>	119
Section 1. Achievement of the goal	119
Section 2. Contribution of the related fields	120



<b>Chapter 5 : Practical Application Plan</b> .....	121
1. Necessity of addition study .....	121
2. Industrialization propulsion plan .....	121
<b>Chapter 6 : Obtained of Overseas technical Informations</b> .....	121
<b>Chapter 7 : References</b> .....	123
<b>Appendices</b> .....	127



# 목 차

제 1 장	연구개발과제의 개요 .....	23
제 1절	연구 개발의 목적 .....	23
제 2절	연구개발의 필요성 .....	23
가.	기술적 측면 .....	23
나.	경제·산업적 측면 .....	24
다.	사회·문화적 측면 .....	25
제 2 장	국내외 기술개발 현황 .....	27
제 1절	국내의 기술현황 .....	27
제 2절	국외의 기술현황 .....	27
제 3 장	연구개발 수행 내용 및 결과 .....	29
제 3-1장	무인헬기 본체 개발 .....	29
제 1절	동력부 개발 .....	29
1.	소비동력의 구성 .....	29
2.	적정 엔진의 선발 .....	31
3.	동력부 성능시험 .....	33
4.	엔진온도 측정과 냉각 .....	37
5.	공연비 조정과 연료소비율 .....	41
6.	트랜스미션의 설계 .....	42
7.	요약 및 결론 .....	44
제 2절	로터부와 양력시험 .....	45
1.	로터부의 운동특성 .....	45
2.	로터부의 양력과 저항 .....	47
3.	로터헤드 및 블레이드의 개발 .....	50
4.	양력시험 및 결과 .....	52
5.	최적 상용상태의 설정 .....	59
6.	요약 및 결론 .....	61

제 3절 기대부, 테일부 및 조정부	62
1. 기체부의 설계	62
2. 테일로터의 형식과 설계	66
3. 테일붐과 안정판	67
4. RF제어 장치의 구성	70
5. RF 조종부의 기능	72
6. 비행자세 및 유상하중시험	74
7. 요약 및 결론	76
제 3-2장 안전항법 시스템 개발	79
제 1절 무인헬기 자세 측정시스템 개발	79
1. 자세측정시스템의 개발방향 설정 및 각부 설계	79
2. 자세각 측정장치 설계	79
3. 속도 및 가속도 측정장치 설계	80
4. 방위각 측정센서 설계	80
제 2절 무인헬기 자세측정 관성항법 시스템	81
1. 자세측정 관성항법 시스템 제작	81
2. 자세측정 관성항법 시스템 시험	82
제 3절 무인헬기 모형 조종훈련 시뮬레이션 개발	82
제 4절 모뎀/모니터링 장치의 구성	83
제 5절 안전항법 시스템 개발	84
1. 안전항법 시스템 개념	84
2. 안전항법시스템 제어알고리즘	85
3. 비행 및 자세유지시험	97
4. 무인헬기 본체부착	99
5. 안전항법 시스템 성능시험결과	100
제 6절. 요약 및 결론	101
제 3-3장 항공방제 시스템 개발	103
제 1절 무인헬기 부착용 방제장치의 방제기준	103

제 2절 항공방제장치 개발 .....	103
1. 펌프 및 노즐 선발시험 .....	103
2. 펌프특성 분석 .....	104
3. 배관 및 붐 설계 .....	105
4. 메인로터에 의한 송풍영향분석 .....	107
5. 항공방제시스템 개발 .....	114
제 3절 요약 및 결론 .....	117
제 4장 목표달성도 및 관련분야에의 기여도 .....	119
제 1절 과제별 연구개발 목표의 달성도 .....	119
1. 무인헬기 본체개발 .....	119
2. 안전항법 시스템 개발 .....	120
3. 항공방제시스템 개발 .....	120
제 2절 관련분야에의 기여도 .....	120
제 5장 연구개발 결과의 활용계획 .....	121
1. 추가연구의 필요성 .....	121
2. 기업화 추진방안 .....	121
제 6장 연구개발과정에서 수집한 해외과학기술정보 .....	121
제 7장 참고문헌 .....	123
부록	
I. 무인헬기를 이용한 항공방제 이용기술 .....	127
II. 안전항법 시스템 제어프로그램 .....	135



## 제 1 장 연구개발과제의 개요

### 제 1절 연구개발의 목적

농작물의 병해충 방제작업은 품질 및 생산량을 높이기 위한 필수작업이지만 고온·다습한 상태에서 농약을 살포하므로 힘들고 농약중독우려 등으로 기피하는 작업이다. 그리고 우리나라의 농약살포는 다량살포방식으로 지면낙하 및 비산 등 손실량이 많아 환경부담을 경감할 수 있는 저투입 (Low AI) 소량살포(ULV) 방식의 친환경·정밀방제기계기술이 필요하다. 따라서 작업자의 농약중독 우려감소와 소량살포 및 적기방제로 환경오염을 줄일 수 있는 농업용 소형무인헬기를 이용한 항공방제체계를 개발하여 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화함으로써 농산물의 품질 및 가격에서 경쟁력을 갖도록 해야 한다. 본 연구의 목적은 벼농사는 물론 밭작물, 과수 등의 소규모 필지의 정밀·안전방제에 이용 가능한 원격조종방식의 농용무인헬기와 안전항법시스템 및 무인헬기 부착용 방제시스템을 개발하는데 있다.

### 제 2절 연구개발의 필요성

#### 가. 기술적 측면

그 동안 우리나라의 농업기계화기술은 괄목할 만한 발전으로 농기계 없는 농사는 생각할 수 없는 시대가 되었다. 그러나 WTO체제의 출범으로 지구권이 하나의 시장으로 형성됨에 따라 우리 농업이 무한경쟁시대에 대응할 수 있는 기술력과 경쟁력의 확보가 시급히 요청되고 있다.

그리고 우리나라의 벼농사는 건조작업을 제외한 대부분의 농작업이 기계화 되었으나 소형기계 중심으로 발전하여 외국에 비해 노력 및 생산비가 높아 고성능, 초생력 기계화기술 개발이 요구되고 있다. 또한 밭작물은 경운·정지, 방제 등 일부작업을 제외하고는 기계화가 미흡한 실정이다.

따라서 작업자의 농약중독 우려감소와 소량살포 및 적기방제로 환경오염 감소에도 기여할 수 있는 농업용 소형무인헬기를 이용한 항공방제체계를 개발하여 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화함으로써 농산물의 품질 및 가격에서 경쟁력을 갖도록 해야 한다.

현재 무인항공기 분야는 가장 기술이 앞선 국가인 미국과 이스라엘을 중심으로 군수뿐만

아니라 민수분야에서도 무인 비행체의 개발 프로그램들이 전 세계적으로 추진 중이다. 미국은 1990년대 후반부터 거의 매년 새로운 중대형 프로젝트를 착수하고 있으며, 군사용 첨단 무인항공기 시스템은 국방부 산하 미국방위 고등연구 계획국(Defence Advanced Research Project Agency)이 주관하고 있으며, 민수용 무인기 시스템은 미국항공우주국(NASA), 에너지성(DOE)에서 주관하고 있다. 이스라엘은 미국과 함께 무인항공기 분야의 선진국으로 항공전자를 바탕으로 한 무인항공기 시스템 분야에 집중투자를 하고 있다.

선진농업국가에서는 이미 유인 항공방제를 농업 전반에 이용하고 있다. 특히 일본에서는 1980년 무인헬기 개발연구회가 발족한 이래 1987년 시작기를 개발하였고 무인헬기 이용기준 지도지침 제정 및 사용약제 생산으로 무인 항공방제기술이 실용화되어 2005년 현재 Yamaha, Yanmar 등에서 생산된 2,200여대가 연면적 704천ha를 살포하고 있으며 매년 살포면적이 증가하고 있다. 무인헬기는 항공방제, 시비 및 파종작업 뿐만 아니라 항공촬영, 산불감시, 영화, 공중감시는 물론 군사용으로 까지 적용범위를 넓혀가고 있다.

우리나라도 일부 평야지대와 서해간척지에서 有人항공방제를 시행하고 있다. 우리나라의 '06년 항공방제 연면적은 120천ha에 이른다. 그러나 유인헬리콥터를 이용한 항공방제는 대규모 평야지의 일시 방제로 방제효과가 높음에 비하여, 산악 및 계곡이 많고, 농가와 가축 등이 혼재하며 필지규모가 작은 대부분의 지역에서는 적용이 곤란할 뿐 아니라 장애물 및 헬리포트의 설치 등 제한적 요소가 많다. 따라서 유상하중 20kg급 소형무인헬기를 이용하면 소규모 필지에도 작업이 가능하고, 미량·소량살포와 Downwash에 의한 강력한 침투력으로 부착율을 높이고 살포입자의 비산을 크게 줄일 수 있어 작업자의 농약중독우려 감소와 환경보전적 저투입(8~10 l/ha)으로 지속 가능한 농업을 지향할 수 있을 것으로 생각된다.

## 나. 경제·산업적 측면

방제작업은 작목에 따라서 연간 10~20회 이상의 작업으로 큰 부담이 되고 있으며, 특히 과수원등 경사지에서는 기계의 접근이 곤란하여 방제 작업이 원활히 이루어지지 않고 있는 실정이다. 이러한 과도한 노동력투하와 더불어 방제작업의 기피현상이 심화됨을 해결하기 위해서는 생력화된 새로운 방제작업 체계의 정립이 절실히 필요할 때이다.

선진국의 예를 보면 벼농사, 목화 및 전작의 많은 면적을 항공방제에 의존하고 있다. 이는 노동력의 수급, 적기요구와 노동부담정도에 의존하는 농작업에 효과적으로 사용될 수 있는 기술이기 때문이다.



일본에서는 유인헬기를 이용한 방제면적은 감소하고 무인헬기를 이용한 방제면적은 매년 증가하고 있다. 무인헬기를 이용한 방제면적을 유인헬기와 비교시 '01년 0.56배였으나, '03년은 거의 비스하였고, '05년에는 2.4배로 증가하였다. 방제방법별 작업특성으로 동력분무기는 작업인원이 많이 소요되고, 유인헬기는 대규모 평야지만 가능하여 특정지역의 소규모 필지의 적기방제는 어렵기 때문이다. 그러나 무인헬기는 적기방제, 소규모 정밀방제, 환경과 소음 대책이 비교적 안전하기 때문에 점차 선호하는 추세이다. 또한 유인헬기의 살포높이는 5~8m에 이르러 편류의 가능성이 크나 무인헬기의 살포 높이는 3m를 초과하지 않으므로 비산의 가능성은 1/4이상으로 크게 줄일 수 있다. 따라서 환경오염 및 목표지역외에 도달하는 농약의 양을 줄이는 안전·정밀방제가 가능하다.

그러나 무인헬기 기술은 국가간에 기술적으로 폐쇄성이 강한 분야로 우리나라에서 독자적인 개발이 필요하다.

#### **다. 사회·문화적 측면**

거의 모든 농산물의 생산에 필수적이라 할 수 있는 방제작업에 있어서 생산효율, 방제효과, 작업자 및 환경보호의 측면에서 새로운 방제체계의 개발이 시급하다. 따라서 소형무인헬기를 이용한 방제체계를 개발하여 효율적이며 안정된 생산과 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화함으로써 품질 및 가격에서 경쟁력을 갖도록 해야 한다. 한 예로 방제작업 중 무인헬기 작업자는 정상의 1.25~1.5배의 심장박동수를 보였으나 동력분무기 작업자는 1.59~1.78 배의 박동수를 기록하였다. 50a에 대한 총 작업시간은 무인헬기가 62.7분, 동력분무기를 이용하여 509.4분을 기록하여 작업 중 총 누적박동수는 10배로 나타나, 무인헬기를 이용한 방제작업은 작업자의 노동강도를 현저히 줄일 수 있는 것으로 보고되었다.

방제기술에 대한 지금까지의 관심은 다른 농업생산기술 분야에 비하여 미진하였으나 앞으로는 방제효과, 작업자 및 환경보호의 측면에서 새로운 방제체계를 개발해야 할 것으로 판단된다. 이와 더불어 금후 선진농업 기계화 체계를 위하여 방제전문 자격제도를 두어 효과적이며 안전한 방제작업을 하도록 하며 환경보전협회, 농업관련 연구소, 농업기술원, 농업기술센터 등 관련기관을 통한 유기적인 지도, 관리, 감독, 연구가 필요하다.



## 제 2 장 국내외 기술개발 현황

### 제1절 국내의 기술현황

국내의 무인항공기 개발은 주로 한국항공우주연구소에서 UAV(Unmanned Aerial Vehicle)사업으로 이루어지고 있으나 임무반경과 비행고도에 따라 분류했을 때 농용에서 사용되는 MAV(Micro AV)분류에 드는 연구는 미비하였다 (이경태, 이기학, 2000). 저고도로 작업반경이 수백m 이내로 제한되는 농용헬기는 1992년부터 대우중공업 우주항공연구소에서 사용동력에 비하여 양력이 크고 조종성이 좋으며, 정지비행과 저속 비행 시 비행안전성이 뛰어난 특성이 있는 ARCH-50을 개발할 목적으로 러시아(Kamov 사)와 공동으로 본체를 개발하고 농촌진흥청은 방제장치와 농약 등 개발을 추진하였으나 본체개발 지연으로 중단된 바가 있다. 또한 월성산업은 1992년부터 시작기를 개발하고 비행시험 연시를 하였으나 주요부품을 외국에서 수입하여 조립하는 수준이었고 비행중 추락 등으로 실용화에 도달하지 못하였다.

스마트무인기기기술개발사업은 2002년 과학기술부 21세기 프론티어 연구개발사업의 일환으로 10년 후 세계 5위권 무인기 선진 기술국을 목표로 추진되는 사업이다. 사업의 최종목표는 고성능, 고안정성을 보유한 수직이착륙 및 임무비행, 충돌감지 및 회피, 자가진단 및 복구, 능동적 진동 및 소음제어, 자율적 임무수행판단 등의 스마트기술들이 개발되어 적용될 예정이다. 여러 대학들에서도 무인비행체 및 시스템 기술 연구가 활발하게 진행되고 있으며, 2002년 제 1회 로봇 무인 항공기 대회로 이 분야에 대한 관심이 고조되고 있으며, 소규모 무인 비행체의 개발과 시스템 연구분야, 무인비행체의 기반기술, 초소형 무인항공기 분야와 스마트 무인기 기술개발사업 등 다방면으로 참여하고 있다.

### 제2절 국외의 기술현황

무인항공기의 역사는 생각보다 상당히 오래되었다. 1차대전이 한창이던 1910년대에 이미 무인항공기의 필요성이 제기되기 시작하였고, 1918년경에는 'Bug'라는 이름의 무인항공기가 미국에서 개발되기도 하였다. 그후에도 개발은 계속되었고, 한국전쟁과 베트남 전쟁에서도 무인항공기가 제한적으로 참여하기도 하였으나 가능성만을 확인한 수준일 뿐 이었다.

무인기가 군사적 가치를 가지게 된 최초의 전쟁은 1982년 이스라엘과 레바논의 전쟁에서 찾을 수 있다. 이스라엘은 베카계곡에 밀집해 있는 시리아 군의 막강한 방공망이 큰 걸림돌

이었는데, 레이더와 미사일 기지의 위치에 대한 정보가 부족했다. 이스라엘은 무인기 '스카우트'를 적상공에 날려서 미사일을 발사하도록 유도하고, 레이더 기지를 파악하여 파괴하는 등 상당한 성과를 거두게 된다.

선진 외국에서 민수분야에 무인항공기가 농업용으로 실용화된 사례는 일본으로 VTOL (Vertical Take-Off and Landing) UAV를 농업용으로 활용하고 있는 것을 들 수 있다. 대표적인 것이 Yamaha의 Rmax 로서 방제, 시비 등 농업용은 물론 항공촬영, 영화 및 공중감시까지 적용범위를 넓혀가고 있다. 무인헬기가 농업용으로 실용화된 일본은 그동안 6,000여대가 생산되었으며 2005년도에는 2,200여대가 연면적 704천ha의 항공방제, 시비 및 파종작업에 이용되고 있다. 일본의 무인헬기 개발은 1980년부터 시작하여 1987년 시작기를 개발, 1988년 농약살포 기준설정시험실시, 살포비행 기준책정, 1989년 벼 병해충 방제 실시기준 제정 후 1990년 처음으로 실험적 실용화에 성공하였다. 이후 무인헬기 이용기술 지도지침시달, 무인헬기용 농약등록 등 꾸준히 실용화에 노력한 결과 2002년 현재 25개 작물 106종의 농약을 무인헬기용으로 등록하였으며 조종 안전성 및 편이성을 크게 향상시켰다.

## 제 3 장 연구개발 수행내용 및 결과

### 제 3-1 장 무인헬기 본체 개발

#### 제 1 절 동력부 개발

##### 1. 소비동력의 구성

헬리콥터가 비행할 때 소비하는 동력은 유도동력 (induced power), 형상동력 (profile power) 및 유해동력 (parasite power) 등으로 구성된다. 유도동력은 로터의 추력을 얻는데 필요한 동력으로 제자리 비행할 때 주로터의 60~85%정도를 차지한다. 그림 2 에서 헬리콥터의 속도가 증가하면서 유도동력이 급속히 줄어든다. 이 동력은 로터 회전면에서 일어나는 유동의 모멘텀 이론을 적용하여 이론적으로 얻을 수 있다. 헬리콥터의 전진속도가 빨라지면 원통형 관을 따라 흐르는 공기유량이 점점 많아 저서 일정 추력을 유지하기 위해 로터가 해야 하는 일의 양이 적어진다. 이러한 이유로 최대속도에서의 유도동력은 제자리 비행할 때 보다 오히려 감소한다. 속도와 총중량이 같다면 로터직경이 점점 커지면서 유량도 증가하기 때문에 유도동력은 점점 더 적어진다.

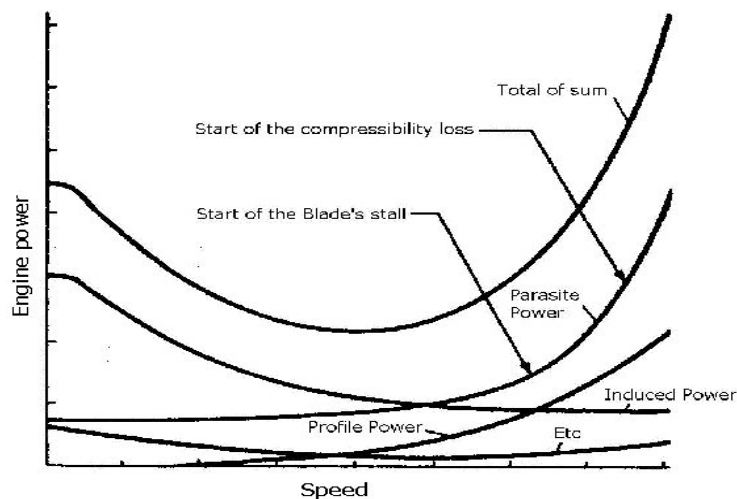


그림 2. 전진속도에 따른 헬리콥터의 소비동력의 구성

형상동력은 깃의 마찰항력을 극복하는 데 필요한 동력으로 정의되며 제자리비행에 서는 주로터 동력의 15~40%에 이른다. 헬리콥터의 전진비행속도가 증가할 때 형상동력은 거의 일정수준으로 유지되다가, 속도가 매우 빨라지면 압축성 효과와 실속이 일어나면서 형

상동력이 급격히 증가하여 가장 중요한 동력요소가 된다

로터 깃에서 발생하는 항력을 제외한 헬리콥터의 모든 구성요소에서 발생하는 항력을 극복하는 데 필요한 동력이 유해동력이다. 유해동력은 저속에서 문제가 되지 않지만, 전진속도의 3제곱에 비례하여 증가하기 때문에 고속일 때 중요해진다. 이 동력은 등가투영면적(Equivalent projected area)에 비례하는데 헬리콥터의 크기와 외부부착물의 정도에 따라 좌우된다. 새로운 설계로 헬리콥터를 개발하는 과정에서 설계목표 중의 하나가 항력을 최소화시키는 것이다.

유도동력, 형상동력 및 유해동력 외에도 기타동력으로 묶어진 꼬리로터, 트랜스미션 손실, 펌프, 발전기 등을 포함한 항력들을 이겨내는데 충분한 동력이 엔진에서 공급되어야 한다. 이와 같이 다양한 동력을 모두 모으면 제자리비행 할 때보다 적절한 속도로 전진비행하는 데 동력이 덜 들며, 작은 전진속도나 후진속도를 가지게 되더라도 속도에 따른 동력의 변환율이 거의 나타나지 않는다. 농용 헬리콥터는 서행하므로 (15-25 km/h, 약 10 knot) 따라서 제자리 비행의 특성을 갖게 된다.

고도가 높아지면 공기의 밀도가 낮아지므로 다양한 동력성분들에 각기 다른 영향을 준다. 공기의 밀도가 감소함에 따라 로터는 동일한 추력을 발생하기 위해 더 많은 유도흐름을 생성해야 하기 때문에 유도동력이 증가한다. 동시에 밀도가 작은 공기는 비행기 동체의 유해항력이 감소하고 실속전이라면 깃 요소의 형상항력이 감소한다. 그러나 고속에서는 고도가 높아질수록 깃의 실속이 빨리 시작되어 형상동력이 줄어들기보다 오히려 늘어난다. 이와 같은 동력의 증감효과를 종합하면 높은 고도에서 제자리 비행하거나 고속전진비행하기 위해서 필요한 동력은 해면 고도에서의 필요동력보다 더 크게 요구된다. 그러나 헬리콥터의 회전면하중과 유해항력 특성에 따라 보통의 전진속도에서 고도가 높아지더라도 동력이 줄어들 수 있다. (박춘배, 1992).

## 2. 적정 엔진의 선발

항공기 엔진의 성능은 엔진자중에 대한 출력의 비가 중요하다. 따라서 가벼운 고출력의 엔진을 수급해야하며 4사이클 왕복→2사이클 왕복→터보엔진의 순으로 그 비가 높아진다. 아래 표 3에서 보인 실례에서 설계목표에 맞고 수급이 가능한 공냉식 2사이클기관을 선택하였다. 헬리콥터의 성능은 회전면하중 (disc loading)으로 비교하게 되며 이는 로터의 단면적에 대한 총하중 (자중+유상하중)으로 표시된다. 예로든 엔진을 적용한 헬리콥터를 회전면하중으로 비교하면 유인헬리콥터의 경우  $15\sim 50 \text{ kg}_f/\text{m}^2$ 에 이른다. 그러나 작은 무인헬기의 경우  $10 \text{ kg}_f/\text{m}^2$  정도가 한계로 판단된다. 회전면하중이 증가하면 총추력이 증가하지만 로터 끝의 선속도가 빨라져 실속이나 불안정특성을 보이게 된다. 주어진 고도에서 단위 마력으로 제자리비행 (hovering)할 수 있는 기체중량은 회전면하중의 함수인 동력하중 ( $\text{kg}_f/\text{PS}$ )의 함수이다. 회전면하중이 증가하면 동력하중이 감소하며 로터의 형상동력, 꼬리동력, 후류특성, 손실특성, 운전고도 등의 이유로 손실이 생기며 동력하중에 추가적인 감소를 예상한다. 헬기 총중량에 대한 유상하중의 비는 기술발전에 따라 점차 증가하며 실기에서 0.5, 소형 무인헬기에서는 0.3정도를 유지하고 있다.

엔진은 그 용도와 임무에 따라 경량 고출력 특성을 갖는 것으로 선발해야한다. 이 선발 과정은 종합적인 설계 및 실험을 거쳐야 선발이 가능하지만, 본 연구에서는 벤치마킹의 대상

표 3. 헬리콥터의 동력설계자료

엔진분류	터보엔진	2사이클 수냉	4사이클 공냉	4사이클 수냉
엔진 실례	엘리슨250C-20B	Yamaha	Aerotwin	HIO-360-DIA
자중( $\text{kg}_f$ )	72	11	43	133
연속출력(PS)	350	21	65	190
출력/자중 비	4.86	1.91	1.51	1.43
적용헬기	HUE500D	Rmax	Airscooter	Schweizer 300C

이 있어서 동급의 엔진을 선택하여 수급할 수 있었다. 표 4는 현재 일본에서 운용되고 있는 농용 무인헬리콥터 Rmax (Yamaha motors Co., Ltd.)의 제원으로서 가솔린과 윤활유의 혼합 연료를 사용하여 20PS의 출력을 낼 수 있는 246cc, 2-사이클 수냉식 대향엔진을 탑재하고 있다. 이 헬리콥터는 자중포함 최대 이륙중량이 93kg이며 유상하중은 28kg를 발휘할

수 있다. 소개된 Yamaha Rmax의 사양을 목표로 하여 엔진의 선발과 트랜스미션의 설계의 기초로 삼았다.

표 4. 개발목표 대상인 야마하 Rmax 기종의 제원.

Dimension (mm)		Engine		Performance	
Total length	3,630	Type	Horizontal water-cooled 2-Cycle	Payload	28kg
Width	720	Power/Torque	20PS/ 2.2 kg · m	Chemical Loading	21kg
Height	1,060	Fuel	Gasoline+oil	Total Lift	93kg
Main rotor diameter	3,115	Cylinder volume	246cc	Control range	150m

일본 Yamaha Rmax에 적용된 수냉 2사이클 엔진은 현재 일본에서 운용중인 소형 농용헬리콥터의 전용엔진이다. Airscooter에 적용된 수냉 4사이클 엔진은 1인승 동축반전 헬리콥터의 엔진으로, Schweizer 300C에 장착된 4사이클 수냉식 것과 비슷하게 엔진자중에 대한 출력비가 1.5정도로 낮은 편이다. 이들은 출력보다 엔진의 무게가 차지하는 비중이 큰 것을 알 수 있으며 회전면 하중을 고려하여 설계목표에 근접하고 수급이 가능한 2사이클 공랭식 엔진을 선정함이 타당하였다. 또한 앞 절에서 소개한 벤치마킹 목표기종인 야마하의 Rmax 기종의 엔진도 2사이클 기관임을 주목하였다.

표 5 는 본 연구에서 선발한 엔진의 제원을 나타낸 것으로, 이와 같은 공랭식 2사이클 엔진 (240-B2)은 실제 수급이 가능한 엔진이다. 이는 두 개의 실린더의 총 배기량이 239cc로서 최대 21PS의 출력을 발휘할 수 있으며 공랭식이므로 자중(6.7kg<sub>f</sub>-관련 전장품을 포함하여 8.0kg<sub>f</sub>)이 비교적 가볍다. 그림 3 은 선발한 엔진을 나타낸 것으로 상기한 제원을 가지는 엔진을 연구·개발 목적에 적당한 엔진으로 선발하였다.

본 연구의 유상하중 20kg<sub>f</sub>급의 무인 헬리콥터 개발용 기관으로 선발된 엔진의 자중에 대한 출력비가 2.63으로 Rmax의 수냉식 엔진보다 월등히 높으며 이는 유인헬리콥터에 적용된 터보엔진을 제외하고 제일 높은 값을 나타내었다. 그림 3 의 선발된 엔진의 하단부에는 스타트 모터가 장착되었으며, 실린더가 대향형식으로 엔진 자체의 진동을 상쇄하는 효과를 갖고 있어 항공용으로 적합하였다.





그림 3. 선발된 공랭식 2-cycle 엔진 3M(240-B2)

표 5. 선발된 엔진의 제원

Maker (Model)	3M (240-B2)	Displacement (cc)	239
Engine	2-cylinder, 2-cycle	Stroke (mm)	46
Cooling type	Air cooling	Bore (mm)	57.5
Weight (kg <sub>f</sub> )	6.7 (8.0)*	Output/weight(PS/kg <sub>f</sub> )	2.63
Max output (PS)	21	Engine Speed (rpm)	1,200-7,000

### 3. 동력부 성능시험

그림 4 은 동력 측정시스템이며 프레임에 올려진 동력부와 부하장치인 브레이크를 보이고 있다. 동력측정 시스템에는 부하를 가하는 제동장치 및 토크를 측정하기 위한 토크 미터 등을 설치하였고, 엔진축과 트랜스미션의 테일축에 엔코더를 설치하여 엔진 회전속도

와 테일축 회전속도를 측정하였다. 테일축의 회전속도는 클러치를 거친 후의 속도이므로 클러치의 단속 및 슬립(slip)의 영향이 적용된 회전속도이다. 측정된 데이터는 집록장치(21X SM192)에 저장하였고, 실험 중 목표토크를 조정하기 위하여 그 실시간 토크값을 표시창에 나타내었다. 연료소비량은 유량계 (Equflow, 0045-THP01X) 를 설치하여 측정할 수 있었다.

실험에서 얻은 데이터의 전형적인 형태는 그림 5 와 같았다. 이러한 초기 데이터로부터 제동점을 선정하고 순간 엔진회전수와 토크값을 이용하여 최대 제동동력값을 계산하였다. 실험에서는 목표 동력을 12-14 PS로 하여 실험이 행하여졌음을 알 수 있고 약 1,000 kg<sub>f</sub>-cm의 목표토크를 위하여 로터축 회전속도 1,000 rpm 전후에서 실험이 행하여 졌음을 알 수 있다. 그림 5 에는 5개의 제동점이 선택(pick point)되었고 계산된 동력 및 슬립의 추이를 나타내어 선정된 제동동력점이 신뢰할 수 있는지, 즉 충분한 부하를 받아 얻어진 동력인

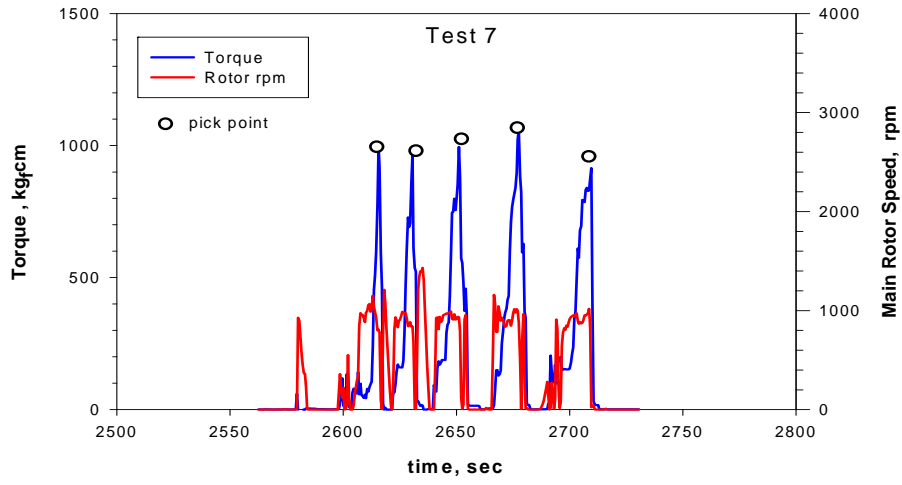


그림 4 ) 엔진 성능 측정을 위한 동력계의 구성  
지를 판단하는 기준이 되었다.

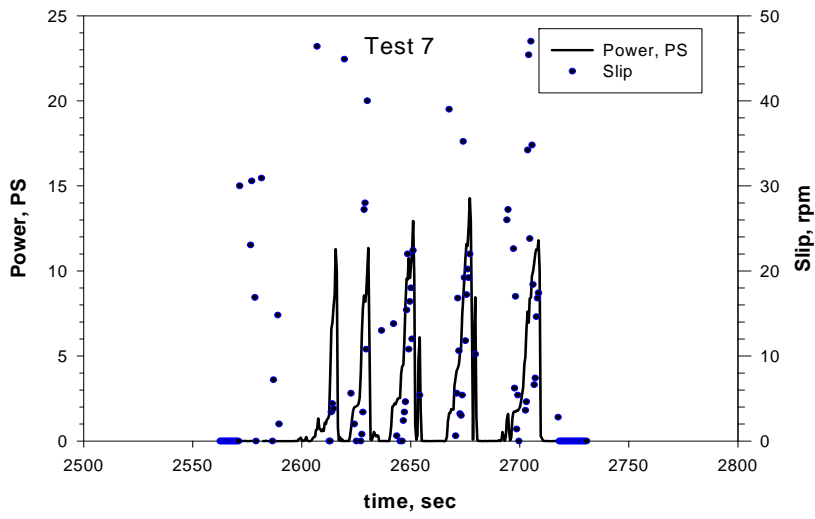
엔진 회전속도와 토크로부터 제동동력을 얻을 수 있었고 엔진의 성능곡선은 회전속도에 대한 동력과 토크를 표시함으로써 얻을 수 있었다. 엔진 성능 실험은 최대출력의 80%수준에서 실험한 결과로서, 엔진 회전수가 5,200 rpm에서 최대 토크를 보였으며 그 값은 1,208 kg<sub>f</sub>·cm 였다. 또한 5,700 rpm에서 17.8 PS의 최대동력이 발생하였다. 최대동력보다 최대토크가 약간 낮은 엔진회전속도에서 나타남을 알 수 있다. 권장 윤활유 혼합비(1:70) 상태에서 최적의 운행상태를 유지하면 5,900-6,200의 엔진 회전속도에서 최대의 동력이 얻어 질 것으로 예상된다.

테일축의 회전속도는 클러치를 거친 후의 속도이므로 클러치의 단속 및 슬립의 영

향이 적용된 회전속도이다. 슬립(로터회전속도 기준)의 크기는 제동점에 도달하는 과부하상태에서 (로터회전속도 기준) 20-30 rpm로 나타나 약 2-3%의 클러치 슬립율을 보였다.



(a) 메인로터축의 회전속도와 토크



(b) 구동동력과 슬립

그림 5 ) 전형적인 데이터에서 얻은 로터축의 회전속도와 토크와 동력

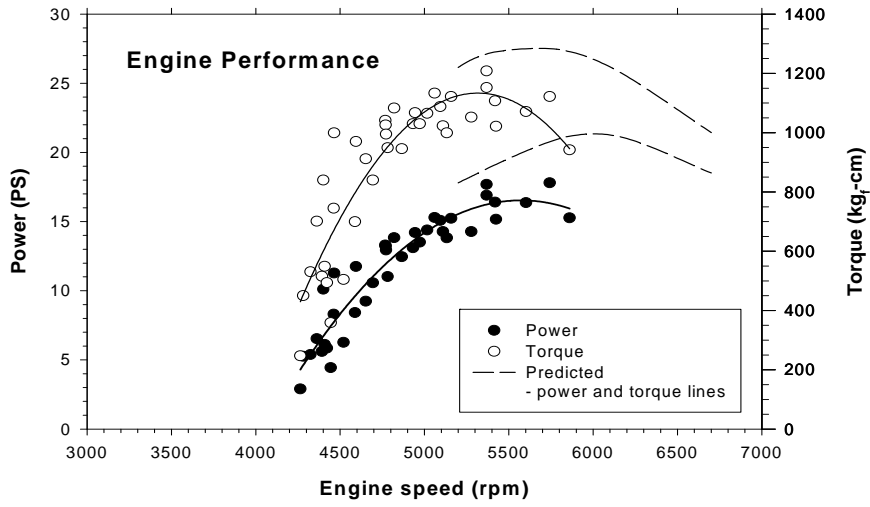


그림 6 ) 헬리콥터 동력부에 사용된 엔진의 성능곡선

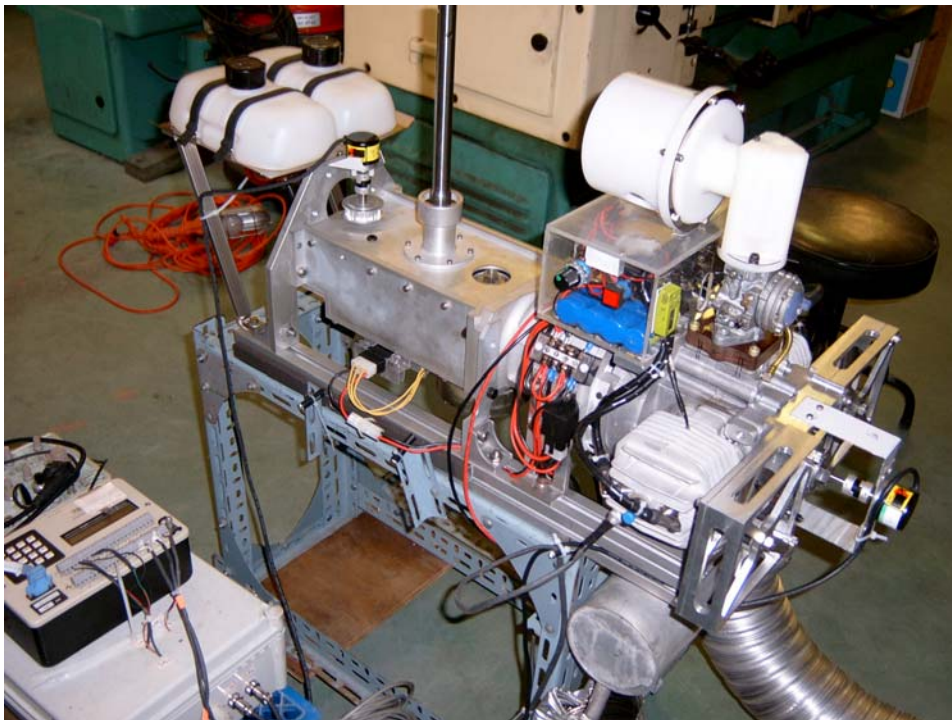


그림 7) 엔진 및 트랜스미션 동력 시험 장면

#### 4. 엔진 온도측정과 냉각

엔진헤드의 온도는 헬리콥터 성능에 결정적인 영향요소이며 고온기간에 작업하는 방제작업의 특성상 엔진냉각에 대한 대책이 필요하여 엔진부의 온도분포와 최고온도를 측정하였다. 측정 조건은 실온 21℃에서 4000 rpm에서 공회전 5분후 최대 상용 부하상태운전을

5분간 행하였다. 그림 8 과 같이 엔진 및 로터 회전속도를 측정하였고 K-type thermocouple을 이용하여 냉각풍의 온도를 측정하였다. 부가하여 접촉온도와 표면온도의 분포를 digital string sensor와 NEC 적외선 영상온도측정기를 이용하여 측정한 결과를 그림 9 과 표 6 에 나타내었다.

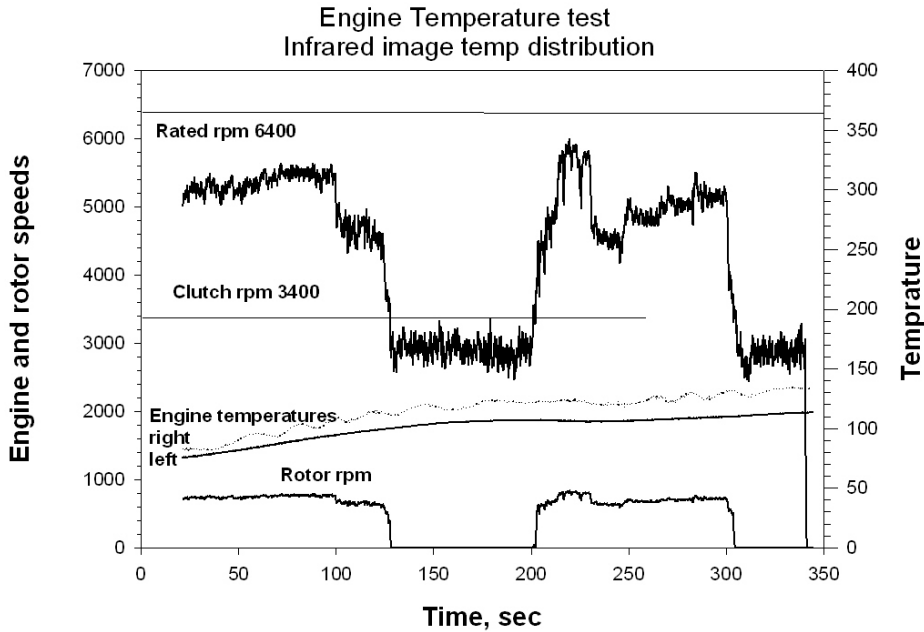


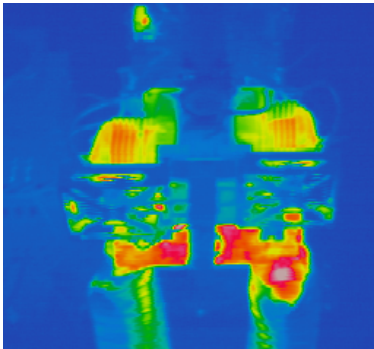
그림 8) 온도측정을 위한 운전조건과 K-type thermocouple의 측정결과

엔진헤드의 온도를 측정한 결과 냉각풍 온도는 110-130℃, 접촉온도는 130-150℃로 측정되었으며 우측헤드가 좌측 것 보다 높은 온도를 보였다. 적외선 영상촬영의 결과 그림과 같은 온도분포를 보였고 고온부의 온도는 표 6 에 정리하였다. 결과에 의하면 배기관과 머플러에서 190-200℃의 온도를 보였고 헤드는 130-150℃의 측정결과를 보여 string sensor를 이용한 접촉온도와 같은 결과를 보였다. 좌우헤드의 온도차가 10-20℃정도로 인 것은 엔진으로 공급되는 연료의 양이 동일하지 않고, 반경류 (레디알) 냉각팬의 양측헤드로 공급되는 풍량이 동일하지 않기 때문으로 판단된다. 여름철 고온 작업의 경우 20도정도 추가될 것으로 생각되고 냉각장치는 배기부에서의 빠른 열전도 및 방출이 되도록 설계되어야 한다.

(both cylinder heads)  
 right head 118.8℃  
 left head 112.6℃

right muffler 139.7℃  
left hood 167.3℃

(left cylinder head)  
left head 137.2℃  
back fin 129.9℃



flange 188.8℃  
muffler side(L) 187℃

(right cylinder head)  
cylinder head 147.4℃  
back fin 132.4℃  
flange 191.5℃  
muffler side(R) 196.4℃

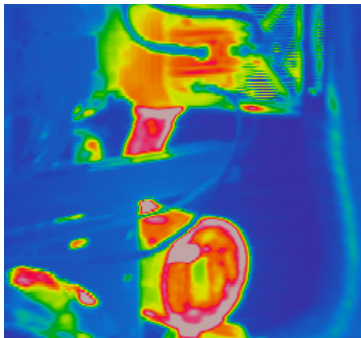
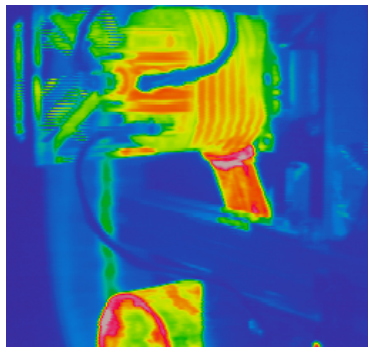


그림 9 ) NEC TH5100 적외선 영상 온도측정장치를 이용한 헤드 각부의 온도분포



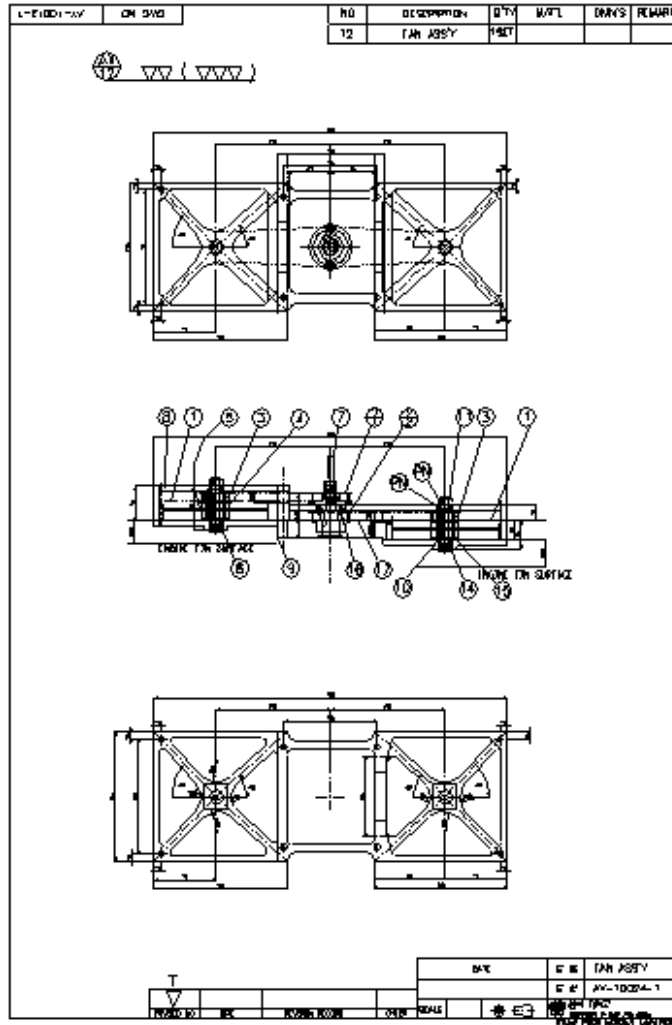


그림 10 ) 성능이 향상된 축류팬의 설계 (1. Fan cut  
 2. Center pulley (up) 3. Center pulley (low) 4. Fan  
 pulley 5. Pulley spacer 6. Fan shaft 7. Spindle nut 8.  
 Fan box(top) 9.Fan box(bottom))

그림 같은 성능이 향상된 축류팬을 검토하였는데 반경류(레디알)팬보다 부하는 경감되면서 풍량은 증가하였다. 축류팬의 풍속분포는 팬중심에서 4-7m/s, 날개 중심에서 15m/s 정도였다. 반경류팬은 풍량이 균일하지 않아 위치에 따라 3.4-13.5m/s의 풍속을 보인 반면 축류팬은 엔진 헤드 중심에서 일정한 풍속을 보였다. 그러나 팬벨트의 구성 등이 복잡하였으며 헬리콥터의 선단부가 실용적이지 못하였다.

표 6 ) 다양한 측정법에 의한 엔진헤드 및 배기관 온도

측정법	우측헤드	좌측헤드	비고
K-thermocouple	130	110	냉각풍온도
Digital String Sensor	150.9	126.4	배기관부 헤드 접촉온도



NEC TH5100 적외선 영상	147	137.2	엔진헤드 윗부분
	132.4	129.9	후부 냉각핀
	191.5	188.8	배기관 프랜지
	196.4	187	머플러 측판

## 5. 공연비의 조정과 연료소비율

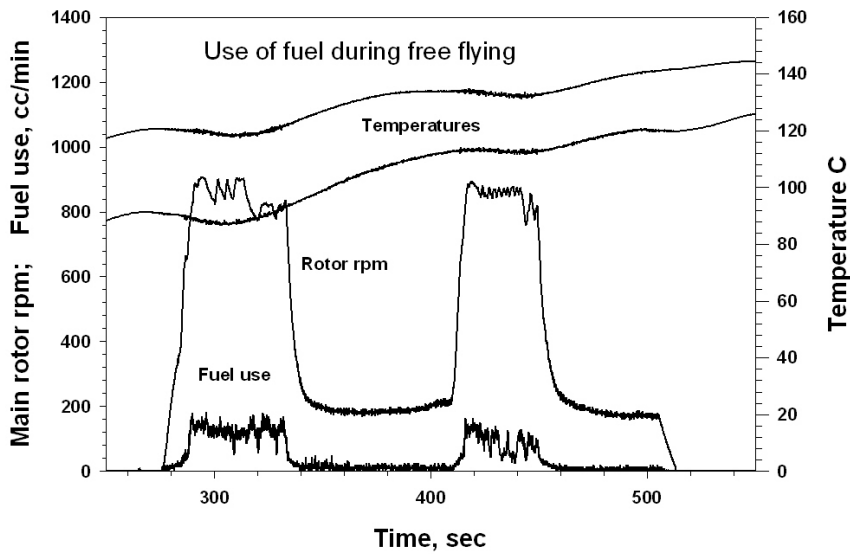
초기에는 니들 밸브의 느슨한 조정에 의해서 불완전연소를 유발했고 아이들 상태에서 서도 연료소비량이 높아서 150cc/min (9.0 L/hr) 정도의 소비율을 보였다. 이후 니들 밸브의 적절한 조정으로 공연비를 증가시키면서 동력을 증가시켜 불완전연소를 줄일 수 있었고 연료소비율도 평균 120cc/min (7.2 L/hr)로 안정적이 되었다 (그림 11). 공연비는 일정범위에서 증가시키면 동력도 따라 증가하여 헬리콥터 운행에 여유가 생기지만 엔진에는 윤활유의 공급이 감소하여 헤드온도를 증가시키고 실린더 윤활에 부정적 영향을 주게 되므로, 이를 위하여 적절한 수준에서 공연비를 유지하는 것은 헬리콥터의 운영을 상용상태로 유지하는 기본요건이 된다. 또한 연료 탱크의 크기를 결정하는데 필요한 기본 자료로써 의미가 있다. 다음 식으로부터 1회 비행당 살포시간은 15-20분정도로 추산된다. 예비연료를 포함하여 1회 비행시 필요한 연료의 두배를 탑재하면 약 3.6-4.8 L의 부피가 적당할 것으로 판단된다.

$$\frac{(1\text{회비행당살포량}, 20L/\text{batch})}{(\text{면적당살포량}, 6-8L/\text{ha})} = \frac{(\text{살포폭}, 5m) \times (\text{살포속도}, 20km/h) \times (\text{살포시간}, min)}{(600)}$$

그림 11 ) 자유비행상태에서의 연료소비량 및 운행 데이터

## 6. 트랜스미션의 설계

동력부는 엔진, 클러치와 트랜스미션 등으로 구성된다. 엔진에서 얻어진 동력은 클러치와 감속기어를 통하여 로터허브와 연결이 되며 엔진 동력의 일부는 별도의 증속기구를 통하여 테일로터를 구동한다. 엔진동력은 트랜스미션을 통해 메인로터 축에 동력의 80%정도, 테일로터 축으로는 15%이하의 동력이 전달되므로 설계시 동적 특성이 서로 다른 것에 유의해야 한다 (박춘배, 1993).



트랜스미션의 설계는 메인로터축의 회전속도를 결정함으로써 시작된다. 벤치마킹의 대상인 야마하의 경우는 870 rpm을 상용회전수로 삼고있는데 이는 메인로터의 끝단에서의 속도가 실속이나 와류진동을 일으키는 정도의 선속도가 되지 않도록 제한하며 양력을 최대한으로 생성할 수 있는 속도에 의하여 결정된다. 동력부 실험결과를 기초로 트랜스미션의 기어비를 조정할 필요가 있었으며 최대마력 시 메인로터축의 회전속도 800~900 rpm가 되도록 기어비를 2단 감속으로 설계하였다.

설계목표에 따라 트랜스미션과 동력부의 장치들을 설계하였고 그 결과를 아래 도면에 보였다 (그림 12). 구동부 프레임의 크기는 700(길이)×250(폭)이며, 동력부 장치의 크기는 대략 620(길이)×200(폭)×270(높이)이다. 메인로터축의 길이는 총 400mm 이어서 프레임바닥으로부터 500mm 높이에 이른다.

그림 12 은 선발된 엔진과 제작된 트랜스미션까지의 동력전달 계통을 나타내는 조립도로써 연료계통, 전기계통, 배기계통, 시동장치, 엔진의 냉각을 위한 강제 냉각팬 및 RC 조정을 위한 조정장치 등이 부착된 상태이다.

표 7 ) 트랜스미션 설계제원

항목	제원/성능	항목	제원/성능
엔진 상용 회전수	6000-6500 rpm	메인축 회전수	840-910 rpm
엔진토크	2000 kgf · cm	메인축 토크	14.3 kgf · m
최대전달마력	21 PS	메인축경	25-20mm
클러치	원심식	테일축 구동비	1:1

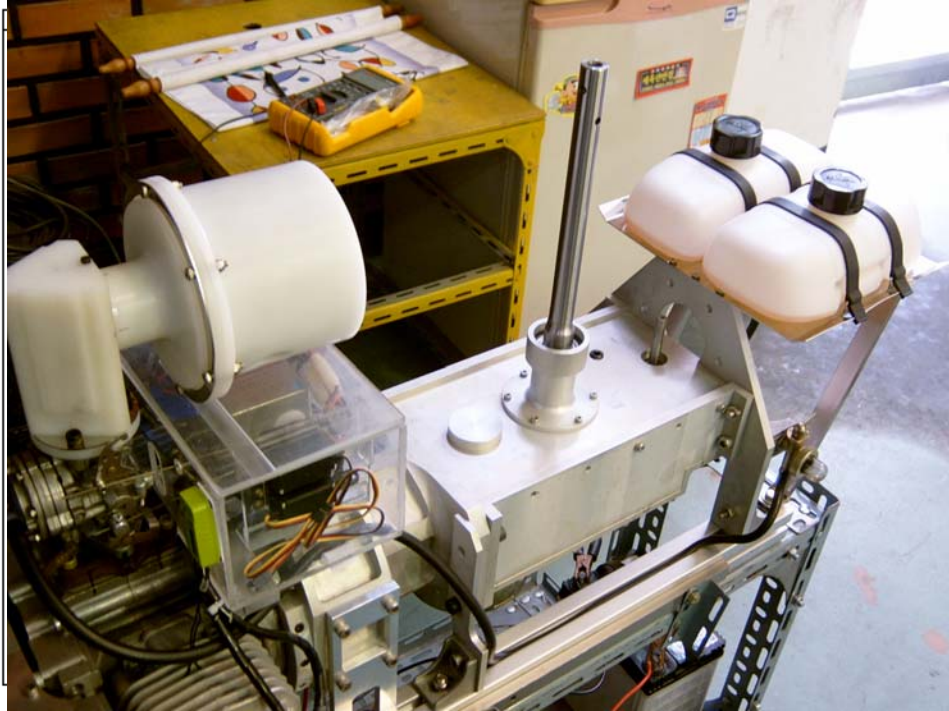


그림 12 ) 트랜스미션 설계결과 및 조립도면

**주요 설계내용 (대외비내용은 상세설명 제외)**

- 베벨기어와 엔진방향의 조정으로 직결설계
- 원심클러치의 접속회전속도설계
- 원심클러치의 부하슬립 및 전달마력 규명
- 엔진 성능곡선과 최대 출력 발생조건 규명
- 메인축 직경 및 클러치베어링 설계
- 강제 송풍식 냉각법 도입
- 발전기의 장착 및 공급모듈개발
- 감압밸브의 도입과 시동모터의 설계
- 흡기필터 및 폐쇄식 흡기부 설계
- 통합 배기관의 장착방법 고안
- 벨트방식 테일 구동설계

## 7 요약 및 결론

헬리콥터의 설계는 엔진 자중에 대한 출력비가 높은 엔진을 선발하여 적용하는 것이 가장 우선된 일이며 출력비가 1.91에 이르는 벤치마킹의 대상인 일본 야마하의 Rmax에 적용된 수냉 2-cycle 엔진을 참고할 수 있었다. 헬리콥터에서 메인 로터에 전달되는 동력은 엔진에서 트랜스미션을 통하여 전달된다. 트랜스미션에서는 엔진에서 생성되는 고속의 회전수를 고토크 저속으로 변환시켜 주어 궁극적으로 메인로터가 양력을 발생시키는 최적의 회전속도로 전환시키는 역할을 하게된다.

본 연구에서는 동력부의 핵심인 엔진을 선발하고, 엔진의 성능을 파악함과 동시에 헬기설계목표에 적절한 트랜스미션의 제원을 설정하였고 설계 및 제작을 완료한 바 그 결과를 요약하면 다음과 같다:

- 1) 자중에 대한 출력비가 2.63인 2-cycle 공냉식 2기통 대향엔진을 선발하였다.
- 2) 선발된 엔진을 이용하여 엔진 성능실험을 위한 트랜스미션 시작기를 제작하고 동력부를 구성하였으며 성능곡선을 얻기 위하여 동력시험을 하였다.
- 3) 원심클러치의 접속 회전속도를 3,500-4,000 rpm에서 설계하였으며 실제로 3,700 rpm에서 단속되었다.
- 4) 윤활유의 혼합 비율을 1:50으로 하고 니들 밸브를 1/2개방하였을 경우 실험에서 가용 동력의 80%의 출력을 얻었다. 엔진회전수 5,700 rpm에서 최대출력 17.8 PS이 발생했으며, 5,200rpm에서 최대토크 1208 kg<sub>f</sub>-cm가 발생하였다.
- 5) 윤활유의 혼합비를 1:70으로 하고 최적운전상태를 예상하였을 경우 5,900~6,200rpm에서 최대 가용출력을 얻을 수 있을 것으로 예상하였다.
- 6) 평균연료 소모량은 70~80%의 출력시 120 cc/min (7.2 L/hr)로 나타났다.
- 7) 강제 송풍식 공냉법으로 채택된 방사팬 방식의 냉각성능도 양호한 성능을 나타내었다. 아래쪽으로 치우친 엔진헤드의 온도가 상대적으로 10-15℃ 높았으며 배기관 근처의 최고 온도가 130~140℃로 측정되었다.
- 8) 상기 실험의 결과로부터 농용헬기의 메인로터 구동용 트랜스미션을 설계하여 감속비를 1:7.143으로 설정하였고 제작하였다.

## 제 2 절 로터부와 양력시험

### 1. 로터부의 운동특성

보편적인 단일 로터 헬리콥터의 경우 두개 이상의 로터 블레이드로 되어 있고, 많은 경우는 8매의 블레이드를 장치한 로터도 있다. 로터 블레이드의 수가 많으면 진동과 소음이 줄어들지만, 기의 무게가 무거워지고 유체역학적인 간섭이 예상된다. 블레이드의 단면을 에어포일(airfoil)이라 하며 대부분의 헬리콥터의 로터 블레이드는 대칭이지만 캠버(camber)가 있는 에어포일을 사용하기도 한다.

헬리콥터의 메인 로터는 비행 방향에 따라 받는 공기력의 차이 때문에 로터 블레이드에 작용하는 공기압력 특성이 복잡하므로 로터를 구동시키는 중심(hub)부분의 구조가 복잡하다. 로터 블레이드 자체는 일반 고정익기의 날개와 같은 단면을 하고 있으나 로터 전체에서 균일한 양력을 내는 받음각을 유지하도록 로터에 비틀림을 주거나 로터의 끝부분으로부터 테이퍼를 주기도 한다.

메인 로터 블레이드가 연결되어 있는 허브의 구조를 보면, 고정형 로터는 로터의 구조 형식 중에서 가장 간단하여 로터 블레이드가 허브에 직접 장착되어 있다. 피치만으로 조종이 가능하게 되어 있어 간단한 구조로 정비·점검이 쉬우며 조종성과 안전성이 좋은 것이 장점이다. 이러한 로터시스템을 강성로터시스템(rigid rotor system)이라고도 하는데 플레핑 힌지를 따로 두지 않으므로 로터의 유연한 강성에 의존하여 힘의 평형을 유지하게 된다. 관절형 로터(articulated rotor)는 실기에서 많이 사용되고 있는 형식으로 로터 블레이드가 xyz 3축 방향으로 움직일 수 있는 복잡한 구조로서 플레핑힌지(수직방향의 경사), 회전링 힌지(피치 변경), 또 z축에서 앞뒤로 움직이는 드래그 힌지(수평방향의 경사)등 3개의 관절형 힌지에 의해 xyz 3축 방향으로 조종되는 복잡한 구조로 되어 있다. 시소형 로터(see-saw rotor)는 관절형 로터의 결점인 복잡한 허브(hub)의 구조를 간단하게 하기 위하여 좌우 양쪽의 블레이드를 허브에 결합시켜 서로 시소 운동을 할 수 있게 하였다. 이는 구조가 비교적 간단하지만 풍압에 의하여 로터가 뒤로 밀려 기가 흔들리는 경향이 있는 것이 결점으로 나타나고 있다 (김재욱, 2000).

Feathering은 로터가 회전하면서 이론 회전면을 벗어나 위아래를 따라 오르내리는 현상을 말하며, 메인로터의 회전면과 메인축의 방향이 수직이 되도록 메인로터 회전면 전체를 수평으로 조절하는 메인로터의 운동이다. 이는 스와시판의 기울기 또는 모멘트의 불균형에 의해서 일어날 수 있다. 전진비행에서 블레이드가 회전하면서 겪게 되는 국부속도의 변화는 블레이드 위치에 따라 다른 속도분포에 의해 생겨나기도 한다. Flapping은 회전하는 로터의 받음각이 변하게 되어 아래위로 부채질하는 현상을 말하며, 로터의 들림 또는 비틀림에

의하며 나타나는데 이는 힌지의 형태와도 관련이 있다. 두 개의 블레이드를 갖는 로터는 기구학적 이유로 플레핑 힌지가 없다. 이러한 로터에서는 블레이드 뿌리와 허브에서 충분한 구조 강도를 가져 응력이 안전한 수준 이내로 유지될 수 있도록 설계되어 있다. 이러한 로터의 대부분은 두 개의 블레이드가 시소처럼 연결되어 두 블레이드가 한 번에 플레핑하는 형태이다. 실제의 기계적인 힌지를 대신하여 허브 또는 블레이드의 일부분에 유연한 재료를 사용한 힌지없는 로터를 개발하였다. 이렇게 유연한 힌지 없는 로터는 힌지를 가진 로터와 비슷한 정도로 플레핑하므로 유연한 힌지가 있는 것처럼 취급될 수 있다. 이러한 로터를 강성로터(rigid rotor)라고 부르기도 하지만 실제적인 플레핑 특성에 견주어 볼 때 강성이 힌지의 역할을 한다. 본 연구의 블레이드 형태는 유연한 강성로터시스템이다.

로터 허브중앙에 플레핑 힌지가 있는 블레이드의 고유 진동수는 정확하게 로터 회전속도와 동일하다. 이는 로터 회전속도와 관계없이 회전중심에 플레핑 힌지가 있는 블레이드는 언제나 공진상태에 있다는 것을 의미한다. 그 결과로 주기적인 외력이 최대가 되는 위치에서  $90^\circ$  지난 후에 최대반응이 나타난다. 양력 불균형을 야기하는 비행조건의 어떤 변화가 생기면 로터가 플레핑하여 결국 새로운 평형상태에 도달하게 된다. 전진비행에서 로터면 양쪽에서 서로 다르게 형성되는 속도분포 때문에 생기는 앞뒤방향의 플레핑 외에도 로터는 가로방향으로 플레핑하는 경향이 있다. 세로방향 플레핑과 마찬가지로 가로방향 플레핑도 공기역학 하중의 비대칭성에 의하여 생긴다. 이 경우의 불균일은 로터면의 앞과 뒤에서 생긴다. 이 불균일은 블레이드의 원추각 때문에 일어난다. 블레이드가 원추형을 이루면 로터가 앞부분을 지날 때는 전진속도가 블레이드의 윗 방향으로 작용하게 된다. 속도의 초기 불균일은 받음각의 불균일을 만들고, 이에 따라 공력하중이 서로 다르게 형성되어 최대반응은 최대하중이 이루어지는 위치에서  $90^\circ$  뒤쳐진 부분인 후퇴 블레이드에서 가장 높이 들리는 가로방향 플레핑이 일어난다 (박춘배, 1992).

## 2. 로터부의 양력과 저항

회전의 항공기인 헬리콥터는 로터의 회전수와 피치각 제어로 양력을 얻어 수직이착륙, 제자리비행 또는 전후진 비행 등이 가능하다. 농용 헬리콥터는 서행하므로 (15-25 km/h, 약 10 knot) 제자리 비행의 특성을 유지한다. 비행시 헬리콥터에 작용하는 힘의 평형은 양력(lift), 자중(dead weight), 추진력(propulsive thrust force), 유해항력(parasite drag)이 작용하며 양력은 자중을 지지하고, 추진력은 유해항력을 압도하여 원하는 방향으로 비행하게 된다. 유해항력은 전진비행시 동체 등 헬리콥터의 추가적인 저항이므로 제자리 비행시(hovering)에는 유해항력이 없다. 등속 수평 전진 비행 시 자중과 유상하중의 총 자중과 유해항력의 합력은 총역학적 힘과 평형을 이루게 되고, 제자리 비행 시는 양력과 자중만이 평형을 이루게 된다. .

헬리콥터가 비행할 때 필요한 동력에는 유도동력, 형상동력 및 유해동력 등으로 구성되는데, 동력부는 자중을 이기고 유상하중을 발휘할 수 있는 충분한 동력을 제공해야 한다. 로터설계와 가장 밀접한 동력은 형상동력으로서 로터의 항력을 극복하는 데 필요한 동력으로 정의되며 제자리비행에서는 주로터 동력의 15~40%에 이른다. 전진비행속도가 증가할 때 형상동력은 거의 일정수준으로 유지되다가, 속도가 매우 빨라지면 압축성 효과와 실속이 일어나면서 형상동력이 급격히 증가한다. 헬리콥터 소비동력의 특징중의 하나는 제자리비행 할 때 유도동력이 크게 되어, 오히려 적절한 속도로 전진비행 할 때의 동력이 감소하게 된다 (박춘배, 1992).

깃 요소이론은 블레이드 단면에 걸리는 공기역학적 하중을 구하고 이를 적분하여, 비행을 위해 필요한 양력과 토크를 계산하는 방식으로 운동량 이론에 비해 정교한 결과를 얻을 수 있다. 블레이드의 단면(airfoil)의 공기흐름에서부터 양력과 항력을 구하고 이 힘들을 회전면에 수직인 성분에 대하여 시위상에서 적분하고 깃의 매수와 곱하면 로터면에서 발생하는 양력(추력)의 크기를 얻는다. 유도속도는 에어포일의 공력특성에 따라 결정되고 피치각은 비틀림각도 고려되어야 하므로 상대풍의 유효 받음각은 각 단면마다 달라진다. 블레이드 끝단에서는 에어포일 상하에 형성된 압력차가 합해지므로 블레이드끝 와류가 형성되어 블레이드끝단의 손실을 유발한다.

최적의 로터란 구동토크에 대한 로터 양력이 크고 넓은 비행 선속도영역에서 높은 효율이 유지되는 형태이다. 이 특성에 기여하는 요인으로는 로터단면의 에어포일 형상, 비틀림 및 전체 회전면의 면적에 대해 블레이드가 차지하는 면적비인 고행비 등이다. 실제의 로터에서는 깃끝 손실 이외에 깃끼리의 상호 간섭에 의한 손실이 있지만 이론적으로는 계산하기 어렵다. 앞선 깃이 지나가면서 공기중에 만든 와류가 뒤에 따라오는 깃의 국부 받음각을 변화시킨다. 이러한 현상은 공기역학적 효율을 떨어뜨릴 뿐만 아니라 소음이나 진동을 유발한다. 꼬리로터도 로터 블레이드에 영향을 미치는 경우가 있다.

항력과 양력은 물체표면에서의 응력이 전단으로부터 발생하는 힘의 합이다. 따라서 실험이나, 계산으로부터 물체표면 위의 압력과 전단응력의 분포를 알 수 있다면 공기역학적 힘들은 이들의 적분으로 구해질 수 있다. 항력과 양력은 유동방향과 수직인 힘들의 성분들이다. 그림 13 으로부터 양력과 항력을 알 수 있다.

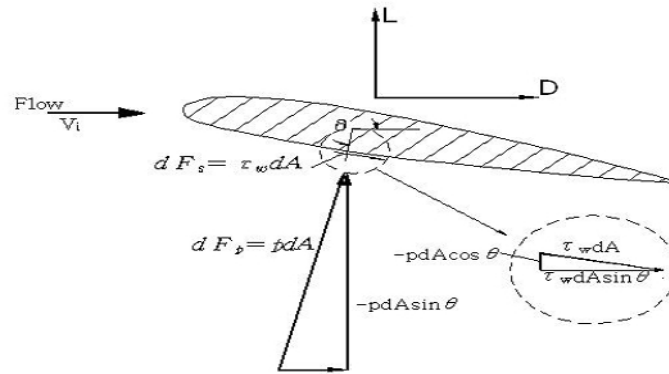


그림 13 ) 기하학적인 에어포일 단면에 걸리는 항력과 양력의 평형  
 $L$  : lift,  $D$  : drag,  $F_s$  : shearing force,  $F_p$  : pressure force  
 $\tau_w$  : shearing stress on the wall



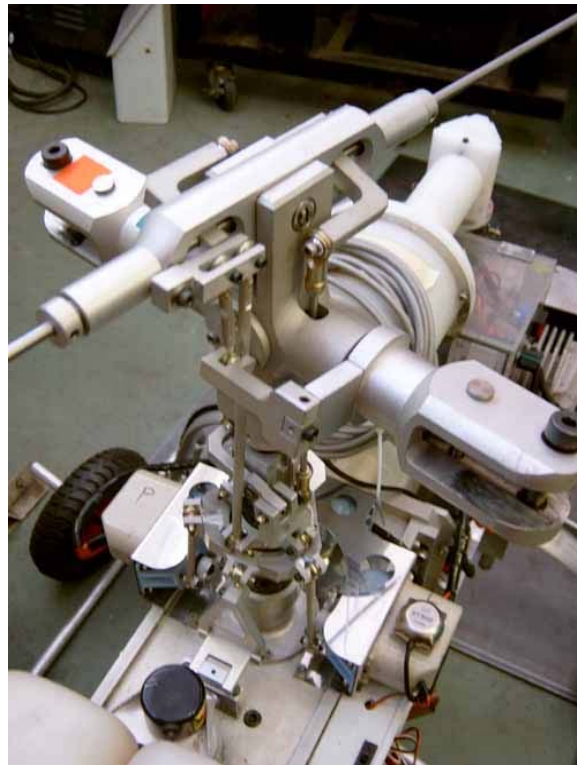
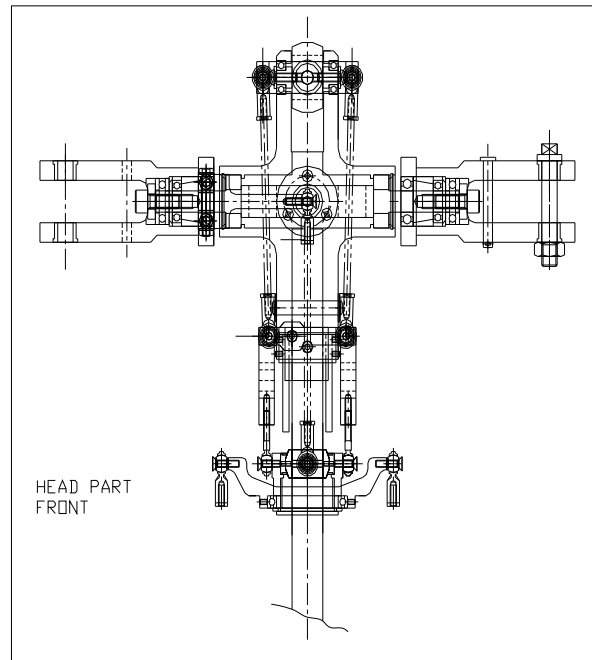


그림 14 ) Collective 와 cyclic 피치를  
조정하는 로터헤드와 스위치

### 3. 로터헤드 및 블레이드의 개발

헬리콥터의 로터헤드부는 주 회전날개 장치이며 로터 블레이드를 고정하는 부분으로 로터 블레이드의 회전과 함께 피치의 변화를 일으켜 양력을 발생시키는 핵심 부분이다. 그림 15 에서는 헤드부의 조립도와 블레이드가 장착되는 부분의 상단에 스테빌라이저 봉(Stabilizer bar)이 설치된 모습을 나타내고 있다. 헤드부 하단의 스와시를 통하여 블레이드의 받음각을 조정하기 위한 방법으로 여러개의 로드엔드를 사용하여 링크로 연결된 모습이며, 블레이드의 회전에 의해 발생된 원심력을 극복하기 위하여 헤드 내부에 트러스트 베어링(thrust bearing)과 로터 그림이 피치조정을 위해 작은 각도로 회전을 하기 위하여 레이디얼 베어링(radial bearing)을 설치하였다.

표 8 에는 양력실험에 사용된 메인로터와 스테빌라이저, 테일 로터의 형태와 치수에 대해서 나타내고 있다. 그림 16 는 양력실험에 사용된 메인로터의 모습으로 블레이드의 길이는 1378mm이다. 단면그림에서보인 에어포일의 앞단과 끝단을 잇는 거리를 시위길이(chord length)라 하고 개발에 사용된 에어포일의 시위길이는 135mm이며, 두께는 12mm이다(그림 16). 주로터에는 비틀각을 주어서 로터 끝단으로부터 그림으로 들어가면서 각도가 증가하는데 이는 선속도가 상대적으로 느린 중심에서 양력을 높이려는 의도에서 비롯되었다.

그림 17 의 상단에 나타난 스테빌라이저는 블레이드길이가 155mm이며, 메인 로터 상단에 장착이 되어 헬리콥터의 조정성, 안정성을 도모하며, 하단의 테일 로터는 헬리콥터의 반 토크를 상쇄하기 위한 것으로 테이퍼형상을 하고 있으며 블레이드의 길이는 200mm이다.

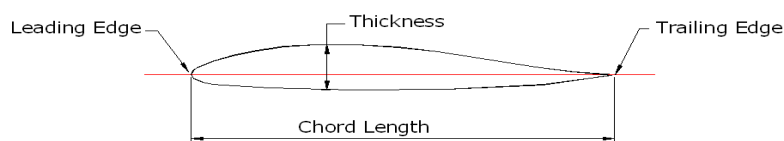


그림 15 ) 주로터의 에어포일 형상 (SW05)

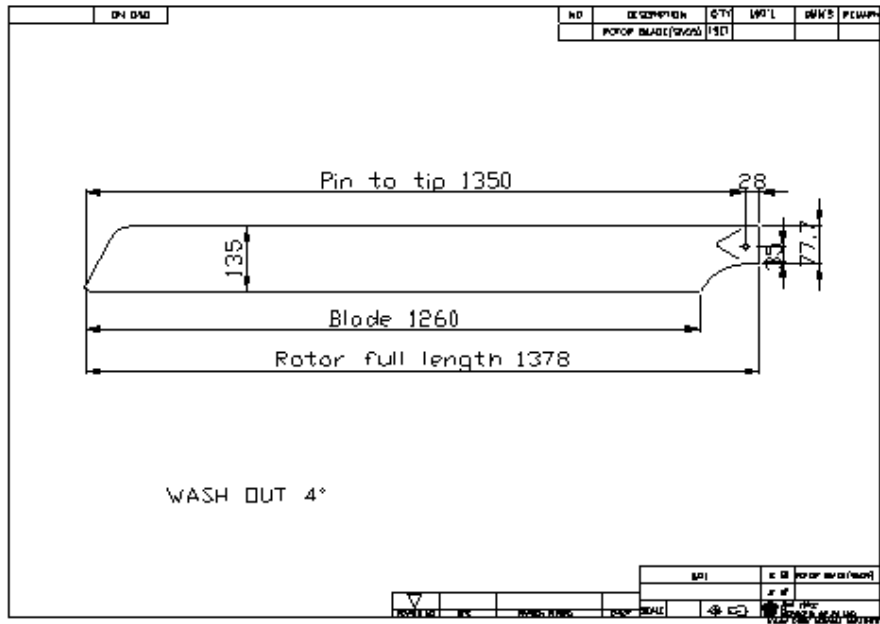


그림 16) 비튠각 4도를 주어 설계한 주로터의 도면과 주요치수

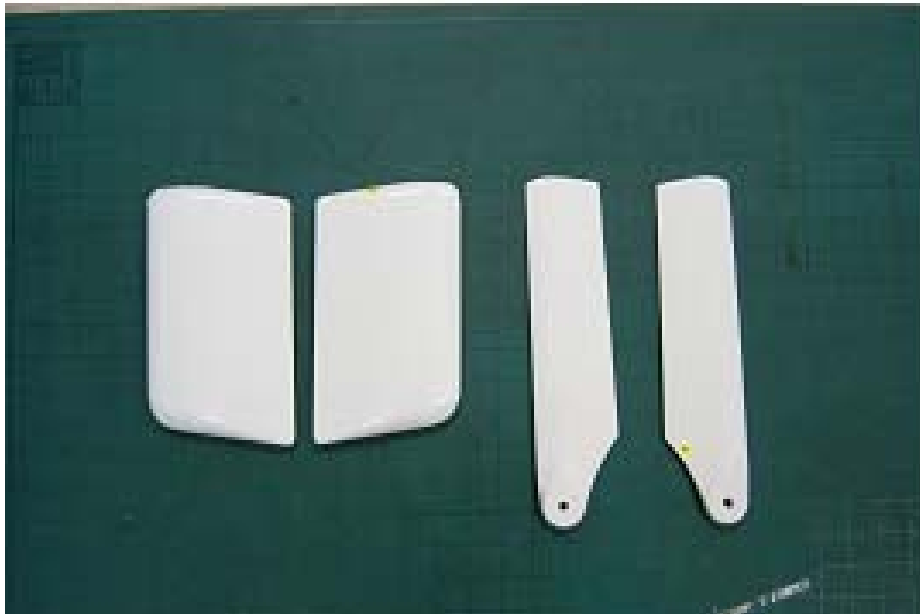


그림 17) 주로터와 테일로터의 모양과 스테빌라이저 형상

#### 4. 양력시험 및 결과

그림 18 에 보인 자유식 유상하중 실험은 실제 자유비행에 앞서 헬리콥터의 트림(평형)상태를 점검하면서 양력을 측정하기 위하여 계획되었다. 랜딩 스키드를 장착한

헬리콥터 하단부에 로드셀 장치를 장착하고 앵커를 이용하여 지상면에 고정하였다. 자유식 시험장치는 측방 구속을 위한 리니어 가이드를 2곳에만 설치하고 헬리콥터와 고정 Jig를 강선을 이용하여 고정시켜 비교적 자유로운 움직임이 가능하게 하였다. 양력은 자중을 이기고 이륙시점으로부터 로드셀은 인장력을 측정하게 되었고 표시창(L20010WM1)에는 양력을 표시하여 실험진행을 도왔다. 이륙시 좌측으로 기울는 특성으로 인하여 총양력 벡터의 수직성분 만을 측정하게 되며, 정지비행에서도 우측으로 동체가 기울어져야 함에도 불구하고 리니어 가이드에 의해 수직방향으로만 이동이 가능하여 측정양력은 모두 수직성분만을 나타낸다.

그림 21의 전형적인 실험결과에서 보는 바와 같이 로터 회전수 820rpm, 그립피치 13-16도에서 양력 15-30kgf이 발휘되었으며 엔진헤드의 냉각풍 온도는 최고 120도였으며 연료소비율은 120cc/min 정도였다.

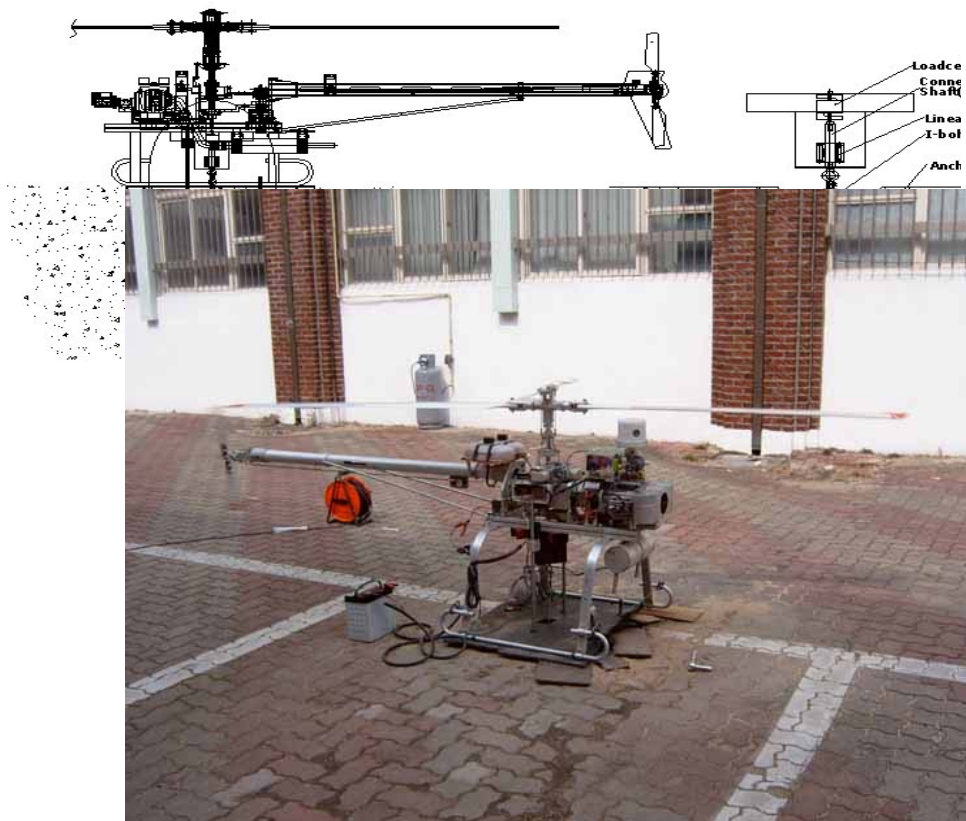


그림 20) 자유양력 시험 장치와 시험전경

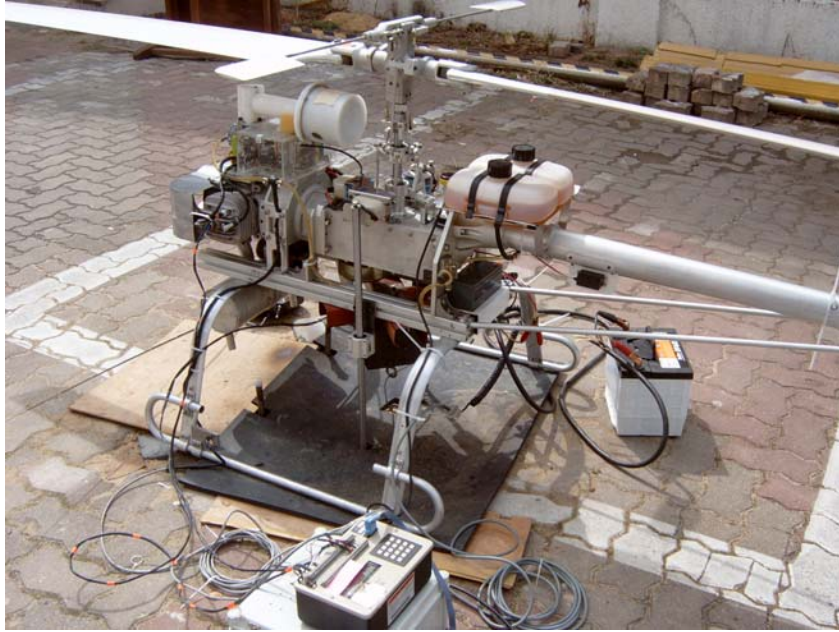


그림 19) 자유양력 시험 장치의 앵커장치

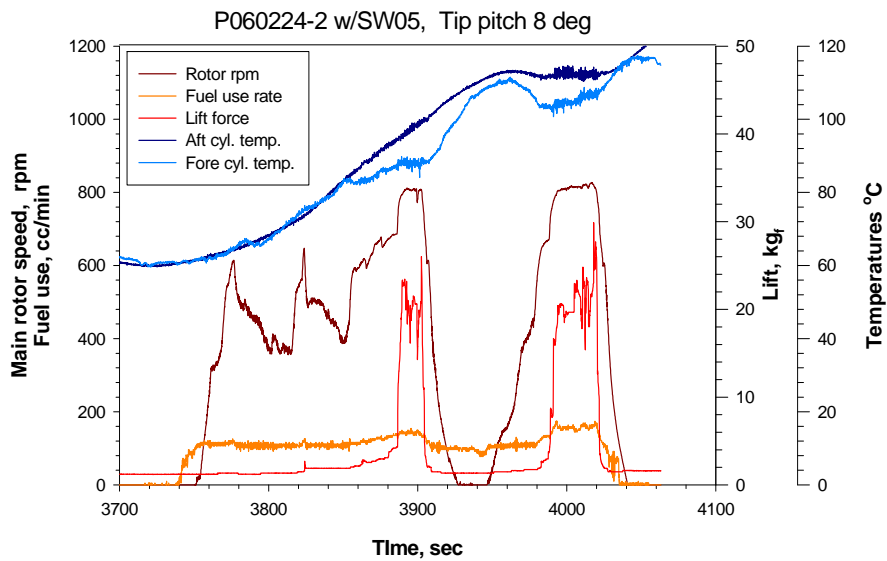


그림 21) 전형적인 유상하중 시험 결과

그림 21의 전형적인 실험의 결과에서 적절한 엔진 회전 수를 알 수 있었고, 이에 따라 엔진 및

로터 회전수를 850~950rpm 사이에서 고정하고 로터의 피치를 조정하여 양력을 측정 한 결과를 표 9에 보였다. 실험에서 설정한 로터 회전수에서 로터의 그림에서의 피치각이 12-13.5°인 경우 유상하중은 10kg<sub>f</sub>로 나타났으며, 피치각이 13.5-15.5°인 경우는 20 kg<sub>f</sub>의 총 양력을 그리고 15.5-17.5°인 경우는 24kg<sub>f</sub>의 유상하중을 얻을 수 있었다. 그러나 피치각이 18°에 접근하면서 유상하중이 정체되었다. 이는 로터 피치각의 증가로 인한 失速(stall)때문이라기보다 충분치 못한 동력공급의 가능성을 보여주고 있다. 총양력은 유상하중에 자중 62kg<sub>f</sub>을 더하여 추산할 수 있다.

표 9 ) 그립 피치각 12-18°에서의 유상하 (로터회전속도)

Grip pitch angle, (deg)			
12-13.5	13.5-15.5	15.5-17.5	17.5-18
5 (1080)	18 (900)	20 (860)	24 (760)
10 (960)	20 (800)	24 (880)	25 (900)
14 (930)	22 (800)	26 (1160)	-

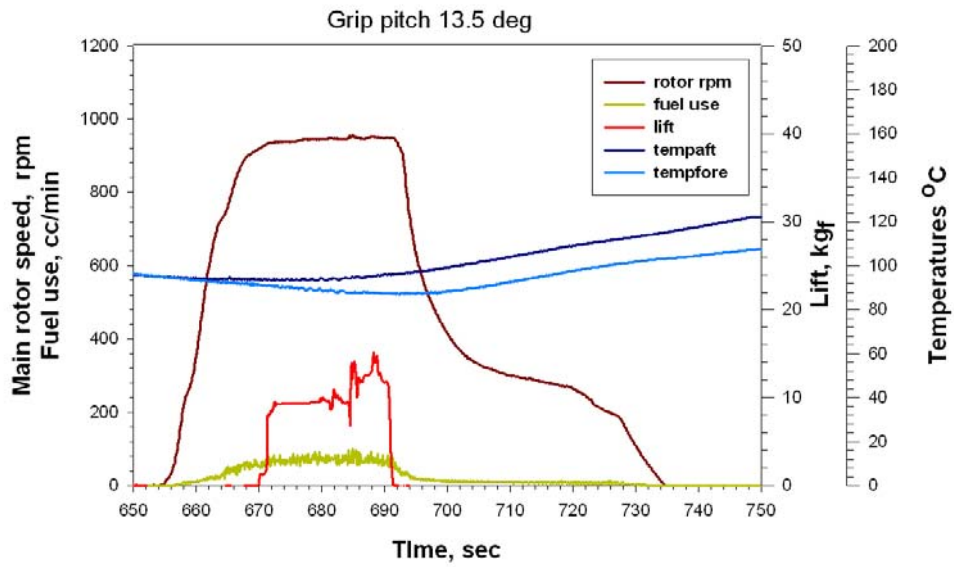
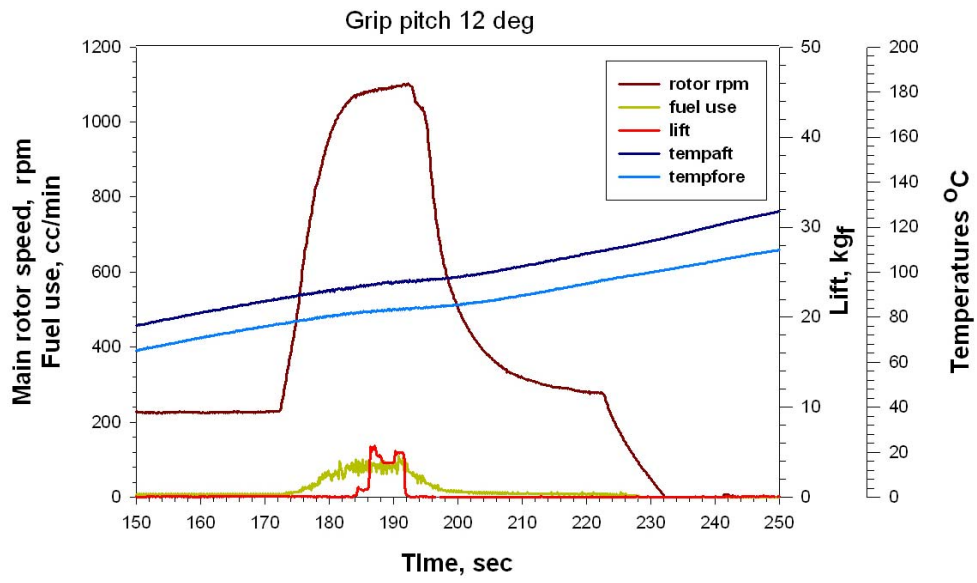


그림 22 ) 그립 피치 12° 및 13.5° 에 대한 유상하중 시험의 결과



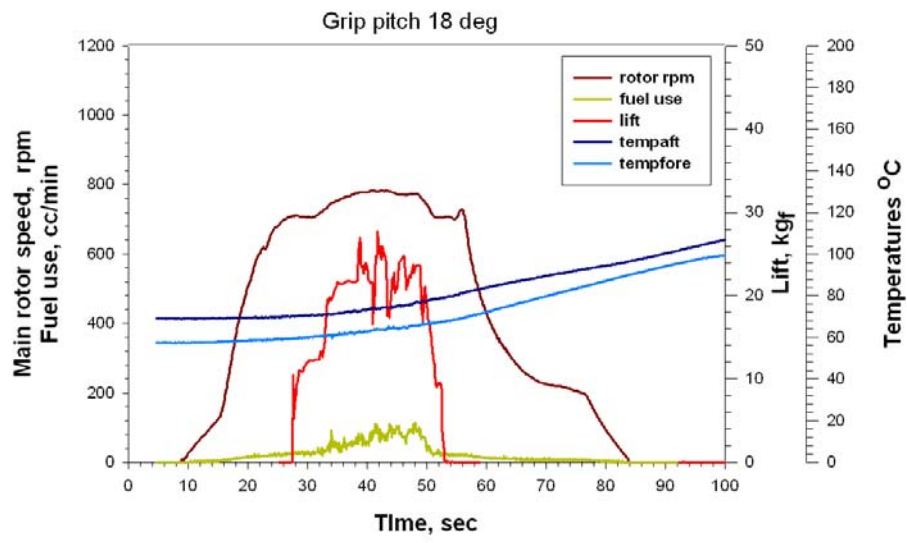


그림 23 ) 그립 피치 16° 및 18° 에 대한 유상하중 시험의 결과



그림 24 ) 피치앵글의 측정과 스테빌라이저의 조정

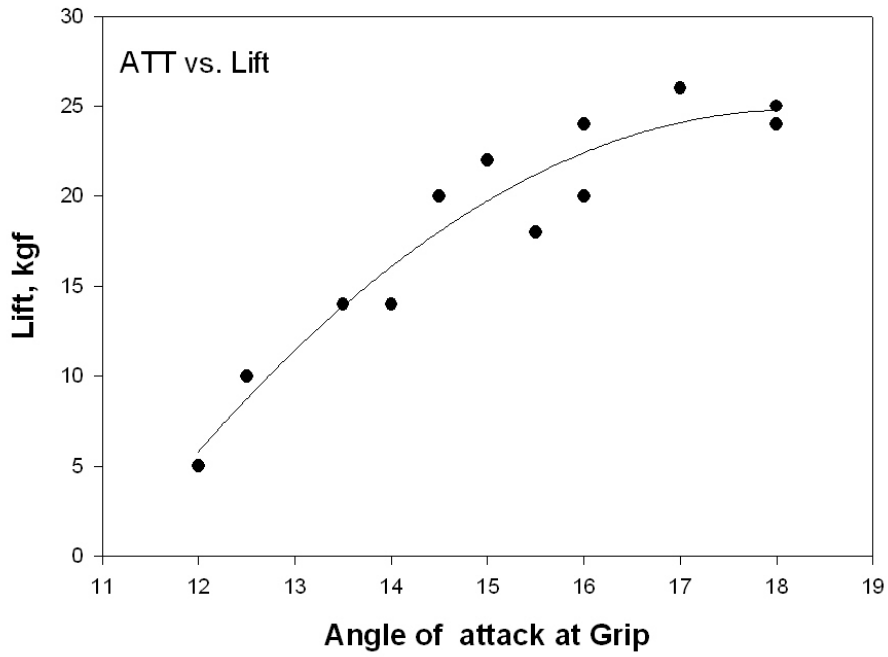


그림 25 ) 그립 피치각에 대한 유상하중의 증가추이

## 5. 최적 상용 상태의 설정

엔진 회전속도를 변경시키면서 동시에 그림 피치각을 12~18°까지 변화시키는 실험에 대한 결과는 엔진의 회전속도가 증가함에 따라 양력이 증가하고 동시에 피치각 변화에 따라 유상하중을 얻을 수가 있었다. 따라서 피치와 엔진 트로틀을 동시에 조정하면서 운용하는 방법이 필요하다. 엔진 회전속도가 높아짐에 따라 슬립도 많아졌고 엔진 회전속도가 6,900rpm에 이르면서 슬립은 370rpm에 이르고 슬립율로 5.3%에 이르게 되었으므로 걱정하지 않다고 판단되었다.

적절한 엔진 회전속도에서 양력을 최고로 얻을 수 있는 피치각의 결정은 헬리콥터를 상용운전할 수 있는 조건을 제시한다. 동력부의 상용 회전속도는 최대 마력에 근접해야 할 것을 기대하고, 로터의 그림 피치각은 12~16°사이에서 운용될 것으로 예상된다. 따라서 적정 피치 영역에서 동력부의 회전속도를 높이면서 나타나는 문제점을 파악함으로써 적정 회전속도 영역을 판단하였다. 그림 26 에서 그림 피치각이 16~17°일때의 실험 결과로 엔진 회전속도가 6,400rpm에서 양력이 30kg<sub>f</sub>를 넘어서는 충분한 양력발생을 보이고 있다. 이는 추가적인 공연비의 조정으로 엔진의 출력을 최적화할 때 얻어진 결과이다.

상용 운전 조건에서 실린더 헤드의 온도를 적정수준에서 유지함은 중요하다. 헤드 온도에 영향을 미치는 변수로는 부하, 엔진 회전속도, 기온 및 직사광선에의 노출 등에 의해 영향을 미친다. 표 26 에서 실험을 실시한 상태의 날씨가 고온의 여름 날씨였으므로 이때 노출된 엔진의 온도가 높이 상승하는 현상을 보였으며, 예상치 못한 기계적인 부하로 인한 엔진온도의 상승인 경우를 제외하고, 적정수준의 부하인 경우는 120~160℃사이의 온도분포를 보였다. 헤드에 부착하여 측정하는 digital thermister온도계의 온도가 180~200℃ 이상이면 위험온도로 판단하였다.

동력부 실험에서 연료 소비량에 대하여 언급한 적이 있으나 로터 및 테일부의 부하가 추가되었다. 좀더 효율적인 동력을 얻기 위하여 니들밸브를 잠귀 공연비를 높이면 완전연소 상태에 이르지만, 고부하에서 헤드온도와 유힬의 문제를 일으켜 실린더의 용착을 유발 할 수 있다. 일반적으로 부하가 증가할수록 연료소비량은 증가하였으며, 니들조정 후(배기가 육안으로 깨끗한 상태)에는 100~120 cc/min정도의 소비량을 보였다. 따라서 상용 부하상태에서는 6.0~7.2 ℓ/hr의 소비량을 예상하였다.

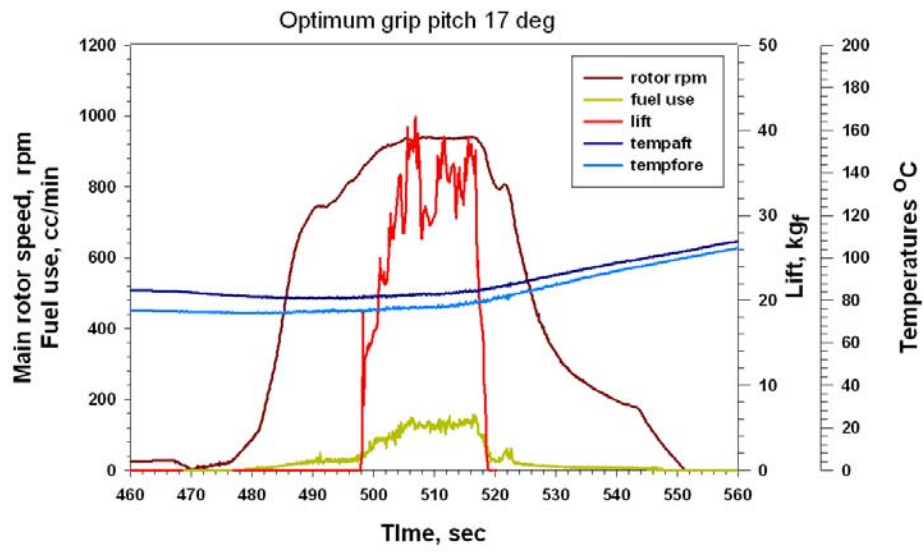


그림 26) 엔진동력 상향 조정 후 그립 피치각 16° 및 17°에서의 최적운전 성능

## 6. 요약 및 결론

개발 헬리콥터에 적용된 SW05 블레이드의 유상하중에 대한 성능을 시험하기 위하여 로터 헤드부를 제작하고 양력시험장비를 제작 및 실험한 결과를 다음에 요약하였다.

- 1) SW05 블레이드를 제작하여 개발 헬리콥터에 적용하여 시험하여 피치각과 회전속도가 증가하면 양력이 증가하는 기본적인 원리를 확인하였다.
- 2) 자유 유상하중시험을 실행하였으며 상용 엔진회전수로써 6,400~6,600 rpm이 적절하였고 그립 피치각 16-17°에서 30kg<sub>f</sub> 정도의 유상하중을 발휘하였다.
- 3) 그립 피치각 12°에서는 자중을 이기는 정도의 유상하중을 얻었으며 14°, 16°로 증가함에 따라 20, 24kg<sub>f</sub>로 증가함을 보았다. 그러나 18°의 피치각에서는 양력이 정체되는 현상을 보였다.
- 4) 회전속도가 7,000 rpm이상에서는 시스템의 진동뿐 아니라 슬립율도 5%까지 증가하여 양력이 오히려 감소하는 부정적인 결과를 얻었다.
- 5) 실린더 헤드 온도는 접촉식 thermister로 200℃, 공기온도 thermocouple로는 160℃ 이상이 되지 않도록 냉각을 유지해야하며, 연료 소비량은 6.0~7.2 l/hr정도로 예상된다.

## 제 3 절 기대부, 테일부 및 조정부의 개발

### 1. 기체부 (기대 및 테일부)의 설계

헬리콥터의 기대부는 동력부와 테일부를 연결구성하여 역학적 힘과 모멘트의 평형을 이루어 기본기체를 형성한다. 또한 기체부의 힘의 평형은 조정부와 연동이 되어 역학적인 관계에 의해서 자세유지와 운동의 원활한 수행을 가능케 한다. 그림 27 은 시작기로서 구현된 개발 헬리콥터의 전경으로서 무게중심이 주로터 축에 오도록 기체의 장치를 배치하는 과정이다.

특히 헬리콥터의 메인로터는 공기의 저항을 이기고 회전하기 때문에 메인로터의 회전과는 반대방향으로 기체가 회전하려는 반작용 토크가 존재한다. 이것을 反토크라고 하는데, 이 토크를 상쇄시키도록 테일로터에 의해 평형토크를 발생시킨다. 테일로터의 추력은 기체가 돌려고 하는 방향과는 반대로 작용하게 되고, 정지비행상태에서는 반 토크와 테일로터의 추력에 의한 토크가 평형되고 있는 상태이다. 실제로 반 토크는 메인로터의 회전속도나 피치, 비행 시 조건(비행 시의 바람의 강도나 방향 등)에 의해서 항상 변하게 되므로, 조종 시스템은 자이로(gyro)의 반응에 따라 움직임을 감지하면서 기체의 자세를 제어하게 된다 (이강희, 1996). 따라서 테일부를 포함한 기체부는 조종 시스템과 연관하여 기체의 자세유지의 주된 역할을 한다.

그림 28 에 보인 바와 같이 헬리콥터는 여섯 자유도 중에서 surge(동체 세로방향 또는 전진방향의 병진운동, X), sway(동체 가로방향 또는 좌우방향의 병진운동, Y), heave(동체 수직방향 또는 상하방향의 병진운동, Z), roll(동체 좌우방향의 회전운동, R), pitch(동체 수직방향의 회전운동, M)의 다섯 좌표운동의 조절이 주로터에 의해 가능하다. 마지막 남은 자유도인 yaw(동체 전진방향의 회전운동, N)는 테일로터에 의해 조절가능한데, 좌우방향으로 추력을 발생시켜 메인로터 축을 중심으로 한 모멘트를 만들어 내게 된다 (심현철, 1993).

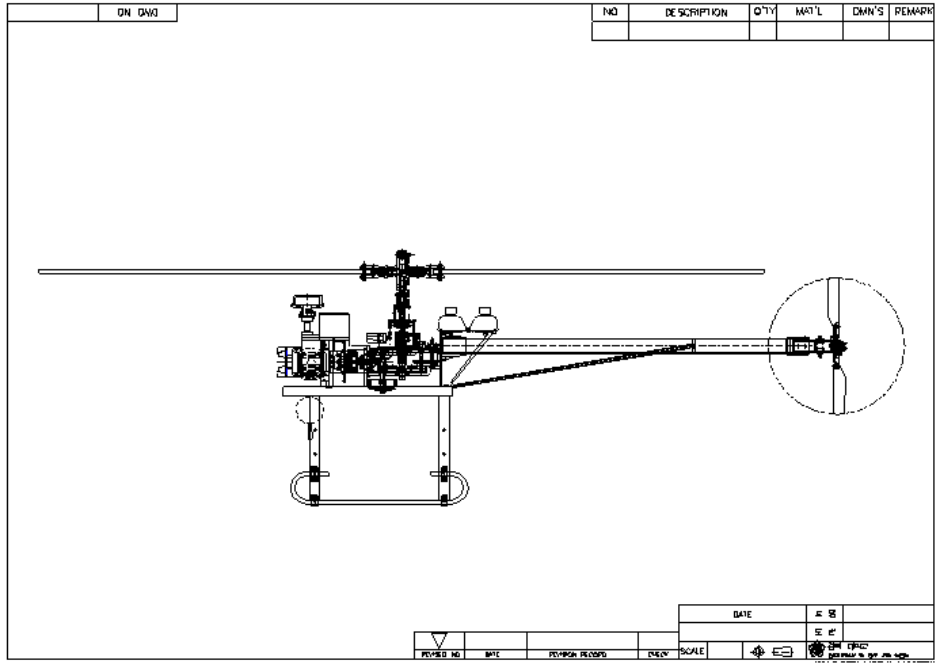
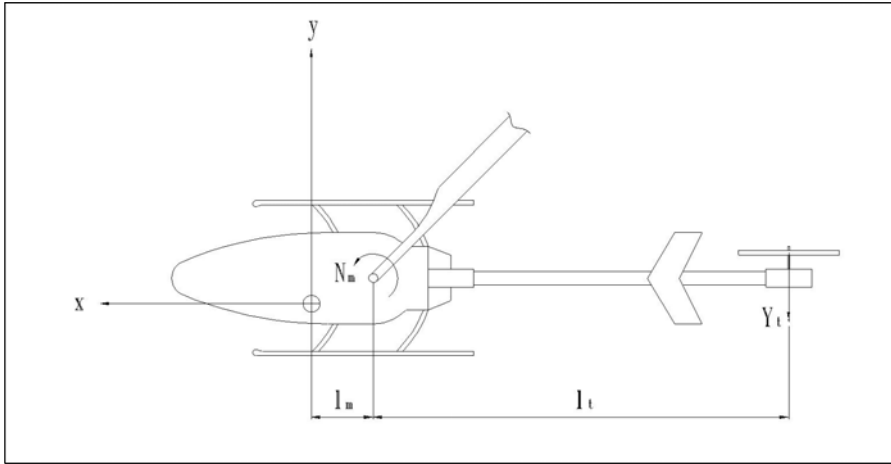


그림 27 ) 개발된 헬리콥터의 조립도면과 무게중심의 설정과정



주회터를 위에서 보았을 때 '시계방향으로 회전'하는 농용 무인헬리콥터의 경우에

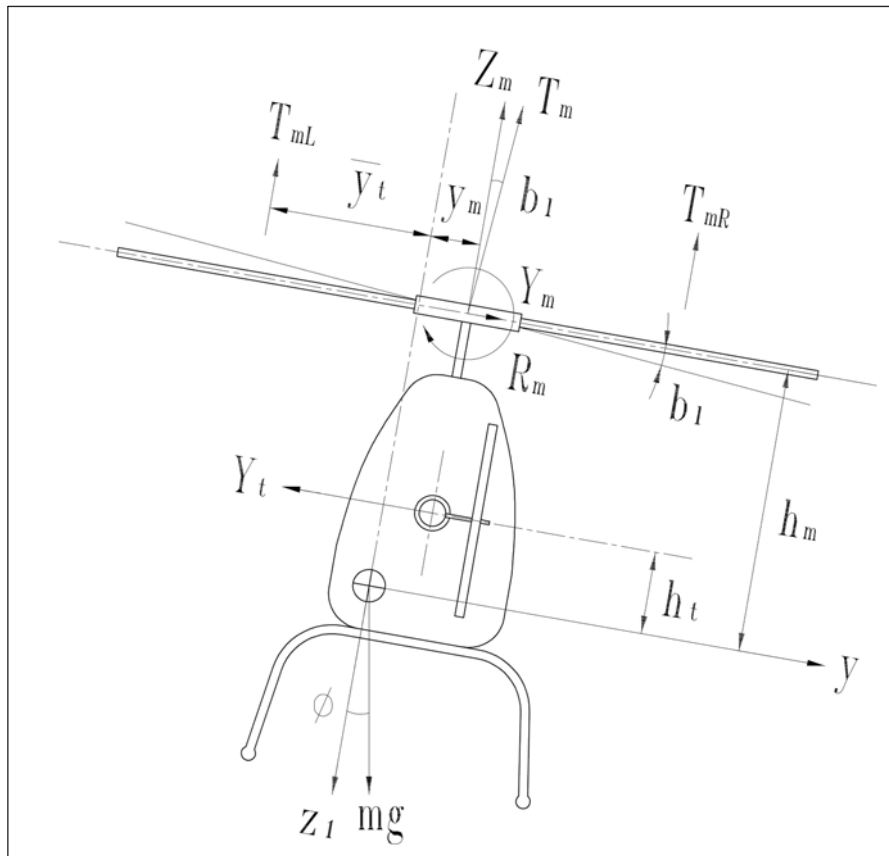


그림 28) 헬리콥터의 정지 비행시 힘과 모멘트의 평형상태

동체에 생기는 반토크는 반시계방향이므로 테일로터는 좌측으로 추력을 발생시켜야 하고 미는 형의 테일로터는 유체유동 저항을 최소로 할 수 있다. 테일로터는 식(1)에 표시한 yaw 모멘트를 발생시켜서 헬리콥터가 방향에 대한 안전성을 갖도록 해준다 (그림 28).

$$N: \quad N_m - Y_t (l_t + h_m) = 0 \quad (l_m \cong 0) \text{에서} \quad N_m = Y_t l_t \quad (1)$$



이륙시(take-off) 헬리콥터 기체의 오른쪽이 먼저 들리면서 왼쪽으로 치우쳐 흐르는 경향을 보인다. 이는 Z축상에서 주로터와 테일로터의 높이 차로 인한 roll 모멘트 때문인데 이 순간 Y 방향의 힘의 평형은 식(2)와 같다.

$$Y: \quad \Sigma Y = -Y_m - Y_t - mg \sin \phi \quad (2)$$

(-)는 Y 좌표의 왼쪽 방향을 나타내고 Ym은 주로터의 총양력 Tm의 Y방향분력으로 주로터 블레이드의 플랩핑각( $b_l$ )이 작으면  $Y_m \cong 0$  이다. 따라서 기체를 왼쪽으로 움직이게 하는 힘은 다음과 같이 표현된다.  $\Sigma Y = Y_o = -Y_t - mg \sin \phi$

즉 테일로터의 추력( $Y_t$ )과 자중( $mg$ )의 sin분력이 기체를 편류하게 한다.

제자리 비행(hovering)의 경우 왼쪽으로 흐르는  $Y_o$ 의 작용을 상쇄하기 위하여 cyclic pitch를 주어 오른쪽으로 기울게 하는데 힘의 평형은 식(3)과 같다.

$$\Sigma Y = Y_o = -Y_t + mg \sin \phi = 0 \quad (3)$$

기울어진 주로터의 좌우 위치에 따라 주로터의 추력평형을 깨뜨리며  $T_{mR} < T_{mL}$  이 되므로 ( $T_m = T_{mR} + T_{mL}$ ) 전복 모멘트는  $R_m = (T_{mL} - T_{mR}) \overline{y_t}$  으로 계산된다. 여기서  $\overline{y_t}$  는 추력 평균작용점이며, roll 모멘트는 다음 식으로 표시된다 (그림 0).

$$R: \quad -R_m - Y_m h_m + Z_m y_m + Y_t h_t = 0 \quad (4)$$

이륙시에는  $R_m = 0$  이며, 따라서  $\Sigma R = R_o = Y_m h_m + Z_m y_m + Y_t h_t$   
 $y_m \cong 0, Y_m \cong 0$  이므로  $R_o = Y_t h_t$  으로 나타난다.

제자리 비행의 경우는 식4는 다음 같이 표시되고  $-R_m + Y_t h_t = 0$   
 roll 모멘트는 테일붐의 비틀림으로 나타난다.

## 2. 테일로터의 형식과 설계

이러한 반 토크를 상쇄하기 위한 방법으로 여러 가지 형태의 테일로터가 개발되었다. 통상적인 헬리콥터의 테일 로터 방식의 반 토크 시스템은 구현상의 편리함은 있으나, 사고 안전성의 대안으로 페네스트론(Fenestron)형식이 개발되었으며, 동축반전 헬리콥터는 2쌍의 메인로터가 서로 반대방향으로 회전하면서 반 토크를 상쇄시키므로 테일로터가 필요 없는 경우도 있다. 또한 최근에는 압축공기를 꼬리에서 분사하여 반 토크를 상쇄시키는 NOTAR형식의 헬리콥터가 개발되고 있다 (박춘배, 1992).

메인로터의 토크를 상쇄시키기 위한 방법은 헬리콥터의 설계 초기에 결정을 하여야 하는 사항이다. 그러나, 기본적인 요구사항은 메인로터의 토크를 상쇄하고도 방향조정을 위한 충분한 정도의 추력을 낼 수 있어야 하며, 비행조건에서의 안정적 조종성이 보장되어야 한다. 따라서 본 농용 무인헬리콥터에서는 비교적 동력을 적게 필요로 하고, 전진비행 시의 방향안정성이 좋으며 제작의 용이성 등이 좋은 테일로터 방식을 택하였다.

테일로터 시스템의 형식은 추력의 상대적 방향에 따라서 미는형(pusher)과 끄는형(tractor)으로 구분된다. 두 방법의 수직안정판에 대한 테일로터의 상대적 위치에 따라 공기 유동의 상호 간섭은 다르게 나타난다. 즉, 수직 안정판에 공기를 부는 식(tractor)으로 장착되어 있는 경우 테일로터를 지난 공기의 유도 속도는 지나기 전의 공기 속도보다 빠르기 때문에 항력이 더 크다. 이런 경우 토크 상쇄를 위한 테일로터의 유효추력이 줄어들 수 있다. 로터 직경에 대한 수직안정판까지의 상대거리와 테일로터의 원반면적에 대한 테일판의 간섭면적은 저항에 커다란 영향을 주는 변수이다. 로터의 위치가 멀수록 저항이 작아지나, 테일형식에 따른 미는 형식(pusher)의 저항이 두드러지게 작게 된다 (박춘배, 1992).

테일로터의 위치와 비행 중 예상되는 모든 공기역학적 환경에 대해 yaw 모멘트의 요구조건들이 정해졌을 때 다음과 같은 일반적인 특징을 설계에 고려한다 (이수갑, 2003).

- 1) 테일로터의 지름은 메인로터의 1/5~1/6정도가 알맞다.
- 2) 테일로터 선단의 선속도는 대략 메인로터의 선속도와 같거나 느리게 해야한다.
- 3) 테일로터는 메인로터에 의한 총소비(양력)동력의 5~15%정도의 동력을 소비하여 토크 균형을 만들어낸다.
- 4) 테일로터는 메인로터보다 회전속도가 더 빠르기 때문에 소음이 될 수 있어 속도를 제한해야한다.
- 5) 테일로터는 제자리비행을 할 때 생겨날 수 있는 전복 모멘트를 방지하기 위해 메인로터 높이에 가깝게 설치하는데, 이는 전진 비행 시 메인로터 허브에 의해 발생한 난류의 후류가 지나가므로 공기역학적 간섭의 영향을 최소화시켜야 한다 .

### 3. 테일붐과 안정판

테일붐은 동체가 끝나는 부분에서 후미까지를 말하며 테일로터 구동축을 보호하고 있는 부분으로 헬리콥터의 종축을 형성한다. 상기한 역학적 관계에서 테일붐은 헬리콥터의 roll 모멘트에 의한 비틀림과 추력에 의한 굽힘모멘트를 감당하도록 설계되어야 한다. 테일붐 끝단에는 테일로터 축에 테일로터가 장착되고, 수평 및 수직안정판이 설치되어 순항속도에



그림 29 ) 테일로터의 설계와 구현된 모습

서 비행기의 안정성에 기여한다.

수직안정판은 화살의 끝단에 부착되어 있는 것과 같이 활시위를 떠난 화살이 원하는 방향으로 직진할 수 있도록 방향을 유지해 주는 역할을 한다. 헬리콥터의 순항 비행 시 외부의 영향으로 기수가 좌우측으로 밀어내 헬리콥터는 정상 기축을 유지할 수 있게 하며, 같은 원리로 수평안정판 역시 기수의 상하 운동은 수평안정판의 상하운동을 유발시켜 불균형된 공기흐름을 균형되게 유지함으로써 기수의 상하 안정성에 기여한다 (박춘배, 1992).

테일로터의 동력전달은 트랜스미션에서 기어비 (1:1의 비)로 벨트 구동에 의해 테일로터축의 풀리로 전달된다. 그림 29 에는 트랜스미션에서 테일 구동용 풀리와 테일 붐이 장착된 모습을 보이고 있다. 테일 구동용 벨트는 테일붐 내에 위치하며 테일붐 아래의 로드는 테일 로터의 피치를 조정하는 로드로서 피치조정을 위한 러더 서보(rudder servo)에 연결되어 있으며, 자이로(gyro)센서와 한쌍으로 헬리콥터의 균형을 잡는 역할을 한다. 표 10 은 설계 제작된 테일 로터의 사양으로 미는형으로 반토크 상쇄를 위한 유효추력의 상쇄를 줄였으며, 꼬리 날개의 선속도는 엔진 회전수 6400rpm에서 188m/s로 메인 로터와 비슷한 상태이다. 풀리 앞쪽에는 벨트의 텐션을 조정하기 위한 장치가 부착되어 있다. 그림 30 에

보인 기대부는 진동특성및 부가장치를 고려하여 제작되었으며 무게중심점의 설계와 주로터와 테일로터의 간섭 등을 고려하였다.

표 10 ) 테일로터의 제원

Tail configuration w/ stabilizer	pusher type
Tail blade tip velocity (m/s) (@ engine 6400 rpm)	188
Ratio of main/tail rotor Dia.	5.39
Blade length (mm)	200
Width (mm)	테이퍼 40-45
Diameter of tail rotor (mm)	560

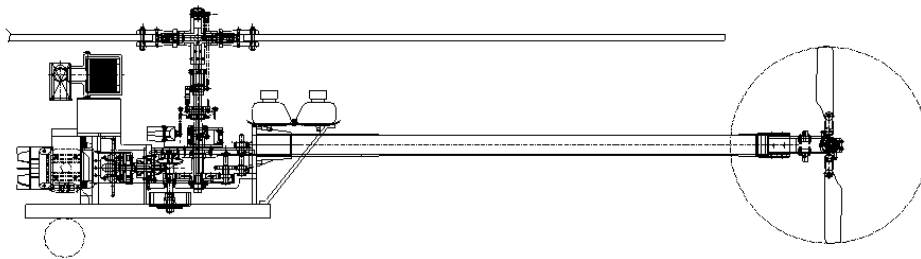
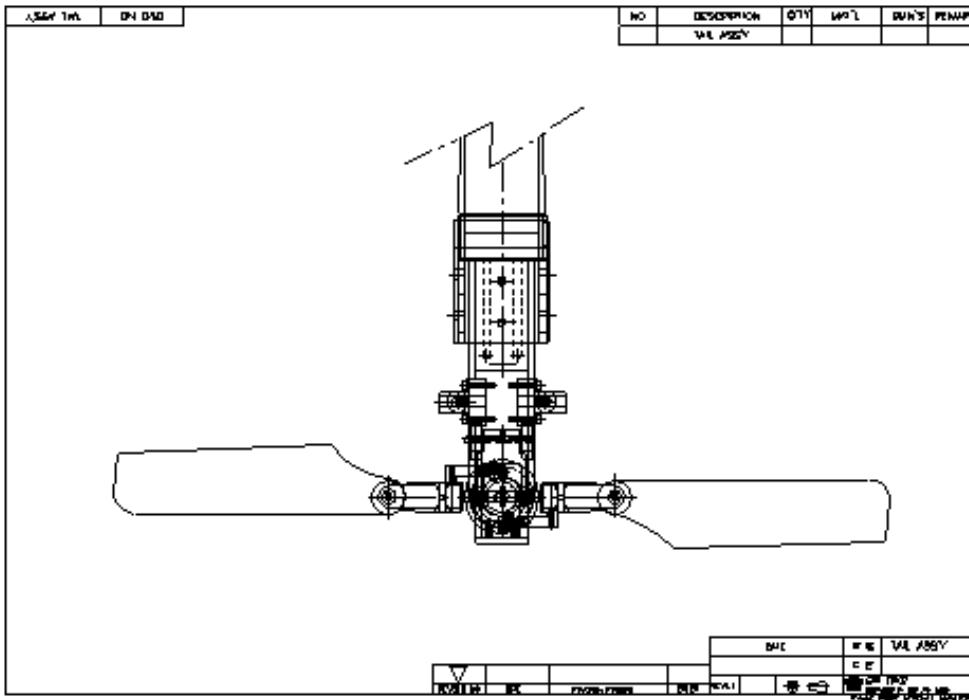


그림30 ) 간섭을 피하기 위한 테일 붐의 길이와 테일로터의 설계

#### 4. RF 제어장치의 구성

테일부는 헬리콥터의 자세제어와 밀접한 관련이 있다. 이는 조종자의 송신기와 헬리콥터에 탑재된 수신기에 무선 신호에 의해 이루어지며, 수신기는 무선신호를 전기신호로 변환하고 서보를 구동한다. 서보는 전기신호를 수신기에서 받아 회전운동의 기계적운동으로 변환하여 제어기구에 전달한다. 그림 31 의 제어 흐름도에는 엔진조정역과 자세제어역으로 크게 나누어져있는데 송신기는 조종자의 조종기에 장착이 되어 채널별로 각각 독립적으로 서보를 제어할 수 있다. 그림 31 에서 엔진조정역에서는 엔진의 쇼크 서보, 드로틀 서보, 시동을 위한 starting 서보와 엔진 정지를 위한 엔진 정지 서보를 콘트롤 하며, 쇼크와 드로틀은 거버너와 함께 작동하여, 엔진의 회전속도를 자동조정하며, 자세 제어역에서는 기체의 좌·우 자세조정을 위한 에일러론(aileron) 서보와, 기수의 오르내림을 조정하기 위한 엘리베이터(elevator) 서보, 메인로터의 피치를 제어하기 위한 피치 서보, 자이로에 의한 요(yaw)운동을 제어하기 위한 러더(rudder) 서보를 콘트롤하며, 이들 모두가 충분하고 정확한 제어가 되어야 비행시 무리가 없다. 그림 32 는 스와시플레이트 주위로 서보를 장착해서 3개의 서보의 조합으로 피칭과 롤링을 제어해서 조종성과 운동성을 높인 방식인 CCPM방식을 적용한 모습이며, yaw축 제어를 위한 자이로가 부착된 모습을 볼 수 있다.

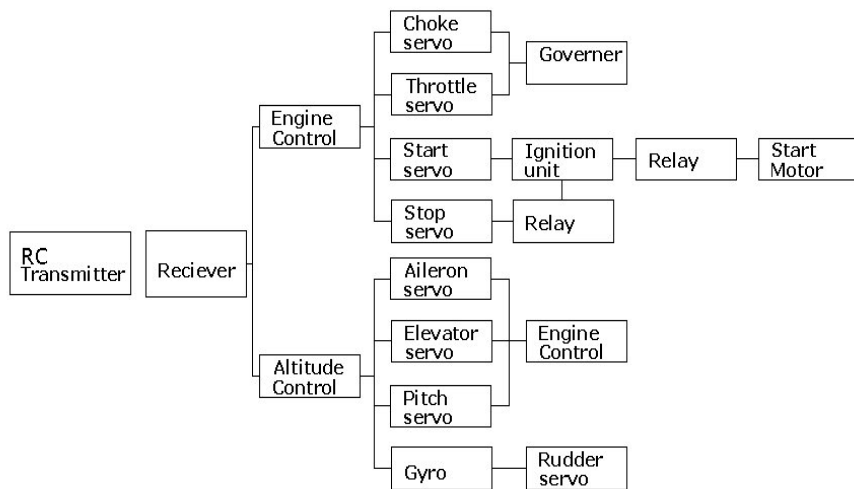


그림 31 ) 헬리콥터의 송수신 장치를 이용한 RF 제어장치 및 자세제어장치의 계통도

헬리콥터의 제어는 조종자의 송신기와 헬리콥터에 탑재된 수신기에 무선 신호에 의해 이루어지며, 수신기는 무선신호를 전기신호로 변환하고 서보를 구동한다. 서보는 전기신호를 수신기에서 받아 회전운동의 기계적운동으로 변환하여 제어기구에 전달한다. 이들 모두가 연계 제어되어 비행시 자세제어가 가능하다. 그림 33 에 보인 바와 같이 엔진콘트롤

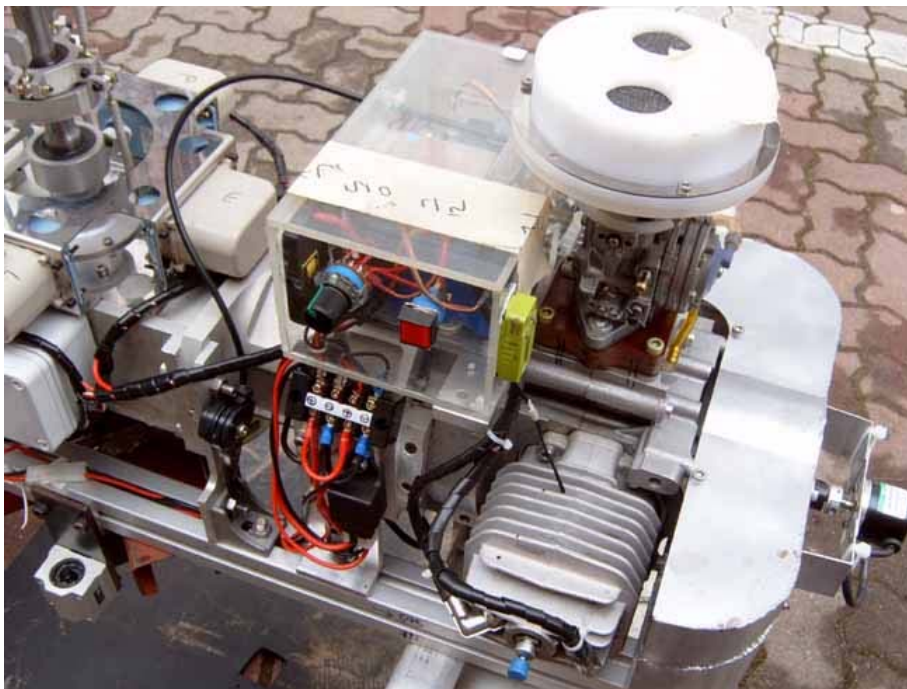
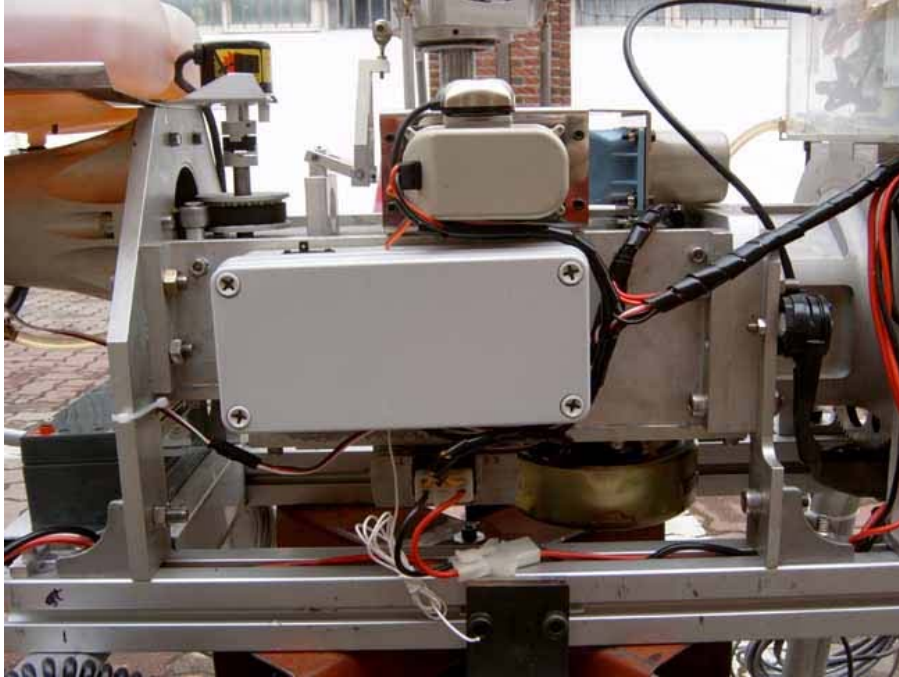


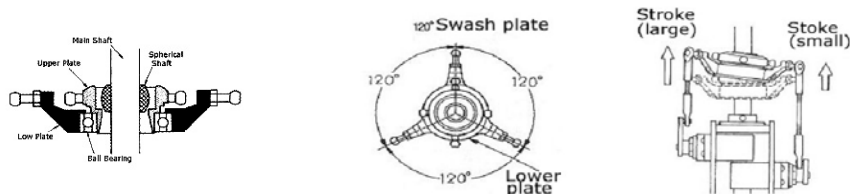
그림 32 ) 헬리콥터 자세 및 비행제어를 위한 센서 및 서보 장치 장치와 수신 및 자세제어 콘솔이 분리되어 장치되어 신호의 간섭과 노이즈작용을 방지하였다.

본 헬리콥터의 조정에는 CCPM(cyclic collective pitch mixing) 방식을 도입하였다. 이는 사이클릭 피치(에일러론, 엘리베이터)와 컬렉티브 피치(통상피치)를 서보단계에서 전기적으로 mixing하여 피치를 컨트롤하는 믹싱시스템을 말한다. 이를 위해서는 CCPM기능의 전용조정기가 필요하다. CCPM 방식에서는 대형 서보혼을 이용해 동작각도를 컬렉티브 피

치용과 사이클릭피치용으로 분배하여 동작시키기 때문에 1개의 키에 걸리는 동작각도가 작아지게 되어 목표각도 위치에 도달하는 시간이 짧아지고, 각 키를 2개 또는 3개의 서보에 의해 동시 조작하므로 동작을 위한 토크도 충분히 확보할 수 있다.

스와시 방식에서는 90와 120방식이 있는데, 90스와시 플레이트의 경우 3개의 볼링크 중 마주보는 2개의 볼링크는 양쪽 지지가 되고, 남은 1개의 볼링크 편측 지지가 되기 때문에 여기에 할당되어진 키는 부조화를 발생할 가능성을 내포한다. 또 3개의 서보에 걸리는 부하의 균등성에 대해서도 완전히 균등이 이루어지지 않는다. 이에 반해 120스와시 형식의 CCPM방식은 그러한 불합리점을 해결하고 있다. 전기적인 믹싱에 의해 에일러론, 엘리베이터, 피치콘트롤하는 점은 90스와시 형식과 다르지 않지만, 스와시 플레이트의 암은 120로 3등분하여 각각에 서보 1개씩을 할당하는 것으로 지지능력 및 서보에 걸리는 부하의 균등화를 실현시키고 있다. 이는 카메라의 삼각대로 지지된 스와시 플레이트는 안정성이 좋아 연결부에 거의 유격이 나타나지 않는다.

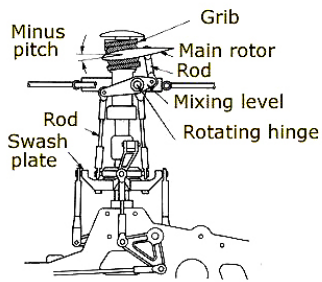
그림 33 ) 120° 스와시의 구조와 조정용 서보모터



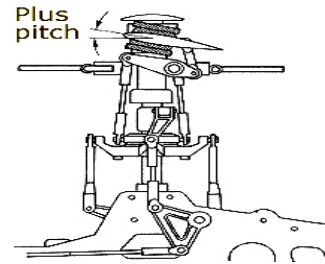
## 5. RF 조정부의 기능

힘의 평형에서 언급한 바와 같이 주로터는 surge, sway, heave의 병진운동과 roll, pitch의 회전운동 등 5 좌표운동의 조정에 의해 자세유지가 가능하다. 마지막 남은 자유도인 yaw는 테일로터에 의해 조절 가능하다. 전후좌우 방향으로 이동하기 위해 메인로터 회전면을 원하는 방향으로 기울이게 되는데 이것을 사이클릭 피치 컨트롤 (cyclic pitch control) 이라고 한다. 이 컨트롤은 스와시 플레이트 (회전경사판)에 의해서 이루어지며 기울어진 방향과 각도로 메인로터가 조절된다. 기체를 상승시키거나 하강시키는 경우와 속도를 증감하는 경우에는 컬렉티브 피치 컨트롤 (collective pitch control)에 의해서 조정이 행해진다. 이는 메인로터의 모든 블레이드 받음각을 일제히 같은 각도로 변경시키는 방법이다.

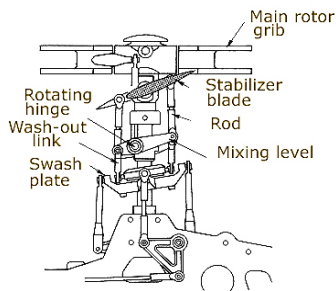




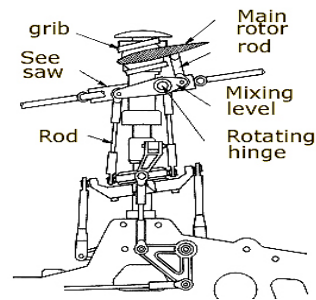
(a)



(b)



(c)



(d)

그림 34) 콜렉티브 피치기구 및 사이클릭 피치기구의 조정 기구 (김재욱, 2001)

그림 34 은 컬렉티브 피치 기구의 개략적인 그림이다. 메인로터는 2개의 푸시로드와 믹싱레버를 끼워서 스와시 플레이트와 접속되어 있다. 스와시 플레이트가 내려가면 메인로터의 피치는 작아지며 스와시 플레이트가 올라가면 피치는 커진다. 이 피치의 변경은 한 쌍의 로터에 각각 동시에 행해진다. 그림 34 에서 (a)는 낮은 피치의 예이며 (b)는 높은 피치의 예를 나타내고 있다. 컬렉티브 피치 제어는 동시에 엔진제어와 연동되며 기체의 상하 움직임을 제어한다. 이것은 양력의 제어이며, 스와시 플레이트가 위아래로 움직임으로써 메인로터의 피치각을 증감하며 양력을 변화시킬 수 있다.

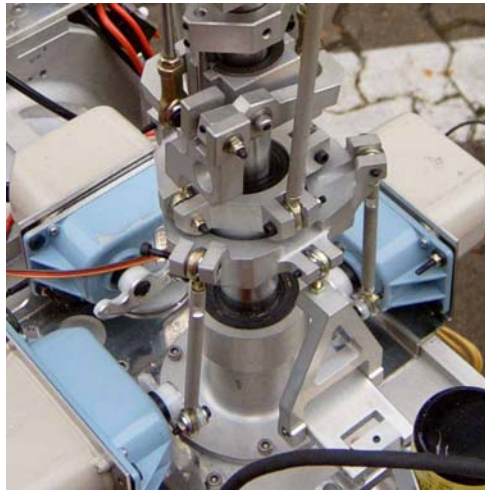


그림35) 120도 스와시 설계와 서보모터

그림 34 (c,d)는 사이클릭 피치 기구의 개략적인 그림으로 사이클릭 피치기구는 메인로터의 피치각을 주기적으로 변화시켜 로터 회전면을 기울이는 것이다. 시소 회전면도 기울어지기 때문에 그 기구는 복잡하다. 이 기구는 '벨 힐러 방식'이라고 불리는 것으로 모형 헬리콥터의 독특한 것이다. 그림 34의 (c)는 스테빌라이저의 움직임으로 '다운키'를 예로 들면 메인로터가 앞으로 기울어지기 전의 90. 앞쪽의 방향(기체의 왼쪽면)에서 '다운'의 기울기가 스테빌라이저 블레이드와 메인로터에 전달된다. 그림의 (d)는 메인로터에서 회전면이 앞으로 기울어지기 90. 앞쪽에서 앞으로 기울어지는 마이너스 피치방향으로 주어진다. 스와시 플레이트의 앞으로 기울어짐은 믹싱 레버와 두개의 로드를 끼워서 전달된다. 또한 시소 회전면도 앞으로 기울어져 있기 때문에 믹싱레버의 지점은 각이 더욱 커지는 방향으로 움직여 메인로터가 앞으로 기울어짐을 돕는다 (김재욱 2001)

## 6. 비행자세 및 유상하중시험

그림 36 에 보인 개발된 헬리콥터의 외형치수는 로터를 제외한 동체장 2,378mm,

전고 900mm, 전폭 720mm이며, 메인로터의 지름은 3,015mm 였다. 헬리콥터는 지상 2.5m정도의 높이에서 비행하여 양호한 구간 고도 비행성능을 보였다. 시각적 판단으로 조종의 용이성을 목시하였으며, 비행자세의 유지와 안전성 등이 양호하였고 헬리콥터의 착륙시 스키드 강도도 적당한 것으로 판단이 되었다. 테일로터의 안전을 위한 기능으로 테일수직 안정판이 안전한계 봉의 역할을 하여 테일 블레이드가 지면에 닿는 것을 방지하였으며, 원격 조종장치 제어성능으로 CCPM방식으로 적용한 RF원격 조종성도 양호하였다.

표 11 에는 본 연구에서 개발된 헬리콥터와 벤치마킹 대상인 Yamaha Rmax와의 성능을 비교 요약하였으며, 자중에 대한 출력비가 높고 유상하중 20kg<sub>r</sub>를 발휘 할 수 있는 농용 무인헬리콥터의 성능과 기타 역학적수치가 개발된 헬리콥터의 설계의 타당성을 뒷받침하고 있다.

표 11) 야마하 헬기와의 유체역학적 성능의 비교

Helicopter	야마하 Rmax	시작기 Agroheli
Main Rotor Diameter(m)	3.1	3.02
Disc Area (m <sup>2</sup> )	7.55	7.14
Disc Loading (kg <sub>f</sub> /m <sup>2</sup> )	12.3	12.6
Dynamic Load (kg <sub>f</sub> /PS)	4.42	4.29
Payload/Gross Weight(kg <sub>f</sub> /kg <sub>f</sub> )	0.47	0.40
Tail Rotor Diameter(m)	0.56	0.56
Main to tail rotor diameter ratio	5.5	5.39



그림 36 ) 시작기 헬리콥터의 비행시험 및 방제 실험 장면

## 7. 요약 및 결론

농업용 소형 헬리콥터의 동력부와 로터부의 개발에 이어서 헬리콥터의 반토크를 상쇄하는 테일부와 균형을 위한 조종부를 설계·제작하고 시험비행을 통해 자세균형 능력을 평가하므로써 소형 무인 헬리콥터의 기체부 개발을 요약하였다. 제작된 헬리콥터의 안정된 조종을 위한 무선조종장치

와 테일로터를 장착하여 지상실험과 자유비행실험을 실시한 결과이다.

- 1) 반토크를 상쇄시키기 위하여 미는 형식의 테일로터부를 채택·설계하였다.
- 2) CCPM방식을 채택하여 RF 조정부를 구성하였다.
- 3) 총양력의 감소분은 대부분 테일로터의 동력소요에 의한 것으로 전체부하의 4~5%로 계산되며 일반적인 헬리콥터 설계의 조건과 부합하는 적절한 수준이었다.
- 4) 헬리콥터는 지상 1.5m정도의 높이에서 양호한 구간 고도 비행성능을 보였다.

농용헬리콥터를 상용화하기 위하여 안전성과 수월성을 확보하기 위한 자율비행의 개발이 연구되어야 하며, 운용하기 위한 기본조직체계 즉 정비체계, 조종자 교육, 보험 및 사고처리 체계, 안전 및 항공법관련 정비 등이 추가적인 연구의 과제로 제시된다.

**2호기 기체제원 (대외비내용은 상세설명 제외)**

전장 (Tip to tip) 3597 mm  
동체장 2378 mm  
전폭(skid) 720 mm  
전고 1055 mm  
축간격 (main to tail) 1806 mm  
메인 로터 직경 3015 mm (날길이 1378 × 폭 135)  
테일로터 직경 545 mm (날길이 214 × 폭 40-45)  
무선 조정방식 PCM  
총 이륙하중 90 kgf  
자중 65 kgf  
유상하중 25 kgf  
엔진형식 수평대향식 공냉엔진  
엔진 배기량 239 cc  
최고출력 20 PS  
상용엔진회전수 6400 rpm  
메인축 기어비 7.143:1  
로터회전수 896 rpm  
테일 감속비 1:1



## 제 3-2 장 안전항법 시스템 개발

### 제 1절 무인헬기 자세 측정시스템 개발

원격조종방식의 소형 무인헬기의 비행안전성을 향상시키기 위하여 비행 중 자체진단에 의한 이상발생 시 비상조치가 가능하고 조종편이성을 향상 시킬 수 있는 안전 항법 시스템을 개발하기 위해서는 먼저 조종자가 무인헬기의 자세를 유지하기 위하여 모든 상황별로 조작하는 데이터를 수집하여 정밀하게 분석할 수 있는 자세 측정시스템이 필요하다.

#### 1. 자세측정시스템의 개발방향 설정 및 각부 설계

무인헬기의 자세를 측정하기 위하여 자세측정 시스템의 개발방향을 설정하고 자세각 측정장치, 속도와 가속도 측정장치 및 방위각 측정장치를 설계하였다. 자세측정시스템은 자이로 센서를 이용하여 기체의 Roll, Pitch, Yaw를 측정하고 3축 가속도 센서를 이용하여 순간 이동속도와 변위를 측정하며, GMR 소자를 이용한 지구방위를 계측하도록 방향을 설정하고 각 부를 설계하였다.

#### 2. 자세각 측정장치 설계

각속도의 검출은 ADXR5150(Analog Device사)센서를 이용했으며 측정 범위(Sensitivity)는  $-150\text{deg./s} \sim +150\text{deg./s}$ 이며, 출력 신호의 범위는  $0.25\text{v} \sim 4.75\text{v}$ 의 아나로그 신호로 출력신호 범위는  $40\text{Hz}$ , 주파수 응답은  $15\text{kHz}$ 로 농용헬기의 기체 상태를 판단하는데 적합한 수준으로 판단되었다.

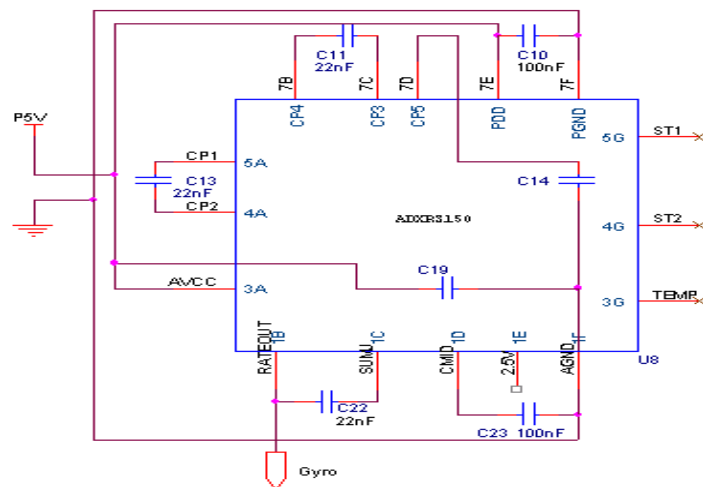


그림 1 자세각 측정장치

### 3. 속도 및 가속도 측정장치 설계

헬기의 진행 방향과 측방 및 상하방향의 속도와 가속도를 측정하기 위하여 가속도 검출 센서인 ADXL202(Analog Device사)를 이용하였다. 가속도 측정 범위(Measurement Range)는  $-2g \sim +2g$ 로 헬기의 기동범위를 충분히 커버할 수 있도록 했다. 출력은 Analog Signal로 0g 일때 2.5v를 기준으로  $\pm 312mV/g$ 의 전압이 운동방향에 따라 다르게 출력 되도록 하였다.

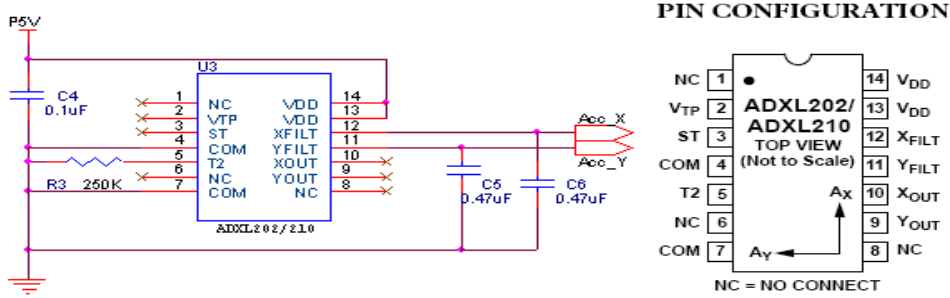


그림 2 속도 및 가속도 측정장치

### 4. 방위각 측정센서 설계

진행방향과 자세의 정확한 측정을 위해 지구자기를 측정하여 자북을 추정토록 했으며 자기 검출을 위한 센서는 HMC2003(Honeywell사)로 자기 측정 범위(Measurement Range)가  $-2Gauss \sim +2Gauss$ 인 MEMS IC를 이용하여 설계하였다.

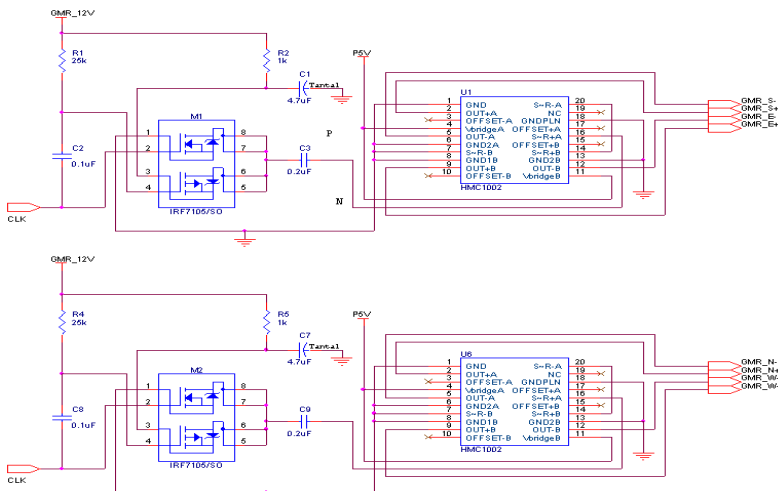


그림 3 방위각 측정센서



## 제 2절 무인헬기 자세측정 관성항법 시스템

### 1. 자세측정 관성항법 시스템 제작

헬기의 자세 제어를 위해 개발된 개별 센서신호를 통합하여 무인 헬기용 관성항법 시스템을 개발하였다. 자세측정 관성항법 시스템은 총 9개의 관성측정센서들로 구성되며 가속도 센서(ADXL202)와 각속도 센서(ADXRS150)를 X,Y,Z축 방향으로 부착하고 지자기센서 HMC1002(2축), HMC1001(1축)을 동, 서, 남, 북, 수직축으로 배열하여 X축(모듈의 이동방향, 평면에 부착된 센서의 축)으로 부착된 가속도 센서와 각속도 센서의 물체의 이동가속도, 속도, 거리 및 물체의 각속도, 회전 각도를 측정하는 동안 Y축, Z축으로 부착된 가속도 센서와 각속도 센서는 모듈의 기울기를 측정하여 X축에 부착된 센서의 값을 보정하도록 했으며 수직으로 부착된 HMC1001은 관성항법센서모듈의 기울기를 측정하여 기울기에 따른 지자기 센서의 값을 보정하도록 했다.

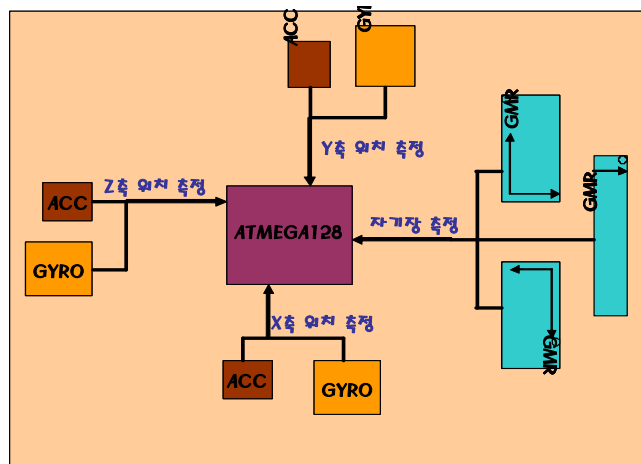


그림 4 자세제어를 위한 센서 시스템 구성 블록도



그림 5 자세제어 센서 시스템

## 2. 자세측정 관성항법 시스템 시험

안정된 시험환경인 RATE TABLE 시험결과 3%이내의 오차로 자세정보의 측정이 가능했다. 한편 헬기의 자세제어를 위해 측정된 관성 정보들은 비행제어 컴퓨터(FCC, Flight Control Computer)에 입력되도록 했으며, 비행 제어 컴퓨터는 수동 혹은 자동 항법 신호와 비교하여 서보 액츄에이터를 제어하기 위한 신호를 출력하도록 하여 무인항법시스템 개발에서 개발된 비행제어 알고리즘을 탑재할 수 있도록 프로그램 메모리와 입출력 시스템을 설계하였다

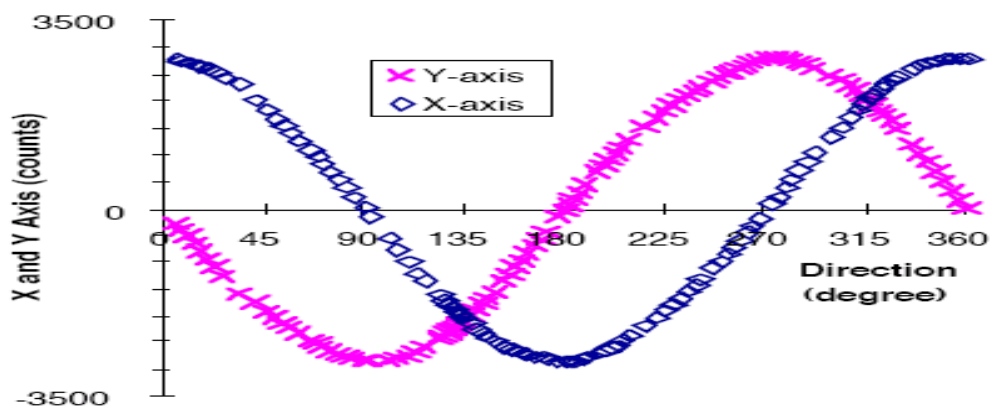


그림 6 자세각 출력시험 결과

## 제 3절 무인헬기 모형 조종훈련 시뮬레이션 개발

헬기의 지상시험과 조종훈련을 위한 목적으로 그림 7 과 같은 시뮬레이터를 설계하였다. 비행자세 변화가 가능한 구조물 위에 헬기를 고정하여 실제 비행상태와 유사한 환경에서 자세제어를 위한 컨트롤러의 성능을 검증하고 평가하는데 이용될 수 있도록 설계하다.

시뮬레이터 구조는 헬기 탑재판, 승강레버, 무게추, 회전축, 고정판으로 구성 되어있다. 헬기가 고정되는 헬기 탑재판에는 X축과 Z축 방향으로 움직이도록 힌지를 설치하여 비행 시 헬기가 자유비행 상태의 자세를 유지할 수 있도록 하며, 헬기 탑재판은 회전축과 힌지로 연결된 승강레버 한쪽 끝단에 연결되며 승강레버는 헬기가 Y축방향인 상승·하강이 자유롭도록 하는 역할을 하며, 승강레버의 다른 한쪽에는 레버의 무게중심을 맞출 수 있는 무게추를 달아 승강레버의 균형을 잡도록 설계하였다. 회전축은 헬기가 전진이나 후진 비행 시 헬기의 진행방향에 따라 자유회전을 하도록 하였다.

또한 이 시뮬레이터에는 헬기가 비행할 때 헬기의 자세를 측정할 수 있도록 X, Y, Z축 좌표센서를 각 힌지점에 설치되며, 하중측정센서와 회전축의 회전각을 측정하는 엔코더가 장착된다. 모든 센서신호는 PC기반 데이터 수집장치에 데이터가 기록되도록 설계하였다.

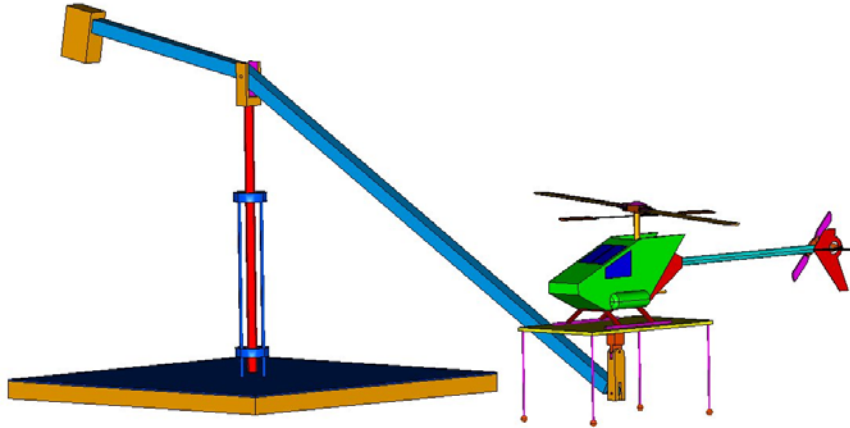


그림 7 무인헬기 조종 훈련 시뮬레이터



그림 8 무인헬기 조종 훈련

#### 제 4절 모뎀/모니터링 장치의 구성

계측된 비행데이터는 무인헬기 제어에 주로 이용되거나 비행시험 후 비행제어기의 성능을 검증하고 평가하여 무인헬기의 개량보완에 이용될 수 있도록 데이터를 수집·저장하는 장치가 필요하다. 무인헬기는 지상에서 주행하는 기계장치와는 달리 3차원 공간에서 움직이므로 케이블을 이용한 데이터 전송이 곤란하다. 따라서 비행데이터를 무선으로 전송하는데 쉽게 이용할 수 있는 블루투스를 적용하여 지상관제에 필요한 통신S/W를 개발 하였다. 개발된

지상관제용 모니터링 시스템은 PC를 기반으로 하는 Visual Basic으로 프로그램하여 무인헬기에 탑재된 비행통합제어기로부터 무선통신포트로 들어오는 데이터를 그래픽형태로 화면에 구현되며, 지상관제용 컴퓨터내 저장장치에 자동으로 저장된다. 지상관제 모니터링 프로그램은 야외인 일반 농사포장에서도 사용이 가능하도록 휴대형 노트북에 설치가 가능하다.

지상관제용 컴퓨터의 모니터링 화면은 그림 9와 같이 헬기의 자세변화에 대한 yaw, pitch, roll 값과 방위, 고도, 속도가 그래픽으로 표시되도록 하였고 그 아래 yaw, pitch, roll에 해당하는 데이터를 텍스트형태로 표시되도록 하였으며, 무인헬기의 액추에이터인 메인로터 3축, 테일로터 1축 및 엔진조속 1축의 총 5축에 해당되는 서보모터 각각을 직접 모니터링 화면에서 'servo out'의 해당 서보의 스크롤바를 움직이면 동작 가능하도록 하였다.

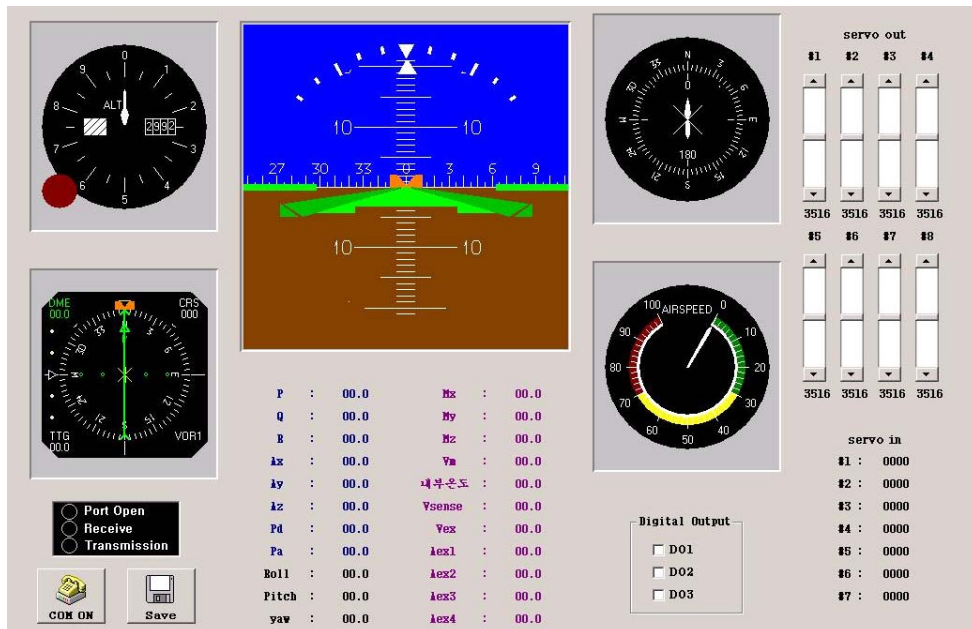


그림 9 지상관제용 모니터링 시스템

## 제 5절 안전항법 시스템 개발

### 1. 안전항법 시스템 개념

무인헬기용 안전항법시스템은 메인로터축 하방향의 비행 기체 프레임에 장착된 비행제어기와 비행 중 데이터를 모니터링 할 수 있는 지상관제부로 구성된다. 비행제어기는 3축의 각속도계, 가속도계 및 자속계를 포함하고, 고속의 연산처리 기능을 갖는 DSP에 의해 GPS 신호와 통합할 수 있도록 하드웨어를 설계하여 실시간 무인항공기의 자세 검출 및 제어가 가능

한 GPS 안전항법시스템을 개발하고자 그림 10과 같이 시스템을 구성하였다. 또한 무선통신 모듈을 통하여 비행데이터를 지상관제부로 전송하도록 비행통합제어기를 구성하였다. 지상 관제장치는 무선통신으로 들어온 비행데이터를 컴퓨터화면에 그래픽으로써 구현되도록 하여 비행기체의 움직임을 바로 모니터링 할 수 있도록 하였으며, 그와 동시에 데이터는 바로 저장되어 추후 비행데이터를 확인 할 수 있도록 하였다.

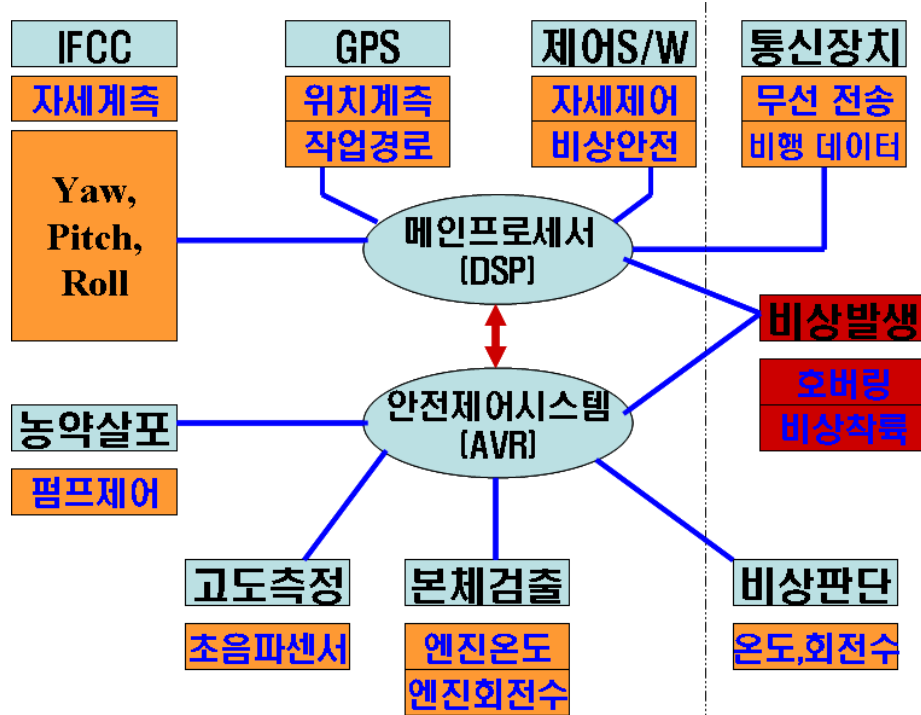


그림 10 안전항법시스템 개념도

## 2. 안전항법시스템 제어알고리즘

안전항법시스템의 비행제어기는 무인헬기 비행 중 비상사태에 대한 안전제어를 우선으로 하기 위한 것으로 엔진(연료), 서보 엑츄에이터, 비행자세, 무선통신 연결상태 등 내부 비행상태를 모니터링하여 어느 한부분이라도 정상 작동하지 않으면 비상 대응 알고리즘을 적용케 한다. 복구 가능한 단기간 시스템 오류는 우선 제자리비행(hovering)을 하게하고, 무선통신 두절, 엔진 이상 등에는 비상착륙을 유도하도록 하는 비행제어기를 개발하는데 그 목적이 있다.

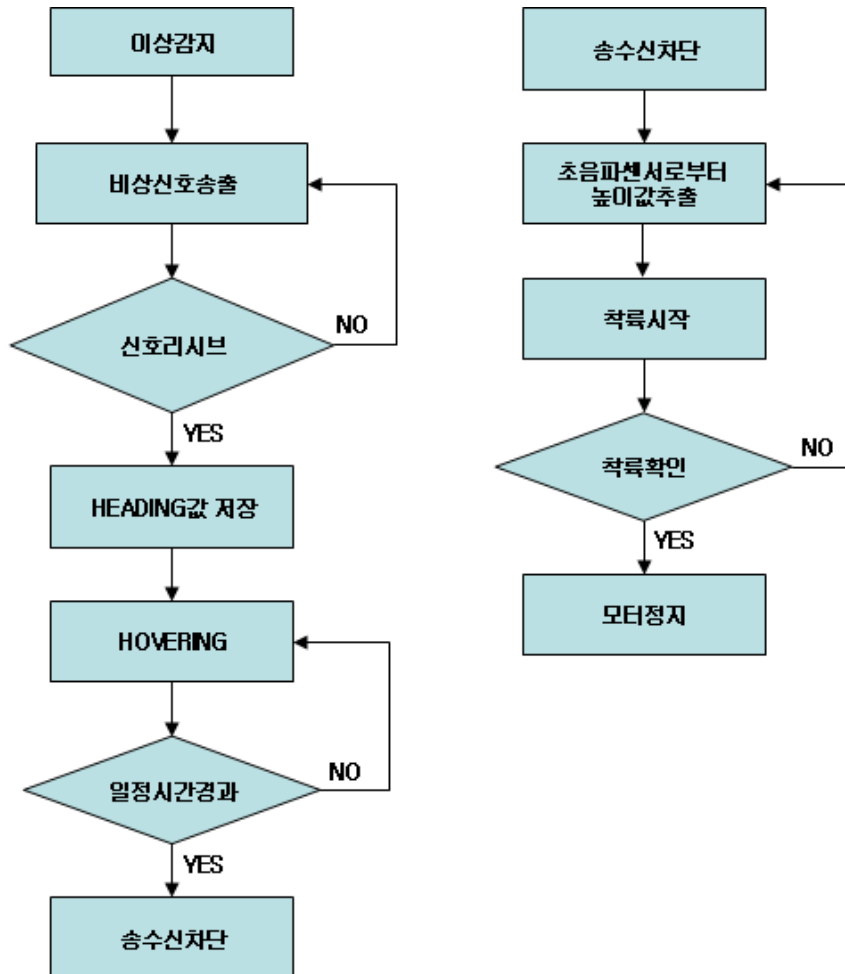


그림 11 비상시 자동착륙 알고리즘 순서도  
 가. 비상 신호 송출

엔진과열, 송수신 불량등의 이상이 감지되면 DSP로부터 비상 신호가 송출된다. 이 신호는 조정기로 전달되며 사용자가 이상유무를 확인 할 수 있다. 그리고 조정기에서는 신호를 받았다는 수신신호를 재전송하여 비상신호를 확실히 전달하도록 하였다.

```

void Tx_alarm_call(void)//컴퓨터와 사용자에게 비상신호를 송출
{
    if(err == ERROR)
    {
        WRITE_COM_DATA(COMA,ERROR);//컴퓨터에 비상신호 송출
        delay_us(1);
        WRITE_USER_DATA(COMB,ERROR);//사용자에 비상신호 송출
        delay_us(1);
    }
}

void Rx_alarm_call(void)
{
    if(err == ERROR)

```

```

{
    READ_COM_DATA(READA,USER);//사용자로부터 리시브신호를 받음
    if(READA == USER)
    {
        OK=1;
    }
    delay_us(1);
}
}

```

## 나. 호버링

현재 헬기의 heading값(꼬리날개 위치)을 저장하고 그 값을 기준으로 피치(전후), 롤(좌우), 요(꼬리)를 GPS, 마그네틱컴파스 이용하여 호버링(제자리비행)모드로 전환하여 일정시간 동안 호버링(제자리비행)한다.

### 1)이용기술

#### 가)관성공간에서 좌표추출

관성공간에서의 좌표계는 위치 3축, 방향 3축으로 구성된다. 위치 3축은 x, y, z, 방향 3축은 u, v, w으로 구성되고, 좌표 계산을 위해서 가속도센서와 각속도센서를 사용한다. 가속도센서를 이용하여 가속도를 측정하여 속도로 환산하고, 각속도센서를 이용하여 각속도를 측정하여 각도로 환산한다.

x-y좌표의 속도와 방향에 의한 위치는 다음과 같은 식에 의하여 계산한다.

속도 정보: 가속도계

방향정보 :각속도계

$$\theta = \int \omega dt$$

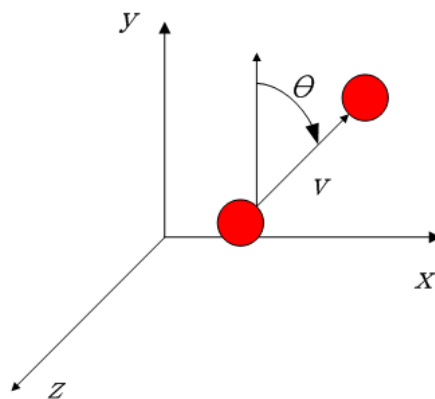
$$v = \int a dt$$

$$x(t + \Delta t) = x(t) + x_1 \Delta t$$

$$y(t + \Delta t) = y(t) + y_1 \Delta t$$

$$x_1 = v \cos \theta$$

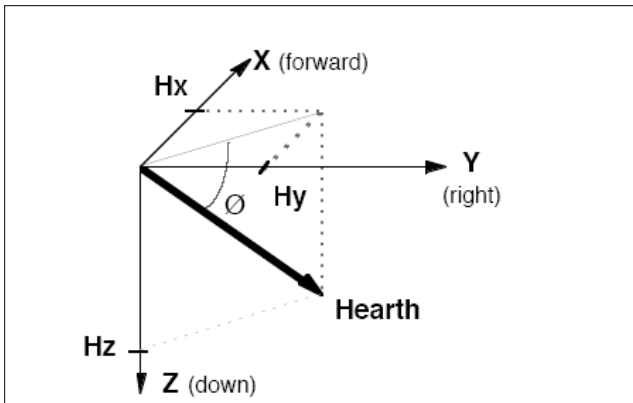
$$y_1 = v \sin \theta$$



- $x, y$  : 2차원 평면에서의 좌표
- $w$  : 시간  $t$  동안 측정된 각속도
- $\theta$  : 시간  $t$ 에서 자세각
- $v$  : 시간  $[t, t + \Delta t]$ 에서 평균 속도

나) 방위변환

- 지자기 센서를 이용하여 방위를 계측하고 아래의 수식으로 헬기의 방위를 추출한다.




$$\begin{aligned}
 \text{Azimuth } (x=0, y<0) &= 90.0 & (3) \\
 \text{Azimuth } (x=0, y>0) &= 270.0 \\
 \text{Azimuth } (x<0) &= 180 - [\text{arcTan}(y/x)] * 180/\pi \\
 \text{Azimuth } (x>0, y<0) &= - [\text{arcTan}(y/x)] * 180/\pi \\
 \text{Azimuth } (x>0, y>0) &= 360 - [\text{arcTan}(y/x)] * 180/\pi
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 X_H &= X * \cos(\phi) + Y * \sin(\theta) * \sin(\phi) - Z * \cos(\theta) * \sin(\phi) \\
 Y_H &= Y * \cos(\theta) + Z * \sin(\theta) & (4) \\
 \text{Azimuth} &= \text{arcTan}(Y_H / X_H)
 \end{aligned}$$




## 2) 사용센서 사양


### 가) 자이로 센서

	<ul style="list-style-type: none"><li>- Mfg. : Silicon Sensing System</li><li>- Part Number : CRS03-02</li><li>- Range : <math>\pm 100</math> deg/s</li><li>- Input Voltage : DC 5V</li></ul>
---	---

### 나) 가속도 센서

	<ul style="list-style-type: none"><li>- Mfg. : Crossbow</li><li>- Part Number : CXL10LP3</li><li>- Range : <math>\pm 10</math> G</li><li>- Input Voltage : DC 8 - 30V</li></ul>
--	---

### 다) 지자기센서

	<ul style="list-style-type: none"><li>- Mfg. : Honeywell</li><li>- Part Number : HMC2003</li><li>- Range : <math>\pm 100</math> deg/s</li><li>- Input Voltage : DC 8 - 15V</li></ul>
---	--

## 3)알고리즘의 구현

### 가)가속도센서 온도보상

본 연구에 사용하는 CXL10LP3 가속도센서는 온도에 따라 offset이 변하므로 보정해야한다. 같은 회사에서 나오는 같은 제품이라도 각각의 생산 환경에 따라 값이 변화하기 때문에 센서를 올바르게 사용하기 위해서는 calibration이 필요하다. 그림13 은 제조사에서 발행한 본 센서의 calibration data 이고 그림 14 온도를 변화시키면서 얻은 이 센서의 x, y, z축의 offset 전압 출력 값과 이 값들을 이용하여 least square method로 구한 1차 직선이다.

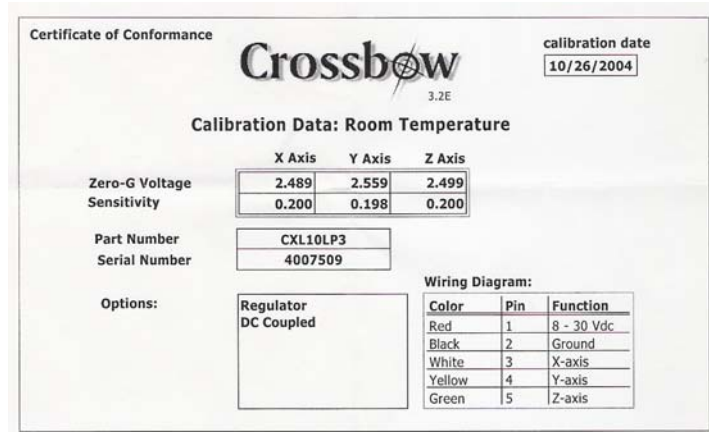


그림 13 센서의 calibration data

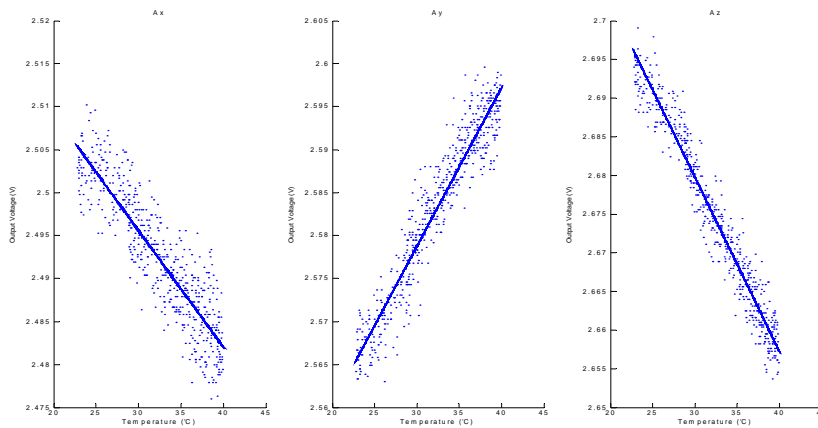


그림 14 센서의 x, y, z축의 offset 전압 출력 값

calibration data와 온도에 따른 출력전압 변화를 이용하여 작성한 코드는 다음과 같다.

Ax값을 분석해 보면  $ad\_value[3]*5.0/16383.0$  이 값은 14bit ADC에서 받은 값을 0~5사이의 값으로 환산하는 것이다.

$-0.0013576*SenseT+2.5363$ 는 Least Square Method로 구한 온도에 따른 offset 전압 변화를 식으로 나타낸 것이다.

내부 ADC를 이용하여  $ad\_value[8]~[15]$  지자기 센서 및 외부 아날로그값 측정한다.

```
Ax=((ad_value[3]*5.0/16383.0)-((-0.0013576*SenseT)+2.5363))*5.0;
Ay=((ad_value[4]*5.0/16383.0)-((0.0018449*SenseT)+2.5234))*5.05051;
Az=1.0+(((ad_value[5]*5.0/16383.0)-((-0.0022555*SenseT)+2.7475))*5.0);
```

## 나) 가속도센서로부터 ax, ay, az 의 계산

- X, Y, Z 축 가속도 값( ad\_value[3],ad\_value[4],ad\_value[5]) 변환한 값 평균적인 값을 구하기 위해 1000번을 샘플링하여 평균을 구한다.

```
1) main 문
-----1000회 반복-----
ax_volt = ad_value[3]*(Vsense/16383.0); //ad_value[3].. x축 가속도
ay_volt = ad_value[4]*(Vsense/16383.0); //ad_value[4].. y축 가속도
az_volt = ad_value[5]*(Vsense/16383.0); //ad_value[5].. z축 가속도

ax_off = ax_off + ax_volt;
ay_off = ay_off + ay_volt;
az_off = az_off + az_volt;

-----

ax_off = ax_off / 1000.0;
ay_off = ay_off / 1000.0;
az_off = az_off / 1000.0;

2) Timer 인터럽트가 발생할 때마다 업데이트
sax = (ax_volt - ax_off)*5.0;
say = (ay_volt - ay_off)*5.05050;
saz = 1.0 + (az_volt - az_off)*5.0;

-----충신-----
Tx_dpack[ 7] = (int)(sax*1000) >> 8; //x축 가속도
Tx_dpack[ 8] = (int)(sax*1000);
Tx_dpack[ 9] = (int)(say*1000) >> 8; //y축 가속도
Tx_dpack[10] = (int)(say*1000);
Tx_dpack[11] = (int)(saz*1000) >> 8; //z축 가속도
Tx_dpack[12] = (int)(saz*1000);
```

## 다) 자이로센서로부터 sp, sq, sr 의 계산

X, Y, Z 축 자이로 값( ad\_value[0],ad\_value[1],ad\_value[2]) 변환한 값 평균적인 값을 구하기 위해 1000번을 샘플링하여 평균을 구한다.

```
1) main 문
-----1000회 반복-----
gx_volt = ad_value[0]*(5.0/16383.0);
gx_off = gx_off + gx_volt;

-----

gx_off = gx_off / 1000.0;

2) Timer 인터럽트가 발생할 때마다 업데이트
sp = (gx_volt - gx_off)*50.0;

-----충신-----
Tx_dpack[ 1] = (int)(sp*100) >> 8;
Tx_dpack[ 2] = (int)(sp*100);
```

## 라) 지자기 센서를 이용한 방위각 측정

- 지자기 센서 관련 값 (ad\_value[8],ad\_value[9],ad\_value[10])

여기에서 구해진 값을 통하여 Roll(좌우 회전), pitch(상하),Yaw(좌우 방향) 계산한다

아래 페이지의 그림은 값을 구하는 플로우 차트이다. 계산된 값을 통해 헬기의 호버링상태를 유지한다. 서보모터에 원하는 각도값을 넣어 계속 그 상태를 유지하도록 제어한다.

```
1) main 문
-----1000회 반복-----
ad_value[ 8] = AdcRegs.ADCRESULT0>>4; //Mx
ad_value[ 9] = AdcRegs.ADCRESULT1>>4; //My
ad_value[10] = AdcRegs.ADCRESULT2>>4; //Mz
ad_value[11] = AdcRegs.ADCRESULT3>>4; //Vref
-----

2) Timer 인터럽트가 발생할 때마다 업데이트
HMC2003 - S/R PULSE Low 즉 Reset 이면
Mx_set = ((ad_value[ 8]-ad_value[15])/4095.0)*3.0*1.6331;
My_set = ((ad_value[ 9]-ad_value[15])/4095.0)*3.0*1.6369;
Mz_set = ((ad_value[10]-ad_value[15])/4095.0)*3.0*1.6464;
HMC2003 - S/R PULSE High 즉 Set 이면
Mx_rst = ((ad_value[ 8]-ad_value[15])/4095.0)*3.0*1.6331;
My_rst = ((ad_value[ 9]-ad_value[15])/4095.0)*3.0*1.6369;
Mz_rst = ((ad_value[10]-ad_value[15])/4095.0)*3.0*1.6464;
Mx_crr = (Mx_set - Mx_rst) / 2;
My_crr = (My_set - My_rst) / 2;
Mz_crr = (Mz_set - Mz_rst) / 2;

MVref = ((ad_value[11]-ad_value[15])/4095.0)*3.0;
-----충신-----
Tx_dpack[17] = (int)(Mx_crr*1000) >> 8; //HMC2003 Xout
Tx_dpack[18] = (int)(Mx_crr*1000);
Tx_dpack[19] = (int)(My_crr*1000) >> 8;//HMC2003 Yout
Tx_dpack[20] = (int)(My_crr*1000);
Tx_dpack[21] = (int)(Mz_crr*1000) >> 8;//HMC2003 Zout
Tx_dpack[22] = (int)(Mz_crr*1000);
Tx_dpack[23] = (int)(MVref*1000) >>> 8; //HMC2003 vref
Tx_dpack[24] = (int)(MVref*1000);
```

## 마)GPS 수신

GPS수신기에서는 4개 이상의 위성으로부터 위치, 시간의 데이터를 받아 현재 위치, 시간, 고도, 이동속도, 이동방향 등을 계산하여 string으로 시리얼통신을 통해 출력한다. 이번 에 사용하는 U-Blox TIM-LA GPS 수신기는 NMEA와 UBLX 방식의 메시지를 출력할 수 있다. 3,4 행에서 GPS수신기를 NMEA방식으로 사용하겠다고 설정한다. NMEA방식에서

나오는 데이터는 표준 10가지(GPGGA, GPRMC....) 와 비표준(제작사 마다 다름) 4가지가 있다. 우리는 위치(위도, 경도)와 시간, 고도가 필요하므로 비표준 메시지 중 PUBX 00 메시지를 사용한다.(18행) 다음은 PUBX00의 형식이다.

GPS로부터 수신된 값을 통하여 현재 헬기의 위치 탐색이 가능하다. 호버링 상태에서 헬기가 흘러가는 현상, 즉 헬기가 서서히 한쪽으로 움직이는 현상을 GPS로 위치를 탐지하여 잡아낸다.

-GPS 초기화 함수

```

1 void init_GPS(void)
2 {
3     PUBX_IN_MSG("PUBX,41,1,0007,0002,19200,0"); delay_ms(100);
4     PUBX_IN_MSG("PUBX,41,2,0007,0002,19200,0"); delay_ms(100);
5
6     //Standard NMEA Messages - disable
7     PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GGA,0,0,0,0"); delay_ms(100);
8     PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GLL,0,0,0,0"); delay_ms(100);
9     PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GSA,0,0,0,0"); delay_ms(100);
10    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GSV,0,0,0,0"); delay_ms(100);
11    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,RMC,0,0,0,0"); delay_ms(100);
12    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,VTG,0,0,0,0"); delay_ms(100);
13    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GRS,0,0,0,0"); delay_ms(100);
14    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GST,0,0,0,0"); delay_ms(100);
15    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,ZDA,0,0,0,0"); delay_ms(100);
16
17    //Propriety NMEA Messages - 00( Lat/Long Position Data) only
18    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,00,0,1,1,0"); delay_ms(100);
19    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,01,0,0,0,0"); delay_ms(100);
20    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,03,0,0,0,0"); delay_ms(100);
21    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,04,0,0,0,0"); delay_ms(100);
22 }

```

다음은 GPS 받아들인 GPS 메시지에서 필요한 정보를 추출하는(parsing이라 한다..) 함수이다. 위 PUBX00 메시지 형식을 보면 이해가 쉽다.

```

void Read_GPS(void)
{
    char i,j;
    char ch;
    char temp[15];
}

```

```

//TL16C754b(시리얼통신 FIFO)의 수신버퍼가 비워질 때 까지 수신버퍼로 읽어 들인다.
while(READ_XDATA(LSRC)&0x01)
{
    delay_us(1);
    GPSrxbuffer[GPSrxbufin]=(READ_XDATA(COMC)&0xFF);
    delay_us(1);
    if(++GPSrxbufin==LEN) GPSrxbufin=0;
}
//읽어들인
while(GPSrxbufin!=GPSrxbufout)
{
    ch=GPSrxbuffer[GPSrxbufout];
    if(++GPSrxbufout==LEN) GPSrxbufout=0;

    if(ch=='$')                //문장의 처음
    {
        GDcount=0;
        GPSDATA[GDcount++]=ch;
    }
    else
    {
        GPSDATA[GDcount++]=ch;
        //ch가 문장의 마지막이라면 다음 char부터 분석에 들어간다.
        if(ch==LF)            //LF->Line Feed.. Declared at def28x.h
        {
            GDcount=0;
            while(GPSDATA[GDcount++]!=',');
            while(GPSDATA[GDcount++]!=',');
            for(i=0;i<15;i++)
            {
                ch=GPSDATA[GDcount++];
                if(ch!=',') temp[i]=ch;
                else
                {
                    UTC_time[0]=(temp[0]&0x0f)*10+(temp[1]&0x0f);
                    UTC_time[1]=(temp[2]&0x0f)*10+(temp[3]&0x0f);

                    UTC_time[2]=(temp[4]&0x0f)*10+(temp[5]&0x0f);
                    UTC_time[3]=(temp[7]&0x0f)*10+(temp[8]&0x0f);
                    UTC_time[0]=UTC_time[0]+9;    //Korea -> GMT 9
                }
            }
        }
    }
}

```

.....  
변수설명

GPSrxbufin : 수신 버퍼로 읽어 들인 char의 개수
GPSrxbufout : 수신 버퍼에서 분석을 끝낸 char의 개수
GDcount : 분석을 끝낸 char중 PUBX00 메시지 처음(\$)부터의 순서

## 다. 송수신차단

호버링상태를 유지하면서 일정시간이 경과하면 헬기는 완전자동모드로 들어가게 된다. 사용자와 송수신을 차단하고 자동착륙모드에 돌입한다. 송수신차단은 TX,RX모드를 모두 해제하는 방법을 택한다.

```
void TxRx_Cutoff(void)// 사용자와 송수신 차단
{
    if(err==ERROR && hovering_on==1)
    {
        User_Rx_mode =0x00;//Rx off
        User_Tx_mode =0x00;//Tx off
    }
}
```

## 라. 자동착륙

### 1) avr로부터 초음파센서값 추출

초음파센서 SRF-04 (Ultra-sonic sensor)는 수직 거리 정확성이 낮은 GPS를 보완하기 위한 센서로 초음파를 이용해 기체의 고도를 측정하게 되는데 초음파를 발생시키고 돌아오기까지의 시간을 측정하여 거리를 구한다. 타이머 카운터와 외부 인터럽트 핀을 이용하였다. 시간에 일정한 상수를 곱하면 거리가 된다. 거리가 3cm 미만이면 값이 정확하지 않기 때문에 최소거리는 3cm까지로 제한하였다. 마이크로컨트롤러 AVR에 연결되어 있는 초음파센서로부터 높이 값을 추출한다. 추출된 값은 RS-232통신을 통해 DSP에 전달된다.

컴파일러는 AVRGCC이고 다운로더로는 Code Vision을 사용하였다.

```
distance = (unsigned int)(cn_data * Cvelocity / 1000 + 0.5);
if(distance < 3)
    distance = 3;
```

## 2)비상착륙

무인헬리콥터를 착륙시키는 방법은 엔진회전수를 줄이는 방법과 피치각도를 줄이는 방법이 있는데 본 연구에서는 피치각도를 줄이는 방법을 채택하였다. 호버링 모드에서 착륙을 시키기 위해 서보모터를 제어하여 피치 각도를 1도 줄이면 서서히 착륙하게 된다. 착륙 속도는 초속 30cm/s로 하강한다. 헬기가 순간적으로 급격히 하강할 경우 피치값을 상승방향으로 0.5도 변화시켜 하강 속도를 안정시킨다.

```
if(avr_data[0] < avr_data[1]-10) //헬기의 높이가 급격히 변하면 피치값을 상승방향으로 0.5도 변화시킨다.
```

```
{  
    if(Pitch < 15)  
    {  
        servo_out[1]= +1 ; servo_out[2]= -1; servo_out[5]= +1;  
    }  
}  
else  
{  
    if(Pitch < 15)  
    {  
        servo_out[1]= -0.5 ; servo_out[2]= +0.5; servo_out[5]= -0.5;  
    }  
}
```

기체가 착륙하고 있는 중에도 호버링상태는 계속 유지한다.

## 마. 엔진정지

헬기의 높이를 계속 감지하며 착륙을 시킨다. 초음파센서에 들어오는 값이 정확하지 않을 수 있기 때문에 센서로부터 들어온 값에 의해 헬기가 완전히 땅에 착륙했다고 알 수 있더라도 착륙을 감지한 후 3초후에 엔진을 완전히 정지시킨다.

```
if(landing ==1)//착륙했는지 확인  
{  
    delay_ms(3000);//3초 동안의 시간을 갖는다.  
    EvaRegs.CMPR1 = 0x00;//엔진을 정지시킨다.  
}
```



### 3. 비행 및 자세유지시험

시험용 무인헬기의 메인로터축 하단에 비행통합제어기를 장착하였다. 비행통합제어기는 헬기 기체에 아무런 진동흡수장치(damper) 없이 장착하여 비행 중 기체의 진동을 직접 측정하여 기체 자세에 대한 데이터의 진동에 대한 특성을 분석하고자 하였다.

비행시험은 외기의 영향을 적게 받도록 실험실(폭 13m×길이 20m×높이 7m) 내에서 수행하였다. 시험용 헬기를 지상에서 1.5m 높이로 자세유지(hovering)토록 하고 헬기의 pitch와 roll을 조정할 때의 비행데이터를 얻도록 시험 하였다. 시험은 숙련된 무인헬기 조종자가 헬기를 조종할 때의 비행데이터를 지상관제 컴퓨터에 저장한 후 그 결과를 분석하였다. 이는 숙련 조종자의 비행조작 특성을 분석하여 안전항법시스템의 자동비행제어 알고리즘에 적용시키기 위함이다.

그림 15, 16에서 비행 중 정지비행이 비교적 잘된 99초~132초 사이의 데이터를 그래프로 나타낸 것이다. 정지비행을 하려고 수동으로 조종을 하고 있기 때문에 기체가 한쪽 방향으로 치우치면 반대 방향으로 돌아가도록 조종을 하여야 한다. 서보2와 서보3의 움직임은 각각 roll과 pitch에 영향을 주는 것으로 roll-servo2비교 그래프에서는 roll과 servo2의 각도 값이 반비례하는 경향을 잘 나타내 보이고 있다. 여기서 roll 데이터가 0°를 나타내지 못하고 있는 것은 비행통합제어기가 지면에서 설치할 때와 달리 약 2° 정도 기울어져 설치되었고 비행상태에서는 헬기의 메인로터 회전 특성상 동체가 약 2~3° 정도 더 기울어져 있기 때문인 것으로 판단된다. pitch에 대하여는 pitch-servo3 비교 그래프에서 나타난바와 같이 roll에서와 같은 뚜렷한 경향의 값을 얻지 못했으나 기체의 기울기에 추종하여 서보가 작동되는 것을 볼 수 가있다. 이는 정지비행을 위하여 비행자세를 유지하는 경우 전진이나 후진 비행의 pitch 조정 보다는 기체의 좌우 기울어짐에 대한 조정 즉 roll 조정이 빈번하게 이루어지기 때문인 것으로 판단되었다.

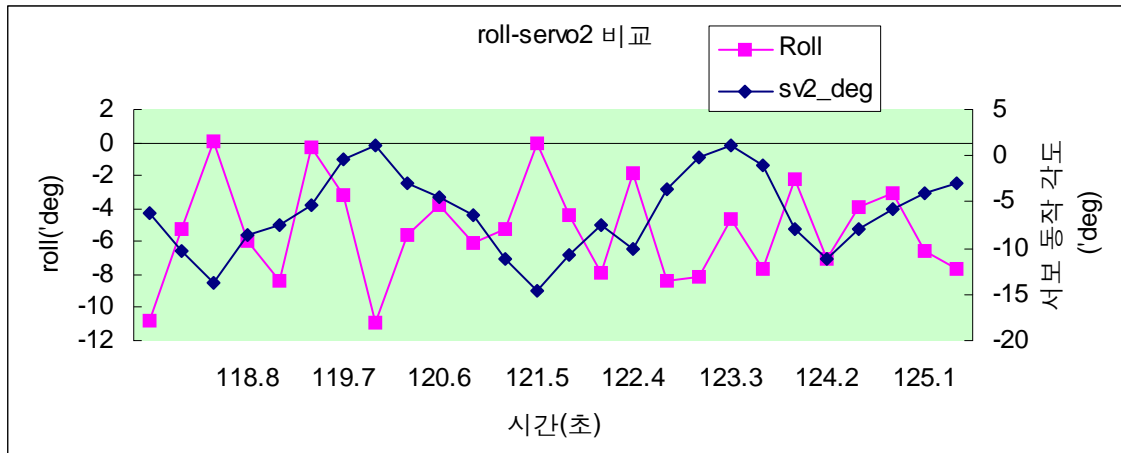


그림 15 roll 측정 데이터

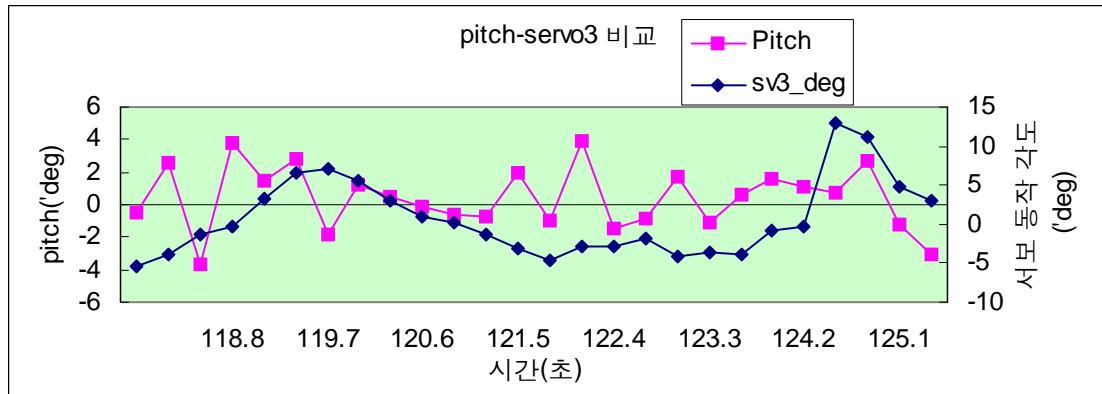


그림 16 pitch 측정 데이터



그림 17 비행 및 자세유지 시험

#### 4. 무인헬기 본체부착

##### 가. 안전항법시스템 무인헬기에 부착

안전항법시스템은 그림 18과 같이 무인헬기 본체 중앙부의 아래쪽 메인프레임에 부착한 결과 데이터 송수신상태는 양호하였으나, 본체의 좌우 진동에 의한 연산 값의 오차 누적으로 본체자세가 기울어지는 것으로 인식되어 가속도계를 부착하여 절대위치를 측정하고 이 위치에 본체의 위치를 보정하는 방법으로 프로그램 보완하였다. 또한 안전항법장치와 본체 사이의 진동을 흡수하기 위하여 실리콘패드로 방진처리 하였다.

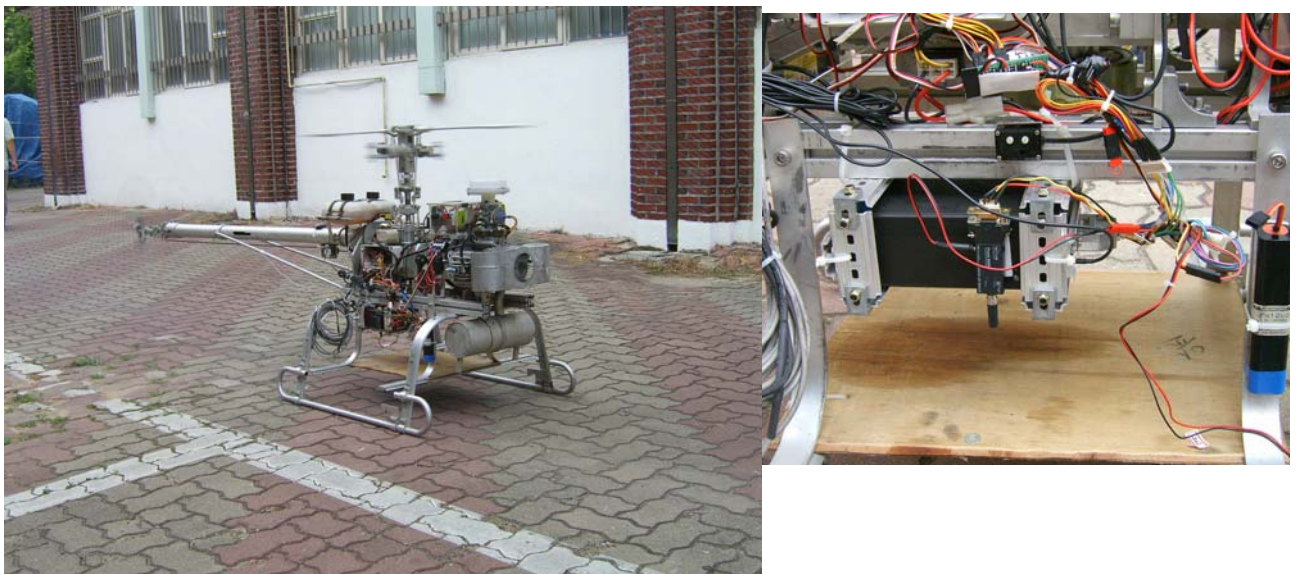


그림 18 안전항법시스템 무인헬기에 부착

##### 나. 안전항법시스템 작동시험

안전항법시스템 작동시험결과 데이터 송수신상태 및 프로그램 작동상태는 양호하였으나 본체의 진동이 심하고, 기체와 안전항법시스템의 시스템 불안정 등으로 소형 전동헬기에 부착하여 시험하였다.

##### 다. 안전항법 시스템 성능시험

안전항법 시스템의 성능시험은 본체의 이상검출성능과 이상검출 후 호버링 후 자동착륙 성능을 시험하였다. 또한 조종자와 통신 단절 시 자동 모드로 전환 후 착륙 성능을 시험하였다. 모든 시험의 위험을 최소화하기 위하여 그림 19와 같이 주로 실내에서 실시하고 최종

적으로 조종자와 통신 단절 시 자동 모드로 전환 후 착륙 성능시험을 그림 20 과 같이 농업 공학연구소 트랙터 주행시험포장에서 실시하였다.



그림 19 안전항법 시스템 실내시험



그림 20 안전항법 시스템 성능시험

## 5. 안전항법 시스템 성능시험결과

### 가. 안전항법 프로그램 작동상태

안전항법시스템에 의한 본체의 엔진온도, 회전수, 피치, 롤, 헤딩값 등 제어를 위한 비행상태 모니터링은 실시간으로 데이터 송수신이 양호하게 전송되었고 모든 비행기록이 컴퓨터에 저장되는 모니터링 프로그램은 양호 하게 작동하였다.

## 나. 비상대응 성능

무인헬기의 본체 이상 또는 통신 두절 시 3초 이내에 경보송신, 5초 후 호버링, 호버링 10초 후 송수신차단, 비상착륙 시작, 엔진정지로 설계된 안전항법 프로그램은 정확하게 작동하였다. 그러나 호버링 시 좌우로 롤링이 발생하여 좌우로 흔들리는 현상이 발생하였고, 착륙 시 피치각도를 1도 줄이는 것으로 되었으나 피치각도의 제어와 착륙 시 착륙 속도가 일정치 않아 안전항법 시스템을 보완하여 재시험을 실시할 예정이다.

## 제 6절. 요약 및 결론

무인헬리콥터는 다른 농업기계와 달리 3차원 공간에서 작동되는 기계로 추락이나 사고시 물적 및 인적피해가 크게 발생할 수 있으며, 무선 조종이 익숙하지 않은 작업자가 조종할 경우 자세유지나 비상 발생 시 대처가 어렵다. 따라서 조종이 편리하고 안전하게 하려면, 안전항법 시스템이 필수적이다.

본 연구에서는 안전항법시스템의 비행제어기는 무인헬기 비행 중 비상사태에 대한 안전제어를 우선으로 하기 위한 것으로 엔진(연료), 서보 액츄에이터, 비행자세, 무선통신 연결상태 등 내부 비행상태를 모니터링하여 어느 한부분이라도 정상 작동하지 않으면 비상 대응 알고리즘을 적용케 한다. 복구 가능한 단기간 시스템 오류는 우선 제자리비행(hovering)을 하게 하고, 무선통신 두절, 엔진 이상 등에는 비상착륙을 유도하도록 하는 비행제어기를 개발하고자 하였다 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 무인헬기용 자동비행용 통합형 비행제어 컨트롤러는 본체의 자세계측, 위치계측 및 작업경로를 계측하고 DSP 연산장치로 분석하여 제어S/W로 자세를 제어하는 방식으로 개발하였다.

2. 지상관제 및 통신S/W는 블루투스를 이용하여 데이터를 무선전송하고 PC에 자동 저장되며, 기체의 자세와 위치가 표시되고, 서보모터제어는 메인로터 3축, 테일로터 1축 및 엔진 조속 1축이 제어되도록 개발하였다.

3. 비상 안전제어 유도시스템은 엔진(연료), 서보 액츄에이터, 비행자세, 무선통신 연결상태 등 내부 비행상태를 모니터링하여 어느 한부분만 작동하지 않으면 비상시 대응 알고리즘에 의해 복구 가능한 단기간 시스템 오류는 호버링, 무선통신 두절, 엔진 이상 등은 비상착륙하도록 개발하였다.

4. 서보2와 서보3의 움직임은 각각 roll과 pitch에 영향을 주는 것으로 roll-servo2 비교 그래프에서는 roll과 servo2의 각도 값이 반비례하는 경향으로 나타났다.

5. roll 데이터가 0°를 나타내지 못하고 있는 것은 비행통합제어기가 지면에서 설치할 때와 달리 약 2° 정도 기울어져 설치되었고 비행상태에서 헬기의 메인로터 회전 특성상 동체가 약 2~3° 정도 더 기울어져 있기 때문인 것으로 판단되었다.

6. pitch에 대하여는 pitch-servo3 비교 그래프에서 나타난바와 같이 roll에서와 같은 뚜렷한 경향의 값을 얻지 못했으나 기체의 기울기에 추종하여 서보가 작동되는 것으로 나타났다.

7. 안전항법시스템에 의한 본체의 엔진온도, 회전수, 피치, 롤, 헤딩값 등 제어를 위한 비행상태 모니터링은 실시간으로 데이터 송수신이 양호하게 전송되고 모든 비행기록이 컴퓨터에 저장되는 모니터링 프로그램도 양호하게 작동하였다.

8. 무인헬기의 본체 이상 또는 통신 두절 시 3초 이내에 경보송신, 5초 후 호버링, 호버링 10초 후 송수신차단, 비상착륙 시작, 엔진정지로 설계된 안전항법 프로그램은 정확하게 작동하였다.

## 제 3-3 장 항공방제 시스템 개발

### 제 1절 무인헬기 부착용 방제장치의 방제기준

무인헬기 부착용 방제장치의 방제기준은 무인헬기의 비행속도를 20~25km/hr, 비행고도는 비산을 최소화하면서도 안전한 비행을 유지할 수 있는 높이인 3m로 설정하였다. 무인헬기의 적재 가능한 중량은 방제장치와 약액을 포함하여 최대 20kg이며, 분 길이는 메인로터 직경 2.8m의 90%인 2.5m로 결정하였으며, 농약 살포량은 미량살포 방식(ULV)인 8ℓ/ha를 기준으로 설정하였다.

### 제 2절 항공방제장치 개발

#### 1. 펌프 및 노즐 선발시험

##### 가. 노즐분무특성분석

항공살포용 노즐의 부유(drift)와 증발을 최소화하며 부착효율이 높은 적정 분무입경인 100 $\mu$ m 내외인 노즐 선발을 위한 분무입경, 분무량 및 분무각 등 노즐의 분무특성 분석 결과는 표 1에 보는 바와 같이 선형노즐은 4kgf/cm<sup>2</sup>, 쌍선형노즐과 콘노즐은 분무압력이 6kgf/cm<sup>2</sup> 일때 분무입경이 100 $\mu$ m 정도로 나타나 이러한 분무조건으로 송풍시험을 실시하여 최적의 노즐과 분무조건을 결정할 예정이다.

노즐의 분무량은 노즐에서 분무압력 및 분무형상이 안정된 후부터 메스실린더에 1분간 분무하여 측정하였다. 분무입경은 그림 3에 나타난 자동입자측정기(MALVERN Mastersizer-S, 영국)로 분무 입경이 형성된 노즐 끝에서부터 30cm 거리의 분무 중심부에서 측정하였으며, 체적평균 직경(VMD)으로 나타내었다.

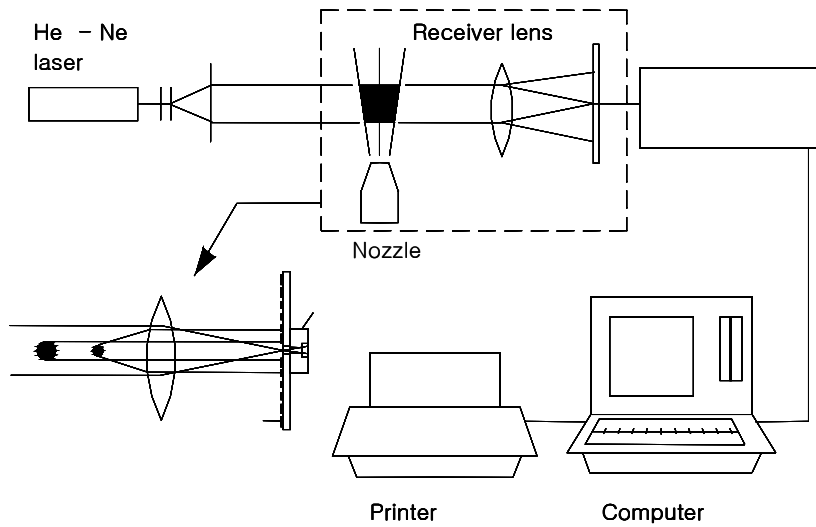


그림 86 분무입자 측정기

표 1 노즐 분무입경 및 분무량 측정결과

노즐종류	구 분	분무압력(kgf/cm <sup>2</sup> )			분무각(°)
		4	6	8	
선형노즐	분무입경( $\mu\text{m}$ )	104	91	87	76
	분무량(ml/min)	130	170	210	
쌍선형노즐	분무입경( $\mu\text{m}$ )	115	103	98	88
	분무량(ml/min)	390	510	610	
콘노즐	분무입경( $\mu\text{m}$ )	118	104	92	63
	분무량(ml/min)	220	290	340	

## 2. 펌프특성 분석

적정펌프 선정을 위하여 펌프의 토출압력별 토출량, 최대압력, 모터의 전기소모량 등을 분석한 결과는 표 2 와 같다. 최종 선정된 펌프는 로타리베인펌프, 기어펌프, 슐레노이드 펌프로 내구성 및 무인헬기 본체와의 부착성 등을 검토한 결과 슐레노이드 펌프가 압력이 충분하고 무게도 가벼워 가장 적합한 것으로 나타났다.

표 24 펌프 제원

펌프종류	최대토출압력(kg/cm <sup>2</sup> )	최대토출량( $\ell$ /min)	소요동력(W)	펌프+전동기무게(kg)
로타리베인펌프	15	3.7	60	2
기어펌프	3	4	30	0.7
슐레노이드펌프	8	2	45	0.5



### 3. 배관 및 붐 설계

#### 가. 방제장치제작

방제장치의 붐 길이는 3m로 무게가 가볍고 탄성이 우수한 카본 파이프로 제작하였으며, 붐의 각도는 30°, 높이는 1.7~3.5m까지 조절할 수 있고, 붐 좌우에 2~4개의 노즐을 부착할 수 있도록 제작하였다.

#### 나. 송풍시험장치 제작

무인헬기의 메인로터의 Downwash에 의한 분무입자 유동분석을 위하여 무인헬기와 동일한 구조의 메인로터로 송풍시험장치를 제작하였다. 메인로터의 구동은 회전수 조절형(VS 전동기)의 5마력 전동기를 사용하였고, 모터 회전수 조절은 유선으로 연결된 원격조절기를 이용하였다. 메인로터는 무인헬기와 동일한 직경 2.8m로 그림2 및 표 3과 같이 제작하였다.



그림 87 송풍시험장치

표 3 송풍시험장치 제원

크 기 (높이×폭×길이, cm)	로터직경 (cm)	로터회전수 (rpm)	구동전동기	
			마력(ps)	회전수(rpm)
240×100×100	277	800	5	최대 1800

## 다. 균등살포율

항공방제장치의 분 설계를 위한 균등살포율 시험은 무풍상태에서 분높이 3m, 분 각도 10°로 1분간 시행되었다. 살포 후 용기에 집적된 물의 무게를 측정한 결과는 그림 3과 같이 나타났으며, 모든 노즐에서 살포균일도가 높아 항공방제용 노즐로 사용이 가능한 것으로 나타났다.

농약입자가 분무된 거리 중에서 방제효과를 나타낼 수 있을 정도의 농약이 분무된 지점까지의 거리를 측정할 수 있는 유효분무거리 측정장치(patternater)를 그림 2와 같이 제작하였다. 피치가 6.5cm인 플라스틱제 선라이트(sun light)로 폭3m, 길이 3m, 경사도를 10°로 하여 살포된 물이 용기쪽으로 흘러내리기 쉽도록 제작하였고 측정용기는 철재로 직경이 5cm, 길이 13cm인 원통으로 제작하였다. 또한 동시에 여러개의 측정용기를 밀어 넣거나 뺄 수 있도록 두께 3cm, 폭 6cm, 길이 3m의 나무판재로 측정용기 트레이를 제작하여 노즐에서 물을 분무시키고 선라이트에 물이 완전히 묻어서 흘러내리기 시작한 후 용기 트레이를 밀어 넣고 3분후에 용기 트레이를 일시에 빼내도록 하였다. 시험결과는 용기의 무게를 측정오차가  $\pm 0.01g$ 인 전자저울로 측정하여 용기에 집적된 양을 분석하여 균등살포율을 산출하였다.

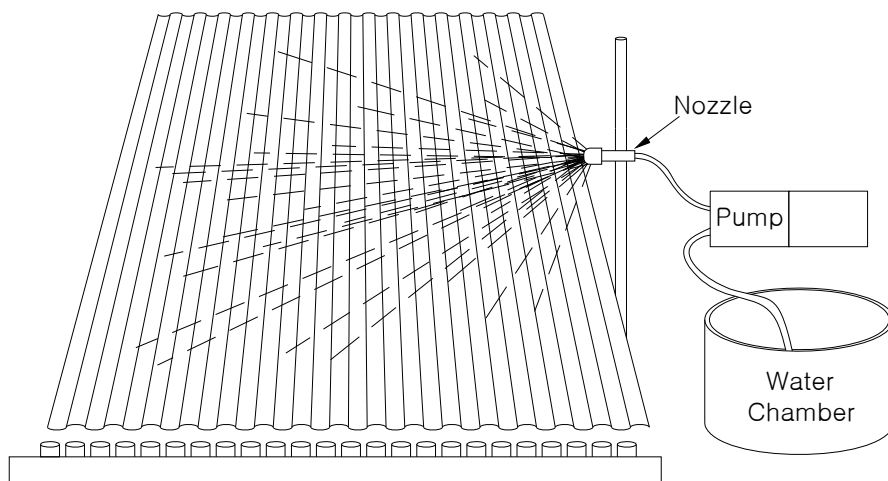


그림 88 유효분무거리 측정장치

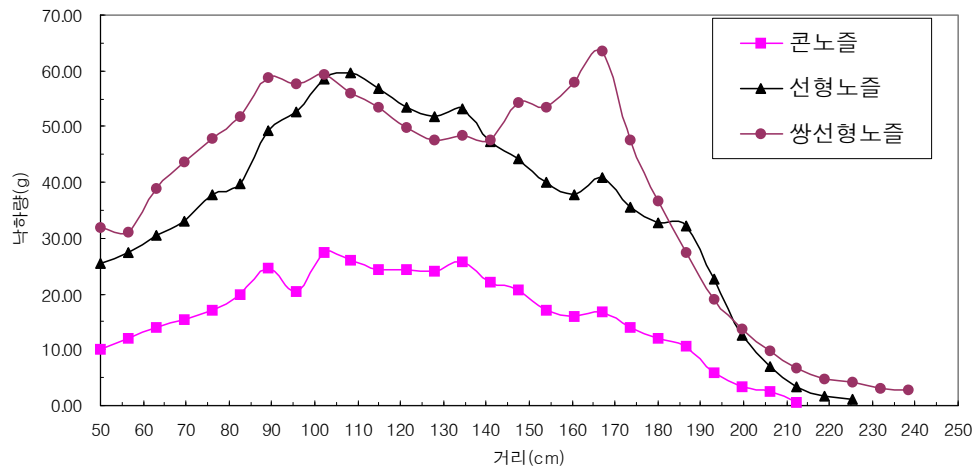


그림 89 붐노즐의 균등살포율

#### 4. 메인로터에 의한 송풍영향분석

##### 가. 수직방향 유동분석

###### 1) 수직방향유동 분석방법

메인로터의 송풍으로 분무입자가 수직방향으로 유동하는 것을 분석하기 위해 측정장치인 붐을 고정하는 판을 제작하고, 50cm 간격으로 붐을 고정한 후 상방향으로 20cm마다 흰색 테이프로 표시한다. 그리고 로터가 800rpm으로 회전 시 분무하면서 입자의 유동이 측정대를 통과하는 높이를 분석하였다



그림 90 수직방향 유동분석장치

## 2) 수직방향 유동분석 결과

분무입자 수직방향 유동은 그림 6과 같이 분무입자가 로터의 수직아래 부분인 200cm 까지는 수직방향으로 이동하고 중심에서 200cm 이후부터 수평방향으로 이동하는 것으로 나타났다.

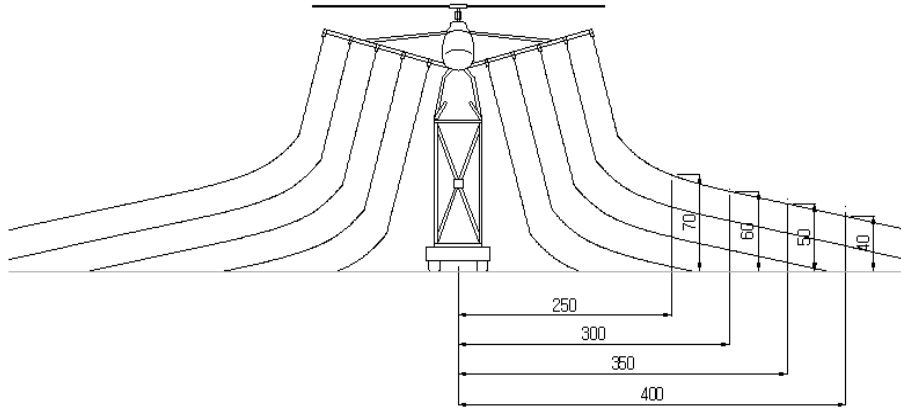


그림 91 수직방향 분무유동분석결과

## 나. 풍속패턴분석

헬리콥터를 이용한 농약살포의 장점은 무인헬기의 메인로터에서 발생된 강한 바람에 의한 송풍살포로 농약의 도달성과 침투성이 양호하여 약효를 최대화 할 수 있다. 따라서 무인헬기의 메인로터의 송풍패턴을 분석하여 바람의 이동 특성과 분무입자의 유동을 정확하게 분석하는 것이 가장 중요하다.

풍속패턴분석은 무인헬기의 비행고도인 3m로 유지하고 로터좌우 측면의 직하방과 후방의 최대풍속을 풍속계(WeatherMAX, 미국)로 높이50cm, 거리50cm 간격마다 측정하였다.

무인헬기 로터의 풍속패턴 분석결과 그림 7과 같이 메인로터 직 하방 및 지면에서 1m 지점에 경계층이 형성되고 풍속이 가장 빠르게 이동하는 위치는 지면에서 0.1~0.5m 지점이었으며, 최대 풍속은 7.8m/sec로 나타났다. 무인헬기의 진행 후방으로의 풍속패턴도 그림 8과 같이 경계층이 형성되었으며, 4m부터는 약간 상승되는 것으로 나타났다.

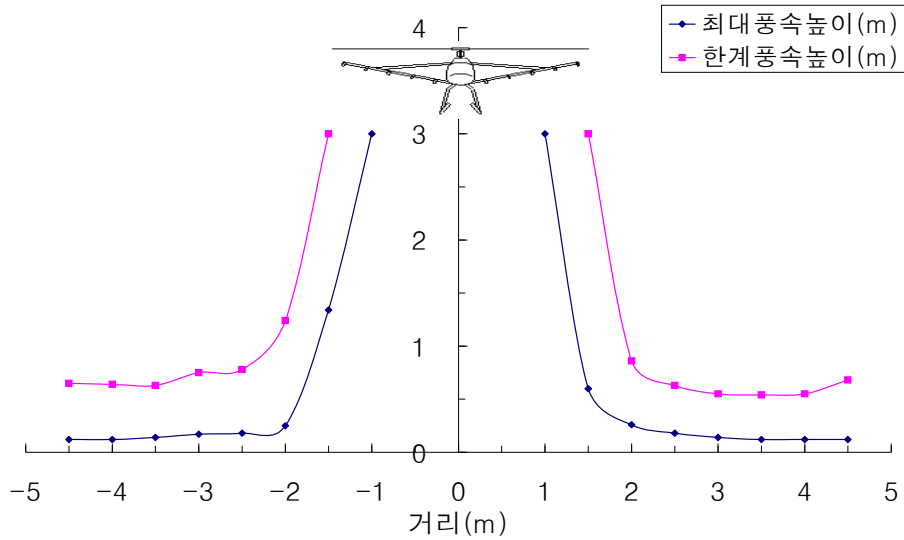


그림 92 좌우측 풍속패턴

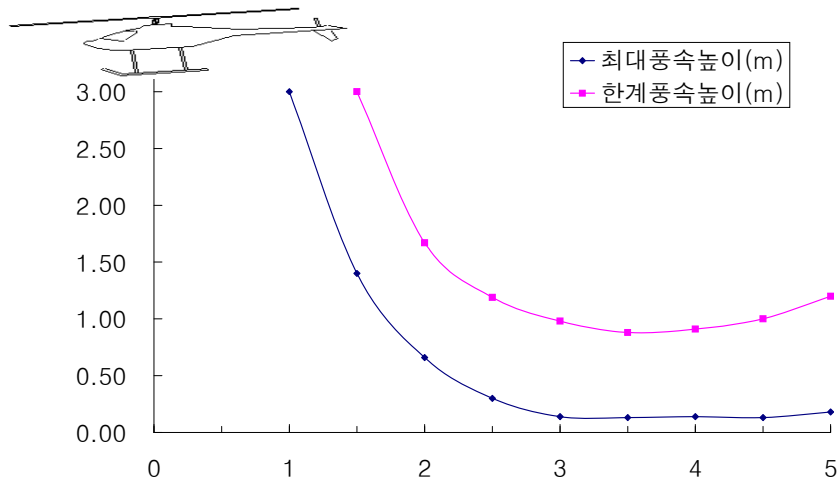


그림 93 비행 후방 풍속패턴

#### 다. 살포분포도 및 균일도 측정

로터 회전 시 붐 높이 및 각도별 살포분포도 및 균일도를 측정하기 위하여 그림 9과 같이 붐의 높이를 2.5, 3m로 붐 각도를 5, 10°로 변화시키고, 분무입자의 살포특성을 분석하기 위하여 감수지를 붐의 아래쪽에 지면에서 높이 5cm, 폭 2.5cm, 길이 4m로 부착하고 메인로터 회전수를 800rpm으로 5초간 살포한 후 감수지에 부착된 분무입자의 입경과 입자수를 15cm 간격으로 그림 11의 칼라영상 현미경(MW200 한국)으로 측정하여 살포분포도 및 균일도를 분석하였다. 시험결과 그림 12, 13에서 보는 바와 같이 선형노즐 및 쌍선형노즐 모두 높이가 3m, 붐 노즐각도 10°에서 살포균일도가 높은 것으로 나타났다.

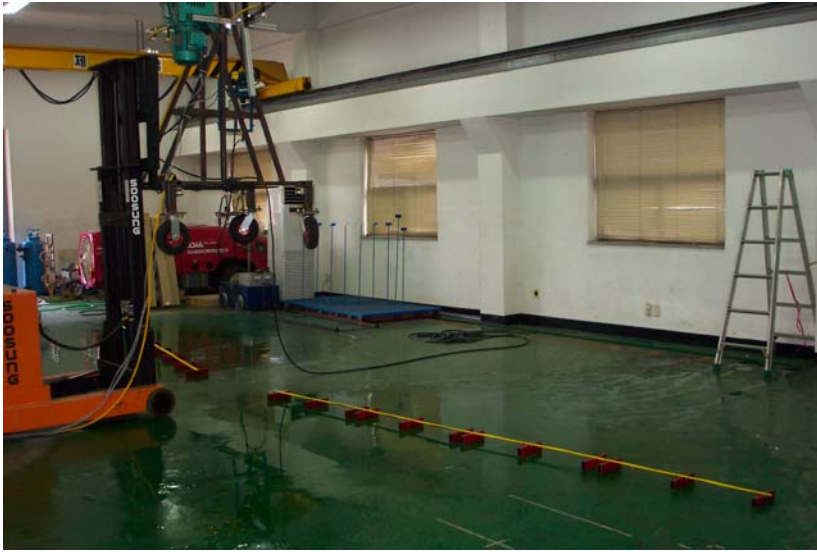


그림 94 살포분포도 및 균일도 측정시험

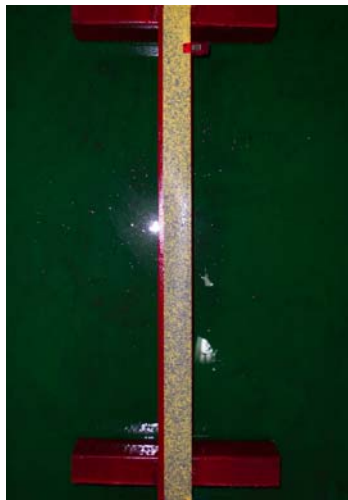


그림 95 분무입자부착상태



그림 96 칼라영상 현미경

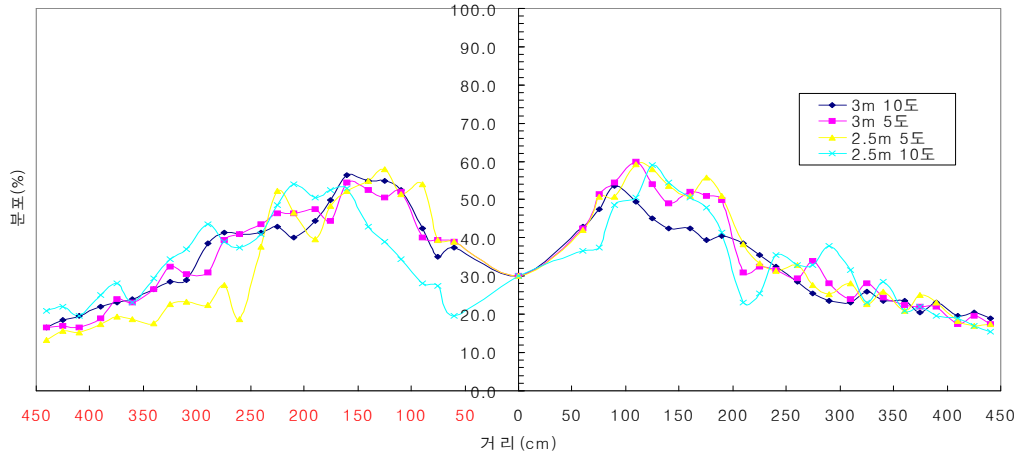


그림 97 쌍선형노즐의 살포분포도 및 균일도

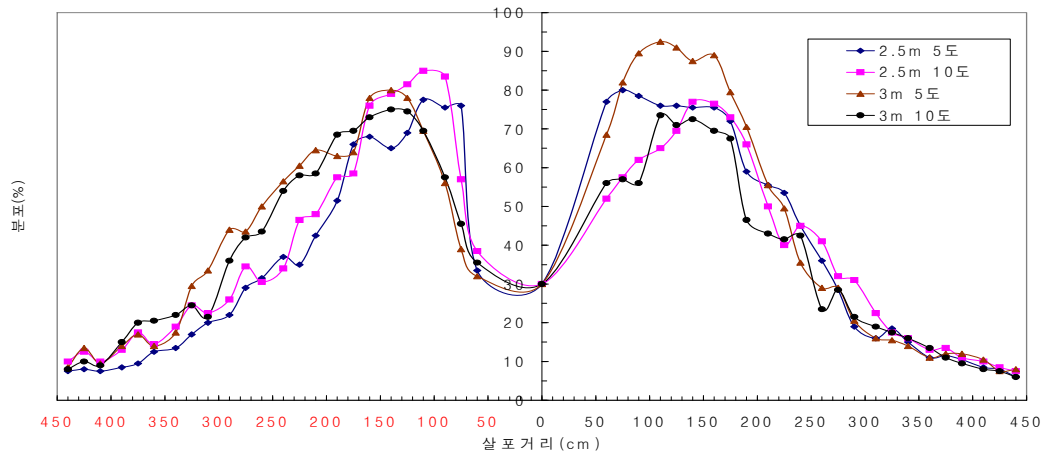


그림 98 선형노즐의 살포분포도 및 균일도

## 라. 방제 시스템의 성능평가

### 1) 노즐 부착 위치별 부유 및 와류분석

노즐 부착 위치별 부유 및 와류분석을 위하여 그림 14 및 15와 같이 메인로터의 끝부분과 일치한 지점에서 노즐을 5cm간격으로 안쪽으로 이동시키고, 로터의 하단에서 50cm 간격으로 1분간 살포하여 송풍패턴의 경계층 밖으로 부유되는 분무입자의 유동을 분석하여 부유를 최소화할 수 있는 노즐의 최적위치를 결정하였다. 또한 로터의 하단 20cm 위치에서 로터 끝부분의 공기 와류에 의한 분무입자가 로터로 유입되는 현상을 최소화 할 수 있는 노즐의 최적위치를 결정하였다.



그림 99 노즐 부착 위치별 부유분석

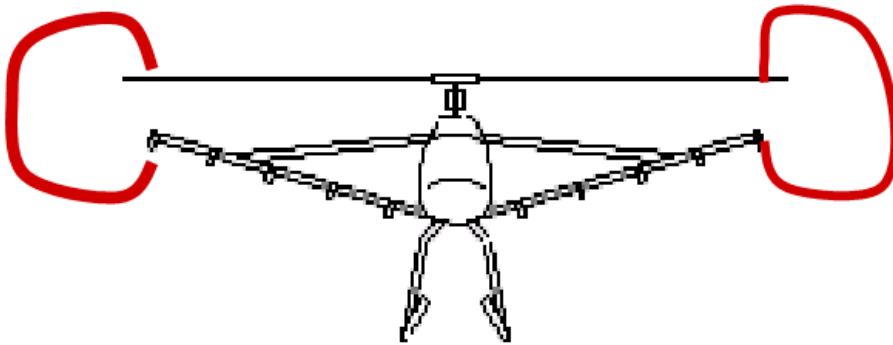


그림 100 분무입자의 와류분석

## 2) 노즐부착위치별 부유분석결과

노즐 부착 위치별 부유분석 결과 그림 16 및 17과 같이 노즐의 부착 위치가 메인로터 끝 부분과 일치하는 곳과 안쪽 5, 10cm 지점에서는 분무입자의 비산이 급격히 증가하는 것으로 나타나 부유 손실을 최소화 할 수 있는 노즐의 위치는 로터 끝에서 15cm 이내로 나타났다.

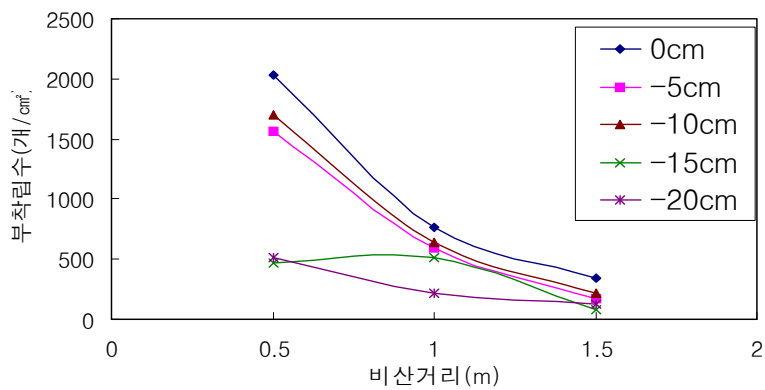


그림 101 쌍선형노즐 부유분석



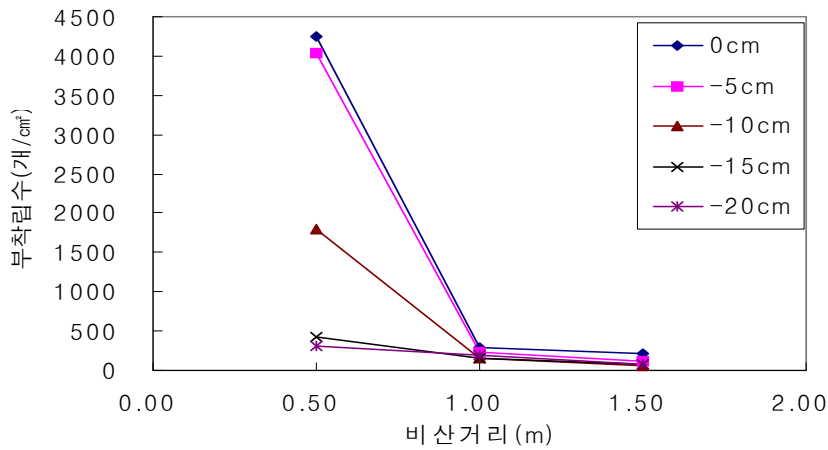


그림 102 선형노즐 부유분석

### 3) 노즐부착위치별 와류분석결과

노즐 부착 위치별 분무입자가 메인로터로 유입되는 와류분석 결과 그림 18과 같이 노즐의 부착 위치가 메인로터 끝부분과 일치하는 0cm와 안쪽으로 5cm 지점에서는 분무입자가 메인로터로 유입이 급격히 증가하는 것으로 나타나 부유 손실을 최소화 할 수 있는 노즐의 위치는 로터 끝에서 10cm 이내로 나타났다.

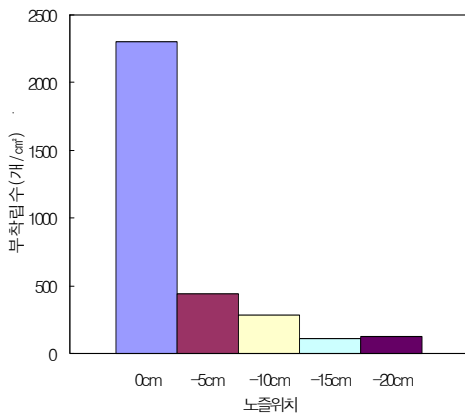


그림 103 쌍선형노즐 와류분석

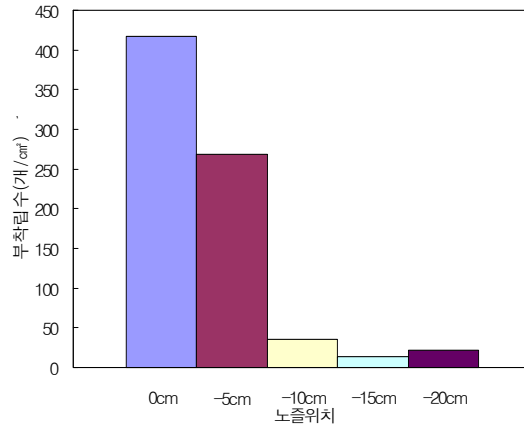


그림 104 선형노즐 와류분석

## 5. 항공방제시스템 개발

### 가. 방제시스템의 무인헬기 부착

방제시스템 장착은 그림 20과 같이 무인헬기 본체의 무게중심에 영향을 최소화 할 수 있는 위치인 메인로터 축과 일직선상에 부착하였다. 메인로터와 붐 사이의 간격은 메인로터의 흔들림을 고려하여 20cm이상으로 정하였다. 노즐의 부착 간격은 쌍선형노즐은 좌우에 각각 2개씩 총 4개를 메인로터 끝에서 15cm 안쪽으로 66cm 간격으로 부착하였다. 붐 노즐의 각도는 상방향으로 15° 경사로 측면을 기준으로 메인로터의 중심축과 나란하게 부착하였다.



그림 105 방제시스템 장착



그림 106 방제시스템 장착

### 나. 항공방제시스템 작동시험

무인헬기에 방제장치를 부착한 후 비행고도 3m, 비행속도 20km/hr로 비행하면서 펌프의 작동상태, 조종자가 원격으로 제어 시 작동 상태 및 붐의 진동에 따른 본체에 미치는 영향 등을 시험하였다.



그림 107 항공방제장치 작동시험



그림 108 항공방제장치 약액통 부착

## 다. 살포성능시험

무인헬기 본체에 방제장치를 부착하고 비행고도 3m, 비행속도 20km/hr로 비행하면서 약액을 분무하였다. 살포균일도 및 살포폭을 분석하기 위하여 감수지(2.5×50cm)를 지면에서 5cm 높이에 10m폭으로 설치하고 살포 후 감수지를 회수하여 비닐테이프를 부착하여 보관 중 수분에 의한 변형이 발생하지 않도록 처리 한 후, 영상현미경으로 부착립 수, 피복면적비 등을 분석하였다. 시험 시 기상조건은 바람이 풍속 1.7m/sec 이하였고, 온도는 20~23°, 습도는 40~50%로 농약을 주로 살포하는 여름철보다는 온도와 습도가 낮은 상태였다.

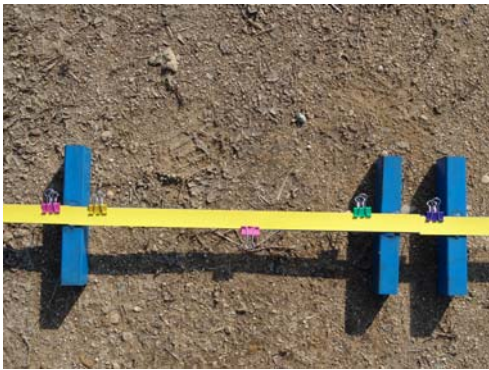


그림 109 감수지 부착



그림 110 감수지 배치

## 라. 시험결과

### 1). 무인헬기본체에 방제장치 부착시험

방제장치 부착 후 비행시험결과 펌프작동, 노즐에서 분무상태, 펌프의 원격제어성능 등은 양호하였다. 또한 방제장치 및 무인헬기본체의 진동변화가 미약하여 비행에는 영향이 없는 것으로 나타났다.



그림 111 무인헬기 살포비행시험

## 2) 메인로터의 송풍 분무입자 유동분석

형광물질을 희석하여 살포한 결과 그림 27과 같이 메인로터에 분무입자 부착이 거의 없는 것으로 나타나 로터 끝부분에서 부유 및 와류에 의한 분무입자의 메인로터로 유입은 적은 것으로 분석되었다. 따라서 본 방제장치로 약액을 분무할 경우 메인로터에서 발생할 바람의 영향으로 부유나 로터 끝에서의 와류현상으로 인한 분무입자의 손실은 적을 것으로 판단되었다.

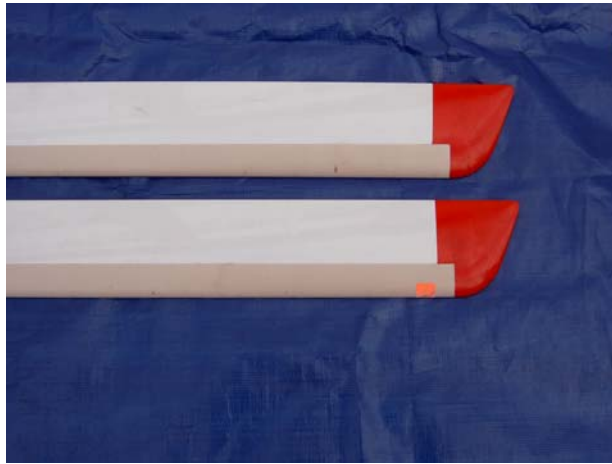


그림 112 메인로터 윗면 분무입자부착정도

## 3) 살포성능시험 결과

살포성능시험결과 칼라영상현미경 시스템을 이용하여 20cm 간격으로 분석하였다. 분석결과 피복면적비는 10~25%정도이고 살포균일도가 높게 나타나 농약살포용 방제장치로 이용이 가능한 것으로 판단되었다. 살포폭은 피복면적비가 5% 이상을 유효살포로 판단할 경우 약 7m인 것으로 나타났다.



그림 113 분무입자 부착상태



그림 114 분무입자 부착상태 상세 사진

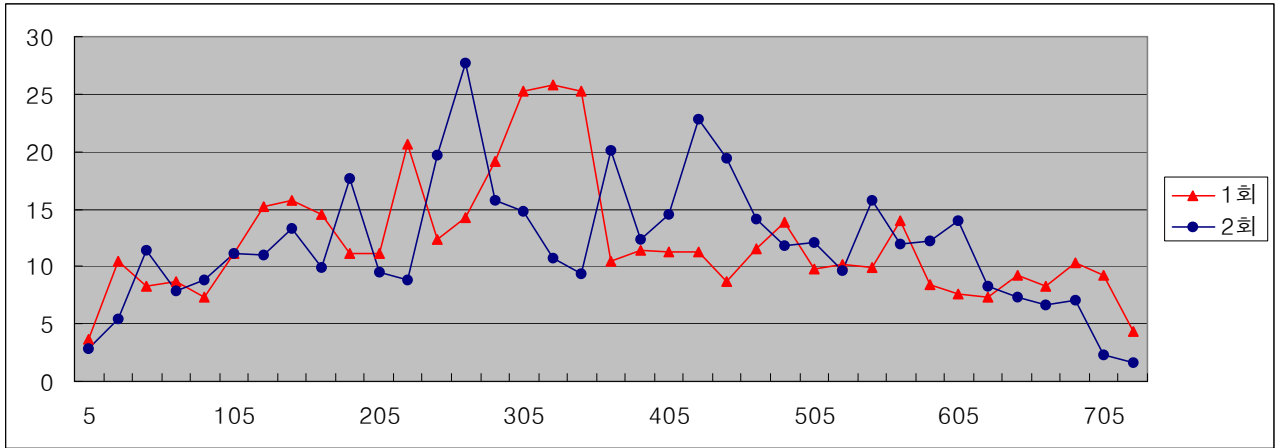


그림 115 분무입자에 의한 피복면적비

### 제 3절 요약 및 결론

농작물의 병해충 방제작업은 고온·다습한 상태에서 농약을 살포하므로 힘들고 농약중독우려 등으로 기피하는 작업이다. 그러나 이러한 작업은 품질 및 생산량을 높이기 위한 필수작업 중에 하나이므로 농약살포 작업자의 농약중독 우려감소와 소량살포 및 적기방제로 환경오염 감소에도 기여할 수 있는 농업용 소형무인헬기를 이용한 항공방제체계를 개발하여 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화함으로써 농산물의 품질 및 가격에서 경쟁력을 갖도록 해야 한다.

벼농사는 물론 밭작물, 과수 등 소규모 필지의 정밀·안전방제에 이용 가능한 무인헬기 부착용 방제시스템의 개발을 위한 본 연구의 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 저투입 정밀농약살포 농용무인헬기 부착용 항공 방제시스템 개발을 위한 방제기준을 비행속도 20~25km/hr, 비행고도 3m, 약액적재중량 24kg, 메인로터 직경 2.8m, 붐 길이 : 2.8m 내외, 살포량 8ℓ/ha로 정하였다.

2. 무인헬기 로터의 풍속패턴 분석결과 메인로터 직 하방 및 지면에서 1m 지점에 경계층이 형성되고 최대풍속은 지면에서 0.1~0.5m 지점에서 7.8m/sec였다.

3. 노즐 부착 위치별 분무입자가 메인로터의 송풍에 의해 측면으로 날아가는 부유와 메인로터로의 유입되는 와류를 분석한 결과 부유 및 와류를 손실을 최소화 할 수 있는 노즐의

위치는 로터 끝에서 15cm 이내로 나타났다.

4. 방제장치의 노즐 부착 간격은 쌍선형노즐은 좌우에 각각 2개씩 총 4개를 메인로터 끝에서 15cm 안쪽으로 66cm 간격으로 부착하였다. 붐 노즐의 각도는 상방향으로 15° 경사로 측면을 기준으로 메인로터의 중심축과 나란하게 부착하였다.

5. 방제장치 부착 후 비행시험결과 방제장치 및 무인헬기본체의 진동변화가 미약하여 비행에 영향이 없을 것으로 판단되었다

6. 형광물질을 희석하여 살포한 결과 메인로터에 분무입자 부착이 거의 없는 것으로 나타나 송풍에 의한 좌우 측방향으로 부유 또는 로터 끝부분에서 와류에 의한 분무입자의 손실이 적은 것으로 분석되었다.

7. 살포성능시험결과 피복면적비는 10~25%정도이고 살포균일도가 높게 나타나 농약살포용 방제장치로 이용이 가능한 것으로 판단되었다. 살포폭은 피복면적비가 5% 이상을 유효살포로 판단할 경우 약 7m인 것으로 나타났다

## 제 4 장 목표달성도 및 관련분야에의 기여도

### 제 1절 과제별 연구개발 목표의 달성도

#### 1. 무인헬기 본체개발

구 분	연구개발 내용	달 성 도
1차년도 (2004. 5 ~ 2005. 5)	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 무인헬기 기술자료 분석                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- 엔진구동방식, 제어형식, 항법, 제형</li> <li>- 무인헬기의 목표성능 제시</li> </ul> </li> <li>○ 고출력비의 특징을 갖는 동력부 개발                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- 적정 엔진 선발</li> <li>- 트랜스미션 및 동력전달부 설계제작</li> <li>- 흡기 및 배기장치 설계제작</li> <li>- 냉각장치의 설계 제작</li> <li>- 시동, 조정서보 및 전기계통</li> </ul> </li> <li>○ 동력부 작동시험</li> </ul>	100
2차년도 (2005. 5 ~ 2006. 5)	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 로터헤드 및 blade 설계제작                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- 로터헤드</li> <li>- Rotor blade의 개발 및 시험</li> <li>- 스와시 서보장치 구성</li> <li>- 지상 유상하중(Lifting) 시험</li> <li>- 소음 특성 및 내구성 시험</li> </ul> </li> <li>○ 기대부 및 테일부 설계제작                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- 기대부 설계 제작</li> <li>- 메인축 및 메인프레임 설계/제작</li> <li>- 테일부 동력전달 장치 제작</li> <li>- 테일로터의 제작</li> <li>- 스테빌라이저 장치 제작</li> </ul> </li> <li>○ RC 조종부 구성                             <ul style="list-style-type: none"> <li>- 수송신 장치의 수급 및 적용</li> <li>- 엔진서보장치 구성 및 시험</li> </ul> </li> </ul>	100
3차년도 (2006. 5 ~ 2007. 5)	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 각부의 조립 및 수정제작</li> <li>○ 동체커버 제작</li> <li>○ landing drop 시험</li> <li>○ 유상하중 비행시험</li> <li>○ 진동특성의 분석 및 설계</li> <li>○ 각부 피로 및 내구성시험</li> </ul>	100

## 2. 안전항법 시스템 개발

구 분	연구개발 내용	달 성 도
1차년도 (2004. 5 ~ 2005. 5)	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 자세제어시스템개발</li> <li>○ 비상안전제어 시스템 설계기술개발</li> <li>○ 모형조종훈련 시뮬레이션개발</li> </ul>	100
2차년도 (2005. 5 ~ 2006. 5)	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ GPS 안전항법 시스템 개발</li> <li>○ 조종훈련 (시뮬레이션, 모형)</li> <li>○ 모뎀/모니터링 장치의 구성</li> <li>○ 비행 및 자세유지 시험</li> </ul>	100
3차년도 (2006. 5 ~ 2007. 5)	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 자세제어 시스템 개발</li> <li>○ 안전항법 시스템 개발</li> <li>○ 비상 hovering 및 landing 장치 개발</li> <li>○ 통합비행시험</li> </ul>	100

## 3. 항공방제시스템 개발

구 분	연구개발 내용	달 성 도
1차년도 (2004. 5 ~ 2005. 5)	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 펌프 및 노즐 선발시험</li> <li>○ 노즐의 특성규명 (유량, 입자, 패턴 등)</li> <li>○ 배관 및 분 설계 (길이, 위치, 방향)</li> <li>○ 후류 영향의 규명 (패턴, 비산 실험)</li> </ul>	100
2차년도 (2005. 5 ~ 2006. 5)	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 풍속패턴 분석</li> <li>○ 개발 ULV 시스템의 장착 및 평가</li> <li>○ 살포 분포도 및 균일도 측정</li> <li>○ 개발 ULV 시스템의 성능평가</li> </ul>	100
3차년도 (2006. 5 ~ 2007. 5)	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ ULV 방제시스템 개발</li> <li>○ 시스템 살포성능의 시험평가</li> <li>○ 항공방제 이용기술 확립</li> <li>○ 항공방제 법규제안</li> </ul>	100

## 제 2절 관련분야에의 기여도

지금까지 항공방제기계기술 분야가 1단계 도약하는 계기가 되었다. 본 연구를 통해 관련 분야에의 기여도는 다음과 같다.

1. 무인헬기의 동력전달부, 메인로터, 테일로터 등 핵심기술을 독자적으로 개발함으로써 미래 첨단 기술을 확보하였다.



2. 첨단 IT기술을 이용하여 개발한 안전항법 시스템은 자동 자세제어 기술을 첨가하여 조종자의 편리한 조종 작업이 가능하고 비상발생 시 자체 점검 및 비상대응 시스템은 안전한 조종이 가능하다. 이러한 기술은 무인헬기 뿐만 아니라 무인농작업기계에도 적용이 가능한 기술로 첨단 농업기계 개발에 많은 기여를 할 것으로 판단된다.

3. 항공방제 시스템 개발의 결과인 송풍패턴분석은 메인로터의 송풍에 의한 분무입자의 유동을 분석한 결과로 유인항공기로 방제작업을 할 경우에도 유용하게 적용될 것으로 판단된다.

## 제 5 장 연구개발결과의 활용계획

### 1. 추가연구의 필요성

가. 본 연구결과는 우리나라 무인헬기 기술의 시작으로 무인헬기를 농가에 보급하기 위해서 생산업체에서 양산을 위한 금형, 조립공정, 조립라인 설계 등 추가적인 연구가 필요하다.

나. 농약을 살포하여 약효 약해 등에 대한 검증과 무인헬기 전용약제 등록 등 농약을 적용한 연구가 추가적으로 필요하다

### 2. 기업화 추진방안

본 연구 결과를 참여기업에 기술 이전하여 농업현장에 생산 판매할 계획이다.

## 제 6 장 연구개발과정에서 수집한 해외과학기술정보



## 제 7 장 참고문헌

1. 강태경. 2004. 과수 방제기용 정전대전 살포시스템 개발. 충북대학교 대학원 박사학위논문
2. 강태경. 1995. 무인헬기용 방제구명 개발.
3. 구영모. 1996. 직주입 총유량 자동제어방식 분관방제기의 개발. 한국 농업기계 학회지. 21(2): 155-166
4. 구영모; 정재은. 1998. 주행속도 보상형 분방제기의 개발. 한국 농업기계 학회지. 23(3): 211-218.
5. 구영모; A.R. Womac. 2000. 항공방제용 지면속도 감시장치의 개발. 한국 농업기계 학회지. 25(3): 233-240.
6. 空中徹布試験 (LV,ULV)のための技術資料.1978.ビーム研究會. pp.1~48.
7. 김정엽. 이경태 황호연. 안 준. 박성수. 이성렬. 김민성. 한영모. 2003. 수직이착륙무인기 체계개념 연구. 세종대학교. 과학기술부 연구보고서
8. 김중욱 외 1999. 무인항공기 기술 및 시장동향조사. 학술회의 발표대회 184-187.
9. 김중욱, 황찬정, 구삼욱, 염찬홍, 최동환. 1999. 무인항공기 기술 및 시장동향조사. 한국우주학회 추계학술 발표대회 184-187
10. 김학진. 1995. 분. 방제기 살포 장치의 설계 요인구명을 실험적 연구  
서울대학교 대학원 석사논문
11. 農林水産部 1988. 空中 徹布 農藥. 農林 水産 航空 協會 : pp. 269.
12. 農林水産部 1991. 作物 保護와 農藥의 安全 使用 : pp. 264.
13. 農林水産部 1988. 農林 水産 航空 事業 技術 指針(農藥 肥料 徹布 編) 農林水産航空協會 pp. 149.
14. 農林水産部 1988 農林 水産 航空 年報. 農林水産 航空 協會 : pp. 225.
15. 農林水産航空年報. 1988. 農林水産性. pp.1~57.
16. 農林水産航空事業技術指針. 1988. 農林水産性. pp. 3~136.
17. 農村 研究 指導 情報. 1993. 第56號 : pp.13~15.
18. 農村 研究 指導 情報. 1995. 農林水産航空協會.
19. 대우중공업 1997. 대우중공업 다목적 무인헬기 개발사업. 한국항공우주 공학학회지. 25(4) 162-169
20. 로헤이 이치카와. 1993 無人헬기방제 매년 3배씩 늘고 있다. 농약정보 14(6) : 55~57.
21. 류종주. 김중철. 김재무. 이대선. 주진. 우경식. 1996. 다목적 회전익기 핵심기술연구. 항공우주연구소. 과학기술처 연구보고서.
22. 박춘배 역. 1992. 헬리콥터의 이해. 경문사 .
23. 배기형. 2002. 세계 주요국의 무인항공기 개발 현황과 국내 개발의 필요성 . 세종대학교

한국항공산업연 구소. 62집 70-87

24. 産業用無人 헬리콥터實用化促進試驗成績書 1990. 農村水産航空協會. pp. 1~129.
25. 石田茂樹. 早川博文. 1987. 無人 制御헬리콥터에 의한 農藥의 微量 撒布 技術의 開發. 農林水産技術會議 事務局
26. 심현철.1993. 모형헬리콥터의 정지비행 제어기의 설계에 관한 연구 . 서울대학교 대학원 석사학위논문.
27. 안옥선. 2001. 작목별 농작업환경과 농업인의 작업부담에 관한 연구. 서울 대학교 박사논문.
28. 안준. 2000. 초소형 항공기 (MAV)의 개발현황 및 전망. 한국항공우주 공학학회지. 28(7) 145-154.
29. 윤광준 변영환 구남서 박경훈 김규범 이제동 이진호 황희철 . 2003. 스마트 무인기 기술 개발 . 과학기술 부 연구보고서.
30. 이강희. 1996. 파일럿 핸드북Ⅲ - 헬리콥터 조종사. 비행연구원.
31. 이수갑, 최기영, 장세명 (S. Newman 원저) 2003. 헬리콥터 공학. 도서출판 인터비전.
32. 田中徹. 1990 헬리콥터의 農業에 利用. 今月の 農業 2월호 : pp.24~40.
33. 航空防除用 農藥. 1995. 農林水産航空協會. pp. 223.
34. Aerial Application Handbook, Kansas State University, Kansas, USA
35. Arthur H. Lefebvre.1989. Atomization and sprays. pp. 421. Ohemisphere publishing Co. New York
36. Butler,B.J., N. B.Akesson,and W.Yates. 1969.Use of spray adjuvants to reduce drift. transactions of the ASAE. pp. 182~186
37. C.G Mcwhorter and M.R. Gebhardt.1987. Methods of applying herbicide : 123~136. Weed science society of America.
38. Drew, N.W. and J. M. Winchester. 1970. Practical problems in accelerated testing of pesticide formulation. Pestic. Sci 1: 279~286
39. Groves, M.j.1970. Accelerated stability testing of formulations. Pestic. Sci. 1: 274~278
40. Horio, M. 2004. Crop growth measuring device mounted on an unmanned helicopter. Journal of the Japanese Society of Agricultural Machinery 66(2):13-16. (In Japanese).
- 41.. Kilgore, W.W., Wesley E. Yates, J. M. Ogawa. 1964 Evaluation of Concentrate and dilute ground air-carrier and aircraft spray coverages. Bull.1191. pp. 1~18
42. Koo, Y.M., C.S. Lee, T.S. Soek, S.K. Shin, T.G. Kang, S.H. Kim and T.Y.Choi. 2006. Aerial application using a small RF controlled helicopter ( I ) -status and

- cost analysis-. Journal of the Korean Society for Agricultural Machinery.
43. Koo, Y.M., T.S. Soek, S.K. Shin, C.S. Lee and T.G. Kang. 2006b. Aerial application using a small RF controlled helicopter (III) -lift test and rotor system-. J. of Bio systems Eng.. 31(3): 182-187. (In Korean)
  44. Lee, K.T. and K.H. Lee. 2000. UAV-Current and Future. Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science. 28(6):142-163. (In Korean).
  45. Leishman, J.G. 2002. Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge University Press.
  46. Norman B, Akesson and Wesley C.Yates. 1974. The use of aircraft in agriculture.
  47. Norman B. Akesson and Wesley E.yates. 1974. The of aircraft in agriculture. pp. 217. FAO. Rome
  48. Matthews, G.A. 1992. Pesticide application methods. 2nd ed. pp. 405. John Wiley and Sons. Inc. New York.
  49. Marshall, J., A.D. McMechan, and K. Williams. 1963. Low-volume air-blast spraying in British Columbia orchards: Canada Dept. of Agr. bull. 1101. pp. 1~18
  50. Minetomo, H. 2004. Disaster monitoring based on an unmanned helicopter. Journal of the Japanese Society of Agricultural Machinery 66(2):13-16. (In Japanese).
  51. Plint, M. and A. Martyr. 1995. Engine testing theory and practice, Oxford, Boston
  52. Raw, G.R. 1980. CIPAC HANDBOOK. Vol 1.p.20. W. Heffer and Sons Ltd. Great Britanin.
  53. Sato, A. 2004. Autonomous control system of an unmanned helicopter. Journal of the Japanese Society of Agricultural Machinery 66(2):17-20. (In Japanese).
  54. Sekiguchi, Y. 2004. The present situation of unmanned helicopter in agriculture. Journal of the Japanese Society of Agricultural Machinery 66(2):8-12. (In Japanese).
  55. Soek, T.S., Y.M. Koo, C.S. Lee, S.K. Shin, T.G. Kang and S.H. Kim. 2006a Aerial application using a small RF controlled helicopter (II) -development of power unit- J. of Bio systems Eng. 31(2): 102-107. (In Korean)
  56. Roers, A.R. 1970. A review of accelerated chemical tests. Pestic. Sci 1: 266~273
  57. Wesley E. Yates, N. B. Akesson, 1974 Spray Distributions in Peach Prchards from Helicopter and Ground Applications.
  58. Wesley E. Yates, N. B. Akesson, R.E. Cowden. 1974. Criteria for Minimizing Drift Residues on Crops Downwind from Aerial Applications. TRANSACTIONS of the ASAE. pp. 627~63250
  59. Yamaha website. <http://www.yamaha-motor.co.jp/product/sky/>



## 부 록

### I. 무인헬리콥터를 이용한 항공방제 이용기술

1. 무인헬리콥터를 이용한 항공방제 시에는 다음과 같은 적합한 기상조건인가 확인한다.

#### <바 람>

가. 기류가 안정된 시간대에 살포를 행하고 지상 1.5m에서 풍속이 3/m초를 넘을 경우 살포비행은 하지 않는다.

나. 풍향에 주의하고 살포장소 이외의 지역에 농약이 비산하지 않도록 특히 주의한다. 또한, 장소에 따라서는 비행코스나 비행고도, 비행속도를 변경하는 등 비산방지대책을 세워준다.

다. 구조종사와 작업자 등은 반드시 바람을 등지고 작업한다.

#### <비, 안개>

강우 시, 안개 발생 시 등에는 살포작업을 하지 않는다.

2. 구조종사와 작업자는 기체로부터 15m 이상 떨어진다. 또한 기체와 구조종사와의 최대거리는 수평방향 150m 이내로 한다.

3. 비행방향은 사람과 가옥, 장애물, 태양 등을 향해서 비행해서는 안된다. 또한 구조종사의 주위는 반드시 발 디딜 곳을 확보하여 수평비행을 하고, 15m이내에서 비행을 해서는 안된다.

4. 평탄지에서의 살포비행은 배풍 살포를 기본으로 한다. 호버링이나 선회 중에는 약제를 살포하지 않는다.

5. 경사면에서의 살포비행은 등고선을 따라 상승살포비행을 기본으로 한다.

6. 장애물이 많은 곳에서의 살포비행은 여유적재능력을 충분히 확보한 후 실시한다.
7. 비행속도를 올릴 수 없는 장소에서의 살포는, 살포장치의 분출량을 조절하여 저속으로 살포한다. 또한 살포장치의 분출량을 증가시켜 살포기준 이상의 고속살포는 하지 않는다.
8. 주조종사는 자기기량에 맞추어 여유있는 살포비행을 한다. 살포는 기상이 비교적 안정되어 있는 오전으로 하고, 1시간에 1회는 반드시 휴식을 취해준다.
9. 폭주비행사고를 방지하기 위해 다음의 사항을 엄수한다.

가. 비행 전 준비

사전에 비행구역 내의 상황을 확인하고, 만일의 사태에는 안전지대에 무인헬리콥터를 떨어뜨리도록 안전비행계획을 세워준다.

나. 비행 중

비행고도가 높으면 장애물을 넘어 시야확보가 되지 않는 곳까지 갈 가능성이 높으므로, 기준 이상으로 올리지 않는다. 특히, 재선충 방제와 같이 고고도 비행을 요할 경우에는 더욱 주의한다.

다. 긴급대응

a. 시야권 밖 또는 위험지대로 무인헬리콥터가 나아갈 것 같은 상황이 닥치면, 스로틀스틱을 최저위치에 놓아 안전지대에 기체를 떨어뜨린다. 상황이 더욱 긴박하다면, 조종기의 엔진정지 스위치를 눌러 기체를 떨어뜨린다.

b. 만약, 시야권 밖으로 무인헬리콥터가 나가면 스로틀스틱을 최저 위치에 놓고, 조종기의 메인스위치를 꺼서 페일세이프를 작동시킨다.

### <살포구역의 확인과 표시>

살포작업을 안전하고, 효과적으로 실시하기 위해서는 현지지형과 살포구역을 확인하고, 계획면적 장애물의 위치, 타 작물과 유기농산물의 생산포장, 주조종사가 지나갈 길, 살포비행 시



주의해야 할 곳 등을 정확히 파악할 필요가 있다.

가. 기종의 성능과 조작기량을 과대평가하지 말고, 계획면적에 따른 방제작업순서를 작성한다.

나. 작업순서에 따라 현지를 확인하고, 살포구역을 주조종사가 쉽게 식별할 수 있도록 핑크색의 표식을 설치한다. 표식은 주조종사가 보기 쉽도록 1.5m 높이로 설치한다.

다. 장애물과 살포비행에서 주의할 장소 등에는 필요에 따라 주조종사가 보다 용이하게 인식하기 위해 오렌지색 표식을 설치한다. 또한, 가옥이나 전봇대 등에는 너무 접근하면 잘 보이지 않게 되고, 효과적이지 않다.

라. 주조종사가 지나갈 길은, 바람이 불어오는 반대쪽으로 안전한 논길 또는 밭의 경계지를 선택한다. 밭밀이 불안정한 장소는 기체를 착륙시키고 나서 주조종사가 이동하도록 한다. 또한 떨어진 장소로 이동할 시에는 비행 상태로 이동하지 말고, 기체를 착륙시킨 뒤 지상에서 이동한다.

마. 현장의 상태를 잘 알 수 있는 축적지도를 준비한다. (1/10000 정도의 축적이 바람직) 지도의 좋고 나쁨은 작업의 정밀도나 살포비행의 안전과 직접관련이 있다는 것을 인식한다.

### <살포비행 시 주의할 장소>

살포비행은 비행속도 10~20km/h, 비행고도 (지상 혹은 작물 위) 3~4m 이다.

무선으로 조작하기 때문에 살포구역은 물론 그 주변의 환경을 충분히 파악하여 안전하고 효과적인 방제작업을 실시한다. 또한, 주조종사의 조작기량을 과대평가하지 말고, 안전비행을 한다.

다음과 같은 사항에서는, 특히 주조종사의 조작기량과 전파방해를 확인하여 안전성이 충분히 확인되지 않을 경우에는 살포구역에서 제외한다.

(1) 교통이 빈번한 도로, 주택, 학교, 병원 등의 공공시설주변에서 살포비행을 할 때에는 절대로 이러한 시설들을 향해서 비행해서는 안된다. 또한, 이 시설들을 향해 바람이 불 때에는 약재가 비산하지 않도록 충분히 주의하여 살포한다.

(2) 수원지, 하천, 정수장 등의 주변이나 공공위생상 악영향이 예측되는 곳

(3) 시가지역 혹은 그와 비슷한 시가인접지역

(4) 야외주차장등의 주변

(5) KTX나 철도, 공항(비행장) 주변

(6) 고압선, 발전소, 변전소 주변

(7) 양잠, 가축(축사, 계사), 양봉, 양어, 타 작물이나 유기농산물의 생산포장, 살포대상 이외의 작물 등에 위 · 피해를 끼칠 우려가 있는 곳.

(8) 간선도로나 철도 등의 근처에서 살포비행을 할 때는 전과방해나 가선의 지지선 등의 장애물이 있으므로, 조작범위는 간선도로 혹은 철도와 무인헬기의 거리를 1/2 이내에서 행한다.

(9) 고압선, 발전소 변전소 근처에서 살포비행을 할 때에는 기체와 구조종사와의 거리는 100m 이내에서 조작한다.

(10) 간선도로나 주차장 근처에서 살포비행을 할 때에는 살포약재에 따라 자동차의 도장에 영향을 미치는 종류가 있으므로, 자동차에 약재가 비산하지 않도록 충분히 주의해준다. 예를 들어 주행 중인 자동차가 없을 때 살포하거나 또는 주차중인 자동차에 시트를 덮어주거나 일시 이동하거나 하여 살포비행을 한다.

(11) 저수지, 댐, 강등의 상공에서는 비행하지 않는다. 또한 그 주변에서 살포비행을 할 때에는 살포약재가 저수지 등에 비산되지 않는다는 것을 확인하고 나서 실시해 준다. 더욱이 저수지, 댐, 강의 근처에서는 풍향이 불안정하기 때문에 충분히 주의하여 조작해준다.

(12) 살포대상이외의 작물과 유기농산물의 생산포장 및 하우스 근처에서 살포비행을 할 경우에는, 풍향, 풍속에 주의하여 살포 약재가 비산되지 않는다는 것을 확인하고 나서 실시한다. 비산의 우려가 있는 경우에는 충분한 거리를 두고 살포비행을 하는 등의 적절한 대책을 취한다.

(13) 살포비행 중의 사고의 대부분은 전봇대, 전선, 나무 등과의 접촉에 의한 것이다. 전봇대, 전선, 나무, 간판, 도로표지판 등의 근처에서 살포비행을 할 경우에는 이들 장애물을

향해 비행시키지 않는다. 더욱이 전봇대가 있으면 그 옆으로 난 지지선은 없는지 충분히 주의할 것을 기울이고, 가능하다면 표식깃발을 붙여준다.

### <2대 이상을 동시에 비행시킬 경우>

- (1) 기체의 주파수는 동일 주파수를 사용하지 않는 것이 중요하다.
- (2) 2기 이상 동시에 비행시킬 때, 기체의 간격은 각각 500m 이상으로 거리를 둔다.

### <보조조종사 매뉴얼>

살포비행의 안전과 살포비행의 효과를 충분히 확보하기 위해서는 포장의 반대편에서 주조종사에게 연락하는 보조조종사가 중요한 역할을 한다. 특히 주조종사는 기체를 주시하며 조작하기 때문에 장애물을 확인할 여유가 없으므로 보조조종사는 면밀히 연락할 필요가 있다.

(사전준비)

- (1) 무전기를 사용하여 확실하게 연락해 준다. 무전기는 동시 통화할 수 있는 것이 편리하다.
- (2) 보조조종사도 주조종사와 마찬가지로 헬멧, 마스크, 긴소매 상의 등의 복장으로 작업을 한다.
- (3) 보조조종사도 무인헬기의 취급설명서와 입문서를 잘 읽고 취급방법, 살포방법을 숙지한다. (가능하다면 보조조종사도 무인헬기를 조종할 수 있는 사람이 좋다.)
- (4) 살포자재의 준비, 조합, 적재방법을 주조종사와 다른 작업자와 사전에 상의한다.
- (5) 보조조종사와 주조종사는 사전에 살포하는 약재의 사용방법과, 살포구역내의장애물(전선, 전봇대, 도로표지판 등) 및 타 작물과 유기농의 생산포장을 확인해 둔다.
- (6) 살포구역의 전과상태를 사전에 확인해 둔다.
- (7) 보조조종사도 주조종사와 마찬가지로 1시간에 1번은 휴식을 취한다.
- (8) 보조조종사는 살포코스로부터 20m 이상 떨어진 곳에서 바람이 불어오는 쪽에 서서 연락해준다.
- (9) 주조종사의 기량에 따라서 보조조종사가 살포장치의 ON/OFF를 해준다.
- (10) 장애물(전선, 전봇대, 도로표지판 등) 타 작물 유기농생산물의 생산포장의 유무와 거리, 높이 등을 확실하게 주조종사에게 연락해준다.

(11) 통행인과 차가 주조종사에게 접근하는 것을 알려 통행인과 차에 무인헬기가 근접하지 않도록 연락해 준다.

(12) 보조조종사는 사전에 주조종사와 비행계획을 세우고 다음 살포장소로의 이동방법을 주조종사에게 연락해준다.

### <무인헬기의 적재능력>

무인헬기의 최대 적재량은 기종마다 다르지만, 그 외에도

- (1) 작업현지의 표고
- (2) 기온 · 습도
- (3) 헬리포트의 지형
- (4) 기체별 성능 차

등의 요인에 따라 변화가 생기므로, 항상 최대능력을 발휘할 수 있는 것은 아니다. 살포 비행하는 입지조건을 충분히 확인하고, 약재이 적재량을 정해준다. 화물을 만재한 상태로 이륙하는 것은 최대마력을 필요로 하기 때문에 가장 신중한 조정이 요구되며, 이 시점의 화물 초과는 상당한 위험을 동반하는 것이 된다.

### <헬리포트의 설치와 안전대책>

헬리포트의 설치장소는 평탄한 논길을 선택한다. 다만 차와 통근, 통학자 등이 빈번하게 통과하는 도로의 사용은 피한다. 헬리포트 주변은 로터의 풍압으로 작물이 손상될 우려가 있다. 이 점도 반드시 유의하여 헬리포트를 설치해준다.

[전반적인 주의사항]

헬리포트는 무인헬기의 이착륙지점이기 때문에 주변에 장애물이 없는 논길 등을 선택한다.

(1) 메인로터의 회전반경내에 들어가 기체에 접근하여 작업을 할 경우에는 반드시 메인로터의 정지를 확인하고 나서 실시한다.

(2) 엔진의 스위치를 꺼도 메인로터나 테일로터는 즉시 정지하지 않는다. 무의식중에 접근하지 않는다.

(3) 엔진의 시동을 걸면 주조종사나 작업자 등은 기체로부터 15m 이상 떨어진다.

[자재의 배치]

헬리포트주변에 농약, 연료 등의 자재와 운반차량을 준비할 경우 다음과 같은 사항을 지킨다.

- (1) 자재를 야적한 높이는 0.5m를 넘어서는 안된다.
- (2) 적재팜프, 농약조합용기, 작업원 및 운반차량 등의 대기위치는 헬리포트에서 15m 이상 거리를 유지해 배치해 준다.
- (3) 로터의 회전으로 솟아올라 수 있는 (종이, 비닐, 빈 봉지 등) 것은 사전에 제거하거나 혹은 무거운 돌을 올려놓는 등의 조치를 취해 준다.
- (4) 연료가 배치되어 있는 주변에는 화기를 엄금해 준다.

[작업중의 주의사항]

헬리포트에서는 이착륙 할 때마다 기체의 점검과 농약의 적재 등을 하기 때문에 신속한 작업이 요구된다. 안전을 위해 헬리포트 주변의 행동에 대해서는 특히 다음의 사항을 반드시 지켜준다.

- (1) 구조종사와 작업자는 반드시 헬멧을 착용한다.
- (2) 상황에 따라서는 방독안경, 마스크, 등을 착용한다.
- (3) 적재작업은 반드시 로터의 정지를 확인하고 나서 해준다.
- (4) 약봉지의 자른 부분, 실 조각, 혹은 모래, 진흙 등의 이물이 약액 또는 희석수에 들어가면 살포장치의 고장의 원인이 된다. 농약을 희석하는 물로 깨끗한 물을 준비하는 등 이물이 혼입방지에 주의해준다.



## II. 안전항법 시스템 제어프로그램

```
void Tx_alarm_call(void)//컴퓨터와 사용자에게 비상신호를 송출
{
    if(err == ERROR)
    {
        WRITE_COM_DATA(COMA,ERROR);//컴퓨터에 비상신호 송출
        delay_us(1);
        WRITE_USER_DATA(COMB,ERROR);//사용자에게 비상신호 송출
        delay_us(1);
    }
}

void Rx_alarm_call(void)
{
    if(err == ERROR)
    {
        READ_COM_DATA(READA,USER);//사용자로부터 리시브신호를 받음
        if(READA == USER)
        {
            OK=1;
        }
        delay_us(1);
    }
}

void CalculateRudder(void)//자동제어로 전환시의 heading값을 저장해 두었다가 heading 값이 바뀌면 다시
//제자리로 돌아오게 한다
{
    static double OpHeading;

    OpHeading = Saved_Heading - 180;

    if(OpHeading < 0)
        OpHeading = OpHeading + 360;

    if(Heading < 180)
    {
        if(Saved_Heading > Heading && Saved_Heading < OpHeading)
        {
            if(Saved_Heading-Heading > 30)
                servo_out[3] = 4220;
            else if(Saved_Heading-Heading > 25)
                servo_out[3] = 4058;
            else if(Saved_Heading-Heading > 20)
                servo_out[3] = 3967;
            else if(Saved_Heading-Heading > 15)
```

```

        servo_out[3] = 3758;
    else if(Saved_Heading-Heading > 10)
        servo_out[3] = 3676;
    else if(Saved_Heading-Heading > 5)
        servo_out[3] = 3500;
    else
    {
        servo_out[3] = 3385;
    }
}
else
{
    if(Saved_Heading > OpHeading)
    {
        if((Heading - Saved_Heading + 360) > 30)
            servo_out[3] = 2547;
        else if((Heading - Saved_Heading + 360) > 25)
            servo_out[3] = 2627;
        else if((Heading - Saved_Heading + 360) > 20)
            servo_out[3] = 2827;
        else if((Heading - Saved_Heading + 360) > 15)
            servo_out[3] = 2900;
        else if((Heading - Saved_Heading + 360) > 10)
            servo_out[3] = 3105;
        else if((Heading - Saved_Heading + 360) > 5)
            servo_out[3] = 3176;
        else
        {
            servo_out[3] = 3385;
        }
    }
    else
    {
        if(Heading - Saved_Heading > 30)
            servo_out[3] = 2547;
        else if(Heading - Saved_Heading > 25)
            servo_out[3] = 2627;
        else if(Heading - Saved_Heading > 20)
            servo_out[3] = 2827;
        else if(Heading - Saved_Heading > 15)
            servo_out[3] = 2900;
        else if(Heading - Saved_Heading > 10)
            servo_out[3] = 3105;
        else if(Heading - Saved_Heading > 5)
            servo_out[3] = 3176;
        else
        {

```



```

servo_out[3] = 3385;
    }
}
}
else
{
    if(Saved_Heading < Heading && Saved_Heading > OpHeading)
    {
        if(Heading - Saved_Heading > 30)
            servo_out[3] = 2547;
        else if(Heading - Saved_Heading > 25)
            servo_out[3] = 2627;
        else if(Heading - Saved_Heading > 20)
            servo_out[3] = 2827;
        else if(Heading - Saved_Heading > 15)
            servo_out[3] = 2900;
        else if(Heading - Saved_Heading > 10)
            servo_out[3] = 3105;
        else if(Heading - Saved_Heading > 5)
            servo_out[3] = 3176;
        else
        {
            servo_out[3] = 3385;
        }
    }
    else
    {
        if(Saved_Heading < OpHeading)
        {
            if((Saved_Heading - Heading + 360) > 30)
                servo_out[3] = 4220;
            else if((Saved_Heading - Heading + 360) > 25)
                servo_out[3] = 4058;
            else if((Saved_Heading - Heading + 360) > 20)
                servo_out[3] = 3967;
            else if((Saved_Heading - Heading + 360) > 15)
                servo_out[3] = 3758;
            else if((Saved_Heading - Heading + 360) > 10)
                servo_out[3] = 3676;
            else if((Saved_Heading - Heading + 360) > 5)
                servo_out[3] = 3500;
            else
            {
                servo_out[3] = 3385;
            }
        }
    }
}
}
}

```

```

else
{
    if((Saved_Heading - Heading) > 30)
        servo_out[3] = 4220;
    else if((Saved_Heading - Heading) > 25)
        servo_out[3] = 4058;
    else if((Saved_Heading - Heading) > 20)
        servo_out[3] = 3967;
    else if((Saved_Heading - Heading) > 15)
        servo_out[3] = 3758;
    else if((Saved_Heading - Heading) > 10)
        servo_out[3] = 3676;
    else if((Saved_Heading - Heading) > 5)
        servo_out[3] = 3500;
    else
    {
        servo_out[3] = 3385;
    }
}
}
}
}

```

void CalculateAttitude(void)//피치와 롤을 번갈아가며 컨트롤 하여 호버링상태를 유지한다.

```

{
    static int ControlNum=0;

    if(ControlNum==0)//롤을 컨트롤 한다.
    {

        if((Roll-2.5) > 30)
        {
            servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 4300; servo_out[5]= 3722;
        }
        else if((Roll-2.5) > 25)
        {
            servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 4129; servo_out[5]= 3690;
        }
        else if((Roll-2.5) > 20)
        {
            servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 4071; servo_out[5]= 3575;
        }
        else if((Roll-2.5) > 15)
        {
            servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 3915; servo_out[5]= 3558;
        }
        else if((Roll-2.5) > 10)
    }
}

```

```

    {
        servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 3829; servo_out[5]= 3357;
    }
else if((Roll-2.5) > 5)
{
    servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 3676; servo_out[5]= 3324;
}
else if((Roll-2.5) < -30)
{
    servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 3170; servo_out[5]= 2605;
}
else if((Roll-2.5) < -25)
{
    servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 3160; servo_out[5]= 2739;
}
else if((Roll-2.5) < -20)
{
    servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 3310; servo_out[5]= 2767;
}
else if((Roll-2.5) < -15)
{
    servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 3300; servo_out[5]= 2900;
}
else if((Roll-2.5) < -10)
{
    servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 3392; servo_out[5]= 2978;
}
else if((Roll-2.5) < -5)
{
    servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 3442; servo_out[5]= 3066;
}
}
else//피치를 콘트롤 한다.
{

    if(Pitch > 30)
    {
        servo_out[1]= 3709; servo_out[2]= 3761; servo_out[5]= 3016;
    }
else if(Pitch > 25)
{
    servo_out[1]= 3610; servo_out[2]= 3711; servo_out[5]= 3074;
}
else if(Pitch > 20)
{
    servo_out[1]= 3516; servo_out[2]= 3665; servo_out[5]= 3129;
}
}

```

```

else if(Pitch > 15)
{
    servo_out[1]= 3475; servo_out[2]= 3645; servo_out[5]= 3151;
}
else if(Pitch > 10)
{
    servo_out[1]= 3420; servo_out[2]= 3615; servo_out[5]= 3184;
}
else if(Pitch > 5)
{
    servo_out[1]= 3385; servo_out[2]= 3599; servo_out[5]= 3206;
}
else if(Pitch < -30)
{
    servo_out[1]= 2959; servo_out[2]= 3385; servo_out[5]= 3450;
}
else if(Pitch < -25)
{
    servo_out[1]= 3074; servo_out[2]= 3443; servo_out[5]= 3382;
}
else if(Pitch < -20)
{
    servo_out[1]= 3162; servo_out[2]= 3486; servo_out[5]= 3332;
}
else if(Pitch < -15)
{
    servo_out[1]= 3239; servo_out[2]= 3524; servo_out[5]= 3289;
}
else if(Pitch < -10)
{
    servo_out[1]= 3286; servo_out[2]= 3549; servo_out[5]= 3261;
}
else if(Pitch < -5)
{
    servo_out[1]= 3330; servo_out[2]= 3571; servo_out[5]= 3236;
}
}

if((Pitch < 5) && (Pitch > -5))
{
    if((Roll-2.5 < 5) && (Roll-2.5 > -5))
    {
        servo_out[1]= 3354; servo_out[2]= 3583; servo_out[5]= 3220;
    }
}

ControlNum++;

```

```

        if(ControlNum == 2)
            ControlNum = 0;
    }
void init_GPS(void)//GPS 초기화
{
    PUBX_IN_MSG("PUBX,41,1,0007,0002,19200,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,41,2,0007,0002,19200,0"); delay_ms(100);
    //Standard NMEA Messages - disable
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GGA,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GLL,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GSA,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GSV,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,RMC,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,VTG,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GRS,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,GST,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,ZDA,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);

    //Propriety NMEA Messages - 00( Lat/Long Position Data) only
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,00,0,1,1,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,01,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,03,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);
    PUBX_IN_MSG("PUBX,40,04,0,0,0,0,0"); delay_ms(100);
}

void Read_GPS(void)//GPS 신호 수신
{
    char i,j;
    char ch;
    char temp[15];
    //TL16C754b(시리얼통신 FIFO)의 수신버퍼가 비워질 때 까지 수신버퍼로 읽어 들
    //인다.
    while(READ_XDATA(LSRC)&0x01)
    {
        delay_us(1);
        GPSrxbuffer[GPSrxbufin]=(READ_XDATA(COMC)&0xFF);
        delay_us(1);
        if(++GPSrxbufin==LEN) GPSrxbufin=0;
    }
    //읽어들인
    while(GPSrxbufin!=GPSrxbufout)
    {
        ch=GPSrxbuffer[GPSrxbufout];

```

```

if(++GPSrxbufout==LEN) GPSrxbufout=0;

if(ch=='$')          //문장의 처음
{
    GDcount=0;
    GPSDATA[GDcount++]=ch;
}

else
{
    GPSDATA[GDcount++]=ch;
    //ch가 문장의 마지막이라면 다음 char부터 분석에 들어간다.
    if(ch==LF)       //LF->Line Feed.. Declared at def28x.h
    {
        GDcount=0;
        while(GPSDATA[GDcount++]!=',');
        while(GPSDATA[GDcount++]!=',');

        for(i=0;i<15;i++)
        {
            ch=GPSDATA[GDcount++];
            if(ch!=',') temp[i]=ch;
            else
            {
                UTC_time[0]=(temp[0]&0x0f)*10+(temp[1]&0x0f);
                UTC_time[1]=(temp[2]&0x0f)*10+(temp[3]&0x0f);
                UTC_time[2]=(temp[4]&0x0f)*10+(temp[5]&0x0f);
                UTC_time[3]=(temp[7]&0x0f)*10+(temp[8]&0x0f);
                UTC_time[0]=UTC_time[0]+9;      //Korea  ->

                UTC_time[1]=UTC_time[0]+9;
                UTC_time[2]=UTC_time[0]+9;
                UTC_time[3]=UTC_time[0]+9;
            }
        }
    }
}

}

}

}

void Hovering()// 호버링한다.
{

```

```

double time=0;
CalculateRudder();//헤딩값 저장
if((CpuTimer0.InterruptCount%20)==0)
{
    CalculateAttitude();//호버링
    time++;
    if(time == 20000)
        hovering_on=1;
}
}

```

```

void TxRx_Cutoff(void)// 사용자와 송수신 차단
{
    if(err==ERROR && hovering_on==1)
    {
        User_Rx_mode =0x00;//Rx off
        User_Tx_mode =0x00;//Tx off
    }
}

```

```

void Autoland(void)//자동착륙
{
    CalculateAttitude();
    if(avr_data[0] < avr_data[1]-10) //헬기의 높이가 전의 높이보다
        10cm이하로 변하면 피치값을 줄인다.

    if(Pitch < 15)
    {
        servo_out[1]= +pin ; servo_out[2]= -cin; servo_out[5]= +sin;
    }
    else
    {
        if(Pitch < 15)
        {
            servo_out[1]= -0.5 ; servo_out[2]= +0.5;servo_out[5]=-0.5;
        }
    }
}

```

```

void Engine_Stop(void)//엔진정지
{
    int acc;
    acc = avr_data[0]; //초음파센서값 저장
    while(1)

```

```
{
    if( acc == LAND)//헬기가 착륙했는지 판단
    {
        landing = 1;
        break;
    }
}
if(landing ==1)//착륙했는지 확인
{
    delay_ms(3000);
    EvaRegs.CMPR1 = 0x00;//엔진을 정지시킨다.
    landing=0;
}
}
```