

발간등록번호

11-1543000-000589-01

**소필지 균일 살포를 위한 스테비바레스  
농용 회전익기 무인 시스템 개발**

Development of a stabibar-less agricultural  
unmanned helicopter for uniform spray  
application on the small-scale fields

주관연구기관 경북대학교

농림축산식품부

공백

# 제 출 문

농림축산식품부 장관 귀하

이 보고서를 “소필지 균일 살포를 위한 스테비바레스 농용 회전익기 무인 시스템 개발” 과제의 보고서로 제출합니다.

2014 년 8 월 9 일

주관연구기관명 : 경북대학교  
주관연구책임자 : 구 영 모  
참여기업:헬피항공(주) 신 시 균

공백

# 요 약 문

## I. 제 목

소필지 균일 살포를 위한 스테비바레스 농용 회전익기 무인 시스템 개발

## II. 연구개발의 목적 및 필요성

농업생산의 애로사항인 방제시 과도하게 투하되는 노동력과 노동강도를 줄이기 위해 무인항공 농업기술이 방제작업, 파종 등에 제시되고 있다. 소규모 지역에서도 효율적으로 작업이 가능하며 작업자의 안전을 도모할 수 있어 일본의 경우 무인 회전익기에 의한 방제 면적이 계속적으로 증가하는 추세이고 우리나라도 새로운 패러다임으로 자리매김하고 있다.

우리나라 소필지에서 농업용 무인 회전익기를 사용하는 조종자들의 애로사항 중에 가속하는 구간이 짧은 점과 등속을 유지하는데 조종간의 느낌에 의한 숙련도에 의지한다는 어려움이 있다. 이는 기체의 동작 특성에서 비롯되는 것으로 응답성이 높은 스테비바레스 헤드형식의 회전익기 구성과 이를 등속제어 할 수 있는 방책이 필요하였다. 이에 상용 제어기를 적용함에 있어 포함되는 변량제어기 개발의 필요성이 대두되었다.

본 연구의 최종목적은 농용 회전익기를 이용하여 소필지 항공방제작업을 무인화 하는데 있어, 우리의 소필지 농지실정에 맞도록 동작성을 개선하여 작업효율을 제고하는 스테비바레스 기체를 적용하고, 상용 제어기를 적용하여 소규모 필지의 변량제어 정밀방제를 도모함으로써 벼농사는 물론 밭작물, 과수 등의 소규모 경사지의 정밀·안전방제에 이용되도록 하여 작업자와 환경을 동시에 제고하는 지속적 농업에 기여함에 있다. 따라서 ‘소필지 균일살포 스테비바레스 농용 회전익기 시스템 개발’이라는 최종목적의 세부 연구의 내용은 1) 스테비바레스 헤드형식 적용 농용 회전익 기체의 개발 및 2) 소필지 균일 살포를 위한 상용 제어 시스템의 적용과 변량제어기의 개발이다.

### Ⅲ. 연구개발 내용 및 범위

본 연구의 최종목표인 소필지 균일살포 스테비바레스 농용 회전익기 시스템 개발에 있어 동작성을 개선한 기체를 개발하여 소필지의 살포작업의 효율을 제고하고, 상용 제어시스템을 적용하고 변량제어 시스템을 개발함으로써 정밀살포를 도모하는 세부연구내용은 다음과 같다.

#### ◆ 스테비바레스 헤드형식 적용설계와 농용 회전익 기체의 개발

- 동작성이 개선된 스테비바레스 스와시 헤드부 설계 및 개발
- 동력 절감 및 고장 저감 농용 회전익기 테스트베드의 개발
- 비례제어(VRA) 균일 방제제어장치 개발
- 등속 균일살포 및 살포작업의 효과측정

#### ◆ 소필지 균일 살포를 위한 상용 제어 시스템의 적용

- 자세제어 모듈(DJI-ACE)의 시뮬레이터 적용
- 상용 구간비행 및 등속 제어 안내모듈(guidance) 적용
- 동작성 향상을 위한 등속 자세 제어의 농용 회전익기 구현 및 평가
- 등속 비행작업의 특성 분석 및 평가

### Ⅳ. 연구개발결과

소형무인 회전익기를 이용한 항공방제기술은 효율적이며 안정된 생산과 농업 종사자의 작업환경을 개선하고 생력화할 수 있다. 방제작업의 새로운 패러다임으로 자리 매김하고 있는 무인 항공방제 체계에서 소필지에 살포하는 조종자들의 애로사항은 가속하는 구간이 짧은 점과 등속을 유지하는데 숙련도에 의지한다는 어려움이다.

이를 해소하기 위하여 기체의 동작 특성을 개선하는 스테비바레스 헤드형식의 회전익기를 구성하고, 상용 제어를 적용함에 있어 변량제어를 개발함으로써 균일한 살포를 구현하였으며 공간적인 균일한 살포패턴을 검증하였다. 본 연구의 구체적인 연구 및 개발 결과를 다음에 요약하였다.

- (1) 산업용 무인헬리콥터 기술현황과 제어기술들에 대하여 수집하였으며 농용무인 항공살포기에 적용할 수 있는 적용성에 대하여 면밀히 검토하였다. 농용으로 사용하는 헬리콥터는 Light VTOL-UAV의 개열에 속하며 세계의 생산회사는 14개국 35 이상 제작사에서 46개 이상의 모델이 생산되고 있으나 스테비바레스 형식의 헤드를 적용한 제품은 없는 것으로 판단되었다.
- (2) 헬리콥터 자세제어 기술과 관성센서를 바탕으로 한 제어기술은 그동안 상당히 발전하여 일반기술이 된 상황이며, 저가의 시스템이 세계시장에서 다양한 목적으로 출시되고 있어서 대표적이며 농용 회전익기에 적용가능한 제어기들을 검토하였다.
- (3) 그중 DJI 상용시스템을 채용하여 농용 회전익기 시스템에 적용하게 되었는바, DJI-ACE 시스템은 개방형 제어시스템으로서 제어요소들의 사용자 적용(user adaptability)이 가능한 펌웨어를 탑재함으로써 기체의 종류와 특별한 비행임무에 대하여 적절한 조정이 가능하였다.
- (4) 국내에는 약 318명(2012년)의 무인 헬리콥터 조종자가 활동하고 있으며 무인 회전익기의 사용 및 운영실태를 파악하여 본 연구의 방향을 제시하고자 농업용 무인 헬리콥터 운용자에 대한 실태를 분석하였다.
- (5) 스테비바레스 헤드형식의 농용회전익기 테스트베드를 제작하고 점진 변이익형을 적용하여 양력을 향상시키고 유상하중을 측정하되 최대 60 kgf의 순수양력을 발휘하였으며 상용유상하중은 약 50 kgf으로 측정되었다.
- (6) 스테비바레스 헤드형식의 반응 동작성을 분석하기 위하여 스위프(흔들기)시험과 CIFER분석을 하였다. FRESPID 분석의 결과 관행헤드는 0.05~1.5 Hz 사이에서 반응한 반면 스테비바레스 헤드는 0.06~5 Hz 사이에서 반응하였는데, 이는 빠른 조종에 민감하게 반응하였음을 알 수 있다.
- (7) NAVFIT 분석을 통하여 전달함수의 대표 모델을 추출하고 Simulink®를 이용하여 스텝입력에 지연반응을 대한 x축 가속도에 대하여 시뮬레이션을 행하여 시정수를 비교하였는데 스테비바레스 헤드는 0.3 sec으로 나타났다. 스테비바레스의 운동 행태가 민감하였던 것은 드러났지만 그러한 민감성은 기본 빌트인 자이로에 의해 둔감해진 것으로 생각되었다.

- (8) 상용시스템을 농용 회전익기에 적용하고 적정 제어변수의 이득(gain)을 결정하였고 적용성을 평가하였다. 자동 및 수동의 비행 변수를 비교한 결과 제어기의 적용이 안정되었음을 검증하였다.
- (9) 구간 안내비행(guidance) 등속시스템을 적용하여 속도의 변이를 자동비행과 비교하였는바, 매우 안정적이며 목표속도에 근접한 비행이었다. 평균 비행 속도는 4.22 m/s으로 목표 속도에 대한 에러는 0.02 m/s 였고, 속도의 표준편차는 0.08이고 CV는 2.00%로 PR(percent rate)은 평균 6.54%였으므로 본 연구의 허용 범위 내에 있었다.
- (10) 변량제어의 개념으로 지면 살포속도에 비례하여 노즐의 토출량을 비례제어함으로써 살포량을 균일하게 유지하려 하였다. 변량 제어시스템은 DSP가 탑재된 Delfino 개발보드를 이용하여 구현하였다.
- (11) 모터 드라이버를 통하여 PWM 출력전압을 펌프 모터에 가함으로써 살포하였으며 살포의 결정은 조종기의 단속(on-off)채널을 지정하여 행하였다. 연구목적 혹은 옵션사양으로서 자세 및 속도 데이터를 지상 모니터링 시스템(GMS)에서 감시할 수 있었다.
- (12) 단계적 실험을 통하여 지면속도 즉 살포속도에 비례하여 PWM전압의 출력, 모터 회전수의 반응, 펌프 압력의 반응을 보았고 실용적 문제점들을 해결하였다. 실용적 문제점에는 모터의 역기전력, 기동전류, 정용량펌프의 맥동 및 펌프의 압력형성 지연시간 등이었다.
- (13) 변량제어기가 적용할 수 있는 지면 속도 범위의 한계는 전원전압의 모터전압 상한과 미립화가 일어나는 노즐압력을 발휘하게 할 수 있는 최저 출력전압의 하한에서의 노즐의 토출량이 한계범위이다. 따라서 이와 같은 한계를 극복하는 방법의 하나로서 전원전압을 15V까지 상승시키고 프로그램의 버퍼값을 최대치(3750)에 가깝게 하였다.
- (14) 목표속도는 VR 높에 의해서 조정이 가능하게 구현하였으며 프로그램은 변량제어기의 작동범위를 계산하였다. 목표 지면속도에 대하여 범위는  $\pm 13\%$  로 노즐의 토출량도 이에 비례하여  $\pm 13\%$ 를 성취하였고, 노즐압력은 170-300kPa ( $\pm 30\%$ ) 범위에서 변동하였다.



(15) 변량제어시스템을 운용함에 있어서 세가지 형태의 시스템을 제시하였고, 변량방제제어 장치를 실용화하고 상용화하기 위해서 현재 운용중인 타 헬리콥터에도 사용이 가능한 독립적(stand alone) 시스템을 고려하였다. 따라서 스테비바레스 헤드 시스템 또는 관행적인 헤드 시스템모두에 적용할 수 있는 범용헬기 적용 실용 변량제어시스템도 운영될 수 있다는 판단이다.

(16) 금호강 둔치 포장에서 구간안내시스템(guidance)과 숙련 조종자에 의한 자동 등속추구 살포비행을 실시하였다. 구간 살포패턴의 균일도를 측정하기 위하여 감수지 샘플링시스템을 사용하였고 이미지 입자분석기로 피복율을 수집하였다.

(17) 안내시스템의 도움을 받은 비행의 경우 각 라인별 평균 피복율에 대한 CV값은 1.69%를 얻었다. 자동비행에 대한 통계분석으로 각 라인별 평균 피복율에 대한 CV값은 3.20로서, 안내시스템 비행의 균일도 보다는 상대적으로 낮았지만 10%이하에서 모두 균일하였다.

## V. 연구성과 및 성과활용 계획

스테비바레스 헤드형식의 농업용 무인 회전익기에 상용제어기를 적용하고 또한 테스트베드를 통하여 변량살포 제어기를 개발하였다. 또한 운용중인 범용 농업헬기를 겨냥한 독립된 실용적 변량살포제어기를 제시함으로써 방제 작업의 효과를 제고하며, 조종자의 간편하고 편리한 조건을 제공함으로써 노동 강도를 저감할 것으로 기대한다

개발된 스테비바레스 무인 회전익 기체와 변량 제어시스템은 업체와 공동으로 상품화함과 동시에 시스템을 이용한 방제방법, 관련 법규의 제정으로 실용화할 수 있도록 하며, 기타 산업용으로도 사업화가 추진되도록 한다.

다수의 논문과 특허를 달성하였으며 총경지면적의 10%(약 20만ha)에 적용하면 연간 약 200대의 수요가 예상된다. 농업 무인 헬기의 농업이외의 적용 분야는 많으며 군경용 감시 및 농장 시스템 연구용 등으로 그 경제/산업적 파급 효과가 크며 장기적으로 연간 600억 이상의 매출효과가 예상되고 교육 및 기술지도에 활용될 것이다.

공백

# SUMMARY

## I . Title of the Research

Development of a stabilizer-bar-less agricultural unmanned helicopter for uniform spray application on the small-scale fields.

## II . Background and Objectives of the Research

Aerial spraying technology using an agricultural unmanned rotorcraft is an efficient and practical tool to achieve stable agricultural production and to improve the working environment and reduce the work load of operators. The unmanned aerial application system that became a new paradigm in the pesticide application, the difficulty when spraying small plots is to rely on their skills to keep a constant speed within the short acceleration distance.

The objectives of this research were to develop a stabibar-less head rotorcraft operated with the helps of a commercial guidance system and a variable rate application controller to accomplish a uniform pattern and application rate.

To achieve the objectives, a stabibar-less head system in the rotorcraft improving motion agility was fabricated, thus even spray was accomplished and proven spatial uniform patterns by developing the variable rate application controller when adopting a commercially available controller.

The ultimate goal was to contribute to sustainable agriculture by reducing the impact to operator and environment through precise and safe spraying of agricultural chemicals with the application of unmanned agricultural helicopters to the control of insects and pests on dry-fields and orchard as well as paddy fields.

### III. Scope of the Research

To achieve the objectives, a stabibar-less head system in the rotorcraft improving motion agility was fabricated, thus even spray was accomplished and proven spatial uniform patterns by developing the variable rate application controller when adopting a commercially available controller. The specific contents of the research are as follows:

#### ◆ Design of the stabibar-less head, applied in agricultural rotorcraft

- Development of the stabibar-less swash head, for improved agility design
- Development of a rotorcraft test-bed with power saving and reduced linkage
- Development of variable rate controller(VRA) for uniform spray
- Constant speed spray trials and the determination of uniformity

#### ◆ Adoption of a commercial control system for the uniform spray over small scale plots

- Application of attitude controller to a simulator
- Adaptation of guidance system and constant speed range flight
- Evaluation of constant speed flight using the stabibar-less rotorcraft with improved agility
- Analysis of the flight performance and evaluation of speed variation

#### IV. Results of the Research

Aerial application using unmanned rotorcraft would provide a stable agricultural production, effectively saving labor and improve farmers working condition. The unmanned aerial application system which became a new paradigm in the pesticide application, the difficulty when spraying small plots is to rely on their skills to keep a constant speed within the short acceleration distance. To release these problems, a stabibar-less head system in the rotorcraft improving motion agility was fabricated, thus even spray was accomplished and proven spatial uniform patterns by developing the variable rate application controller when adopting a commercially available controller. Specific results and developments of this study were summarized as follows:

(1) The industrial unmanned rotorcraft and control technologies were surveyed and closely examined the adoptability that can be applied to agricultural unmanned aerial applicator. Agricultural rotorcraft are classified as Light VTOL-UAV, and more than 46 models have been manufactured by more than 35 companies in 14 countries; however, the stabibar-less head type helicopter was not introduced.

(2) The helicopter control technology based on attitude control technology and inertial sensors became a general technology and low-cost systems are identified in the world market for a variety of purposes. Commercial controllers which are adoptable to typical agricultural rotorcraft were reviewed.

(3) As the DJI commercial system was selected and applied to the agricultural rotorcraft system, the system can be adjustable and optimized for special objectives and fuselages because the system

contains flexible and open firmware, which is user adaptable.

(4) To provide the direction for the research and activities, the use of helicopter and operating status by pilots(operators), totalled about 318 persons in 2012 were surveyed and analyzed.

(5) The stabibar-less head type rotorcraft test-bed was developed and improved with the progressive airfoil blades and a payload was tested to be 50 kgf, extended to maximum pure lift of 60 kgf,

(6) The agility of the stabibar-less was analyzed by a sweep test of the CIFER analysis. FRESPID analysis indicated that the controllable frequency range of the traditional head responded between 0.05~1.5 Hz, but that for the stabibar-less head between 0.06~5 Hz meaning a sensitive reaction to stick command inputs.

(7) Through NAVFIT analysis a representative model of the transfer function was delivered and delayed responses to a step input was simulated using the Simulink® with respect to the x-axis acceleration, presented by the time constants of 0.4sec for stabibar-less head and 0.5sec for conventional head. The agility of the stabibar-less head was found to be sensitive; however, the sensitivity was dulled by built-in-gyro.

(8) The commercial control system was applied to the agricultural rotorcraft and appropriate control variable gains were determined and evaluated the adoptability. Comparing the flight variables with the manual and auto pilots, the result of controller was verified to be more stable.

(9) Guidance range flight (waypoint) with constant speed system was applied and compared with the auto pilot flight; then the result was stable and close to the target speed. The average flight speed was 4.22 m/s with an speed error of 0.02 m/s, The standard deviation was 0.08, the CV was 2.00% and also the percent range (PR) was 6.54% within the tolerance of the speed.

(10) With the concept of variable rate control, the nozzle discharge rate was proportional with respect to the ground speed, so that the application rate would be maintained uniform. The variable rate application (VRA) system was developed with Delfino development board mounting DSP (digital signal processor) TMS320C 28346ZFET, TI).

(11) Through a motor driver, the PWM output voltage was torqued the pump motor and the on-off channel of the transmitter determined the spray time. The attitude and velocity data could be monitored on the ground monitoring system (GMS) for the research purpose or an option of the VRA system.

(12) Step-by-step, the reaction of motor rotation, the response of pump pressure and the PWM output voltage, which should be are proportional to the ground speed were determined and solved some facing problems. Practical problems were the counter electro-motive voltage, starting current of motor, the pulsation of positive displacement pumps and the delay of pump due to a lag time during hydraulic pressure building.

(13) Ground speed limitation of the variable rate controller was related with the flow discharge range that determined by the upper limit voltage due to the motor supply voltage, and the lower limit of the minimum output voltage occurring atomization nozzle pressure. Therefore, raising the power supply voltage up to 15V and the program buffer value to near maximum could be one of the ways to overcome these limitations.

(14) Target speed could be adjusted by VR knob of the transmitter and the program calculated the operation range of the variable rate application controller. The range of discharge rate was proper at  $\pm 13\%$  with respect to the range of target speed variation of  $\pm 13\%$  was achieved in the VRA system, and then the nozzle pressure varied in the range of 170-300kPa ( $\pm 30\%$ ) to follow up the flow rate.

(15) Three types of operating system were offered as the operation of the variable control system, then an independent (stand alone) system was considered in order to adapt as a commercial and practical variable control system for the use with helicopters currently in operation. Therefore, we believe that stabibar-less head helicopter could be adoptively operated with conventional head type common helicopters.

(16) At a farm near the Keumho river-side, guidance range (waypoint) spray flight and skilled pilot spray flight pursuing constant-speed were performed. To verify the uniformity of range spray pattern, the water sensitive strips were placed and collected as a sampling system and the coverage was determined using an image droplet analyzer.

(17) The first flight with the help of the guidance system obtained the CV of 1.69% for the line average of coverage. Statistical analysis of the auto-pilot flight showed the CV of 3.2 % that indicated slightly low CV compared with the waypoint flight, but still relatively uniform with CV less than 10%.



## V. Products of the Research and Plans for Their Application

Development of agricultural unmanned rotorcraft and aerial spraying technique enables highly efficiency mechanization of spray operations for rice, vegetables and fruits.

The stabibar-less head type swash was adapted to an agricultural rotorcraft and the variable rate applicator was developed using a testbed. An independent (stand alone) VRA system was offered in order to adopt as a commercial and practical variable control system for the use with rotorcraft currently in operation. Therefore, we believe that stabibar-less head rotorcraft could be adoptively operated with conventional head type common helicopters.

The difficulty for farmers is to rely on their skills to keep a constant speed within the short acceleration distance. To release these problems, a stabibar-less head system in the rotorcraft improving motion agility was fabricate. As results of the developement even spray was accomplished and proven spatial uniform patterns using the variable rate application controller when adopting a commercially available controller.

The VRA system for unmanned helicopters and the control systems for it are expected to be commercialized in collaboration with the relevant industry partner. A number of papers were published and patents were applied. The papers and patents relating to attitude control of variable rate application of agricultural helicopters are unprecedented. The results of this research will be applied to the education and technology transfer for better farming practices as well.

공백

# CONTENTS

<b>Summary (Korean)</b>	3
<b>Summary (English)</b>	9
<b>Chapter 1 Overview of research</b>	<b>23</b>
Section 1 Objectives	25
Section 2 Necessity of research	26
Section 3 Scope and content of research	31
<b>Chapter 2 Status of unmanned rotorcraft technology</b>	<b>33</b>
Section 1 Industrial rotorcraft and control system	33
Section 2 Status of agricultural rotorcraft in use	40
<b>Chapter 3 Stabibar-less system and testbed</b>	<b>45</b>
Section 1 Function of stabibar-less head	45
Section 2 Movability analyses using CIFER	47
Section 3 Construction of testbed	71
<b>Chapter 4 Adaptability of commercial control system</b>	<b>75</b>
Section 1 Attitude control system	75
Section 2 Adaptation to agricultural rotorcraft	84
Section 3 Guidance uniform speed system	90
<b>Chapter 5. Variable rate application control system</b>	<b>99</b>
Section 1 Concept	99
Section 2 Fabrication of VRA system	101
Section 3 VRA control program	122

<b>Chapter 6. Variable rate control and uniform speed test</b>	<b>129</b>
Section 1 VRA control test	129
Section 2 Speed variation range and limitation	148
<b>Chapter 7. Operation of VRA system and spray test</b>	<b>159</b>
Section 1 VRA system module	159
Section 2 Operation of system	166
Section 3 Spray test and uniformity analysis	173
<b>Chapter 8 Attainability of the objectives and contributions</b>	<b>183</b>
1. Objectives and contents for yearly research plan	183
2. Viewpoint and criteria of evaluation	184
3. Achievement of the goals	185
4. Contribution to related fields	187
<b>Chapter 9 Practical application plan of research results</b>	<b>189</b>
1. Publications	189
2. Patents	190
3. Practical plan for industrial achievement	191
<b>Chapter 10 Scientific and technical information abroad</b>	<b>193</b>
<b>Chapter 11 References</b>	<b>195</b>

# 목 차

요 약 .....	3
Summary .....	9
<b>제 1 장 연구과제의 개요</b> .....	<b>23</b>
제 1 절 연구목적 .....	25
제 2 절 연구의 필요성 .....	26
1. 방제기술의 새로운 패러다임 .....	26
2. 방제 효과의 제고를 위한 변량 살포 시스템 .....	28
제 3 절 연구 내용 및 범위 .....	31
<b>제 2 장 산업용 무인회전익기 기술 현황</b> .....	<b>33</b>
제 1 절 산업용 무인헬리콥터 및 제어시스템 .....	33
1. 농용 라이트급 무인 회전익기 .....	34
2. 상용 제어 시스템 .....	37
제 2 절 농용 무인회전익기의 사용 실태 .....	40
<b>제 3 장 스테비바레스 시스템과 테스트베드</b> .....	<b>45</b>
제 1 절 스테비바레스 헤드의 기능 .....	45
제 2 절 CIFER 분석을 이용한 동작성 분석 .....	47
1. 스위프(sweep) 시험 .....	47
2. FRESPID 및 COMPOSITE 분석 .....	55
3. NAVFIT 분석과 전달함수 .....	60
4. 가속도(ax)의 시뮬레이션과 시정수 비교 .....	69
제 3 절 테스트 베드의 구성 .....	71

<b>제 4 장 상용 제어시스템의 적용</b> .....	75
제 1 절 자세제어 시스템 .....	75
1. DJI 자세제어시스템의 구성 .....	76
2. 비행제어 변수의 조정 .....	78
제 2 절 상용제어기의 농용헬리콥터 적용 .....	84
1. 자동제어 비행과 상태변수 분석 .....	84
2. 상용 제어기 적용성 평가 .....	89
제 3 절 안내 비행 등속 시스템 .....	90
1. DJI 구간비행 안내모듈 구성 .....	91
2. 구간 안내 비행 시스템의 적용 .....	95
<b>제 5 장 변량살포 제어시스템</b> .....	99
제 1 절 변량살포(VRA)의 개념 .....	99
제 2 절 변량살포 제어 시스템의 구성 .....	101
1. 제어시스템 보드의 구성 .....	101
2. 관성센서와 GPS의 결합 .....	106
3. 데이터 구조와 추출 .....	108
제 3 절 변량살포 제어 프로그램 .....	122
<b>제 6 장 변량제어 및 등속실험</b> .....	129
제 1 절 변량제어실험 .....	129
1. 지면속도 비례 PWM 전압제어 .....	129
2. 살포 단속과 GPS 신호 .....	136
3. 모터의 구동과 응답 .....	140
4. 펌프와 노즐 압력의 응답 .....	144
제 2 절 속도변이와 허용범위 .....	148
1. 속도변이의 평가 .....	148
2. 속도변이의 범위와 제한 .....	154

<b>제 7 장 변량살포 시스템의 운용과 살포실험</b> .....	159
제 1 절 변량제어 시스템의 구현 .....	159
1. 펌프의 맥동과 지연 .....	159
2. 칼만 필터링 .....	160
3. 목표속도의 설정과 조정 .....	162
4. 속도변이와 적정 허용범위 .....	166
제 2 절 시스템의 운용 .....	166
1. 실용 변량제어 시스템의 운용 .....	166
2. 포장 비행 실험 .....	169
제 3 절 살포 실험과 균일도 분석 .....	173
1. 변량제어 살포 실험 .....	173
2. 살포 비행과 감수지 샘플링 .....	175
3. 살포 패턴과 균일도의 분석 .....	178
<b>제 8 장 목표달성도 및 관련분야에의 기여도</b> .....	183
1. 연차별 연구개발의 목표 및 내용 .....	183
2. 평가의 착안점 및 기준 .....	184
3. 연구개발의 목표달성도 .....	185
4. 관련분야 기여도 .....	187
<b>제 9 장 연구개발 성과 및 성과활용 계획</b> .....	189
1. 논문 성과 .....	189
2. 특허 성과 .....	190
3. 기술적 산업적 성과 .....	191
<b>제 10 장 해외 과학기술 정보</b> .....	193
<b>제 11 장 참고문헌</b> .....	195

공백



## 제 1 장 연구과제의 개요

농산물의 무한 경쟁체제에 대응한 농업의 경영혁신 노력도 크게 진전되고 있으나 생물산업(농업)의 경쟁력 강화를 위하여 품질 고급화와 생산비 절감을 위한 기술의 개발에 대한 노력이 보다 절실히 요구되고 있다. 특히 생산비 중 노동력비용이 차지하는 비중이 높기 때문에 생력적 생산기술의 개발이 경쟁력 향상에 중요한 과제였으며, 지난 3~40년간 농작업의 기계화와 자동화가 추진되어서 노동 강도와 노동 투하시간이 줄어들고 있으나 방제작업의 경우 아직도 상당 부분에서 인력에 의존하고 있다. 수도작의 방제작업은 병해충 방제작업의 시기가 무더운 여름철이며 호스를 끌면서 직접 작업을 하기 때문에 농약에 직접 노출되기 쉬운 매우 힘들고 기피하는 생산과정이다 (Koo 등, 2006).

특히 농작물의 감수방지와 생산의 안정화를 도모하기 위한 병충해 및 잡초방제 작업은 농가인구 감소로 인해 매우 힘들고 시간이 많이 드는 기피 작업으로 인식되고 있다. 통계에 의하면 농가에서는 전 노동시간의 47% 이상을 경종작업에 투하하고, 생산노동력의 20% 이상을 방제작업에 할애하고 있는 실정이며 작목에 따라서 연간 10-20회 이상의 작업으로 큰 부담이 되고 있다 (농촌진흥청, 2012; 홍, 1995).

농업생산의 애로사항인 방제시 과도하게 투하되는 노동력과 노동강도를 줄이기 위해 무인항공 농업기술이 방제작업, 파종 등에 제시되고 있다. 무인 회전익기가 병충해 발생에 대한 적기 방제, 지역농업실정에 맞는 소규모 정밀 방제, 유인 항공기에 비해 적은 소음 및 비산 등의 장점이 다른 방제 방법에 비하여 우수한 것으로 평가되고 있다. 소규모 지역에서도 효율적으로 작업이 가능하며 작업자의 안전을 도모할 수 있어 일본의 경우 무인 회전익기에 의한 방제 면적이 계속적으로 증가하는 추세이고 우리나라에서도 새로운 패러다임으로 자리매김하고 있다 (박 등, 2004).

벼농사는 물론 밭작물, 과수 등의 소규모 필지의 정밀안전방제에 이용 가능한 무인조종방식의 농용무인 회전익기가 활용되고 있으며 선진농업국가에서는 이미 무인항공방제 면적이 대부분을 차지하고 있다. 현재 일본에서는 무인 회전익기가 항공방제, 시비 및 파종작업에 이용되고 있으며, 항공촬영, 산불감시, 영화,

공중감시는 물론 군사용으로 까지 적용범위를 넓혀가고 있다. 유인 항공방제는 평야지의 일시 방제로 방제효과가 높음에 비하여, 산악 및 계곡이 많고, 농가와 가축 등이 혼재하며 필지규모가 작은 우리나라 대부분의 지역에서는 적용이 곤란할 뿐 아니라 장애물 및 헬리포트의 설치 등 제한적 요소가 많다. 따라서 소형무인 회전익기를 이용하면 소규모 필지에도 작업이 가능하고, 소량살포와 하향풍에 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 있다 (조 등 1996).

무인 회전익기를 이용한 항공방제는 기술적으로 1/4 ha (50m×50m) 정도의 최소면적에 적용이 가능하며, 경제적인 관점에서는 750 ha/season 정도가 비용분기점으로 판단된다. 농용무인 항공방제기술의 최대포장능률은 50~60 ha/day 정도이며 수도작에 주로 적용하고 있으나 전작 및 과수에도 적용을 확대하려하고 있다 (Koo 등, 2006).

농업용 무인회전익기를 사용하는 조종자들의 애로사항 중에 가속하는 구간이 짧은 점과 등속을 유지하는데 조종간의 감에 의한 숙련도에 의지한다는 어려움에 있다. 소필지의 짧은 경로(50m 내외)에 있어 전진가속, 정지, 가로이동 및 후진 가속의 과정이 반복되면서 등속을 유지하기 어렵다. 이러한 현상은 물리적 기체의 동작 특성에서 비롯되는 것으로 응답성이 높은 기체설계의 구성 및 이를 제어하는 제어기가 필요하였다. 또한 살포속도의 변이에 대응하여 살포율을 균등하게 유지할 수 있는 변량방제 시스템이 요구되었으며, 조종자 (농업인 운영자)가 편하게 운용할 수 있는 등속비행 방법이 제시될 필요가 있다.

구 등(1998)은 주행속도를 보상하는 방제기를 연구하였으며 이는 정밀방제 원리에 있어서 변량살포(VRA) 제어기술에 속한다. 목표속도에 근접하게 등속을 유지할 수 없는 항공방제의 경우는 살포량의 왜곡을 심각하게 유발하고 이는 농약의 손실과 농작물의 약해 또는 환경오염의 원인이 될 수 있다. 이러한 변량방제기술은 지상의 농작업기에만 국한하지 않고 항공영농에도 적용하고 있다 (Thomson et al., 2009; Thomson et al., 2010; Thomson et al., 2013). Martin et al., (2004)은 고정익에 사용하여 프로펠러로 구동되는 펌프의 피치각을 조절할 수 있는 (AutoCal I, Houma Avionics, LA) 유량제어기와 AgGPS TrimFlight의 상용장비를 사용하였다.

## 제 1 절 연구목적

본 연구의 최종목표는 농용 회전익기를 이용하여 소필지 항공방제작업을 무인화 하는데 있어, 우리의 소필지 농지실정에 맞도록 동작성을 개선하여 작업효율을 제고하는 스테비바레스 기체를 적용하고, 상용 제어기를 적용하여 변량방제장치를 개발함으로써 소규모 필지의 균일정밀방제를 도모하여 벼농사는 물론 밭작물, 과수 등의 소규모 경사지의 정밀·안전방제에 이용되도록 하여 작업자와 환경을 동시에 제고하는 지속적 농업에 기여함에 있다. 따라서 소필지 균일살포 스테비바레스 농용 회전익기 시스템 개발이라는 최종목표의 결과로 개발될 농용무인 회전익기의 제원을 표 1-1에 보였다. 연구의 주요 내용은 1) 스테비바레스 헤드형식 적용 농용 회전익 기체의 개발 및 2) 소필지 균일 살포를 위한 상용 제어 시스템의 적용과 변량제어시스템의 개발이다.

표 1-1. 개발 목표 무인헬기의 제어장치 제원 및 성능

	항 목	제원/성능	비 고
제어부	수동/자동 조종형식	R/C, FM	지상 모니터링/ 제어
	헤드형식	stabibar-less	Flybar-less
	스와시형식	CCPM	3 servo 120°
	등속제어형식	GPS	Waypoint 모드
동력부	엔진형식	2기통,2행정	대향공냉식
	출력(PS)	32	여유출력
	배기량(cc)	340	경량특성
	로터직경(m)	3.15	설계익형
	테일부	0.25	yaw-gyro
	기어비	6.9:1	870 rpm
기대부	동체크기(mm)	3700(L)×1000(H)×750(W)	
	총중량(kg)	80	장치포함
	유상하중(kg)	30	총이륙하중 120 kgf
	살포장치	1.5-2.0 Lpm	구간균일살포
	작업능력(ha/일)	20-30	속도 10-20 km/hr

본 연구의 최종목표인 소필지 균일살포 스테비바레스 농용 회전익기 시스템 개발에 있어 동작성을 개선한 기체를 개발하여 소필지의 살포작업의 효율을 제고하고, 상용 제어시스템을 적용하고 변량제어기를 개발함으로써 정밀살포를 도모하는 세부연구내용은 다음과 같다.

- ◆ 스테비바레스 헤드형식 적용설계와 농용 회전익 기체의 개발
  - 동작성이 개선된 스테비바레스 스와시 헤드부 설계 및 개발
  - 동력 절감 및 고장 저감 농용 회전익기 테스트베드의 개발
  - 비례제어(VRA) 균일 방제장치 개발
  - 등속 균일살포 및 살포작업의 효과측정
  
- ◆ 소필지 균일 살포를 위한 상용 제어 시스템의 적용과 개발
  - 자세제어 모듈(DJI-ACE)의 시뮬레이터 적용
  - 상용 구간비행 및 등속 제어 안내모듈(guidance) 적용개발
  - 동작성 향상을 위한 등속 자세 제어의 농용 회전익기 구현 및 평가
  - 등속 비행작업의 특성 분석 및 평가

## 제 2 절 연구의 필요성

### 1. 방제기술의 새로운 패러다임

지난 30~40년간 농작업의 기계화와 자동화가 추진되어서 노동 강도와 노동 투하시간이 줄어들고 있으나 방제작업의 경우 아직도 상당 부분에서 인력에 의존하고 있다. 노지채소 및 과수의 경우 방제작업에 각각 10a 당 5~9 시간 및 10~18 시간의 많은 노동력 투하를 필요로 하고 있다. 수도작의 방제작업은 병해충 방제작업의 시기가 무더운 여름철이며 호스를 끌면서 작업하기 때문에 농약에 직접 노출되기 쉬운 매우 힘들고 기피하는 생산과정이다.

농업생산의 애로사항인 방제시 과도하게 투하되는 노동력과 노동강도를 줄이기 위해 무인항공 농업기술이 방제작업, 파종 등에 적용되고 있다. 무인 회전익

기가 병충해 발생에 대한 적기 방제, 지역농업실정에 맞는 소규모 정밀 방제, 유인 항공기에 비해 적은 소음 및 농약의 비산 등의 장점을 가지고 있어서 다른 방제 방법에 비하여 우수한 것으로 평가되고 있다. 소규모 지역에서도 효율적으로 작업이 가능하며 작업자의 안전을 도모할 수 있어 일본의 경우 무인 회전익기에 의한 방제 면적이 계속적으로 증가하는 추세이고 새로운 패러다임으로 자리잡고 있다 (홍, 1995; 박, 2004).

우리나라의 무인항공방제를 위한 기술은 무성항공이 일본 Yamaha의 Rmax 농업용 무인 회전익기를 도입하여 병충해 방제에 직접 적용하여 살충 및 살균제를 살포하거나, 벼 특성화 사업지역에서는 키토산 등을 살포하고 있다. 우리나라 헬리콥터 보급대수는 183대(2013년)에 이르고 있으며 무인 회전익기를 이용한 국내 연살포면적은 꾸준히 증가하여 125,000 ha(2013년)에 이르고 있다. 또한 정부에서는 임대작업을 위한 농업용 무인 회전익기의 공급을 확대하여 벼 병해충 공동방제 및 직파재배에 활용할 계획이다. 농업용 회전익기의 주된 관심대상은 일본의 유상하중 20kg급 기종으로 국내 대학교에서도 시작기 형태의 무인 회전익기들을 개발하였으며 무인 항공살포를 구현하였다. 우리나라도 5년 이후 연간 50~100대 이상 판매가 가능하고 1000기 이상 운용 될 것으로 기대된다. 무인 회전익기의 포장능력은 200,000평/일 정도이며 방제 효과도 관행방제나 유인방제보다 효율적이며 농약의 AI를 30% 저감하여 살포해도 충분한 효과를 얻을 수 있음이 검증되었다.

소형 무인 회전익기를 이용한 항공방제는 기술적으로 1/4 ha(50 m×50 m) 정도의 소필지에 적용이 가능하며 현재 수도작에 주로 적용하고 있으나 전작 및 과수에도 적용을 확대하려 하고 있다. 무인 회전익기는 1회 비행(flight batch)의 15-20분의 작업시간 동안 2~3 ha/flight batch의 포장능률을 보이므로 소규모 지역의 방제작업을 효율적으로 수행할 수 있으며, 능숙한 보조자와의 작업에서 시간당 3회 비행이 가능하므로 시간당 6~10 ha (50-80ha/일)의 유효포장능률을 보인다.

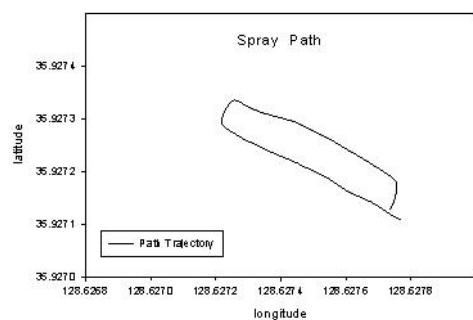
작물 생산에 필수적인 방제 작업은 작업자의 농약중독 및 노동시간 부담을 가중시켜 농민의 건강을 위협하고 있으며 작업자의 육체적, 정신적 부담으로 이어지고 있는데, 무인 회전익기를 이용한 방제작업의 장점 중 하나는 작업자의 노동강도를 현저히 줄일 수 있다는 점이다. 또한 좁은 농로에서 비행준비 및 이륙

이 가능하며, 고도가 낮고 살포량이 적어서 정밀 방제가 가능하다. 그러나 안전을 위하여 조종자의 교육은 중요한데 반드시 소정의 자격과정을 거쳐야 하며 일본에는 자격을 갖춘 약 만 명에 달하는 조종자가 있고 국내에는 318명(2012년)이 활동하고 있는 것으로 파악되고 있다.

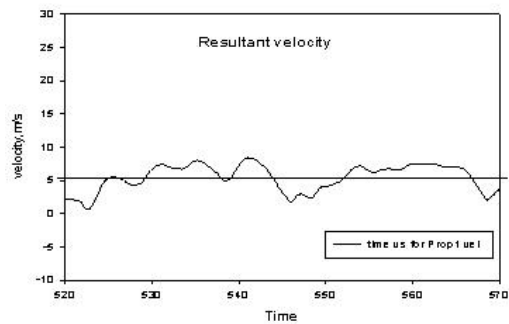
조종자와의 면담에서 수집한 작업중 애로사항으로서 특히 하절기 작업, 고지대 및 유상하중 비행에서 양력의 부족의 문제가 일으키는 자세 유지를 위한 미세조종의 어려움, 측풍 편류를 보정하며 방제선을 따라 직진의 수행과 고도의 높이 유지와 등속을 유지하는 숙련도가 조정자에게 있어 어려운 임무인 것으로 조사되었다.

## 2. 방제 효과의 제고를 위한 변량 살포 시스템

농업용 무인 회전익기를 사용하는 조종자들의 애로사항 중에 가속하는 구간이 짧은 점과 등속을 유지하는데 조종간의 감에 의한 숙련도에 의지한다는 어려움에 있다. 그림 1-1(a)에서와 같이 소필지의 짧은 경로(50m 내외)에 있어 전진 가속, 정지, 가로이동 및 회전가속의 과정이 반복되면서 그림 1-1(b)와 같이 등속을 유지하기 어렵다. 따라서 조종자(농업인 운영자)가 편하게 운용할 수 있는 등속제어 장치가 필요하였다. 이는 기체의 동작 특성에서 비롯되는 것으로 응답성이 높은 기체설계의 구성 및 변량살포 제어를 필요로 하였다.



(a) 비행경로



(b) 지면 속도변이

그림 1-1 소필지 살포 경로 및 가속/정지 반복 구간에서의 지면 속도변이

### 가. 동작성이 우수한 스테비바레스 회전익 시스템의 적용

헬리콥터의 응답은 정지비행상태와 등속 비행상태에 따라 일어나며 초기속도와 관련된 식은 구간비행 조건에서 의미 있는 항이다. 여기에 반응성에 대하여 추가된 로터 및 스테빌라이저의 Bell-mixer gearing 운동 모델은 다음 연립 미분 방정식 식 (1-1)과 같다 (Leishman, 2002).

$$\begin{aligned}
 \tau_f \dot{a} &= -a - \tau_f q + A_b b + A_{lat} \delta_{lat} + A_{lon} \bar{\delta}_{lon} \\
 \tau_f \dot{b} &= -b - \tau_f p + B_a a + B_{lat} \bar{\delta}_{lat} + B_{lon} \delta_{lon} \\
 \tau_s \dot{c} &= -c - \tau_s q + C_{lon} \delta_{lon} \\
 \tau_s \dot{d} &= -d - \tau_s p + D_{lat} \delta_{lat}
 \end{aligned} \tag{1-1}$$

여기에서 나타나는 응답성은  $\tau_f$ ,  $\tau_s$  등 지연 반응 시간에 의하여 나타나며 새로운 스테비바레스 헤드형식은 이와 같은 지연시간이 제거되어 반응 속도에 의한 제한이 미소하게 될 것으로 생각된다. 제어가 부족하던 과거에는 이와 같은 방법으로 반응을 제어하되 응답성을 늦추었던 반면, 현재의 제어기술로서는 제어반응이 빠른 시스템을 요구한다. 이러한 제어의 특징을 농용 회전익기에 적용하여 소필지 살포용 헬기에 등속제어의 빠른 응답을 얻을 수 있게 될 것이다 (김, 2010; 박, 1992).

이와 같은 스테비바레스 형식의 스와시헤드 형식을 적용한 무인 농용 회전익기는 반응 속도가 빠른 특징을 가질 뿐 아니라 링크의 수를 줄여 직접 구동하는 형식을 가지므로 고장의 가능성을 저감하고 스테빌라이저가 소모하는 동력의 대부분을 유상하중 또는 예비하중으로 사용함으로써 동력을 절감하고 신뢰성을 향상할 수 있게 될 것으로 기대한다.

### 나. 상용 등속 제어기의 적용

무인항공기의 제어시스템의 성능과 신뢰성이 무인항공기의 임무 수행능력을 좌우하므로 비행 또는 센서장비의 제어시스템이 중요하다. 최근 MEMS (micro-electro mechanical systems) 기술을 이용한 관성센서들이 개발되어 손쉽게 GPS를 통합한 AHRS (attitude heading reference system) 시스템들이 상용으로 등장하였으며 실용적으로 사용할 수 있게 되었다 (박 등, 1993; 배 2010).

DJI Innovations Co., Integrated Dynamics Co., 또는 weControl 등에서

UAV를 위한 비행제어시스템을 개발하여 상용화하고 있으며 대학 및 연구기관에서 다양한 프로세서와 센서 등을 선택하여 비행조종컴퓨터 시스템을 구성하고 있다. The University of Texas 또는 KAIST 등에서는 범용 마이크로프로세서를 이용하여 시스템을 구성했고 Beijing University와 SJTU에서의 AVR이나 DSP와 같은 임베디드 프로세서를 이용하여 탑재컴퓨터를 구성하기도 하였다.

상기한 여러 시스템 중 DJI-ACE, Waypoint 시스템은 개방형 제어시스템으로서 제어요소들의 사용자 적용(user adaptability)이 가능한 펌웨어를 탑재함으로써 기체의 종류와 특별한 비행임무에 대하여 적절한 조정이 가능한 것이 장점이며 연구와 실용화 적용에 유리하다. 따라서 주관연구기관은 실용화 무인 회전익기를 이용하여 자세제어 연구를 수행하고 DJI의 ACE-Waypoint 시스템을 농용 회전익기에 적용할 로드맵을 가지고 있다.

#### 다. 변량살포 제어기의 개발

살포작업에 있어 작목이나 작업시기에 따라 단위면적당 농약의 사용량이 정해진다. 이 값은 살포율(application rate)이라 하고 살포(비행)속도에 따라 시간당 살포되는 양 즉 토출량(discharge rate)이 변화되어야 한다.

수동으로 조종하는 무인 항공살포작업은 조종자에 있어 어려운 작업으로 등속을 유지하기가 어려우므로 불균일 살포를 초래할 수 있다. 대책으로 비례제어 기술을 도입하여 속도변이에 대한 균일도 제고를 추구하려하였다. 비례 살포(variable rate application) 제어기술은 GPS 또는 INS를 사용한 항법시스템 기술을 이용하여 지면살포속도(ground velocity)를 감지하고 이를 이용하여 살포량을 조제용량에 맞추고 균일한 방제가 이루어지도록 시스템을 추구한다. 이 시스템은 처방사양 결정에 따른 고도의 정밀 농작업을 가능하게 할 기본적인 인프라 기술이다 (Koo and Wamac, 2000).

구 등(1998)은 주행속도를 보상하는 방제기를 연구하였으며 목표속도에 근접하게 등속을 유지 할 수 없는 항공방제의 경우는 살포량의 왜곡을 심각하게 유발하고 이는 농약의 손실과 농작물의 약해 또는 환경오염의 원인이 될 수 있다. 이러한 변량방제기술은 지상의 농작업기에만 국한하지 않고 항공영농에도 적용하고 있다 (Thomson et al., 2009; Thomson et al., 2010; Thomson et al., 2013). Martin et al., (2004)은 고정익에 사용하여 프로펠러로 구동되는 펌프



의 피치각을 조절할 수 있는 (AutoCal I, Houma Avionics, LA) 유량제어기와 AgGPS TrimFlight의 상용장비를 사용하였다.

### 제 3 절 연구 내용 및 범위

본 연구의 최종목적은 우리의 농지실정에 맞도록 농용 회전익기를 이용하여 소필지 항공방제작업을 무인화 하는데 있어, 동작성을 개선하여 작업효율을 제고하는 스테비바레스 헤드를 채용하고 상용 제어기를 적용하여 변량방제기를 개발함에 있다. 소규모 필지의 균일정밀방제를 도모함으로써 벼농사는 물론 밭작물, 과수 등의 소규모 경사지의 정밀 안전방제에 이용되도록 하여 작업자와 환경을 동시에 제고하는 지속적 농업에 기여함에 있다. 따라서 상기한 바와 같은 소필지 균일살포 스테비바레스 농용 회전익기 시스템 개발이라는 최종목적의 세부 연구의 내용은 1) 스테비바레스 헤드형식 적용 농용 회전익 기체의 개발 및 2) 소필지 균일 살포를 위한 상용 제어 시스템의 적용과 변량방제 시스템의 개발로서 세부 연구내용은 표 1-2에 보였다.

표 1-2 소필지 균일살포 스테비바레스 농용 회전익기 시스템 개발의 세부연구목표 및 내용

세 부 목 표	연 구 내 용
◆ 스테비바레스 헤드형식 적용 설계 농용 회전익 기체의 개발	<ul style="list-style-type: none"> <li>▷ 무인헬기 제어기 사용 실태조사</li> <li>▷ 스테비바레스 헤드의 설계 및 개발</li> <li>▷ 농용 회전익기의 동작성 개선 기체의 구성</li> <li>▷ 농용 회전익기의 테스트베드 기체 구성</li> <li>▷ 비례제어(VRA) 균일 방제장치 개발</li> <li>▷ 등속 균일살포 및 비행작업의 효과측정</li> </ul>
◆ 소필지 균일살포 등속제어 시스템 적용 및 개발	<ul style="list-style-type: none"> <li>▷ DJI-ACE 자료 및 최적 변수 분석</li> <li>▷ 상용 자세제어 모듈의 시뮬레이터 적용</li> <li>▷ 구간 비행 모듈의 등속제어 적용</li> <li>▷ 농용헬기 등속 자세제어 모듈 적용</li> <li>▷ Waypoint 등속 구간비행 적용 및 개발</li> <li>▷ 등속 비행작업의 비행 동특성 평가</li> </ul>

표 1-2 계속

연구 범위	연구수행방법 (이론적·실험적 접근방법)	구체적인 내용
무인헬기 제어기 사용 실태조사	연구 및 적용실태 분석 및 실무적 조사	자세조종 및 고도 유지의 애로사항 조사, 자세제어기의 적용 및 실무적 조사분석
스테비바레스 헤드의 설계 및 개발	시뮬레이터 및 농용 회전익기의 스테비바레스헤드 캐드설계 및 제작	캐드설계를 통하여 링크시스템의 간단화, 신뢰성 푸시로드 및 토크서보의 수급
농용 회전익기의 동작성 개선 기체의 구성	기계역학적 회전익기의 실용적 개선 설계 및 구성	고출력 경량 엔진의 선발, 머플러설계 적용, 트랜스미션의 설계, 양력특성의 측정 및 분석
DJI-ACE 자료 및 최적 변수 분석	스테비바레스 헤드적용 상용 자세제어장치의 수급 및 최적 변수연구	스테비바레스 적용 제어시스템의 변수의 분석, 최적치의 연구
상용 자세제어 모듈의 시뮬레이터 적용	스테비바레스 상용 자세제어 장치의 적용검토 및 시뮬레이터장착시험	스테비바레스 자세제어기의 시뮬레이터 적용 및 비행시험
구간 비행 모듈의 등속제어 적용	구간비행 가이드 시스템의 시뮬레이터 적용 및 데이터분석	구간비행 가이드 (way-point) 시스템의 시뮬레이션장치 적용 비행시험 및 데이터(지면속도) 수집
농용 회전익기의 테스트베드 기체 구성	동력부의 선정과 로터양력테스트에 의한 테스트베드의 구성	농용 회전익기의 테스트베드 구성제작, 스테비바레스 헤드의 설계 및 제작
비례제어(VRA) 균일 방제장치 개발	DSP 바탕 모터모듈 및 블루투스 통신체계와 모니터링 시스템 구성	비례제어 방제장치의 구성 및 적용시험, PWM 평균 출력전압, 노즐 압력의 살포량반응
등속 균일살포 및 비행작업의 효과측정	등속 비행의 구현과 적용 변량제어시스템에 의한 살포테스트 실험의 시행	살포작업 및 등속제어의 평가 살포 분포 패턴 및 살포 거리에 따른 변이계수 측정/분석
농용헬기 등속 자세 제어 모듈 적용	등속 비행의 농용회전익기의 적용과 실험 및 변이 정도의 분석	등속자세 모듈의 농용 회전익기에의 적용, 살포속도의 등속성 평가, 반응정도의 평가
Waypoint 등속 구간 비행 적용 및 개발	안내비행 모듈 waypoint의 등속 비행의 적용과 실험 및 변이 정도의 분석	구간 안내시스템의 실용적용 숙련된 조종자의 자동 등속 추구 및 변이계수 비교
등속 비행작업의 분석 및 평가	속도 변이의 분석 및 등속 변량제어 시스템의 제안	세가지 변량제어시스템의 제안과 이에 따른 살포시험 분포패턴 및 등속도성능 분석

## 제 2 장 산업용 무인회전익기 기술 현황

### 제 1 절 산업용 무인헬리콥터 및 제어시스템

무인항공기는 주로 군사용으로 개발되어 왔으나 다른 무기체계와는 달리 군사용 외에 민간용도로도 여러 가지 분야에서 사용이 가능하다. 하지만 민간 사용으로의 역사는 짧고 아직까지는 비행공역(空域)이나 주파수 등 여러 가지 제약사항들로 인하여 사용에 한계가 있으나 점차 활용범위가 넓어지고 있는 추세이다 (장, 2006; Sekiguchi, 2004).

민간 부문의 이용도 사용목적과 용도에 따라 다양한 형태와 크기 및 성능을 취할 수 있다. 무인항공기의 민간부문 사용은 공공부문과 일반 민간부문으로 나눌 수 있다. 공공부문에서는 중앙정부 각 부처와 그 산하 기관, 지방정부와 예하 조직기관들이 무인기의 잠재적 사용자로서 항공우주, 우편배달, 각종 구조활동, 산림감시 및 진화, 태풍 및 기상관측, 강이나 하천의 공해물질 폐기 감시, 핵 발전시설 모니터링, 국경 및 해안 감시, 범죄 용의자 추적 및 수색, 폭동진압, 교통상황 조사 및 전력선 점검 등에 이용이 가능할 것이다. 그리고 일반 민간 부문에서는 저공 위성과 같은 기능의 통신중계, 뉴스취재, 농업관리, 항공방제, 사진촬영, 토지개발·건축, 해양·원유 및 광산업 등의 다양한 분야에 직간접적으로 매우 유용하게 이용될 수 있을 것이다 (김 등, 2005; Sato, 2004).

본 연구의 중점 관심대상인 농업생산관리 분야에의 이용은 다음과 같다. 인공위성이 농업분야에 운용되고 있으나 농작물의 습도, 해충 분포 등의 자료가 너무 광대하고 농부들 개인에게 즉각적인 이익을 주기에는 반응시간이 너무 느려 효과가 적은 편임에 따라 고고도 장기체공형 무인기(HALE UAV)의 네트워크가 농장이나 다른 농업사업을 세밀하게 관리하는 데 사용될 수 있다. 공중에서 감지하는 자료가 각각의 농장에 거의 실시간으로 전송되면 농부는 필요한 시기에 맞추어 농작물에 물을 주고 비료나 농약을 살포할 수 있을 것이다. 비료나 농약의 살포는 사람이 직접 살포할 시의 화학물질 흡입 위험으로부터 농부의 건강과 안전을 지킬 수가 있고 또 적기에 많은 면적을 손쉽게 살포할 수 있다.

지진, 홍수 등과 같은 자연재해시나 지상 또는 해상에서의 탐색이나 위험한 상황에서 무인항공기는 매우 유용할 수 있으며, 이외에도 지역 불법침입이나 원격탐사는 저렴한 가격으로 원하는 정보를 적시에 받아 볼 수 있기 때문에 농업 분야 원격탐사에서도 상당한 역할을 할 수 있을 것으로 예상된다.

## 1. 농용 라이트급 무인 회전익기

UAV(unmanned aerial vehicle)의 분류는 고도(altitude), 체공시간(endurance), 이륙중량(take-off load) 등의 기준으로 분류된다. 본 연구의 관심 목표 무인 회전익기는 총중량 50-100kg, 고도 150m 이내의 소형경량(light UAV), 회전익 수직이착륙기인 VTOL (vertical take-off landing) UAV, 시계반경 300m 이내 VR (visible range) 영역 UAV로 분류할 수 있다 (김 등, 1999). 표 2-1에는 동급의 국외 무인 회전익기의 모델과 제원을 보였다.

회전익 무인항공기는 군사용의 핵심 장비로 부각되고 있다. Northrop Grumman, Boeing, Bell 등 항공군수업체들은 1990년대부터 무인헬기 개발에 들어갔으며 현재 무인비행체 분야에서 가장 앞선 국가인 미국과 이스라엘을 중심으로 군수와 민수분야에 무인비행체 개발 프로그램들이 전 세계적으로 50건 이상 진행되고 있다. 이 중 1/3은 회전익 항공기로서 수직이착륙이 가능한 VTOL 형식이다. 무인항공기 산업은 민수분야로 점차 확대되어 농약 및 비료 항공 살포, 산불 감시, 교통 정보 파악, 항공 지도 제작, 재해 정보 등의 목적으로 민수용 산업무인헬기는 다양한 분야에서 활용 되고있다. 무인 회전익기의 수요가 급증하고 있어 2013년 국내시장 규모 875억원, 세계 시장규모 2.5조원에 이를 것으로 추정되고 있다 (Frost and Sullivan, 2001).

세계의 Light VTOL-UAV 생산회사는 14개국 35개 이상 제작사에서 46개 이상의 모델이 생산되고 있다. 국내의 무인항공기 개발은 주로 한국항공우주연구소에서 UAV 사업으로 이루어지고 있으나 임무반경과 비행고도에 따라 분류했을 때 농용에서 사용되는 분류에 드는 연구는 미비하였다 (Lee 등, 2000). 고도는 3-10m 이내, 작업 반경은 100-200 m 이내로 제한되는 농용헬기는 1990년부터 대우중공업 우주항공연구소에서 ARCH-20/50을 개발할 목적으로 러시아(Komov)와 공동 개발을 1997년까지 행하였고 시행 도 중 중단된 바 있다.

민수분야에 UAV가 가장 확산된 사례는 일본에서 VTOL-UAV를 농업용으로 활용하고 있는 것을 들 수 있고, 대표적인 것이 야마하의 Rmax로서 언론, 영화 및 공중감시까지 적용범위를 넓혀가고 있다. 항공기 제작 및 항법기술은 여러 측면에서 특히 국방의 관점에서 각 나라가 관심을 보이는 만큼 그 기술의 공개를 꺼려하므로 제작 및 운용기술을 독자적으로 개발해야 할 것으로 생각된다. 우리의 주된 관심대상은 야마하발동기(주)의 Rmax 기종이다. 이는 21 PS의 출력을 발휘하는 수평대향 수냉식 2사이클엔진을 탑재하였으며, 주로터 반경이 3,115 mm이며, 자중은 68 kg로서 유상하중은 20 kg 정도이다. 최근들어 엔진을 4cycle 엔진으로 개선한 것으로 알려져 있다. 일반적인 회전익형기체에 대한 연구와 사업은 제한적이며 일본의 Yamaha Motors의 Rmax와 Yanmar의 ATH-3가 있으며 국내에는 LG의 RemoH-C100, 한화의 X-copter 및 한성의 T&I의 ACE 정도가 있다. 미국, 캐나다, 독일, 프랑스, 스웨덴, 오스트리아에서도 개발 생산 중에 있으나 농용전용 회전익기는 일본과 한국이 주도하고 있다.

표 2-1. 농용헬리콥터와 동급 분류의 대표적 국외 무인회전익기의 현황 및 제원

Manufacturer (fig.no.)	Model	Payload (kg)	Year/class
NRI <sup>(1)</sup>	Autocopter	8.2	NL/CC
TAG <sup>(2)</sup>	M80	21	2006
Rotomotion LLC <sup>(3)</sup>	SR200	22.7	/CC
Naval Research Lab <sup>(4)</sup>	Vantage/DW	11-16	2003/DV
Schiebel Elektronische Gerate	Campcopter 5.1	25	2005/DP
Nanzing Univ.(NRIST) <sup>(5)</sup>	Z-3	30	/M
EADS <sup>(6)</sup>	Scorpio-30	15	-
Steadicopter <sup>(7)</sup>	STD-5	8	/DP
Yamaha <sup>(9)</sup>	RMAX	30	1997/CC
Yanmar <sup>(10)</sup>	YH300	25	/CC
Saab <sup>(8)</sup>	Skeldar V-200	30	2006/DP
* NL : no longer in service      * CC : civil and commercial * M : military                      * DV : in development * DP : dual purpose                Ref) www.uvs-info.com			

표 2-1 계속



일본 중국 및 한국의 경쟁업체 기종을 살펴보면 1)중국 항공공업그룹의 V-750, 2) 중국 NRIST의 Z-3, 3) 한국 LG CNS의 X-copter (원신하이텍), 4) 스웨덴의 Apid 60을 도입한 중국 Ewatt technology의 SUV-200, 일본의 야마하 (Rmax) 및 안마(YH300) 등을 들 수 있으며 본 연구를 통하여 특정적기능이 강화된 상품으로 대응하고 있다.

표 2-1 계속



## 2. 상용 제어 시스템

무인항공기가 처음에는 단순한 원격조종에 의해 비행하는 경우가 많았기 때문에 RPV(remotely piloted vehicle)라고 불리었으나, 최근 들어서는 자동화 장치가 발달되어 원격조종한다는 의미는 줄어들고 무인으로 항해하는 비행기 즉, UAV(unmanned aerial vehicle)로 불리는 것이 일반화되었다. 사전에 계획하여 입력한 대로 비행하고 지정한 곳에서 선회하며 임무를 수행하고 통신이 두절되어도 사전 지정한 곳으로 복귀 비행을 하는 안내체계(guidance system)로 발전하였다. 최근에는 대부분의 무인항공기가 이착륙도 자동으로 행하게 되어

조종사의 수고를 경감시키고 있다.

가까운 미래에는 비행 및 임무 수행의 지속적인 자동화를 통해 운용방법을 더욱 단순화하여 운용인원과 비용을 감소할 것이며, 센서 간의 실시간 상호 연동이 가능하도록 하는 소프트웨어의 발전, 그리고 많은 데이터의 획득, 검색, 융합 및 평가를 지원할 수 있는 자동화된 의사결정 및 데이터처리 시스템의 개발 등 다양한 분야에서의 지능화, 자동화가 진행될 것이다. 더 나아가 로봇의 지능화 연구가 무인기에도 자율판단 능력을 부여하여 주위의 상황을 스스로 인식하여 시스템이 자동으로 최적의 행동을 판단하여 실행하는 자율의 기능이 추가되어질 것이다 (장, 2006). 다양한 센서정보를 융합하여 자기와 주위 상황을 인식하는 기능, 발진 전과 비행 중에 임무계획을 설정·변경하는 기능, 상황과 계획을 대조하여 임무효과가 최대가 되도록 행동의 의사 결정을 실시하는 기능 등으로 구성된다.

무인항공기의 제어시스템의 성능과 신뢰성이 무인항공기의 임무 수행능력을 좌우하므로 비행 또는 센서장비의 제어시스템이 중요하다. 이러한 헬리콥터의 비행제어 시스템은 로터와 기체의 동특성 (dynamics), 불안정성(unstability), 비선형성 (nonlinearity), 시변 (time-variant) 등의 이유로 고정익 항공기에 비해 난제이다.

헬리콥터의 제어는 여러 개의 입출력 (MIMO)을 갖는 다변수 시스템이고 서로 간섭하는 특성을 갖고 있어 다변수이론이 도입되면서 활발히 연구가 진행되었다. LQR (linear quadratic regulator) 이론이 일찍이 도입되었으며 (Murphy and Narendra, 1969) 이후 견실제어이론이 도입되어 LTR (loop transfer recovery)방법으로 제어를 설계하였다 (Garrade and Liebst, 1990). Ohyama and Furuta (1985)와 Pallet 등 (1991)은 모형헬리콥터를 5-DOF 짐벌에 장착하여 이러한 이론들을 구현하였다. Shim 등(2000)은 모형헬리콥터 정지 비행제어의 연구에서 비선형모델을 기초로 한 정지비행을 구현하였다.

이와 같은 선형제어의 경우 제어기법의 이론정립이 확고하고 기존 수치해법의 선택적 사용이 가능하다. 그러나 선형화 모델은 근사된 것으로 비선형 모델이 갖고 있는 성질을 정확히 표현하지 못한다. 또한 내부 및 외부의 외란이나 동작 모드에 따른 제어기 파라미터의 적응성이 저하되어 동작영역이 상이해지면 시스템이 불안정하게 되는 단점이 있다.



반면 비선형 최적제어 기법은 헬리콥터의 운동을 더욱 정확히 표현할 수 있어 다양한 비행상황을 정확히 구현할 수 있고 큰 perturbation에서도 유효하고 gain scheduling이 필요하지 않다. 이는 복잡한 운동방정식의 유도를 필요로 하여 많은 계산시간을 필요로 한다. DSP 등 탑재 컴퓨터의 계산능력 향상과 수치해법의 효율개선에 따라 점차적으로 적용되어지고 있는 실정이다 (Tenn, 2009).

표 2-2. 스테비바레스 농용회전익기 적용을 위한 상용 및 연구용 자세제어시스템 및 항법장치

Company	Application Platform	IMU	N AV	Avail-ability
DJI Innovations Ltd.	general (AgroHeli-4G)	ACE	○	COM
Rotomotion LLC	SR200, 500	AFCS	○	NS
NRI	HeliCom Mark IV	built-in	×	AO
Pulse Aerospace	B1-100 Aero Scout	WelMU-5	×	COM
KAIST	Highest-R2 (micro infinity)	FCC	○	NC
Skookum Robotics	general	SK720	×	COM
Cloud Cap Tech.	general, fixed wing	piccolo SL	○	COM
Sky circuits Ltd.	Quest UAV, fixed wing	SC2	○	COM
Vector Nav	general	VN-200	×	COM
Xtreme Drone	Velocicopter, multicopter	Ardu-pilot MEGA2.5	○	AO
Hoverfly Tech Inc.	ERISTA, multicopter	Hoverfly PRO	○	AO
weControl	BI COPT CH	wePilot100	○	COM
*COM: commercially available *NS: not for sale *AO: sale by all in one(turnkey base) *NC: no longer Continued				

관성항법 (inertial navigation system)은 자이로와 가속도계의 출력을 기초로 하여 수학적 계산과 추정이론으로 자세 및 위치를 결정하는 시스템으로 오차가 많으며 이를 수정하기 위하여 GPS를 추가한 통합시스템을 도입하여 누적되는 오차의 문제를 해결하고 있다. INS는 IMU (inertial measurement unit)를 기준좌표계로 유지되는 짐벌로 구성되어 있고 자이로가 기준점을 안정화시켜주

고 있다. 자이로나 가속도계와 같은 센서 보상 방법에 대한 문제와 초기정렬 등에서 생기는 오차의 문제를 주로 칼만필터 등을 통하여 해결하고 있다 (김 등, 2004; 홍 등, 2004).

비결합방식은 서로에게 영향을 주지 않는 독립된 INS와 GPS로서 구성하므로 각 시스템의 고장과 무관하게 동작할 수 있으나 반면 강결합방식에서는 IMU의 계산치를 칼만필터에 제공할 때 GPS는 위치정보와 변화율의 정보가 루프형태로 연결되어있다. 중간방식으로 GPS가 독립적으로 항법해를 계상할 때 IMU의 오차를 수정하는 정도로 연결되어 있어 위성의 수가 적을 때는 수정이 불가능한 단점이 있게 된다. 농용헬리콥터는 가시거리 내의 자세 및 기체의 편류를 제한하는 정도의 기능을 필요로 하므로 중간 정도의 연결합의 방법이 필요할 것으로 판단되었다 (박 등, 1999; 이 등 2004).

MEMS (micro-electro mechanical systems) 기술을 이용한 관성센서들이 개발되고 DSP(digital signal processor)와 같이 빠르고 효율적인 프로세서를 바탕으로 정확하고 소형의 저가 IMU가 가능하게 되었다. 따라서 앞으로 더욱 손쉽게 GPS를 통합한 AHRS (attitude heading reference system)시스템들이 용이하게 적용될 수 있다.

DJI Innovations, weControl 및 Cloud Cap Tech 등에서 UAV를 위한 비행제어시스템을 개발하여 상용으로 판매하고 있으며 대학 및 연구기관에서 다양한 프로세서와 센서 등을 선택하여 비행조종컴퓨터 시스템을 구성하고 있다. The University of Texas 또는 Kaist 등에서는 범용 마이크로프로세서를 이용하여 시스템을 구성했고 Beijing University와 SJTU에서의 AVR이나 DSP와 같은 임베디드 프로세서를 이용하여 탑재컴퓨터를 구성하기도 하였다. 본 연구에서 제어기의 적용을 검토하기 위하여 다수의 자세제어시스템(AHRES) 및 항법시스템 (navigation)을 표 2-2에 비교하였다.

우리나라에서는 국방과학연구소(ADD), 항공우주연구원(KARI), 한국항공 우주산업(KAI), 대한항공(KAL), 아주실업, 성우엔지니어링, 유콘시스템, 경북대학교, 원신스카이텍, 서원무인기술, 마이크로 인피니티 및 삼성테크윈 등이 비행체 제조, 시스템 설계, 자동비행기술, 탑재임무장비 개발 및 데이터 무선링크 시스템 등의 연구에 노력하고 있다.

제어기를 개발하고 검증하기 위해서는 이를 적용할 수 있는 시뮬레이션 환경

의 구성이 필요하고 비행시험을 위한 신뢰성이 우수한 기체와 탑재 비행제어시스템의 확보가 핵심이다. 따라서 본 연구에서는 이러한 제어기 개발을 위한 균형기체의 테스트베드를 구성하고 다양한 신호처리 및 고속 연산에 유리하고 소형회전익 무인항공기를 실시간으로 제어 가능한 DSP를 이용하여 적절한 센서의 선택과 컴퓨터 설계가 필요하다.

상기한 여러 시스템 중 DJI-ACE 시스템은 개방형 제어시스템으로서 제어요소들의 사용자 적용(user adaptability)이 가능한 펌웨어를 탑재함으로써 기체의 종류와 특별한 비행임무에 대하여 적절한 조정이 가능한 것이 장점이며 연구와 실용화 적용에 유리하다. 따라서, 상용시스템을 채용하여 농용 회전익기 시스템과 연구용 시뮬레이터에 적용하게 되었다.

## 제 2 절 농용 무인회전익기의 사용 실태

작물 생산에 필수적인 방제 작업은 작업자의 농약중독 및 노동시간 부담을 가중시켜 농민의 건강을 위협하고 있으며 작업자의 육체적, 정신적 부담으로 이어지고 있는데, 무인헬기를 이용한 방제작업의 장점 중 하나는 작업자의 노동강도를 현저히 줄일 수 있다는 점이다. 또한 좁은 농로에서 비행준비 및 이륙이 가능하며, 고도가 낮고 적은 살포량으로 정밀 방제가 가능하다. 그러나 안전을 위하여 조종자의 교육은 중요한데 반드시 소정의 자격과정을 거쳐야 하며 일본에는 자격을 갖춘 약 만 명에 달하는 조종자가 있고 국내에는 318명(2012년)이 활동하고 있는 것으로 파악되고 있다.

무인헬기는 ‘無人’이므로 규정된 안전거리 (15m) 밖에서는 인명사고가 없으며 단지 헬기 비행체의 재산상 피해만 있을 뿐이다. 최근 보고된 사고의 경우는 부주의, 조작 미숙, 사전 미확인, 유도자 미숙 등 50여건이 보고되었으며 인명피해도 포함되어있다. 접촉 대상물은 전선, 가옥, 전주 등이 가장 많았고 단독사고도 일어난 것으로 보고되었다.

무인헬기를 안전하게 운용하기 위하여 무인항공협회를 설립하고 제작사와 함께 운영하고 있다. 협회는 산업용 무인헬기 운영요령을 확립하여 살포장치, 조종자 기술기준 및 무인헬기용 농약기준을 마련하고 제작사는 제조기술과 정비사 제도를 운영하면서 조종자 교습학교를 협회로부터 위탁받아 운영하고 있다. 조

정자격증은 협회에서 발행하고 조종 및 운영자는 안전운행연수회에 참가하여 운용요령 및 규칙을 인지하도록 되어있다.

이에 농용 무인 회전익기의 사용 및 운영실태를 파악하여 안전하고 효율적인 방제시스템 발전하고자 농업용 무인 회전익기 운용자(조종자)에 대한 실태를 분석하였다 (표 2-3). 조사에서는 항공방제 작업 중 조종자의 편의를 위한 기술적 개선사항을 알아보려하였다. 운용자의 조종에 대한 두려움은 상당히 많은 것으로 판단된다. 소수의 강한 기피감을 갖는 경우도 있는데 이는 조종자가 자기의 본연의 임무가 아닌 경우, 적성이 맞지 않거나 기관내 역할이 조종자 기능을 강요하게 될 때 이와 같은 불안감의 원인이 되는 것으로 생각된다. 특히 사고의 경험은 이러한 기피감을 유발하게 되는데 62%정도가 크고 작은 사고의 경험을 갖고 있는 것으로 조사되었다. 자세제어에 있어 좌우 날개 짓 (롤 제어) 앞뒤 끄덕임 (피치제어)에서 어느 정도 개선할 필요가 있음을 알 수 있었고, 살포 경로 및 속도유지에 애로가 있음을 알 수 있었고 개선의 요구가 있었다. 살포높이는 5%정도에서 가능하다고 답하여 상대적으로 수월하였음을 나타내었다. 따라서 자동장치, 마스터 링크부 조종기 사용에 대한 개선을 요구하였으며 구체적인 애로 및 요구사항을 제시하였다.

표 2-3. 농용 무인 회전익기 운용 및 조종자의 기체자세 유지에 대한 의견

질 문 사 항	①*	②	③	④	⑤	평균
1. 조종 중 사고에 대한 두려움 또는 기피감이 있으신가요?	4	2	14	12	1	3.2
2. 사고를 당하신 적이 있으시면 몇 회 정도를 경험하셨나요?	12	19	3	0	1	1.8
3. 무인헬리콥터의 어느 부분의 신뢰도를 강화할 필요	5	1	9	9	13	-
4. 좌우 날개짓을 수평으로 유지하는데 어느 정도 애로	9	18	7	1	0	2.1
5. 앞뒤 끄덕임 수평유지에 대한 신뢰도를 높일 필요	9	16	9	-	-	2.2
6. 살포 경로를 유지하는데 어느 정도 애로가 있으신가요?	9	16	8	1	1	2.5
7. 살포속도를 유지하는데 어느 정도 애로가 있으신가요?	7	15	11	1	1	2.9
8. 살포높이를 유지하는데 어느 정도 애로가 있으신가요?	8	20	6	1	0	2.0
9. 자동장치에 대한 신뢰도를 높일 필요가 있나요?	16	17	2	-	-	1.6
10. 마스터 링크부에 대한 단순성을 높일 필요가 있나요?	9	23	3	-	-	1.8
11. 조종기 사용에 있어 어느 정도 애로가 있으신가요?	3	11	20	1	0	2.5

\* ① 매우긍정 ② 비교적 긍정 ③ 보통 ④ 비교적 부정 ⑤ 매우부정

일일 및 연간 관리에 대한 애로사항은 주로 외국산 부품의 조달이 까다로우면서 비싸고 대치품이 없다는 불만과 살포장치의 잔고장과 관리가 어렵다는 애로사항이 주를 이루어었다. 연간검사 및 필수정비에 대한 불편함을 제시하였으나 항공기의 특징상 까다로운 검사는 필요하지만 비용과 접근간편성은 개선되어야 한다. 고장으로 인한 기술적인 문제와 구체적인 부분은 상기 한바 있으나 로터 및 마스터부 링크부, 살포펌프 노즐 등의 견고성, 엔진의 여유출력과 제어장치의 개선이 요구되었다.

기타 애로사항으로 작업인력의 부족으로 인한 무리한 작업일정, 농약사용과 노출에 대한 염려와 부담, 사고에 대한 긴장과 중압감으로 애로사항을 토로하였다. 이러한 문제들은 조종자의 근무여건과 실무교육을 통하여 해소토록 노력해야 할 것으로 생각된다. 농민의 입장에서는 방제작업의 애로사항을 해소하는 반면 조종자의 입장에서는 근무의 여건이 어려워지고 고도의 기술을 요구하게 되고 스트레스를 동반하게 되었다.

조종자들은 제어장치에 대하여 낮은 신뢰도를 보였고 메인로터와 마스터 링크부에 대한 개선을 요구하였다. 이는 자세제어의 중요성과 신뢰도는 최고의 정도를 요구하는 것으로 생각되며 마스터 링크부의 복잡한 구조는 잔고장을 많이 일으킴으로 인하여 사용자의 불편함을 초래하고 있다. 또한 하절기동안 엔진동력부의 동력부족으로 인하여 운전의 안전과 수행의 어려움을 토로하였다. 고온다습의 하절기에도 여유 있는 동력을 발휘할 수 있는 동력부가 요구되었다.

이와 같은 조종자의 요구사항 및 개선 필요요소 등을 고려해볼 때 자세유지 및 등속 제어의 기술적 요구도는 높았으며 마스터 링크의 단순개선 요구는 스테비레스 헤드형식을 적용함으로써 요구도를 만족할 수 있을 것으로 기대된다. 이는 반응속도에 대한 기능의 개선 뿐 아니라 고장에 취약한 링크체계를 간단화하여 고장가능성을 줄일 수 있다.

공백

## 제 3 장 스테비바레스 시스템과 테스트베드

### 제 1 절 스테비바레스 헤드의 기능

농업분야에서 필요로 하는 무인기 기술은 수직이착륙 회전익기를 대상으로 하고 있으며 일본의 Yamaha의 Rmax 기종이 시초라고 볼 수 있다. 농업용 무인 회전익기를 사용하는 조종자들의 애로사항 중에 가속하는 구간이 짧은 점과 등속을 유지하는데 조종간의 감에 의한 숙련도에 의지한다는 어려움에 있다. 소필지의 짧은 경로(50m내외)에 있어 전진가속, 정지, 가로이동 및 회전 가속의 과정이 반복되면서 등속을 유지하기 어렵다. 따라서 조종자(농업인 운영자)가 편하게 운용할 수 있는 등속제어 장치와 빠른 가속이 가능한 헤드시스템이 필요하였다. 이는 기체의 동작 특성에서 비롯되는 것으로 응답성이 높은 설계구성과 이를 제어하는 제어기가 필요하였다.

본 연구의 주관기관은 실용화 무인 회전익기를 개발하고 이를 이용하여 스테비바레스 헤드 및 자세제어 연구 또한 진행하고 있다. 조종자들에 대한 설문 조사와 농용살포 목적의 기술적 검토에 따라 등속제어의 필요성과 더불어 동작성이 우수한 스테비바레스 제어시스템을 필요로 하게 되었고 따라서 [그림 3-1](#)에서 보는 바와 같은 형태의 스테비바레스 회전익기 설계를 적용한 등속 살포 시스템 개발이 요구되었다.



그림 3-1 운동역학적으로 응답성이 우수한 스테비바레스 스와시 헤드 형식

헬리콥터의 응답은 정지비행상태와 등속 비행상태에 따라 서로 독립적으로 일어나며 로터 및 스테빌라이저의 Bell-mixer 운동 모델은 응답시간이 포함된다. 여

기에서 말하는 응답성은 지연 반응 시간에 의하여 나타나며 새로운 스테비바레스 헤드형식은 이와 같은 지연시간이 제거되어 반응 속도에 의한 제한이 미소하게 된다 (이 등, 2003).

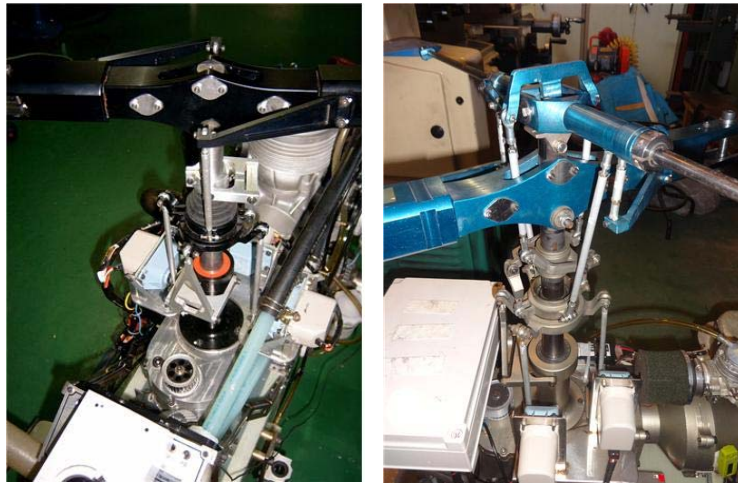
주로터는 surge, sway, heave의 병진운동과 roll, pitch의 회전운동 등 5 좌표운동의 조정에 의해 자세유지가 가능하다. 전후좌우 방향으로 이동하기 위해 메인로터 회전면을 원하는 방향으로 기울이게 되는데 이것을 사이클릭 피치 컨트롤 (cyclic pitch control) 이라고 한다. 이 컨트롤은 스와시 플레이트(회전경사판)에 의해서 이루어지며 이는 스와시 헤드의 메카니즘에 의하여 기울어진 방향과 각도가 조절된다. 기체를 상승시키거나 하강시키는 경우와 속도를 증감하는 경우에는 스와시 헤드의 컬렉티브 피치 컨트롤 (collective pitch control)에 의해서 조정이 행해진다.

본 회전익기의 조종에는 CCPM(cyclic collective pitch mixing) 방식이 채택되었다. 이는 사이클릭 피치(에일어론, 엘리베이터)와 컬렉티브 피치(통상피치)를 서보단계에서 전기적으로 mixing하여 피치를 컨트롤하는 믹싱시스템이다. 이는 대형 서보를 사용하여 동작 각도를 컬렉티브 피치용과 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 있는 장점이 있다.

그리고 120°스와시 형식의 CCPM방식을 사용함으로써 지지능력 및 서보에 걸리는 부하의 균등화를 실현시킬 수 있다. 이는 카메라의 삼각대와 같이 지지된 스와시 플레이트는 안정성이 우수하고 균등하여 연결부에 유격이 나타나지 않는다.

제어기술이 부족하던 과거에는 스테빌라이저 방법으로 반응을 지연 제어하여 응답성을 늦추었던 반면, 현재의 제어기술로 충분히 제어반응이 빠른 시스템의 구현이 가능하다. 이러한 제어의 특징을 농용 회전익기에 적용하여 소필지 살포용 헬기에 등속제어의 빠른 응답을 얻을 수 있게 될 것이다. 이와 같은 스테비바레스 형식의 스와시헤드 형식을 적용한 무인 농용 회전익기는 반응 속도가 빠른 특징을 가질 뿐 아니라 링크의 수를 줄여 직접 구동하는 형식을 가지므로 고장의 가능성을 저감하고 스테빌라이저가 소모하는 동력의 대부분을 유상하중 또는 예비하중으로 사용함으로써 동력을 절감하고 신뢰성을 향상할 수 있게 될 것으로 기대한다.





(a) 스테비바레스 헤드      (b) 관행적 스테비라이저헤드  
**그림 3-2** 농용 회전익기의 스테비바레스 헤드 및 관행 헤드

따라서 **그림 3-2(a)**와 같이 마스터헤드를 설계하고 제작하였다. 기존의 마스터와 비교할 때 간단해졌지만 서버토크를 전달하는데 있어 직접 전달하는 메카니즘 때문에 구성요소에 가해지는 힘이 증가하였고 모든 부재가 보강되었다. **그림 3-2(b)**에 보인 바와 같은 관행적 스테비라이저 헤드와 제작된 스테비바레스 마스터 스와시 헤드는 농용 회전익기에 장착되었다.

여기에서 응답성은 지연 반응 시간에 의하여 나타나며 스테비바레스 헤드형식은 이와 같은 지연시간이 제거되어 반응 속도가 빨라진다. 제어가 부족하던 과거에는 이와 같은 방법으로 반응을 제어하되 응답성을 늦추었던 반면, 현재의 제어기술로서는 제어반응이 빠른 시스템을 요구한다. 이러한 제어의 특징을 농용 회전익기에 적용하여 소필지 살포용 헬기에 등속제어의 빠른 응답을 얻을 수 있을 것으로 기대되며 CIPHER 스위프 시험을 수행하여 응답의 지연 정도를 비교하였다.

## 제 2 절 CIPHER 분석을 이용한 동작성 분석

### 1. 스위프(sweep) 시험

회전익기의 행동은 다수의 입출력(MIMO, multi-input multi-output)을 갖는 다변수 시스템이고 서로 간섭하는 특성을 갖고 있어 다변수 이론이 도입되면

서 활발히 연구가 진행되었다. Mettler (2000)에 의하면 헬리콥터의 제어는 식 (3-1)과 같은 상태공간 모델과 식 (3-2) 제어행렬식을 사용할 수 있다. 6-DOF 운동방정식에서 8개의 요소를 갖는 상태 벡터 식으로 표시되며 회전익기의 행동특성은 입력벡터에 대한 반응인 출력(측정) 벡터의 변화와 반응으로 분석할 수 있다 (백, 2009; Mettler, 2003).

$$M\dot{x} = Fx + Gu \quad \text{식 (3-1)}$$

$$y = H_0x + H_1\dot{x} \quad \text{식 (3-2)}$$

여기서,  $x = [u \ v \ p \ q \ \phi \ \theta \ w \ r]^T$  : 상태 벡터 (state vector)

$u = [\delta_{ail}, \delta_{elev}, \delta_{rud}, \delta_{col}]^T$  : 입력 벡터 (input vector)

$y = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ a_x \ a_y \ a_z]^T$  : 출력 벡터 (measurement vector)

4개의 입력요소는 각각 aileron, elevator, rudder 및 collective pitch 조종간의 명령이며 이는 조종간의 위치와 서보의 입력신호로서 표시되는 신호들이다. 이에 따라서 출력벡터의 기체의 운동 측정값들로 반응을 얻게 된다.

이러한 비행 데이터를 분석하기 위하여 고정익 및 회전익 비행체의 주파수 응답 해석을 위해 개발된 CIFER 프로그램 (US Army Aeroflightdynamics Directorate, CA, USA)을 이용할 수 있다. 이 프로그램의 FRESPID는 최대 5개의 Hanning window를 사용하여 chirp z-transform을 통해 비행 데이터(time history data)로부터 주파수 응답을 해석하여 크기, 위상 및 coherence 값을 계산하며, MISOSA는 다중 입력에 대한 partial coherence를 계산하여 MISO 해석을 가능케 한다. COMPOSITE는 복수의 window에 대한 주파수 분석 결과를 종합하여 coherence값이 향상된 주파수 응답을 구하는 기능을 수행하며, NAVFIT을 이용하여 SISO 입·출력에 대한 전달함수를 계산할 수 있다(Tischler and Remple, 2006). 이 전달함수 모델에 지연시간이 포함되며 이를 이용하면 시뮬레이션을 통하여 반응시간인 시정수(time constant)를 얻고 비교할 수 있다.

무인 회전익기의 반응 분석을 위해 조종기 입·출력에 따른 회전익기의 자세 변화를 해석함에 있어서 조종기 입력 신호의 분석이 필요하였다. 헬리콥터는 스위치 방식과 조종기의 입력 함수기능에 따라 조종기의 출력 신호가 달라지며, 하나의 조종간 조작에 여러 개의 서보 출력 상응하는 특성을 가지므로 서보 출

력 신호만으로 조종기의 입력 신호 데이터를 분석하기는 어렵다. 따라서 조종기의 조종간 조작 신호를 데이터화 하고 저장할 수 있는 장치가 필요하였고 이에 대응되는 수신기의 입력신호를 저장할 장치를 구성하였다(Park 등, 2011).

회전익기의 동특성을 분석하기 위하여 조종기(Futaba, 2.4 GHz)의 조종간(aileron, elevator, rudder, collective pitch)의 위치와 토글 스위치의 조작을 100 Hz 타이밍 신호와 함께 블루투스 통신을 통해 모니터링 지상 시스템으로 전송하였으며, IMU를 회전익기에 장착하여 기체의 자세 정보를 50 Hz의 샘플링 속도로 수집하였다.

입력과 출력 채널에는 동일한 차단주파수의 필터를 적용하여 신호의 위상차를 제거할 것이므로 필터의 차단주파수는 분석에 사용할 최대 주파수의 5배 이상  $\omega_f \geq 5\omega_{\max}$  이 되도록 선택하고 샘플링 주파수는 필터 차단주파수의 5배 이상  $\omega_s \geq 5\omega_f$  이 되도록 추천하므로 최대 조작 주파수는  $f_{\max} = 2$  Hz, 필터 주파수는  $f_f = 10$  Hz, 샘플링 주파수는  $f_s = 50$  Hz 정도로 하였다.

동적 상태모델의 구축을 위한 비행시험은 조종입력 채널인 aileron, elevator, rudder 및 collective pitch에 대하여 각각 3회의 주파수 sweep 조작신호를 가하여 수행하였다. 흔들기(sweep) 신호는 그림 3과 같이 0.05 Hz(주기 20초)의 저주파 신호를 2 cycle 시행하고 이어서 중간 주파수를 거쳐 2 Hz(주기 0.5초)의 고주파 신호의 스위프 신호를 생성하였으며, 비행시험의 시작과 종료는 각각 약 3초의 트림(기준) 상태를 유지하였다.

본 연구에서의 흔들기 시험은 전진 가속도(x-축,  $a_x$ )의 반응을 분석하기 위함이었으므로 aileron, elevator, rudder 및 collective pitch의 입력 즉 roll, pitch, yaw 및 heave의 시험 중 피치 스위프 시험만을 분석하였다.

**그림 3-3의** 좌측그림은 연구에서 사용되는 상용 RC 조종기와 조종간 및 토글스위치의 위치 전송장치를 나타낸 것이다. 상용 조종기에서 입력신호를 읽어들이기 위해서 조종기 내부의 가변저항 양단의 전압을 10 bit의 데이터로 ADC 변환하고 변환된 데이터를 블루투스 모듈을 통해 무선 전송하도록 구성하였다. **그림 3-3의** 우측그림은 LabVIEW를 이용해 작성한 조종기의 조종간 위치 모니터링 프로그램의 프론트 패널로서 블루투스 통신으로 수신한 데이터를 분석하여 사용자가 조종간 위치를 실시간으로 확인할 수 있도록 그래프로 나타내었다. 조종간 위치 전송장치를 통해 실시간으로 전송되는 데이터 레코드를 분리하여 각

채널별 데이터를 조종간 위치가 중앙일 때를 기준으로 소수점으로 환산하여 CIFER 주파수 응답해석의 기본 데이터로 저장하였다.

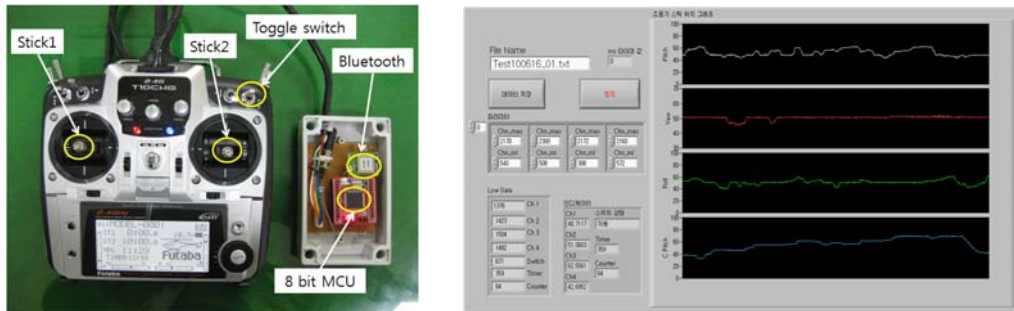


그림 3-3 농용 회전익기의 동특성을 분석하기 위한 조종간 및 위치 모니터링 시스템

그림 3-4에는 스테비바레스 헤드 농용헬기에 대한 CIFER 시험에서 얻은 데이터중 조종간의 입력명령과 비행자세의 반응과 스로틀 서보의 출력을 나타내고 있다. 피치에 대한 스위프(흔들기) 실험으로 엘리베이터 조종간( $\delta_{ele}$ )의 입력과 피치자세의 흔들기 자세가 두드러진다. 이상적으로는 다른 자세 즉 롤과 요의 자세에 있어서는 영향을 받지 말아야 한다. CIFER 피치 스위프 실험에서 세 번의 반복이 실시되었으며 각 반복간에는 스위치(CH7)의 토글로써 분할을 동기화하였다.

그림 3-5는 같은 시험에 대한 기체고정좌표로 표현된 반응으로서 속도, 각속도, 가속도를 나타내고 있다. 반응으로부터 주로  $U_B, q, Ax_B$  등이 주로 영향을 받았고 부차적으로  $p, Ay_B$ 가 영향을 받았음을 알 수 있었다. 지연시간 등은 이후 CIFER 프로그램을 통하여 정밀하게 분석이 이루어 졌다.

그림 3-6과 3-7은 관행적인 스테비라이저 헤드의 농용 회전익기에 대한 스위프 실험 결과를 보여준다. 피치에 대한 스위프(흔들기) 실험으로 엘리베이터 조종간( $\delta_{ele}$ )의 입력과 피치자세의 흔들기 자세가 두드러진다. 그림 3-4에서 보는 스테비바레스의 반응과 비슷하게 보이지만 반응이 일어나는 조종간 동작주기의 범위와 반응 계인과 위상각의 차이 등은 특히 지연시간은 정밀한 분석이 필요하다. 그림 3-7은 스테비바레스 시험의 그림 3-5와 같은 결과를 보여준다.

즉, 기체고정좌표로 표현된 반응으로서 속도, 각속도, 가속도를 나타내고 있다. 반응으로부터 주로  $U_B, q, Ax_B$  등이 주변수로서 영향을 받았고 부차적으로  $p, Ay_B$ 가 영향을 받았지만 그 영향은 미미한 것으로 생각되었다. 지연시간의 비

교 등은 이후 CIPHER 프로그램의 NAVFIT을 통하여 정밀하게 분석이 이루어 졌다.

### Stabibar-less

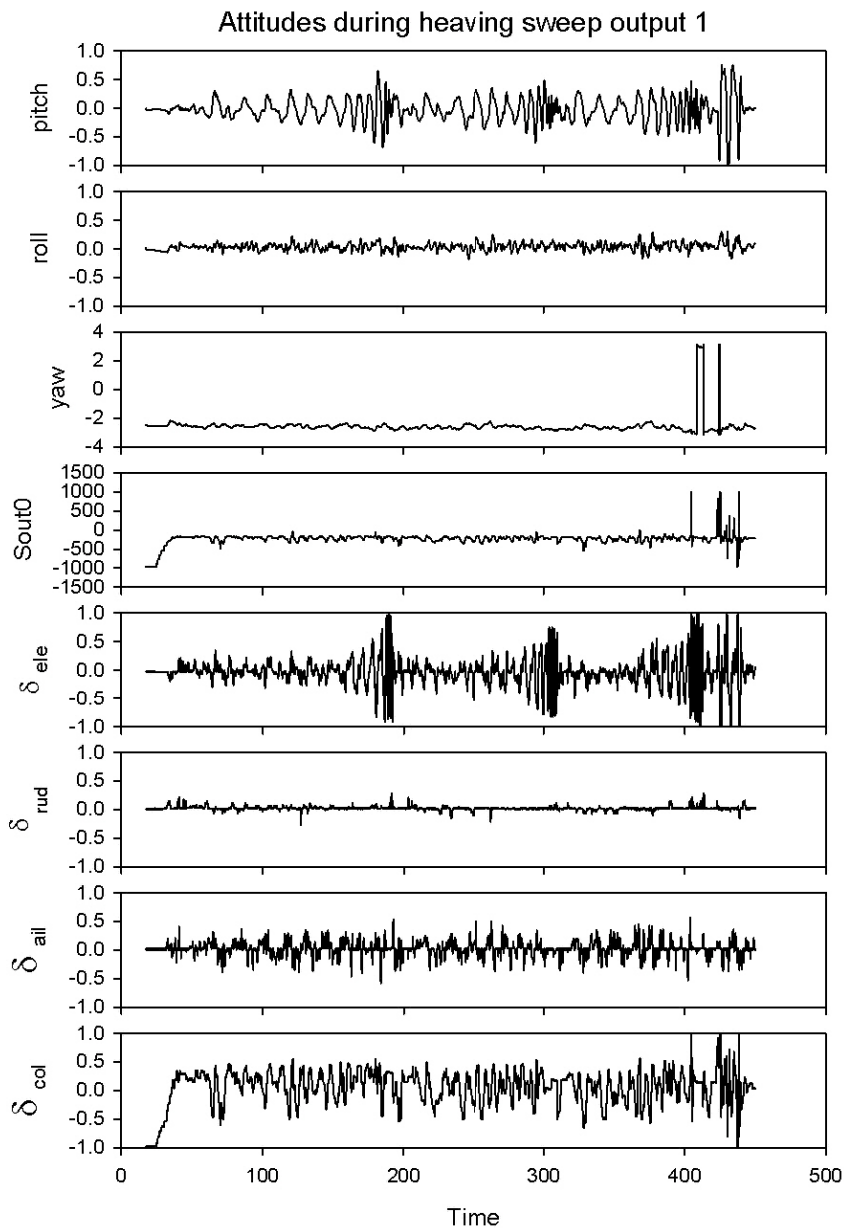


그림 3-4 스테비바레스 헤드의 피치 스위프(흔들기) CIPHER 시험의 명령입력에 대한 오일러각의 반응과 스로틀 서버출력

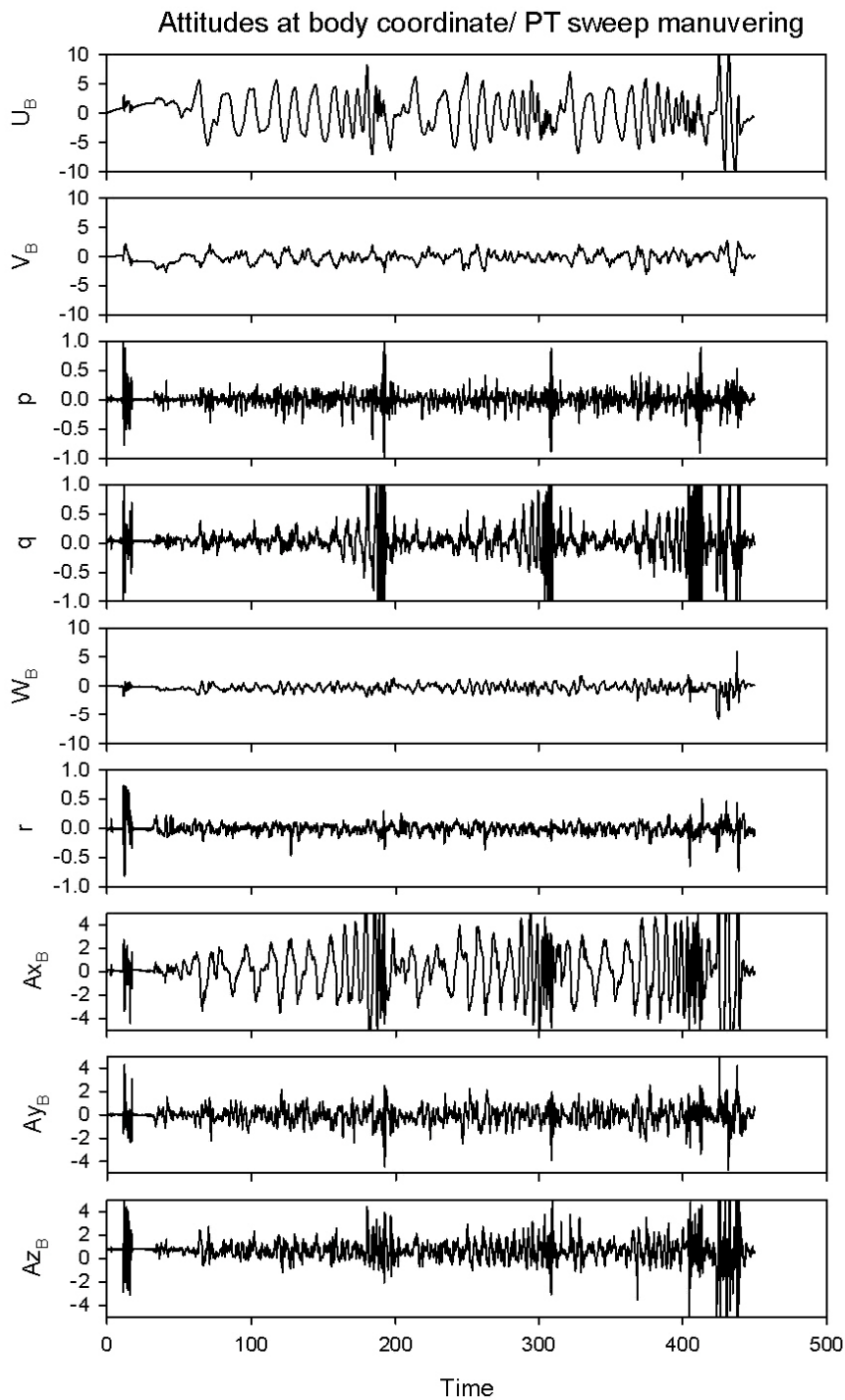


그림 3-5 스테비바레스 헤드의 피치 스위프(흔들기) CIFER 시험에 대한 기체 고정좌표계 변수의 반응

## AG5 sweep

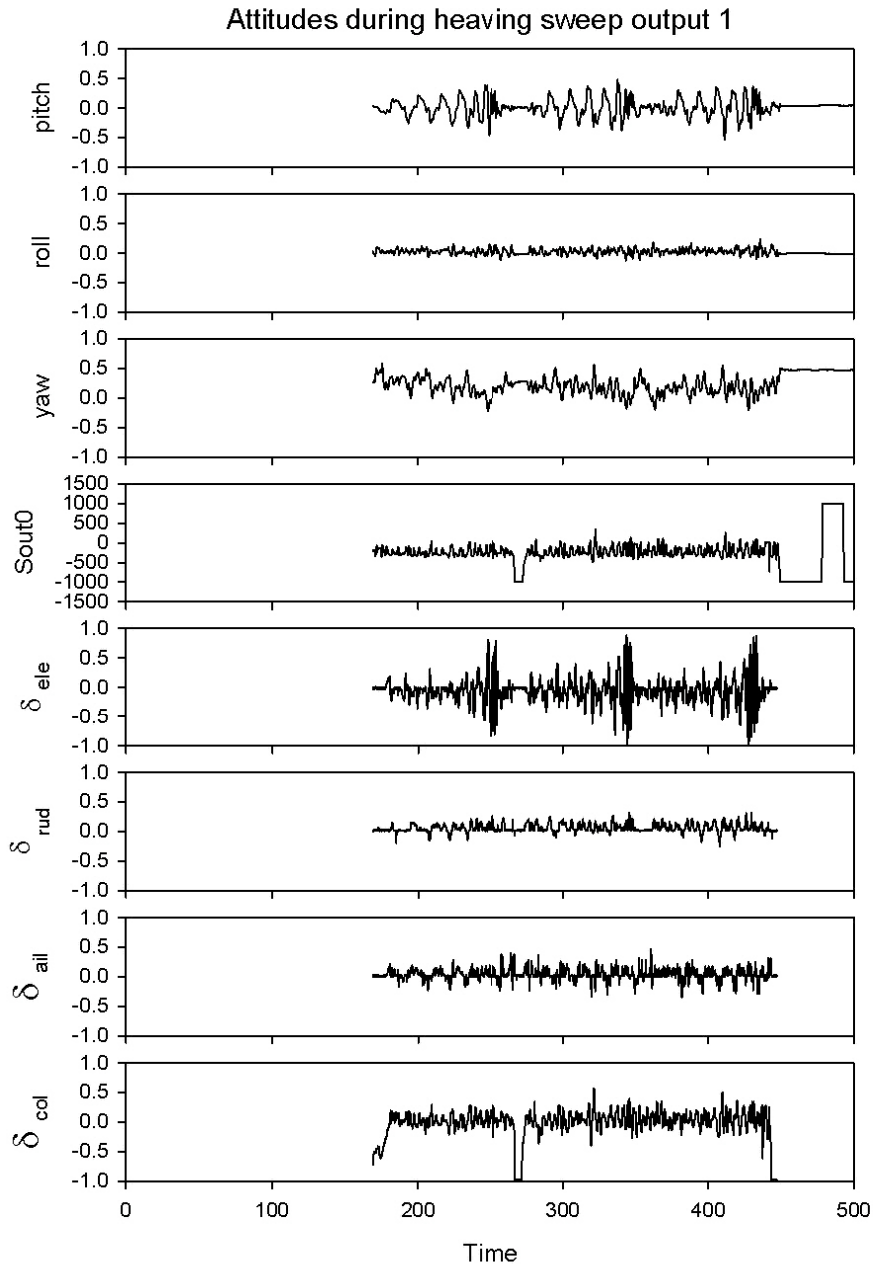


그림 3-6 관행적 스테비라이저 헤드의 피치 스위프(흔들기) CIFER 시험의 명령입력에 대한 오일러각의 반응과 스로틀 서버출력

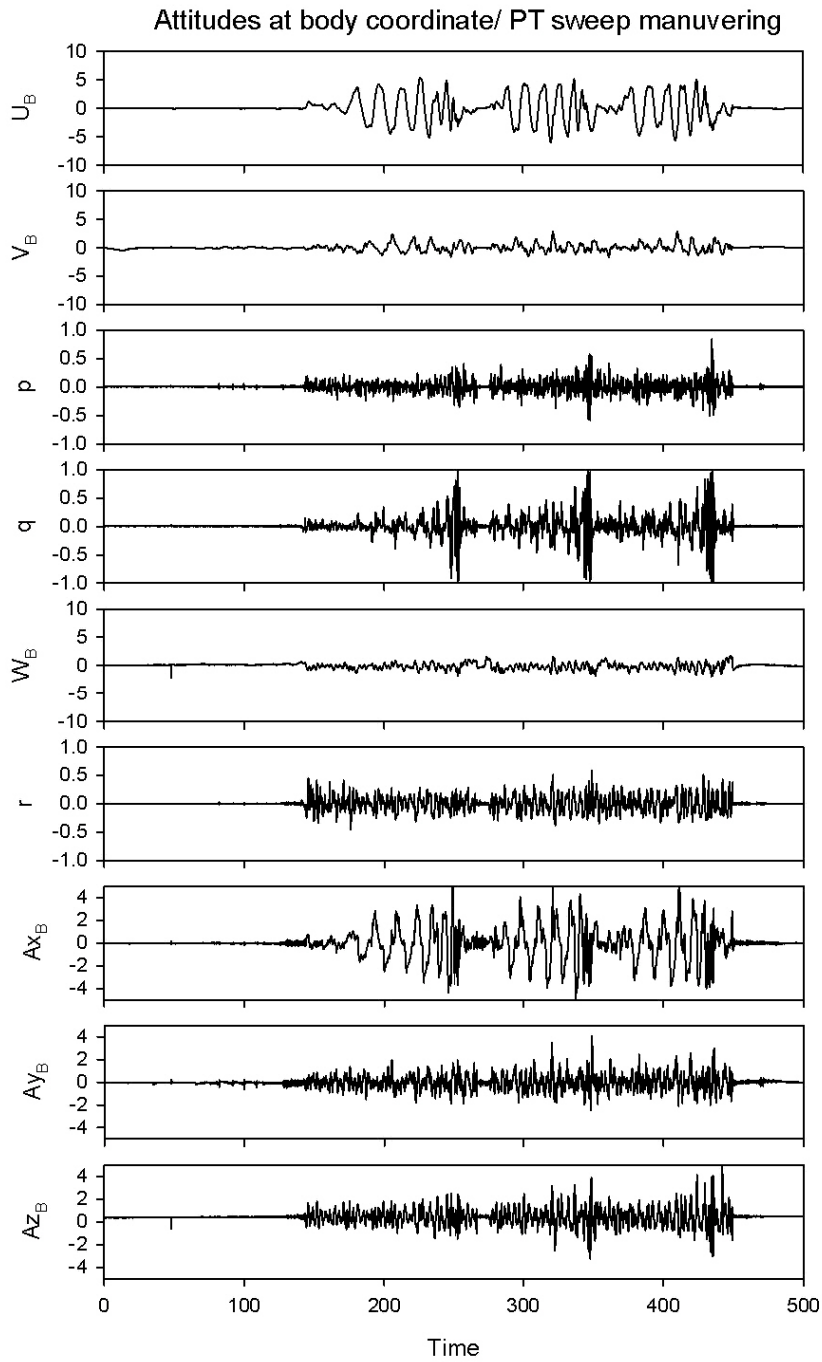


그림 3-7 관행적 스테비라이저 헤드의 피치 스위프(흔들기) CIFER 시험에 대한 기체 고정좌표계 변수의 반응



## 2. FRESPID 및 COMPOSITE 분석

비행체의 동특성과 제어장치의 개발은 항공기의 변수추정으로부터 시작되며 변수의 주파수 응답과 모델의 구축 및 검증을 거쳐 상태방정식을 완성하는 단계를 거친다. 이와 같은 회전익기의 제어기 구현 과정에서 첫 번째 단계는 주파수 응답에 따른 동특성을 파악하는 것이다. CIFER 프로그램은 6개의 모듈로 구성되어 있으며, 주파수 분석에 관련된 모듈은 FRESPID, COMPOSITE와 MISOSA이다. FRESPID 모듈은 비행이력 데이터로부터 주파수 응답을 해석하여 게인, 위상 및 기여도 함수(coherence function)를 계산하며, COMPOSITE는 복수의 윈도우(window)에 대한 주파수 분석 결과를 종합하여 기여도가 향상된 주파수 응답을 제공하는 기능을 수행한다 (Bae 등, 2011).

각 입·출력의 조합에 대한 주파수 응답은 CIFER 프로그램의 FRESPID 모듈을 이용하여 분석하였다. FRESPID는 시계열 비행시험 데이터에 해닝 윈도우(Hanning window)를 중첩시켜 각 윈도우 구획에서 계산한 스펙트럼 추정치의 평균을 사용함으로써 스펙트럼 추정치에 포함된 임의 오차(random error)를 줄이는 방법을 채용하고 있으며, 각 주파수 성분에 대한 응답은 chirp z-transform(FFT)을 통하여 계산한다(Tischler and Rample, 2006). 주파수 응답의 계산에 사용된 윈도우 크기(window size,  $T_{win}$ )는 각 조종간 입력에 대한 비행시험 시간을 고려하여 각각 5개를 선정하였다(Bae and Koo, 2011).

FRESPID 모듈은 각각의 주파수에 대한 크기와 위상 및 기여도 함수를 제공한다. 기여도 함수는 주파수  $f$ 에 대한 출력 스펙트럼과 입력 스펙트럼에 의해 선형적으로 연관된 정도를 나타낸다. 기여도는 0과 1 사이의 값을 가지며, 입력과 출력이 완전하게 선형의 관계를 가지며 출력이 전적으로 입력에 의해서만 결정되는 경우에는 그 값이 1이 된다. 일반적인 경우에는 출력에 포함된 잡음, 입출력 사이의 비선형 관계, 알려지지 않았거나 측정되지 않은 입력에 의한 잡음 등의 영향으로 기여도가 1보다 작다. **개략적으로 기여도가 0.6 이상이면** 주파수 응답 해석이 비교적 정확하다고 판정할 수 있다(Bendat and Piersol, 1993).

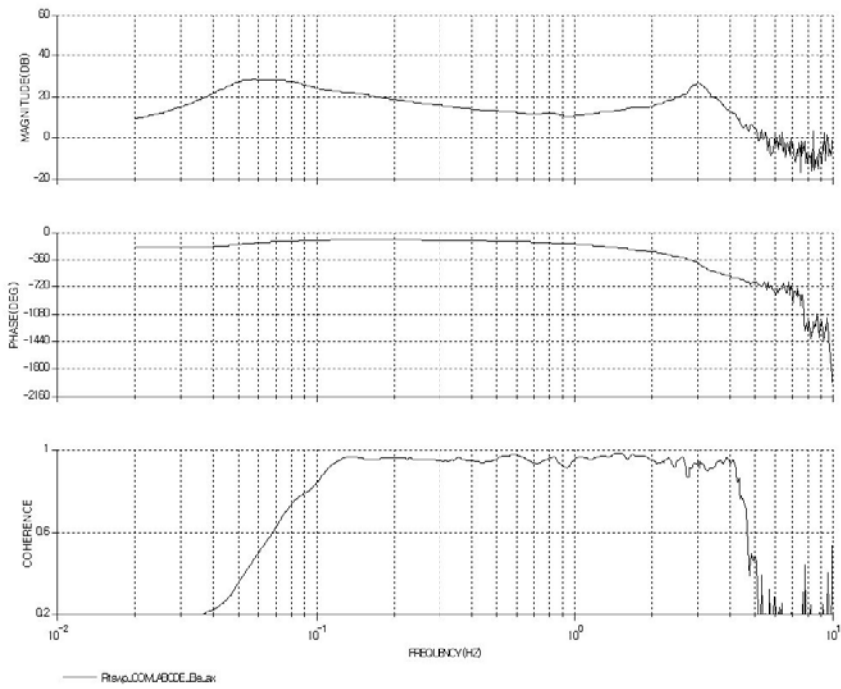


그림 3-8 스테비바레스 헤드의 피치 스위프 입력에 대한 기체고정 좌표계 x-축 가속도 변수의 (a) magnitude (b) phase (c) coherence 반응 ( $a_x/\delta_{ele}$  Stabi-barless)

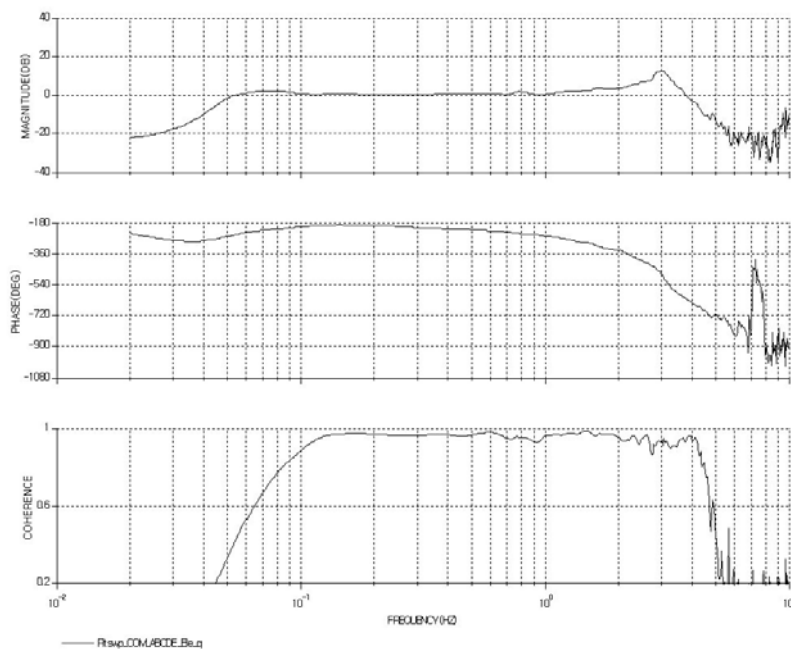


그림 3-9 스테비바레스 헤드의 피치 스위프 입력에 대한 기체고정좌표계 y-축 각속도 변수의 (a) magnitude (b) phase (c) coherence 반응 ( $q/\delta_{ele}$  Stabi-barless)

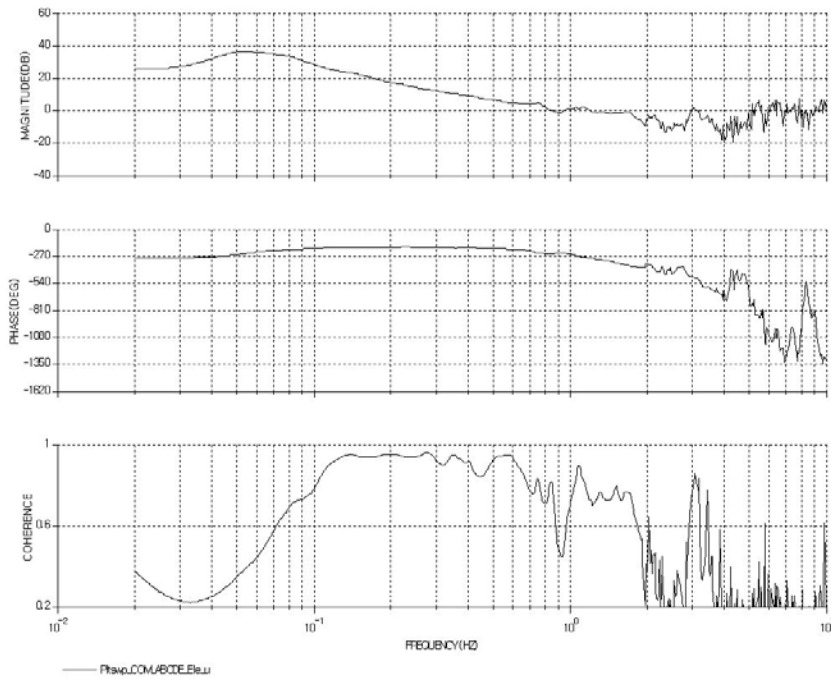


그림 3-10 스테비바레스 헤드의 피치 스위프 입력에 대한 기체고정 좌표 계 x-축 선형속도 변수의 (a) magnitude (b) phase (c) coherence 반응 (u/δele Stabi-barless)

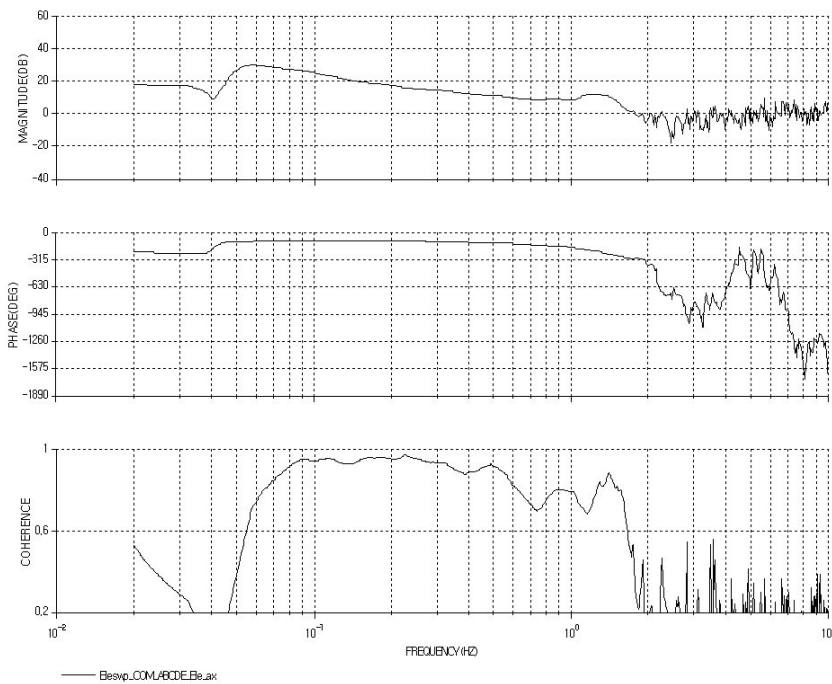


그림 3-11 관행 스테비라이저 헤드의 피치 스위프 입력에 대한 기체고정좌표 계 x-축 가속도 변수의 (a) magnitude (b) phase (c) coherence 반응 (ax/δele Stabilizer)

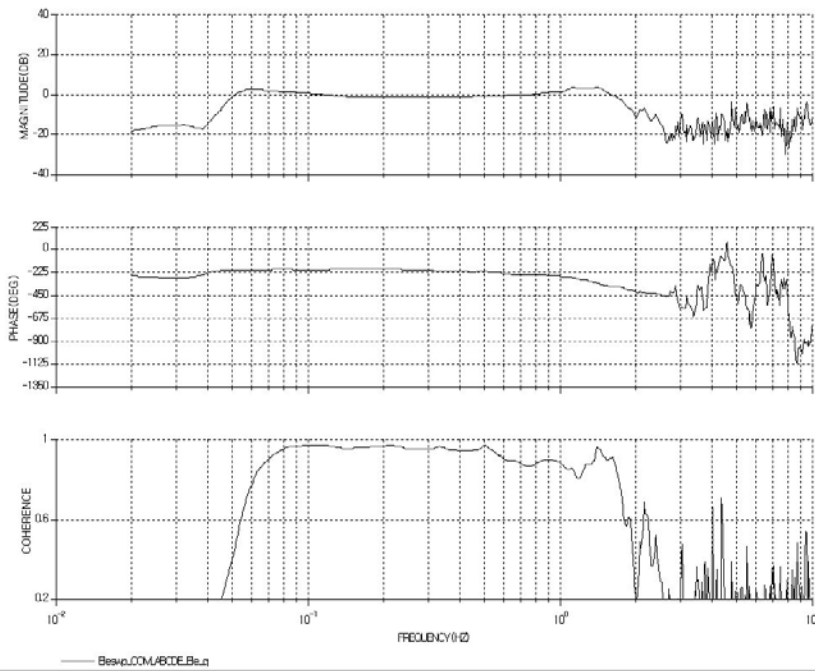


그림 3-12 관행 스테빌라이저 헤드의 피치 스위프 CИFER 시험에 대한 기체고정좌표계 y-축 각속도 변수의 (a) magnitude (b) phase (c) coherence반응 (q δele Stabilizer)

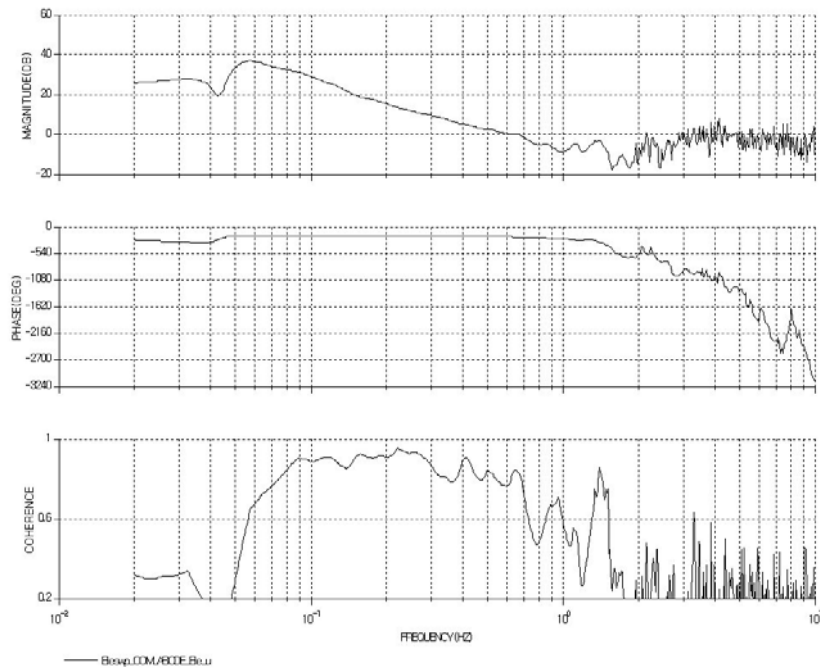


그림 3-13 관행 스테빌라이저 헤드의 피치 스위프 CИFER 시험에 대한 기체 고정 좌표계 x-축 선형속도 변수의 (a) magnitude (b) phase (c) coherence 반응 (u-δele Stabilizer)

CIFER 프로그램의 COMPOSITE 모듈은 복수의 윈도 크기에 대한 주파수 해석 결과를 종합하여 기여도 함수값이 향상된 통합 주파수 응답 함수를 생성한다. 회전익기의 동특성 해석에 있어서는 각각의 윈도에 대한 해석 결과를 이용하는 것 보다는 다양한 크기의 윈도에 대한 해석 결과를 COMPOSITE으로 통합한 후 처리하는 것이 바람직하다. 따라서 FRESPID 분석 결과를 바탕으로 각 입력과 출력의 조합에 대한 COMPOSITE 분석 결과 기여도가 0.6 이상인 주파수 범위를 구함으로써 향후 전달함수 해석에 사용할 주파수 응답함수의 데이터 범위를 구성하였다.

상기한 바와 같이 흔들기 시험은 전진 좌표(x-축)의 반응을 분석하기 위함이었으므로 엘리베이터 조종간의 입력( $\delta_{ele}$ )에 의한 피치 운동반응에 해당하는 ( $a_x, q, u$ )의 특성을 보았다.

그림 3-8에서 3-10은 스테비바레스 헤드 농용 회전익기의 피치방향 반응인 x축 선형 가속도( $a_x$ ), y축 각속도( $q$ ), 그리고 x축 선형 전진속도( $u$ )의 FRESPID 분석을 종합한 COMPOSITE 결과를 보였다. 반응에 대한 결과를 표 3-1에 정리하였는데 기여도(coherence)가 0.6이상에서 입력명령과 출력사이에 관계가 뚜렷한 주파수가 선형 가속도( $a_x$ )는 0.06-5 Hz, y축 각속도( $q$ )는 0.06-5 Hz, 그리고 x축 선형 전진속도( $u$ )는 0.07-2 Hz 사이에서 입력의 영향이 출력 즉 물리적 운동에 영향을 미쳤음을 의미하였다. 스테비바레스 헤드를 장착한 농용 회전익기는 2-5 Hz의 빠른 조종간입력에도 영향을 미친다는 뜻으로 민감한 행태를 반영하고 있다.

표 3-1 관행 스테빌라이저 및 스테비바레스 헤드의 피치 조종간에 대한 x 축 변수의 반응 주파수 구간의 비교 (unit: Hz)

Head Output	Stabibar-less	관행 Stabilizer
$a_x$	0.06 ~ 5	0.06 ~ 1.6
$q$	0.06 ~ 5	0.05 ~ 1.5
$u$	0.07 ~ 2	0.06 ~ 1.0

그림 3-11에서 3-13은 관행 스테비라이저 헤드 농용 회전익기의 피치방향 반응인 x축 선형 가속도( $a_x$ ), y축 각속도( $q$ ), 그리고 x축 선형 전진속도( $u$ )의 FRESPID분석을 종합한 COMPOSITE 결과이다. 또한 반응에 대한 결과를 표 3-1에 정리하였는데 선형 가속도( $a_x$ )는 0.06-1.6 Hz, y축 각속도( $q$ )는 0.05-1.5 Hz, 그리고 x축 선형 전진속도( $u$ )는 0.06-1.0 Hz 사이에서 입력의 영향이 출력에 영향을 미쳤다. 스테비바레스 헤드를 장착한 농용 회전익기와 비교할 때 1.0-1.6 Hz의 느린 조종간 입력에 반응을 하였다. 이는 스테비바레스 헤드 장착 회전익기에 비하여 완만한 반응이다.

### 3. NAVFIT 분석과 전달함수

이어서 CIPHER프로그램은 MISOSA 즉 다중 입력에 대한 부분기여도(partial coherence)를 계산하여 MISO(multi-input, single-output) 해석을 가능케 한다(CIPHER User's Guide, 2010). 또한 NAVFIT 모듈을 이용하여 SISO(single-input, single-output) 입·출력에 대한 전달함수를 계산할 수 있으며, DERIVID는 SISO 또는 MIMO(multi-input, multi-output) 상태공간 모형의 추정에 사용된다. 분석결과로 얻어지는 상태공간 운동 방정식은 제어기의 개발에 적용될 수 있다 (Bae 등, 2012).

CIPHER 프로그램의 NAVFIT 모듈은 COMPOSITE 분석 결과로부터 식 (3-3)과 같은 SISO(single input, single output) 입·출력에 대한 전달함수 모형을 도출한다. 식 (3-3)에서  $b_0$ 는 고주파 이득(high frequency gain)으로서 이론적으로는 주파수가 무한대에 접근할 때의 이득을 나타내며,  $\tau_{eq}$ 는 등가시간지연(equivalent time delay)으로서 전달함수 모형에 포함되지 않은 고주파 동적 모드를 표현하는 집중매개변수(lumped parameter)인 동시에 비행시험 데이터에 존재하는 입·출력 사이의 실제 전달지연(trans delay)을 포함한다(Tischler and Remple, 2006).

$$T(s) = \frac{(b_0 s^m + b_1 s^{m-1} + \dots + b_m) e^{-\tau_{eq} s}}{s^n + a_1 s^{n-1} + \dots + a_n} \quad \text{식 (3-3)}$$

where,  $T(s)$ : transfer function model

$\tau_{eq}$ : equivalent time delay (s)

식 (3-3)에 표시된 미지의 파라미터  $a_i$ 와  $b_i$  및  $\tau_{eq}$ 는 수치 최적화 기법을 이용하여 전달함수 모형  $T_{model}$ 과 주파수응답 데이터 ( $\hat{T}_{data}$ ) 사이의 크기와 위상의 편차를 최소화하는 값으로 선정한다.

NAVFIT 모듈은 비선형 최소자승법을 사용하여 식 (3-4)와 같은 비용함수 (cost function)를 최소화하는 전달함수의 계수를 산출하는 기능을 수행한다.

$$J = \frac{20}{n_\omega} \sum_{\omega_1}^{\omega_{n_\omega}} W_\gamma [W_g (|\hat{T}_{data}| - |T_{model}|)^2 + W_p (\angle \hat{T}_{data} - \angle T_{model})^2] \quad \text{식 (3-4)}$$

where,  $J$ : cost function to be minimized

$| \ |$ : magnitude (dB) at each frequency  $\omega$

$\angle$ : phase (deg) at each frequency  $\omega$

$n_\omega$ : number of frequency points

$\omega_1$  and  $\omega_{n_\omega}$ : starting and ending frequencies of fit

$W_\gamma$ : coherence weighting to emphasize most reliable data

$W_g$ : weighting on gain error

$W_p$ : weighting on phase error

본 연구에서는 각각 5개의 원도에 대한 비행시험 데이터의 주파수 분석 결과를 COMPOSITE 모듈로 결합한 주파수 영역 데이터베이스를 사용하여 전달함수를 추정하였으며, 각 전달함수의 유효주파수 범위에서 50개의 주파수 값을 등간격(로그 스케일)으로 추출하였다( $n_{\omega_n} = 50$ ). 비용함수가 100 이하이면 추정된 전달함수가 기체의 비행동력학을 잘 추종하는 것으로 평가할 수 있으며, 그 값이 50 이하이면 실제 비행데이터와 거의 일치하는 전달함수 모형이 도출된 것으로 평가할 수 있다(Tischler and Remple, 2006). NAVFIT 모듈을 사용하여 전달함수의 유효주파수 영역에 대한 전달함수를 최대 3차 시스템의 범위 내에서 도출하였다. 전진 좌표(x-축)의 반응으로 피치조종간 입력( $\delta_{ele}$ )에 의한 x-축 가속도, y-축 회전각속도, 및 전진 선속도( $a_x$ ,  $q$ ,  $u$ )의 전달함수를 구하고 지연 시간을 추정하였다.

Stabi-barless ax/ $\delta$ ele TF

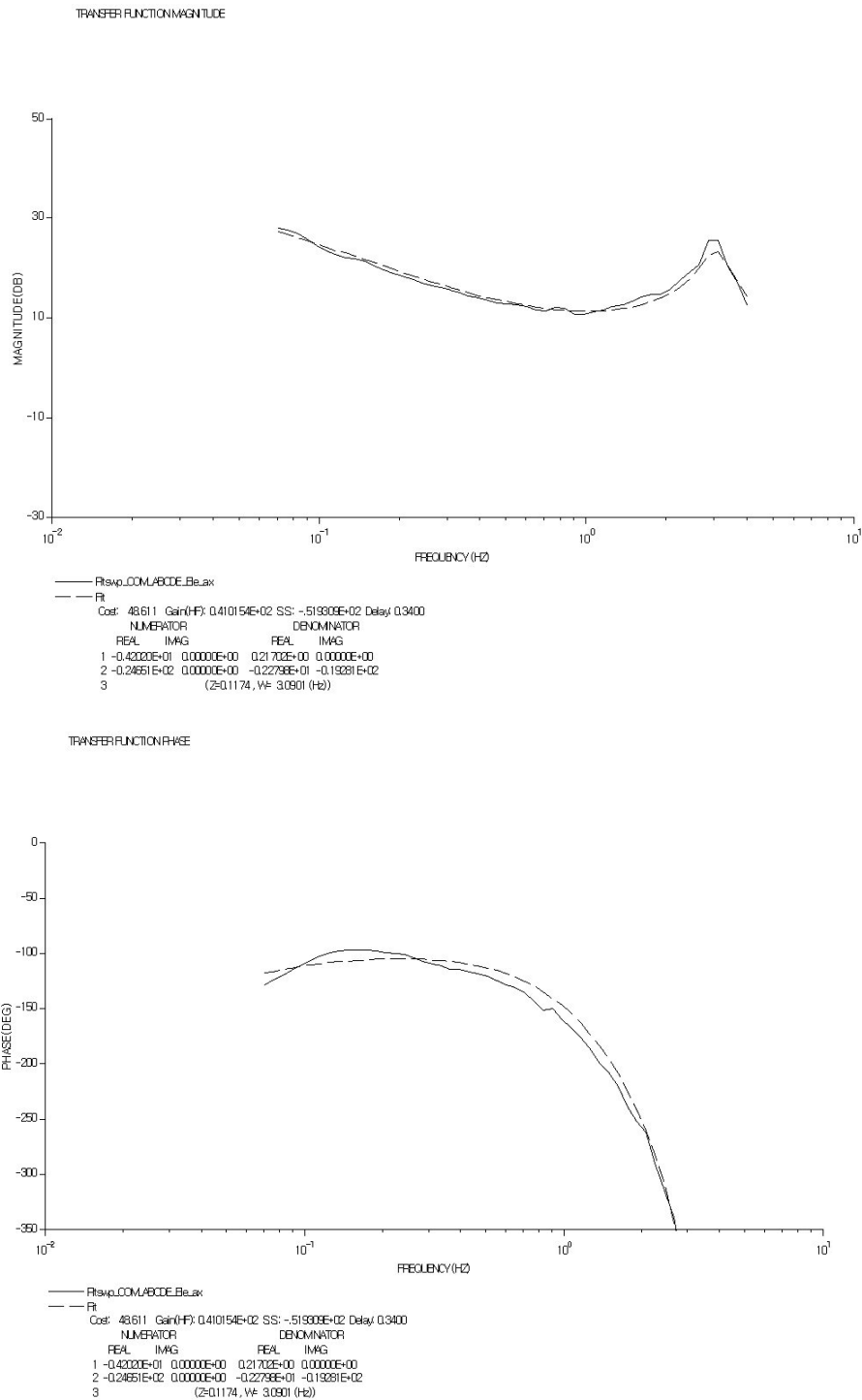


그림 3-14 스테비바레스 헤드의 피치 스위프 입력에 대한 기체고정 좌표계 x-축 가속도 변수 (ax/ $\delta$ ele) 전달함수모델의 (a)magnitude와 (b)phase



Stabi-barless q/ $\delta_{ele}$  TF

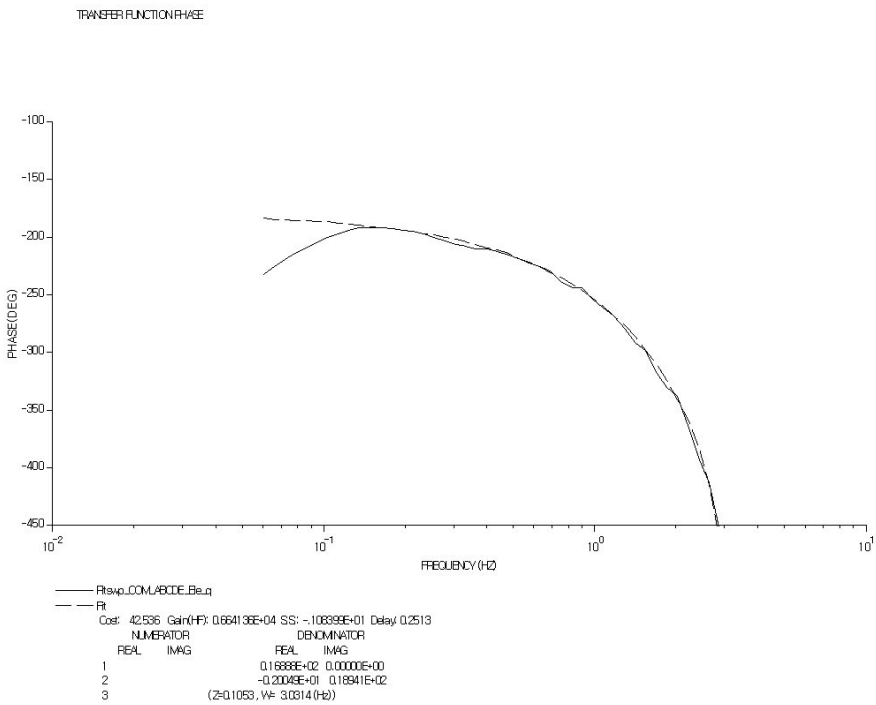
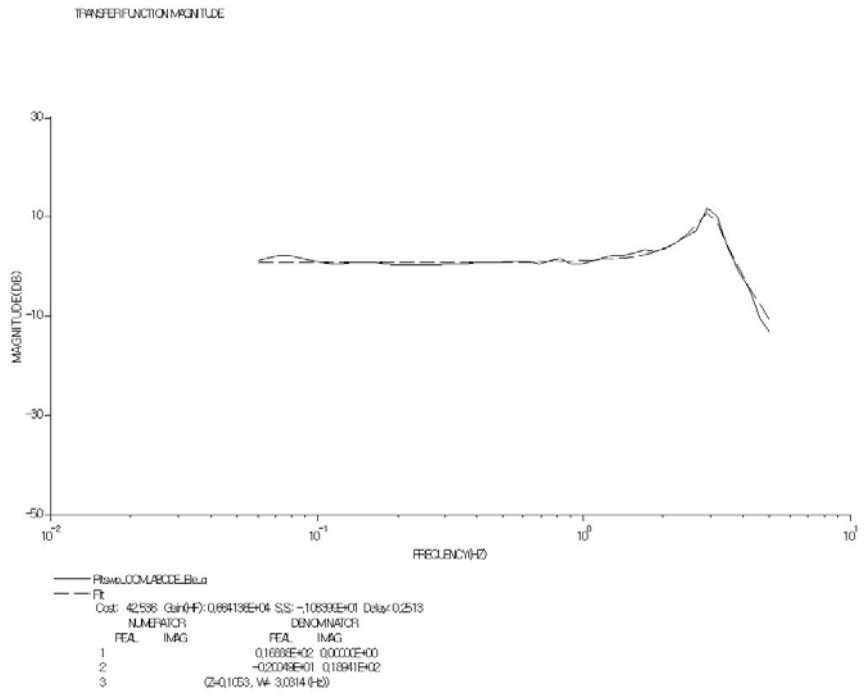


그림 3-15 스테비바레스 헤드의 피치 스위프 입력에 대한 기체고정 좌표계 y-축 각속도 변수 ( $q/\delta_{ele}$ ) 전달함수모델의 (a)magnitude와 (b)phase

Stabi-barless u/δele TF

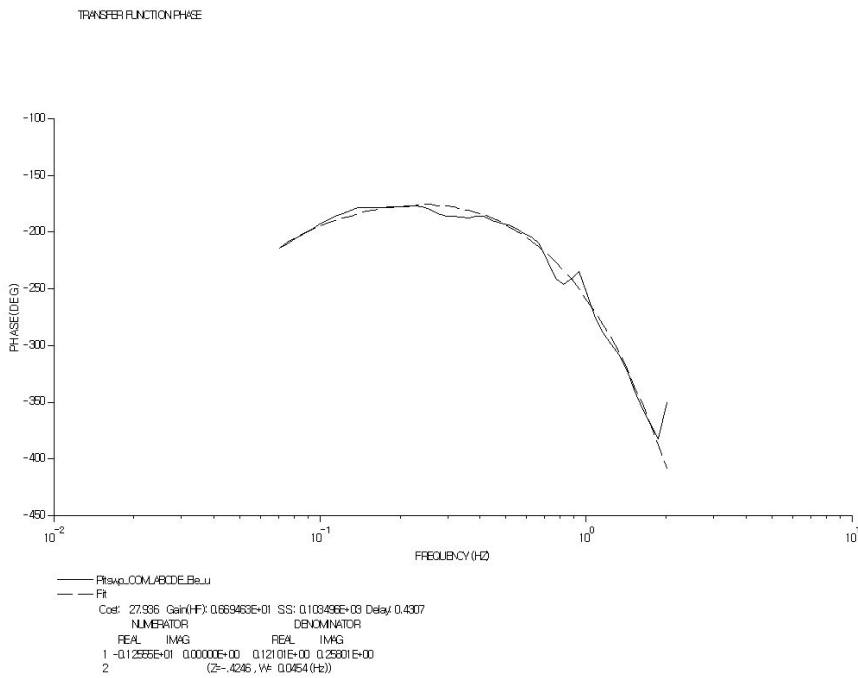
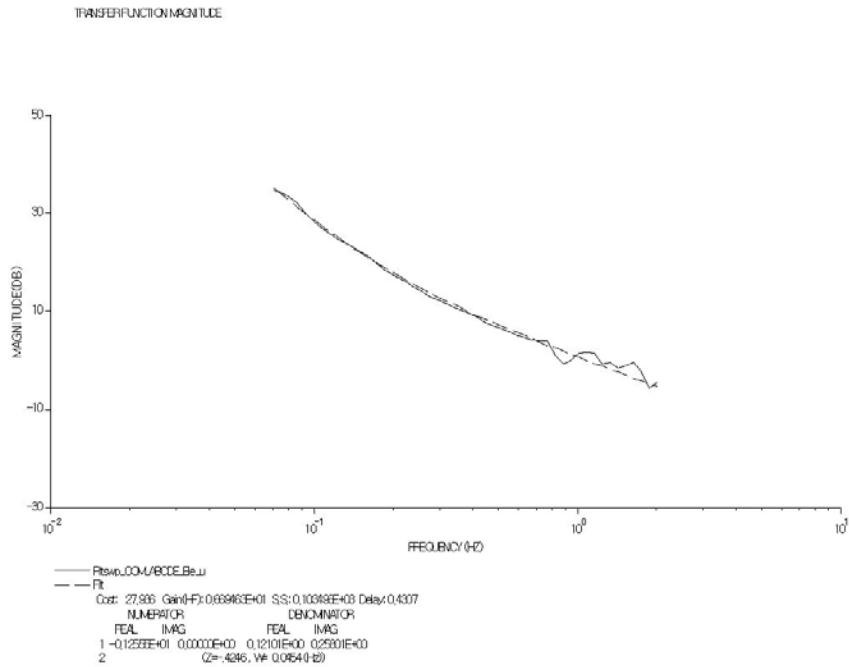


그림 3-16 스테비바레스 헤드의 피치 스위프 입력에 대한 기체고정 좌표계 x-축 선형속도변수 ( $u/\delta_{ele}$ ) 전달함수모델의 (a)magnitude와 (b)phase

### Stabilizer ax/ $\delta_{ele}$ TF

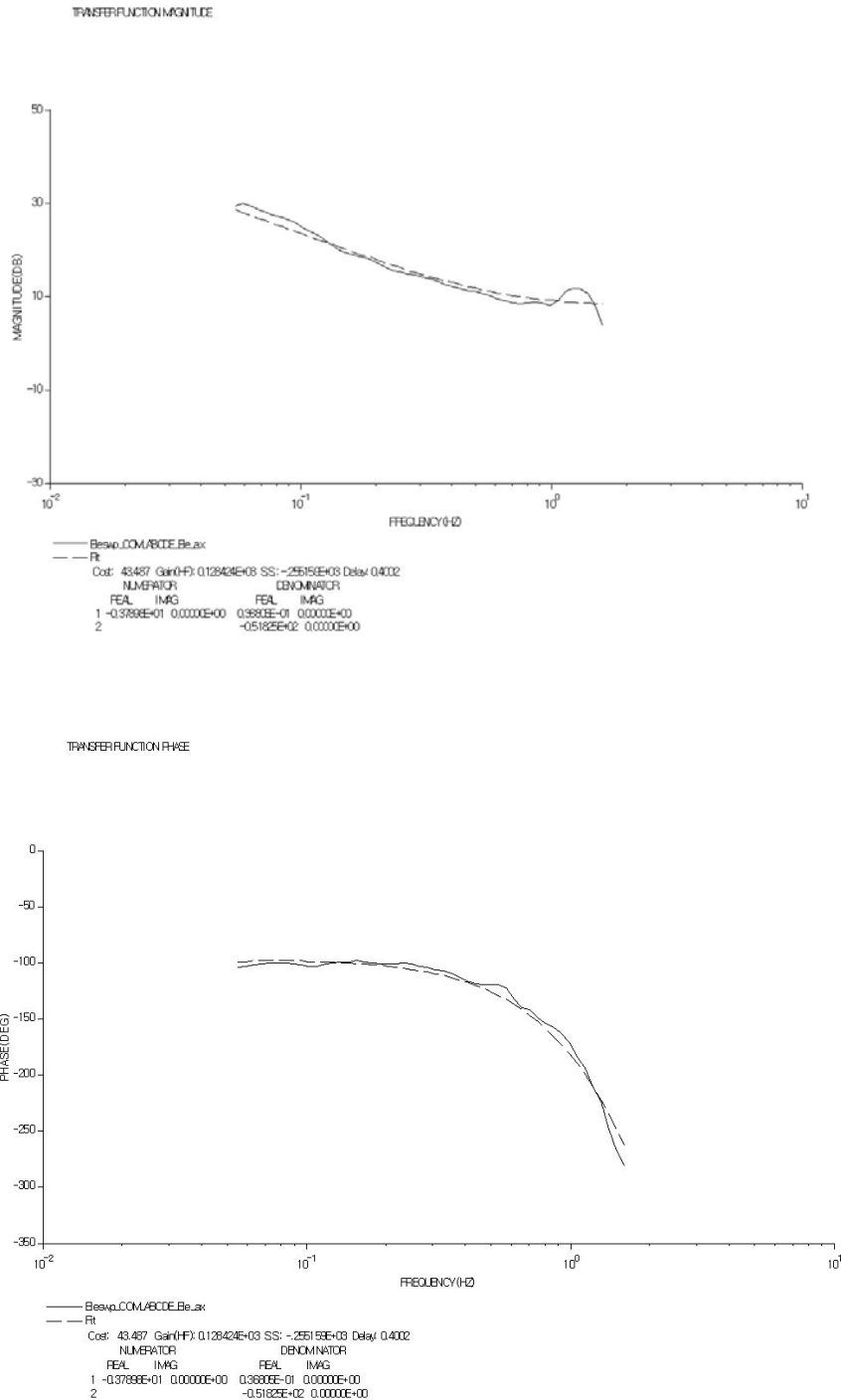


그림 3-17 스테비라이저 헤드의 피치 스위프 입력에 대한 기체고정 좌표계 x-축 가속도 변수(ax/ $\delta_{ele}$ ) 전달함수모델의 (a)magnitude와 (b)phase

### Stabilizer q/δele TF

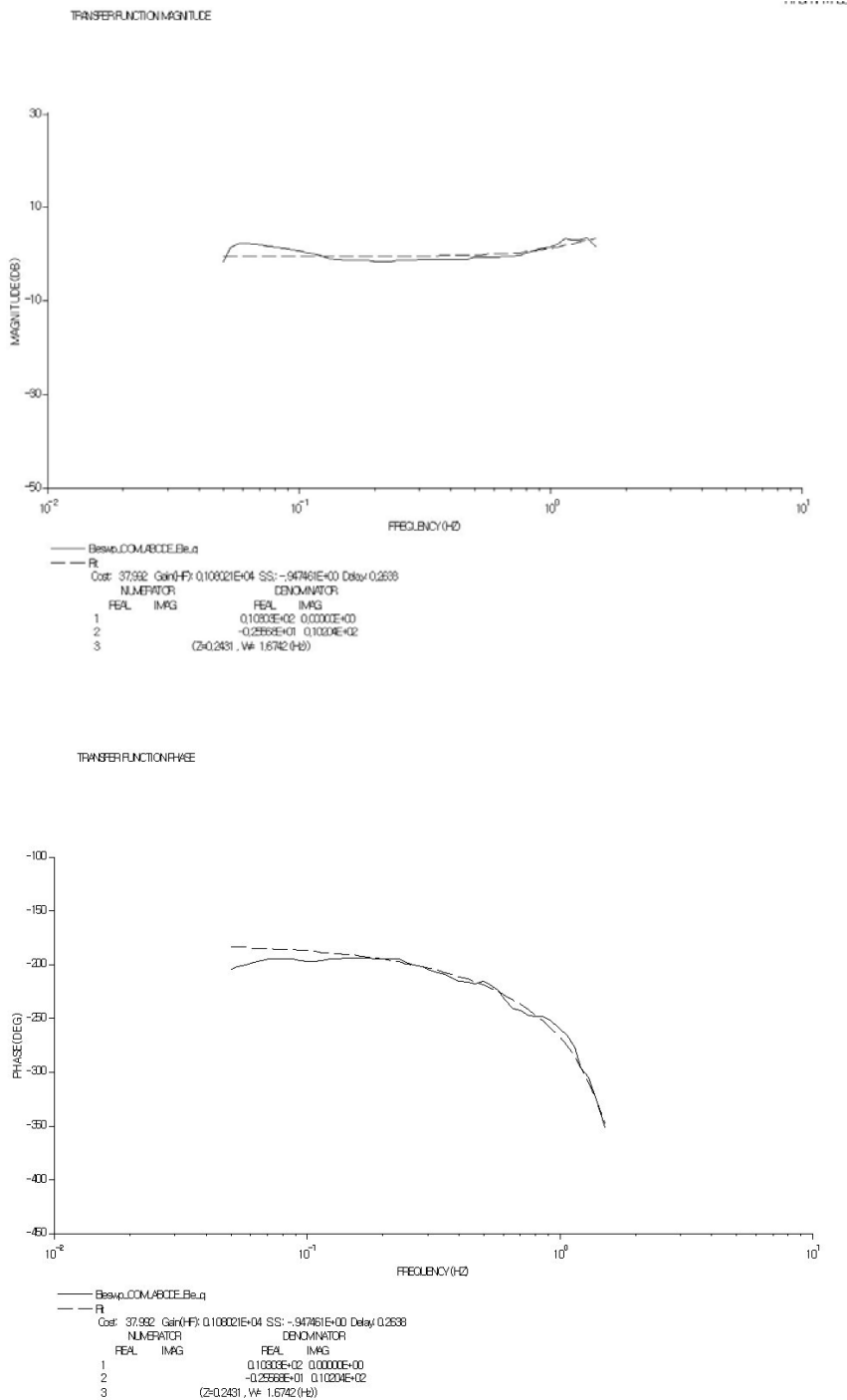


그림 3-18 스테빌라이저 헤드의 피치 스위프 입력에 대한 기체고정 좌표계 y-축 각속도변수(q/δele) 전달함수모델의 (a)magnitude와 (b)phase

### Stabilizer u/δele TF

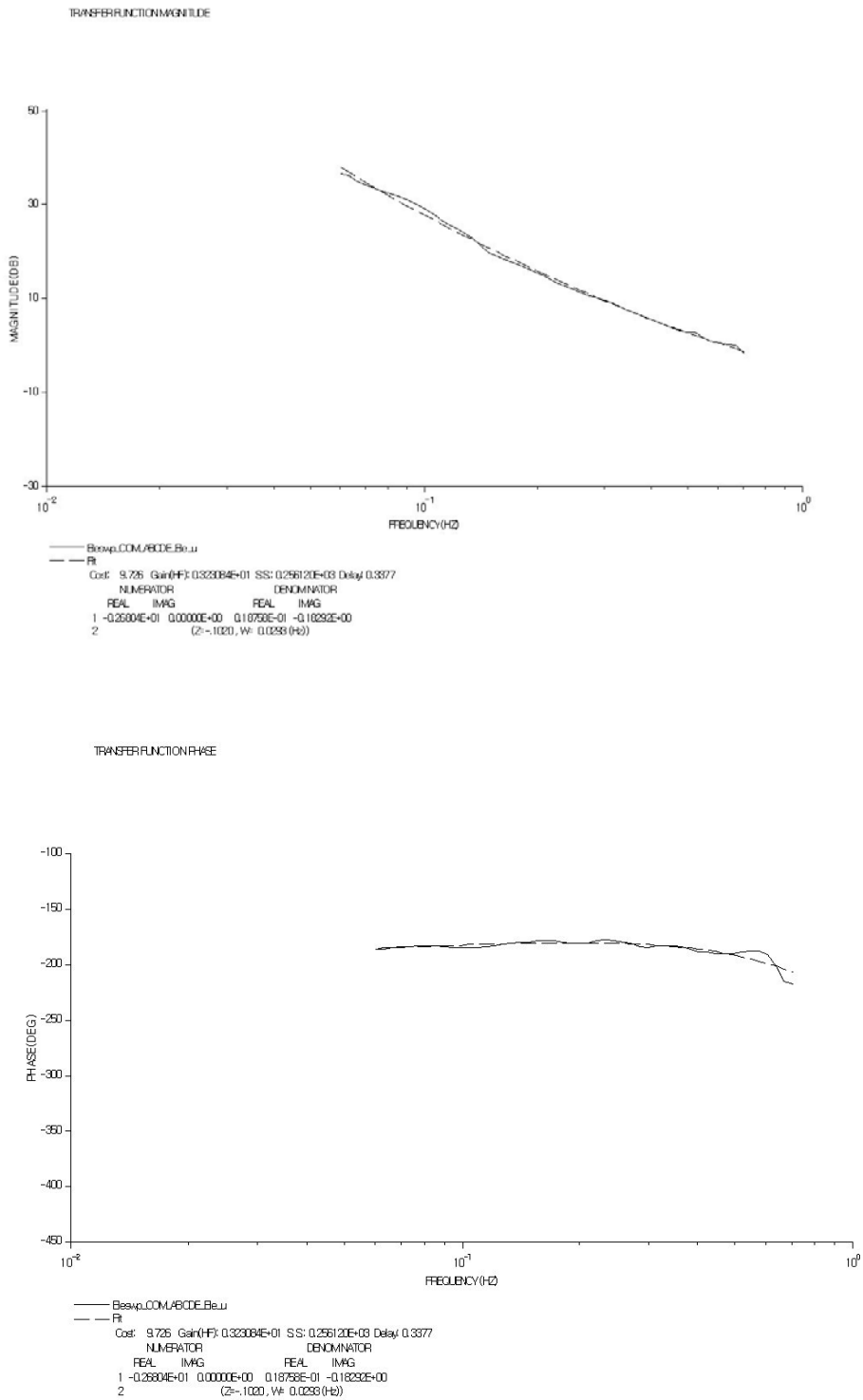


그림 3-19 스테비라이저 헤드의 피치 스위프 입력에 대한 기체고정 좌표계 x-축 선형속도변수 ( $u/\delta_{ele}$ ) 전달함수모델의 (a)magnitude와 (b)phase

그림 3-14에서 그림3-16까지는 스테비바레스 헤드 장착 헬기의 피치방향 입력( $\delta_{ele}$ )에 대한 반응인 x축 선형 가속도( $a_x$ ), y축 각속도( $q$ ), 그리고 x축 선형 전진속도( $u$ )의 NAVFIT분석에 의한 대표 전달함수(transfer function) 결과를 보였다. 이 분석은 COMPOSITE해석에서 주파수 범위에 대한 최고 3차 모델까지의 모델중 차수가 낮고 또한 비용함수값(cost value)이 비교적 낮은 함수를 선택하였다. 그 결과를 표 3-2에 정리하였는데 모델은 다수가 될 수 있다. 여기에서 주목해야 할 점이 등가시간지연(equivalent time delay,  $\tau_{eq}$ )으로서 입·출력 사이의 실제 전달지연(trans delay)을 포함한다 (Gavrilets 등, 2001).

표 3-2 스테비바레스 헤드 시스템의 피치 조종간입력에 대한 x축 변수의 대표 전달함수

Transfer function	Effective freq. range (Hz)	Model	Cost value (J)
$a_x/\delta_{ele}$	0.07 ~ 5	$\frac{41.0(s+4.2)(s+24.65)e^{-0.340s}}{(s-0.217)(s^2+4.58s+377)}$	48.6
$q/\delta_{ele}$	0.06 ~ 5	$\frac{6628e^{-0.2513s}}{s^3-12.78s^2+295.4s-6095.3}$	42.5
$u/\delta_{ele}$	0.07 ~ 2	$\frac{6.69(s+1.26)e^{-0.331s}}{s^2-0.244s+0.0746}$	27.9

표 3-3 스테비라이저 헤드 시스템의 피치 조종간입력에 대한 x축 변수의 대표 전달함수

Transfer function	Effective freq. range (Hz)	Model	Cost value (J)
$a_x/\delta_{ele}$	0.06 ~ 1.6	$\frac{128.3(s+3.79)e^{-0.400s}}{(s-0.037)(s+51.78)}$	42.5
$q/\delta_{ele}$	0.06 ~ 1.5	$\frac{1076e^{-0.2643s}}{(s-10.26)(12.78s^2+5.1s+110.7)}$	38.0
$u/\delta_{ele}$	0.06 ~ 1.6	$\frac{3.23(s+2.68)e^{-0.3376s}}{s^2-0.037s+0.368}$	9.7

그림 3-17에서 그림3-19까지는 관행 스테비라이저 헤드 장착 헬기의 피치방향 입력( $\delta_{ele}$ )에 대한 반응인 x축 선형 가속도( $a_x$ ), y축 각속도( $q$ ), 그리고 x축 선형 전진속도( $u$ )의 NAVFIT분석에 의한 대표 전달함수(transfer function) 결과를

보였는데, 그 결과를 표 3-3에 정리하였다. 등가 시간지연(equivalent time delay,  $\tau_{eq}$ )을 스테비바레스 헤드의 지연시간과 비교하였을 때 표 3-4에 다시 정리하였다. 스테비바레스 헤드 장착 헬기가 지연시간에서 짧은 것을 확인 할 수 있었으나 기대했던 만큼의 지연시간의 단축이 이루어지지 않았다.

표 3-4 관행 및 스테비바레스 헤드의 피치 조종간에 대한 x 축 변수의 등가 지연 시간 (unit: sec)

Head Output	Stabibar-less	관행 Stabilizer
$a_x$	0.3400	0.4000
$q$	0.2513	0.2643
$u$	0.3310	0.3376

#### 4. 가속도( $a_x$ )의 시뮬레이션과 시정수 비교

상기한 CIFER 분석의 결과 관행적인 스테비라이저 헤드 및 스테비바레스 헤드를 장착한 회전익기의 전달함수와 등가 지연시간을 얻을 수 있었고, 이를 통하여 비행시 전진 선형 가속도에 대한 지연정도를 시정수를 가늠함으로써 ‘스테비바레스 헤드의 장착이 가속도를 얼마나 빠르게 할 수 있을까?’에 대한 결론을 얻을 수 있었다 (심, 2010).

따라서 그림 3-20 및 그림 3-21는 각각 관행 헤드와 스테비바레스의 x축 가속도( $a_x$ )에 대한 대표전달함수의 Simulink® 시뮬레이션 블록다이어그램과 시정수 즉, 정상상태의 63%에 이르는 시간 결과를 보인바 관행헤드는 0.5 sec 스테비바레스 헤드는 0.4 sec으로 나타났다. 스테비바레스의 운동 행태가 민감하였던 것은 드러났지만 그러한 민감성은 기본 장착(built-in) 자이로에 의해 둔감해진 것으로 생각되었다.

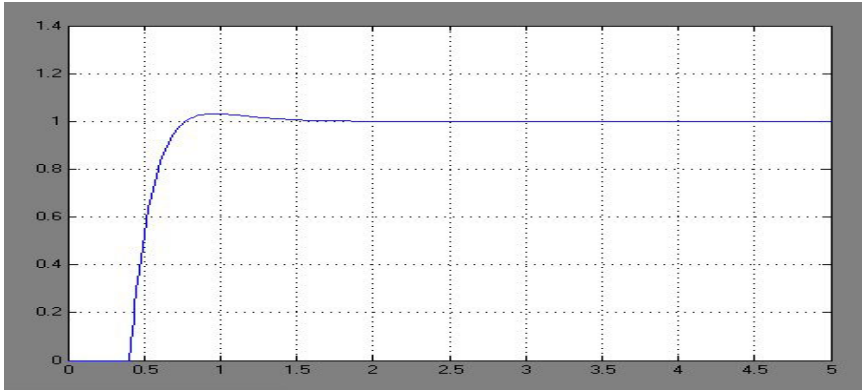
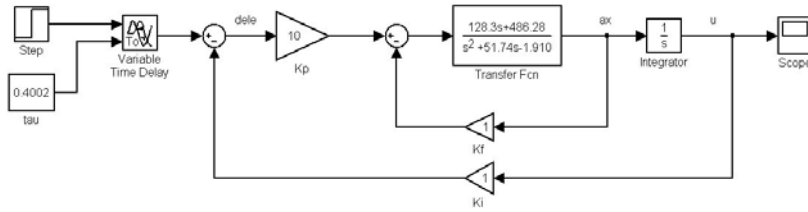


그림 3-20 관행 스테비라이저 헤드의 x축 가속도에 대한 대표전달함수의 (a) simulink 시뮬레이션 블록다이어그램과 (b) 시정수 (정상상태의 63%에 이르는 시간) 결과 =0.5sec

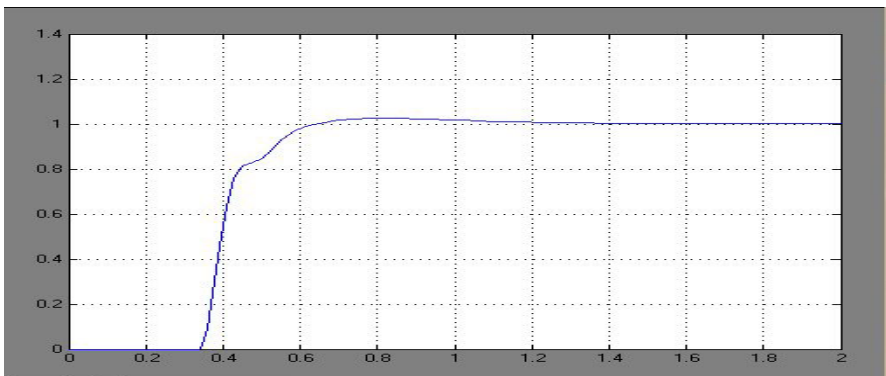
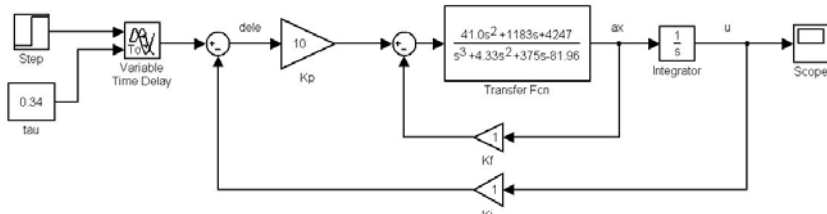
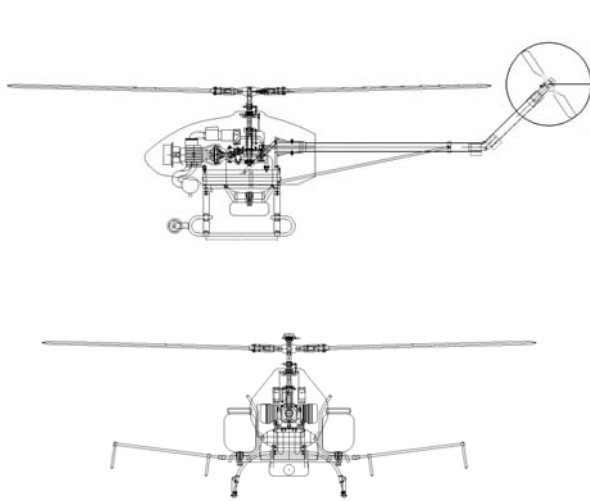


그림 3-21 관행 스테비바레스 헤드의 x축 가속도에 대한 대표전달함수의 (a) simulink 시뮬레이션 블록다이어그램과 (b) 시정수 (정상상태의 63%에 이르는 시간) 결과 =0.4sec



### 제 3 절 테스트 베드의 구성

주관연구기관에서는 지난 동안의 연구를 통하여 기계적이며 물리적인 농용무인 회전익기의 구현을 추구해왔으며 [그림 3-22](#) 와 [표 3-5](#)에 소개한 바와 같은 총이륙 하중 120kgf에 이르고 신뢰성 있는 기체를 설계하였다. 회전익 기체 테스트베드는 변량제어기 연구와 구현이라는 연구목표에 필수 불가결한 것이며 시뮬레이터로 대체될 수 없는 실체로서 연구 인프라를 구성하였다. 따라서 설계 가공 조립과정을 거쳐 신뢰성 있는 농용 무인 회전익기를 테스트 베드로 보유하게 되었다.



[그림 3-22](#) 스테비바레스 변량살포 제어기의 연구를 위한 기본 농용 무인 헬리콥터 테스트베드

[표 3-5.](#) 스테비바레스 무인 회전익기 테스트베드 제원

항 목	제 원
전장(mm)	3,810
폭 (mm)	750
높이 (mm)	1,050
헤드형식	stabibar-less
출력(PS)	32
배기량(cc)	340
총중량(kg)	80
유상하중(kg)	30
살포장치	1.5-2.0 Lpm

테스트베드의 시험은 개발과정에서 상당한 위험을 동반하기 때문에 회전익 기체와 연구자를 보호하고 연구과정을 편리하게 하기 위한 비행운동 짐벌 시뮬레이터를 이용한다([그림 3-23](#)). 이러한 짐벌 시뮬레이터에서의 시험은 농용 회전익기에 변량 살포 제어기를 온전히 탑재하기 이전에 회전익기에 DJI-ACE의 초기 적용과정에 사용되었다. Surge(동체 전진방향의 병진운동), heave(동체 수직방향 병진운동, roll (동체 좌우방향의 회전운동), pitch(동체 수직방향의 회전운동)의 5 자유도 좌표운동의 조절이 주로터에 의해 가능하며, yaw(동체 전진방

향의 회전운동)는 테일로터에 의해 조절 가능한데 sway(동체 가로방향 병진운동) 좌표를 제외한 운동을 시험 장치를 통하여 초기연구를 수행할 수 있도록 하였다.

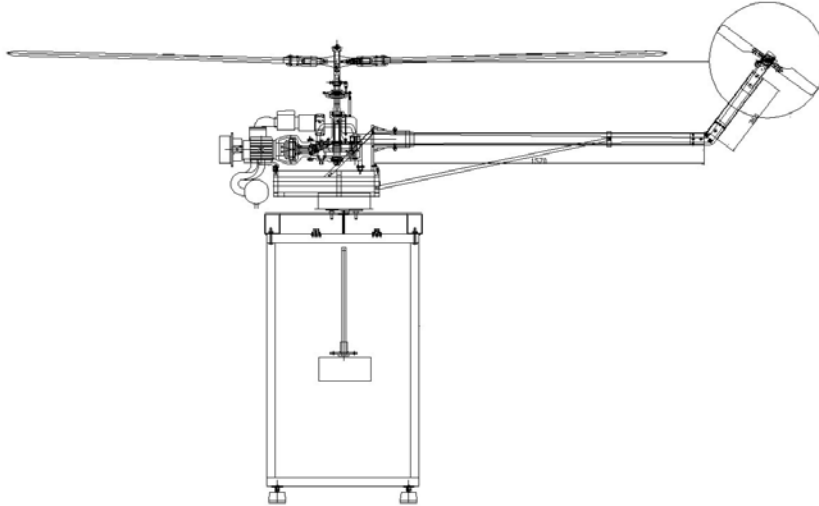


그림 3-23 농용 무인회전익기의 테스트베드와 초기 연구를 위한 시물레이터 집벌 장치

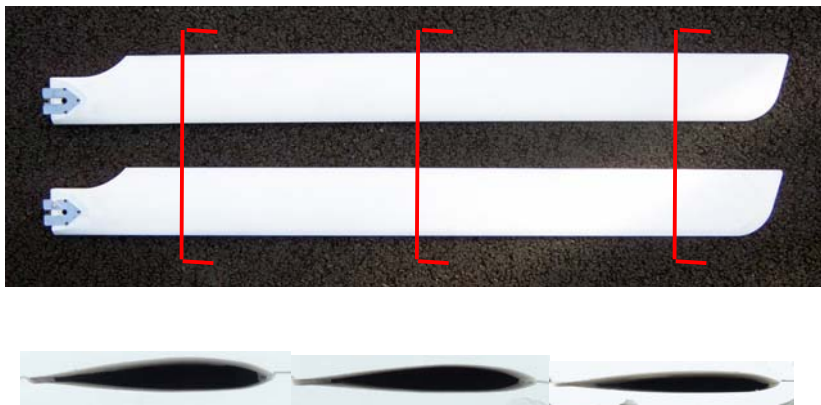


그림 3-24 점진변이 익형 (두꺼운 내부반지름 날렵한 외부반지름)으로 설계된 테스트베드의 블레이드 (전장 1,350 mm)

헬리콥터 로터는 회전반경에 대하여 다양한 범위의  $Re$ 와  $Mach$  계수에서 운행하게 되는데 내부와 외부 반지름 부분에 대한 익형은 각각 적합한 익형으로 대응할 필요가 있다. 따라서 그립부의 두꺼운 전자 익형으로부터 끝단 후자 익형으로 점차로 변화해 가는 3D 블레이드 익형을 설계 제작하였다 (그림 3-24).

그림 3-25에 보는 바와 같이 개선된 블레이드를 장착한 스테비바레스 농용 회전익기의 양력 시험을 행하였다. 로드셀 시스템(L2350/L2, Futek, Irvine, CA, USA)을 바닥에 고정하여 헬리콥터는 자중(640N)을 이기고 직선베어링을 따라 상승하여 로드셀에 의하여 인장력(유상하중)을 측정하였다. 그림 3-26에 보인 바와 같이 그립피치각(받음각)을 9.0~11.5° 사이에서 증가시키면서 로터회전속도 또한 연동하여 700~980 rpm 까지 증가시켰다. 상용 유상하중은 약 50 kgf으로 측정되었으며 최대 60kgf의 순수양력을 발휘하였다. 이러한 능력은 20 kgf의 기본하중을 충분히 감당하고도 충분한 여유양력을 갖는 성능이었다 (Jung, 2008; Brown and Fletcher, 2007).



그림 3-25 개선된 동력부와 블레이드를 장착한 스테비바레스 농용 회전익기의 양력 시험

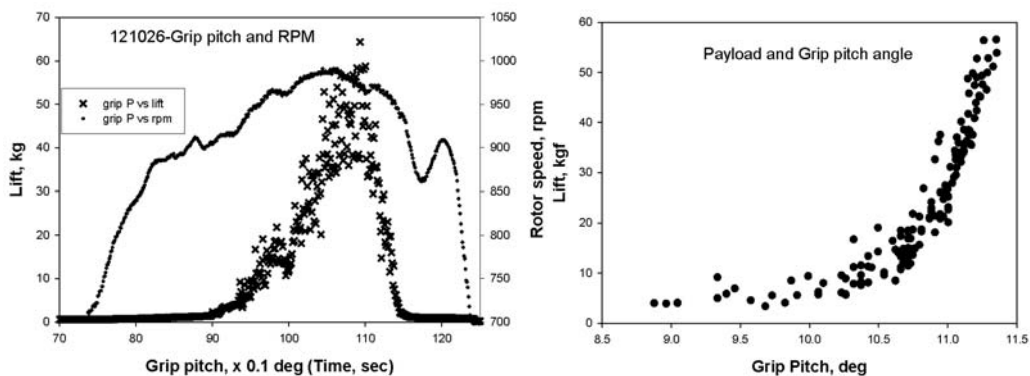


그림 3-26. 그립피치각 9.0~11.5°에서 양력시험 결과

공백

## 제 4 장 상용 제어시스템의 적용

### 제 1 절 자세제어 시스템

농업분야에서 필요로 하는 무인 항공 살포기술은 수직이착륙 회전익기를 대상으로 하고 있으며 주관연구기관에서는 실용화 무인 회전익기를 개발하는데 있어 스테비바레스 헤드 및 변량살포에 관한 연구를 수행하였다. 조종자들에 대한 설문 조사와 농용살포 목적의 기술적 검토에 따라 등속제어의 필요성과 더불어 동작성이 개선된 스테비바레스 제어시스템 및 변량제어시스템의 개발이 필요하게 되었다.

관성항법(inertial navigation)은 자이로와 가속도계의 출력을 기초로 하여 수학적 계산과 추정이론으로 자세 및 위치를 결정하는 시스템으로 오차가 많으며 이를 수정하기 위하여 GPS를 추가한 통합시스템을 도입하여 누적되는 오차의 문제를 해결하고 있다. INS는 IMU를 기준좌표계로 유지되는 짐벌로 구성되어 있고 자이로가 기준점을 안정화시켜주고 있다. 자이로나 가속도계와 같은 센서 보상 방법에 대한 문제와 초기정렬 등에서 생기는 오차의 문제를 주로 칼만필터 등을 통하여 해결하고 있다. 농용 회전익기는 가시거리 내의 자세 및 기체의 편류를 제한하는 정도의 기능을 필요로 하므로 중간 정도의 연결합의 방법을 사용하는데, 서로에게 영향을 주지 않는 독립된 INS와 GPS로서 구성하는 비결합방식과 IMU의 계산치를 칼만필터에 제공할 때 GPS는 위치정보와 변화율의 정보가 루프형태로 연결되어있는 강결합방식의 중간정도이다. 중간방식으로 GPS가 독립적으로 항법해를 계상할 때 IMU의 오차를 수정하는 정도로 연결되어 있어 위성의 수가 적을 때는 수정이 불가능한 단점이 있다.

KAIST와 Shenzhen HKPI(홍콩기술대학) 등에서는 범용 마이크로프로세서를 이용하여 시스템을 구성했고 대학기업 벤처 창업형태로 상업화에 이르고 있다. 제 2 장에서 고찰한 여러 시스템 중 HKPI의 DJI-ACE시스템은 개방형 제어시스템으로서 제어요소들의 사용자 적용이 가능한 펌웨어를 탑재함으로써 기체의 종류와 특별한 비행임무에 대하여 적절한 조정이 가능한 것이 장점이며 연구와 실용화 적용에 유리하였고 상용시스템으로 채용하여 농용 회전익기 시스템 적용하

였다. 무인항공기 기술은 유인항공기 개발기술과는 달리 상대적으로 적은 투자 비용, 국제적인 제약으로 부터의 유리한 조건과 함께 정보통신 및 정밀기계·전자 기술이 밀접하게 관련되어 있다는 점에서 우리나라의 기술적 장점과 여건에 잘 부합되어 선진국과의 기술격차를 단기간에 좁힐 수 있다는 점에서 유리하다고 판단된다.

90년대만 하더라도 관성센서와 회전익기 제어기는 난제의 기술로 인식되어져 농용 회전익기에 적용하기에는 경제적 측면에서 적절하지 않았으나 2010년대에 들면서 드론(drone)기술이 일반화되었고 상용화하기에 경제적으로 타당한 분석이 가능하게 되었다. 본 연구에서 국내 기술을 독자적으로 적용할 것인가 또는 상용화된 제어기를 적용할 것인가에 대하여 결정하고 판단하였다 (표 4-1).

표 4-1 농용회전익기 적용을 위한 상용 및 연구용 자세제어시스템의 검토 후보

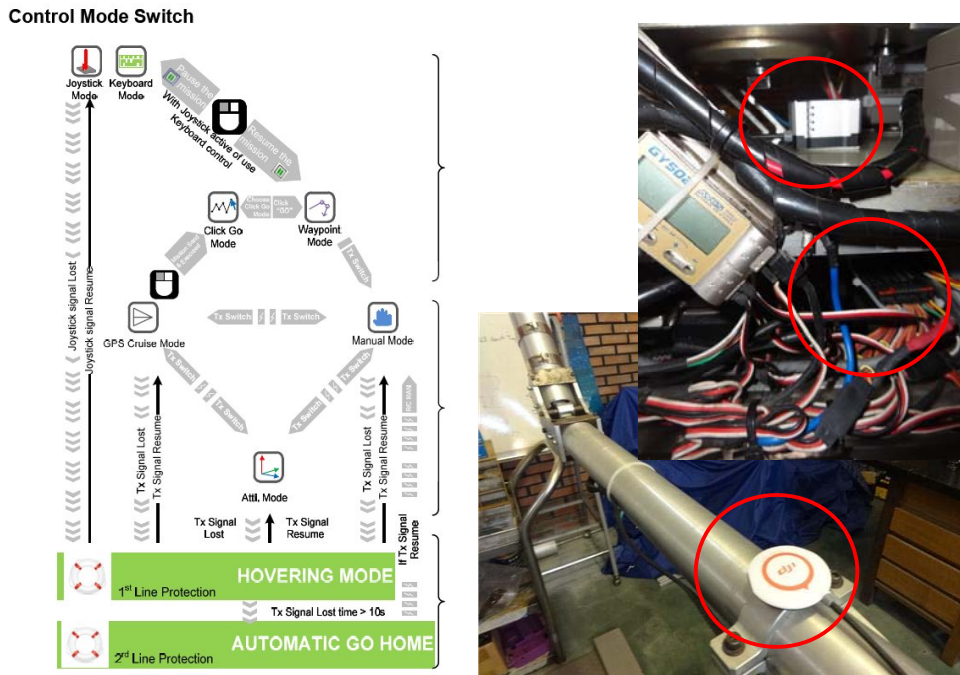
Company	Application Platform	IMU	NAV	Availability
DJI Innovations Ltd.	general (AgroHeli-4G)	ACE	○	COM
Rotomotion LLC	SR200, 500	AFCS	○	NS
NRI	HeliCom Mark IV	built-in	×	AO
KAIST	Highest-R2 (micro infinity)	FCC	○	NC
Skookum Robotics	general	SK720	×	COM
*COM: commercially available *NS: not for sale *AO: sale by all in one(turnkey base) *NC: no longer continued				

## 1. DJI 자세제어시스템의 구성

그림 4-1(b)에 보인 DJI의 ACE 무인 회전익기의 제어기는 IMU, 제어기, GPS 및 자계(compass) 등으로 구성되어있으며 수신기와 엔진 거버너 등도 상용제품과 함께 적용할 수 있게 되어있으므로 이와 같은 시스템의 개방성은 다양한 분야에 적용을 확장해 갈 수 있는 가능성을 제공한다. 자세 및 속도 데이터는 ADC 및 CAN, ISP, RS232 통신 채널을 통하여 외부 장치와 통신하고 PWM

제어를 바탕으로 상용서보의 위치를 제어하게 된다 (Kim and Shim, 2003).

선택된 상용 자세제어시스템 (DJI- ACE)은 관성자세 제어 시스템(IMU)와 GPS가 결합되어 항법(navigation)기능을 포함하게 되며 주제어기(main controller)는 상용 수신기와 조종기를 채택하여 적용할 수 있는 개방형이기 때문에 농용 회전익기에 적용하기 알맞은 것으로 판단하였다.



(a) 자세제어 모드 계통도

(b) 시스템 구성품

그림 4-1. 상용 회전익기 자세제어 시스템 (DJI-ACE) 및 제어 모드의 구성

제어기를 개발하고 검증하기 위해서는 이를 적용할 수 있는 시뮬레이션 환경의 구성이 필요하고 비행시험을 위한 신뢰성 있는 기체와 탑재 비행제어시스템의 확보가 핵심이다.

그림 4-1(a)는 연구에 이용된 DJI-ACE의 자세제어 계통도를 보였다. 제어장치는 수동모드, IMU 자세제어 모드 및 GPS-INS 항법모드의 선택이 가능하다. GPS 수신에 실패할 때는 관성항법 장치에만 의존하게 되며, 조종기 신호를 잃었을 때는 비상 정지비행을 하게 된다.

그림 4-2의 자세제어기의 개념에는 엔진 조정역, 자세 제어역 및 비상 제어역이 내재되어 있고 송신기(remote controller)는 조종기에 장착이 되어 채널

별로 각각을 독립적 또한 연동으로 제어할 수 있다. 엔진 조정역에서 스로틀과 엔진 정지서보를 제어하고 거버너와 함께 엔진의 상용 회전속도를 조정유지 하도록 구성하였다. 자세 제어역에서는 기체의 좌우 자세조정을 위한 에일러론(aileron) 서보와, 기수의 오르내림을 조정하기 위한 엘리베이터(elevator) 서보, 주로터의 피치를 제어하기 위한 피치(pitch)서보, 자이로에 의한 요(yaw)운동을 제어하기 위한 러더(rudder) 서보를 제어하도록 구성하였다. 시스템의 하드웨어와 프로그램은 자세 제어.측정 모듈, 편류제어 모듈, 비행 데이터 저장(전송)모듈, 비상 정지(착륙) 모듈 등으로 구성되어 개발된다. 구간비행 안내 시스템(guidance waypoint system)은 지상제어기(ground control station)와 함께 연동될 필요가 있으며 이후 논의하였다.

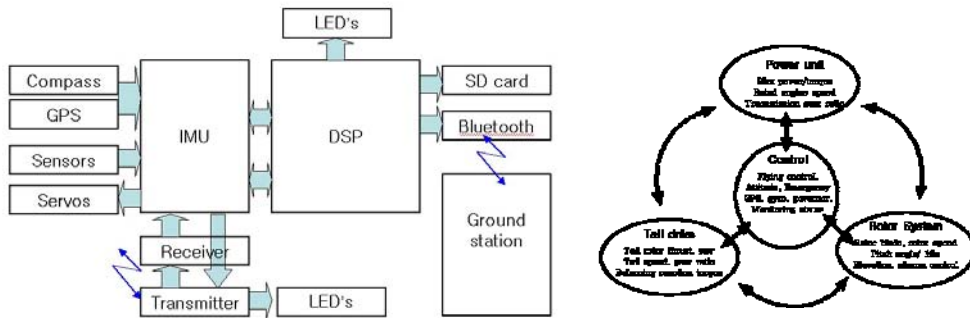


그림 4-2 자세제어 장치의 개념구성도

특정 회전익기에 대한 DJI-ACE 자세제어기의 적용은 적절한 제어 이득을 찾는 방법으로부터 시작된다. IMU의 위치, GPS의 위치, 스와시의 형태 및 자이로의 종류 등에 따라 제어시스템의 변수들은 달라 질 수 있으며 roll, pitch, yaw에 대한 P, I, D 이득을 적절히 보정하는 과정을 거치게 된다. 이러한 보정과정에서 시뮬레이터(모델 헬리콥터)를 이용하여 위험부담을 줄일 수 있으며 최적의 변수를 결정하는데 있어 짐벌을 사용하여 적정화 할 수 있다.

## 2. 비행제어 변수의 조정

변수의 분석은 실제적인 비행 시험을 거쳐 변수의 적정값을 구하거나 시뮬레이션을 통하여 검증할 수 있다. 다음은 실험적인 변수조정의 과정을 정리한 것



으로 구체적인 변수의 계인 값은 공개하지 않았다.

#### 가. 실험적 방법

1. 처음에는 Manual mode에서 기능을 조정 한다.
2. 문제가 없을 때 까지는 Auto (Atti, GPS atti, GPS cruise) mode로 변경하지 않는다
3. 자동 조종에서 안정되지 않으면 Gain을 줄여 조종한다.

STEP1 : Flybarless를 선택하면 Elev & Aile가 수동에서 안정해진다.

STEP2 : 다음의 구성으로 조종한다.

**Gain 범위 20-500%** (민감하면 감소시키고 둔하면 증가시킨다.)

- 행동이 느리면 계인을 증가
- 브레이크(세움)후 진동후진(출렁이며 뒤로 움찔함)하면 Gain을 감소
- 조종감이 기민하고 움찔하지 않을 때까지 10%씩 증가시키면서 조정  
※ 안정성에 영향을 미침, 그러나 조종감에는 영향을 미치지 않음

**Direct coupling 범위 30-300%**

- 조종간 영향에 대한 direct connect 비율 조절
- 값이 너무 높으면 rolling 속도가 균등하지 않을 수 있으며, 갑작스러운 cyclic 행동을 초래할 수 있다.

**Turn (Cyclic) rate 20-450 deg/s**

- Rolling 속도 비율에 대한 계수  
즉 조종간의 end point에 대한 최대 rolling 속도(회전각속도)
- 너무 높으면 급히 반응함 예로 3D는 높게 함

**Flybar weight 20-300%**

- 높으면 정적 안정성이 좋아짐 , 그러나 높이면 조종감이 느려짐  
높을 때의  
예) bank turn, 보통 큰 헬기같이 braking에 민감하지 않음  
블레이드에 무게추를 단것과 같음

**Swash plate (Aile과 Elev 조종은 꺼짐)**

Collective Pitch Mix 는 최대 작용범위를 나타냄  
다른 계수의 조정을 위해 35-45% 가 좋음

**Pitch curve 설정 + 스로틀 커브 설정**

## Autopilot (자동비행)

### 기본 변수

**Gain** 범위 F/B 40-400%, verti 50-250%

- 값이 크면 5-10Hz 주기로 진동함
- 작으면 조종하기 힘든 느낌
- GPS attitude, cruise 모드에서 2-5 미터씩 편류하면, 그 방향으로 주기운동을 할 때 까지 편류하는 방향의 값을 10%씩 증가 시킨다.
- 수직 방향으로 진동하면 안정될때까지 vertical 값을 10%씩 줄임
- 만일 급히 정지할 때 고도 하강과 편류가 일어나면 IDR-vertical (고급 변수)을 조정함

**Max speed limit** (1-10 m/s)

- 최고 제한속도를 설정함 (방제에서 5-7 m/s : 18-25 km/hr)

**Agility** (민첩성) 50-250% : 조종간 신호에 대한 기동(반응)속도를 설정

- 큰 값은 빠른 반응,
- 조종간 조작후(놓아진 후) 민감하고 빠른 자세평형을 위해 증가
- 너무 높으면 조종감이 강하고 (stiffness, rigidity) 너무 낮으면 평형이 느리고, 급정지가 느려진다.

**Stick delay** 50-200% 일반적인 조종간 반응속도

- 작은 값이 조종간 명령의 빠른 전이를 행함

### 고급 변수

**Velocity tracking** 범위 F/B L/R 20-250% ; Verti: 20-150%

I 범위 F/B L/R Verti: 0-500%

## 나. Simulink®를 이용한 검증

농용살포 회전익기의 제어는 자세를 유지하므로써 조종자의 편이성을 제공한다. 종방향에 대한 자세제어는 피치각( $\theta$ )과 피치변화율( $q$ )을 피드백하여 산출한 종방향 사이클릭 피치를 유지하며, 횡 방향에 대한 자세제어는 롤각( $\phi$ )과 롤 변화율( $p$ )을 피드백하여 횡 방향 사이클릭 피치를 제어한다. 이 때 사용되는 이득값은 최적의 제어 상태를 유지할 수 있도록 적절하게 조절되어야하며, 요(yaw) 방향의 안정과 승상하강의 z-축 선형제어도 같은 고전적 제어개념을 적

용할 수 있다.

표 4-2 피치, 롤 및 요 입력에 대한 각속도의 반응에 대해 선정된 간단한 전달함수

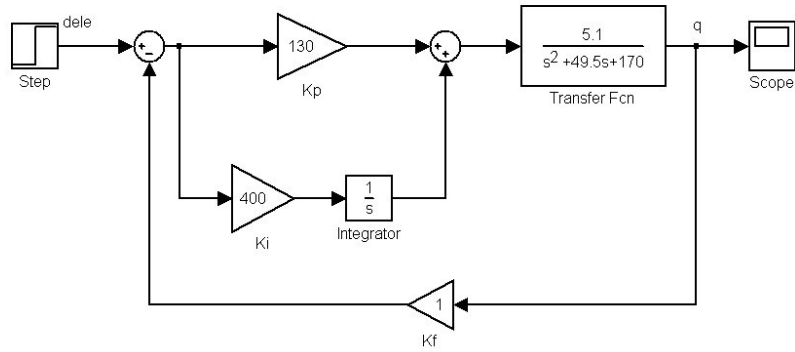
입력에 대한 주요변수	유효 주파수 범위 (Hz)	전달함수 모델
$q/\delta_{cle}$	0.06 ~ 5	$\frac{5.1}{s^2 + 49.5s + 170}$
$p/\delta_{ail}$	0.06 ~ 5	$\frac{10.1}{s^2 + 60.2s + 99.8}$
$r/\delta_{rud}$	0.03 ~ 4.5	$\frac{0.1s + 3.1}{s^2 + 30s + 50}$

제 3 장에서 고찰한 CIPHER® 스위프(흔들기)실험을 이용하여 피치(종방향), 롤(횡방향) 및 요(방위각)의 흔들기를 시행하였으며 CIPHER® 프로그램의 NAVFIT 분석으로 대표 전달함수를 얻을 수 있다. 피치( $q/\delta_{cle}$ ), 롤( $p/\delta_{ail}$ ), 및 요( $r/\delta_{rud}$ ) 자이로속도의 명령에 대한 전달함수는 여러 개의 모델이 도출되며 그 중 간단한 형태의 것을 이용하여 시뮬레이션에 이용되었다.

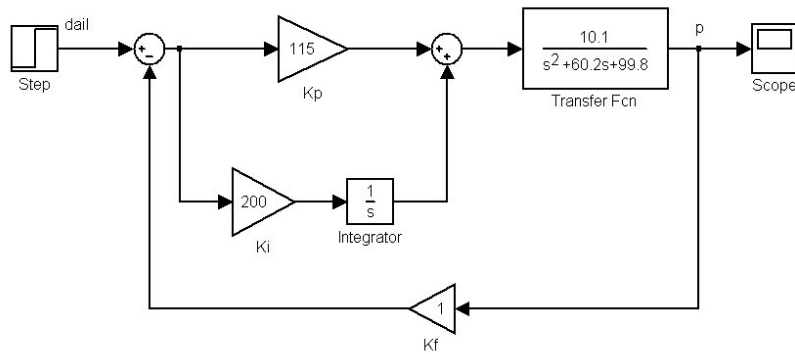
CIPHER로 도출된 조종기 입력과 회전익기 운동반응 사이의 전달함수를 이용하여 어떤 제어이득에서 반응이 안정적인지 Simulink (MATLAB R2010b, MathWorks, Inc)를 이용하여 제어이득의 범위를 알 수 있다. 전달함수가 적정 제어이득에서 안정한지 반응을 보기 위하여 단위계단상 입력을 가하였다.

상기한 스위프(sweep) 흔들기 방법으로 얻어진 비행이력 데이터를 바탕으로 CIPHER의 NAVFIT 모듈을 이용하여 SISO(single-input, single-output) 입·출력에 대한 전달함수들을 구성할 수 있으며 표 4-2와 같이 선정되었다(Koo, 2014a).

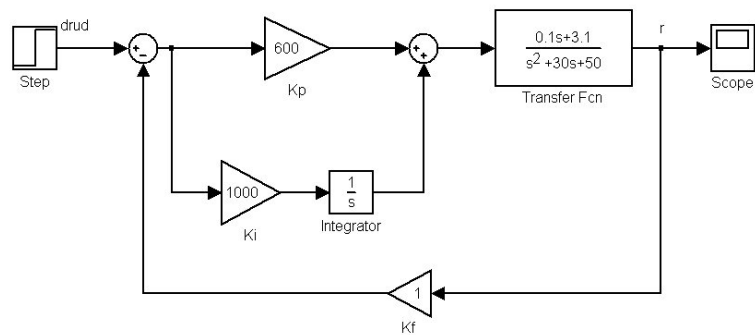
그림 4-3은 CIPHER®로 도출된 전달함수를 적용하여 작성한 Simulink를 블록 선도이다. Kp 값을 변경하며 안정적인 이득의 범위를 가늠하였고 이 값은 실제적인 설정 정지비행에 적용하였다. Kim 등(2006)에서 제시한 바와 같이 피치( $q$ )와 롤( $p$ ) 각속도의 반응은 PI 제어를 사용하였고, 요( $r$ )각속도는 기존의 요 자이로가 포함된 PI 제어의 구조로 구성하였다.



(a) 피치 각속도( $q$ ) 시뮬레이션

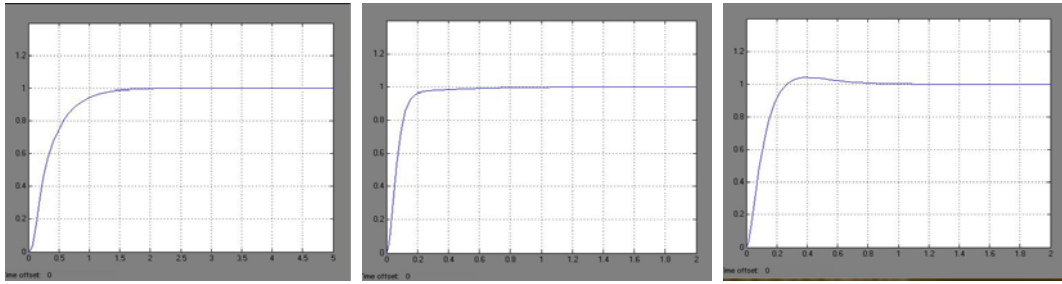


(b) 롤 각속도( $p$ ) 시뮬레이션

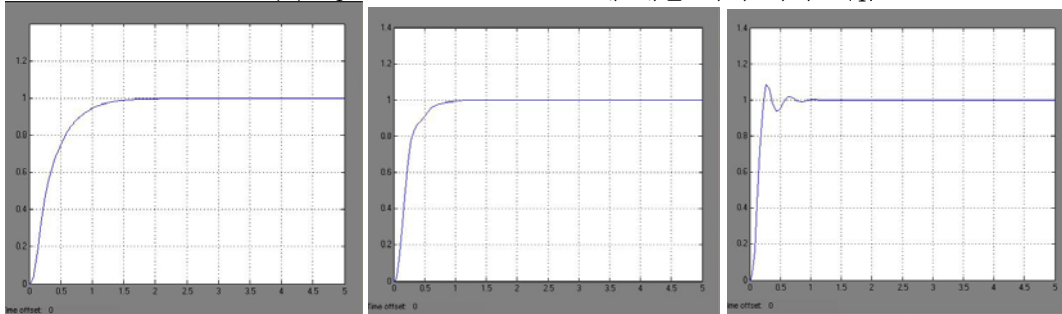


(c) 요 각속도와 ( $r$ ) 시뮬레이션

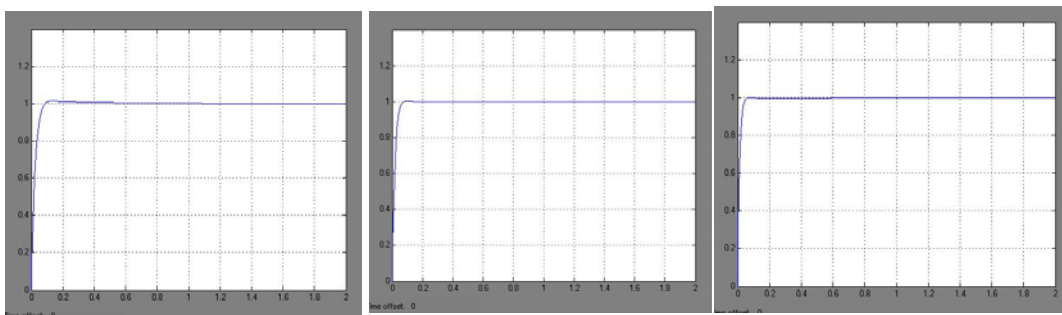
그림 4-3 (a)피치, (b)롤 (c)요각속도에 대한 시뮬레이션 블록선도



(a)  $K_p= 80, 130$  and  $200$ 에 대한 피치 각속도( $q$ )



(b)  $K_p= 80, 115$  and  $200$ 에 대한 롤 각속도( $p$ )



Time, s

(c)  $K_p= 400, 600$  and  $800$ 에 대한 요 각속도( $r$ )

그림 4-4 피치, 롤, 요각속도의 시뮬레이션 반응

$K_f$ 는 단위 피드백 이득으로 고정하였고, 적분 이득  $K_i$ 는 각각 감도에 따라 400, 200 및 1000으로 고정하여 여러  $K_p$  값에 대하여 반응을 비교하여 그 결과를 그림 4-4에 보였다. 피치( $q$ )와 롤( $p$ ) 각속도 반응에서 적정  $K_p$  값은 각각 130과 115를 얻었으며 적정치 이하의 값에서는 느린 반응을 이상의 값에서는 빠르지만 오버슈트의 반응을 보였다. 요( $r$ )각속도는 기존의 요자이로의 제어가 포함되어 있어서 안정하였고  $K_p$  값은 600정도가 적정한 것으로 판단하였다. 여러  $K_p$  값에 대하여 실제 정지비행의 반응을 보았는데 적정 값 근처에서 안정하였고 이상, 이하의 값에서 빠른 진동 혹은 느린 안정 상태를 보였다.

## 제 2 절 상용제어기의 농용헬리콥터 적용

### 1. 자동제어 비행과 상태변수 분석

본 연구에서 상용제어기가 농용 회전익기에 적용되어 편의성을 제공하는지에 대한 평가가 주된 목적이었으므로 기체의 자세유지와 조종자의 편의성의 관점에서 상태변수를 비교하고 평가하였다. 이를 위하여 주요상태변수에 대하여 직선 비행구간에서의 변이계수(the coefficient of variance: CV)를 비교함으로써 비행 안정성과 조종 편의성을 평가하였다. 수동비행에 대한 직선구간이란 살포구간으로서 전진살포(185 ~ 195 sec) 및 복귀살포 구간(205 ~ 215 sec)을 말하며, 제어 비행에 대한 직선구간은 전진살포(245 ~ 255 sec) 및 복귀살포구간(265 ~ 275 sec)을 말한다. 따라서 측정치에 해당하는 기체고정 좌표계 상태변수 입력값 ( $U_B, V_B, W_B, p, q, r, Ax_B, Ay_B, Az_B$ )과 상기 서보들의 명령에 (조종간 입력, Sin#)에 대한 반응치인 ( $U_E, V_E, W_E, \phi, \theta, \psi, Ax_E, Ay_E, Az_E$ ) 지면좌표계(NED)의 상태변수에 대한 경향과 변이계수(CV) 값을 비교하였다. 여기서, 변수들은 다음과 같이 정의하였고 **그림 4-5**는 임의의 비행체의 속도(청색벡터)에 대한 기체고정좌표계(흑색벡터)와 지면좌표계(NED)(적색벡터)의 속도의 변환관계를 표시하였다.

**그림 4-6**와 **4-7**은 자동제어 상태에서 실시한 비행에 대한 상태변수의 변화를 보여주고 있다. 제어 상태에서는 조종기의 조작이 명령으로 간주되어 제어과정을 통하여 안정된 자세를 유지하는 제어 추정값이 출력으로 전달되어 서보들의 작동을 관장하게 되며, 모든 상태변수의 변화는 자세유지로 응답된다.

제어가 작동하면 변수의 변이진동이 안정됨을 알 수 있다. 따라서 입력값도 안정 되어 선순환의 제어과정을 반복하게 된다. 제어 알고리즘에 의하여 조종간의 입력(명령)이 없을 때는 정지비행(hovering)의 상태를 유지하려 하고 명령이 작동하면 순항비행 상태(cruise)를 유지한다. 농용 무인 회전익기의 비행임무는 선형적이며 급진적이지 않아서 PID 제어를 통하여 충분한 제어가 이루어진다.

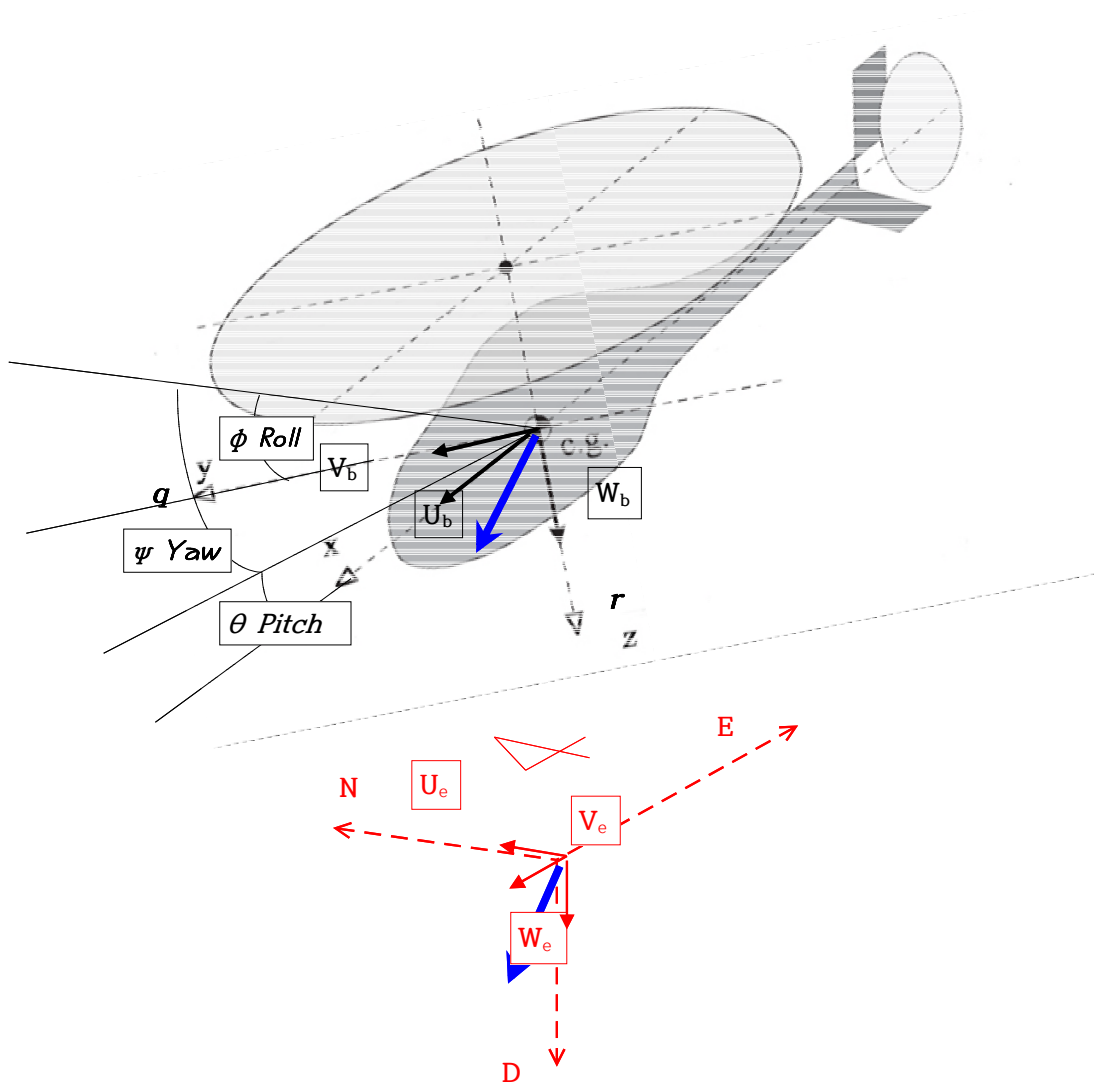


그림 4-5 비행체의 속도(청색벡터)에 대한 기체고정좌표계(흑색벡터:  $U_B, V_B$ ) 및 지면좌표(적색벡터:  $U_E, V_E$ )계의 표시

**[기체 고정좌표계]**

- $U_B$  : 전후진속도(x)
- $V_B$  : 좌우측방속도(y)
- $W_B$  : 상하방향속도(z)
- $p$  : x축 회전각속도
- $q$  : y축 회전각속도
- $r$  : z축 회전각속도
- $A_{xB}$  : x축 전진가속도
- $A_{yB}$  : y축 측방가속도
- $A_{zB}$  : z축 상하가속도

**[NED 지면좌표계]**

- $U_E$  : 북(남)향속도(+N)
- $V_E$  : 동(서)향속도(+E)
- $W_E$  : 상승(하강)속도(+D)
- $\phi$  : 오일러 롤각
- $\theta$  : 오일러 피치각
- $\psi$  : 오일러 요각(방위각)
- $A_{xE}$  : x축 전진가속도
- $A_{yE}$  : y축 측방가속도
- $A_{zE}$  : z축 상하가속도

그림 4-6에서 기체고정 좌표 속도( $U_B, V_B, W_B$ )는 주로 x 방향의 분속( $U_B$ )이 주도하고 y 방향의 분속( $V_B$ )은 미미하게 나타나는데 이는 수동비행에 비하여 방위각(요각)이 돌아가지 않은 상태에서 비행하고 있음을 보여준다.  $U_B, V_B, W_B$ 의 변이계수는 각각 5.0, 10.3 및 1.0으로 수동에 비하여 안정된 수준에 있다. 자이로의 각속도 측정치( $p, q, r$ )는 각각 8.1, 10.6 및 71.9의 변이계수를 보였다. 각속도 p와 q는 수동에 비하여 안정된 반면 요각의 운동과 관련된 z축 각속도( $r$ )는 yaw 각을 일정하게 유지하느라 부단하게 제어하였음을 보여준다.

살포비행 시 상하운동속도( $W_B$ )는 수동에서와 마찬가지로 0을 유지하기 어려웠으나 낮은 변이계수(1.0)를 보였다. 근본적으로 높이에 대한 제어는 농용 회전익기에 있어서 어려운 임무이며, 본 제어기에서는 높이제어의 개념이 도입되지 않았고 숙련된 조종자의 기능에 의존하였다. 제어기에는 차압계 또는 DGPS 등 고도를 측정할 센서를 채용하지 않고 있는데, 이는 3-5 m 정도의 고도를 충분한 정밀도를 갖고 측정할 수 있는 방법을 찾기 어렵기 때문이다. 자동에서의 ( $Ax_B, Ay_B, Az_B$ ) 가속도의 변이계수는 각각 6.0, 16.0 및 10.4 로서 수동과의 경우와 비교했을 때 상대적으로 안정되었다.

그림 4-7에 보인 지면좌표계로 표시된 제어의 반응의 결과에서 분속( $V_E$ )이 나타나는데 이는 비행 방위각이 NWW(-60도: 290도cw)의 방향으로 전진 시 **음으로 후진 시 양으로 나타난다**. 지면에 대한 속도의 제어가 비교적 어려웠던 점을 들면서 속도의 유지와 단거리에서의 가속의 문제는 농용 회전익기가 해결해야 하는 과제이다. 자세각( $\phi, \theta, \psi$ )은 수동과 비슷하게 유지되었으며 변이계수는 각각 6.0, 6.2 및 0.0을 보였는데 요각의 제어가 향상되어 요각은 -60도(NWW)방향에서 안정되게 유지되었음을 알 수 있었다.

지면좌표의 병진가속도  $Ax_E, Ay_E$ 의 변이는 상당히 안정되었으며 변이계수는 각각 (5.0와 5.1)로서 안정적이거나 z축 가속도 ( $Az_E$ )의 변이계수는 16.5로서 수직에 대한 제어는 이루어지지 않았음을 보였다.



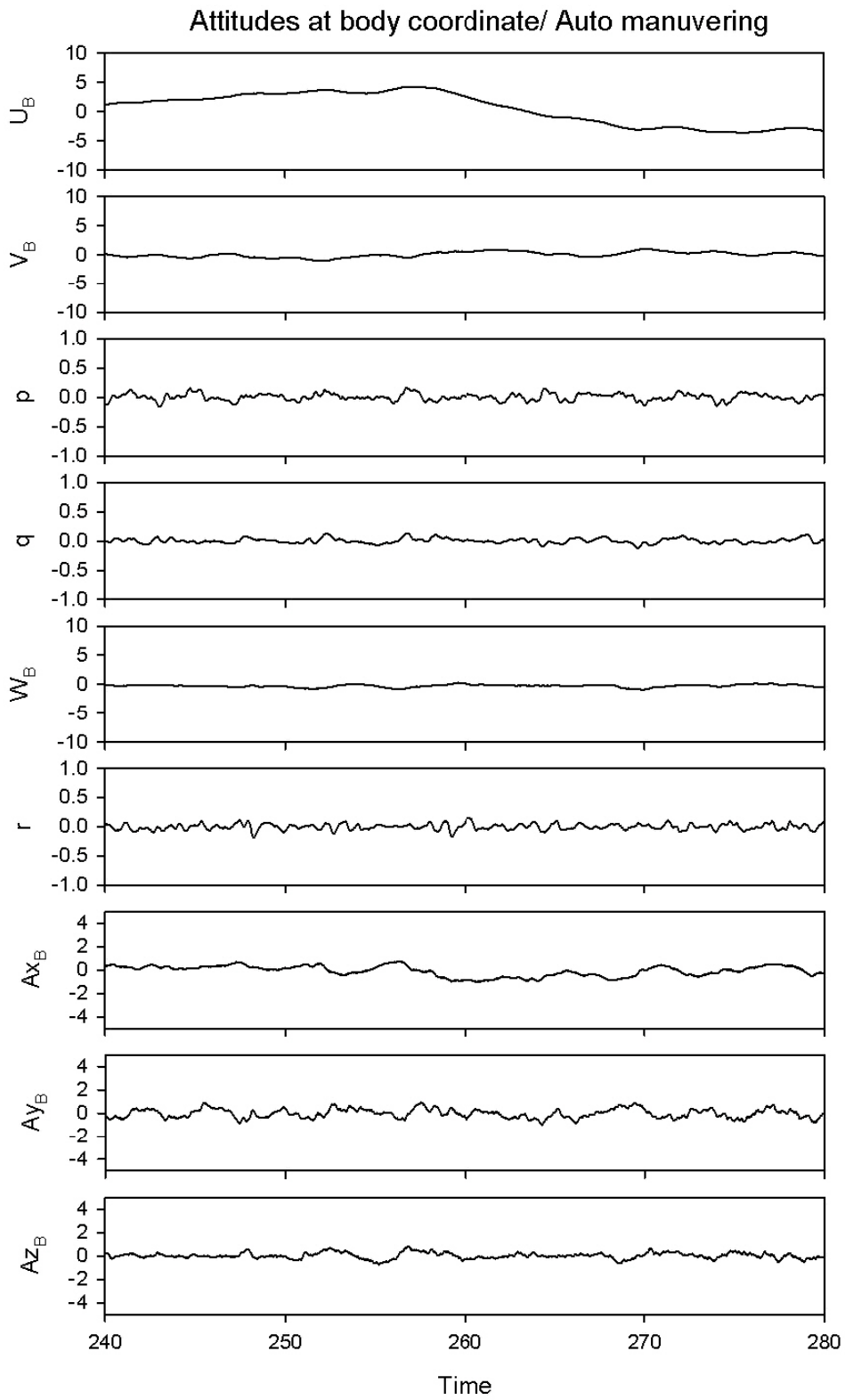


그림 4-6 자동제어에서의 선형 및 회전 운동에 대한 기체고정좌표계의 상태변수.

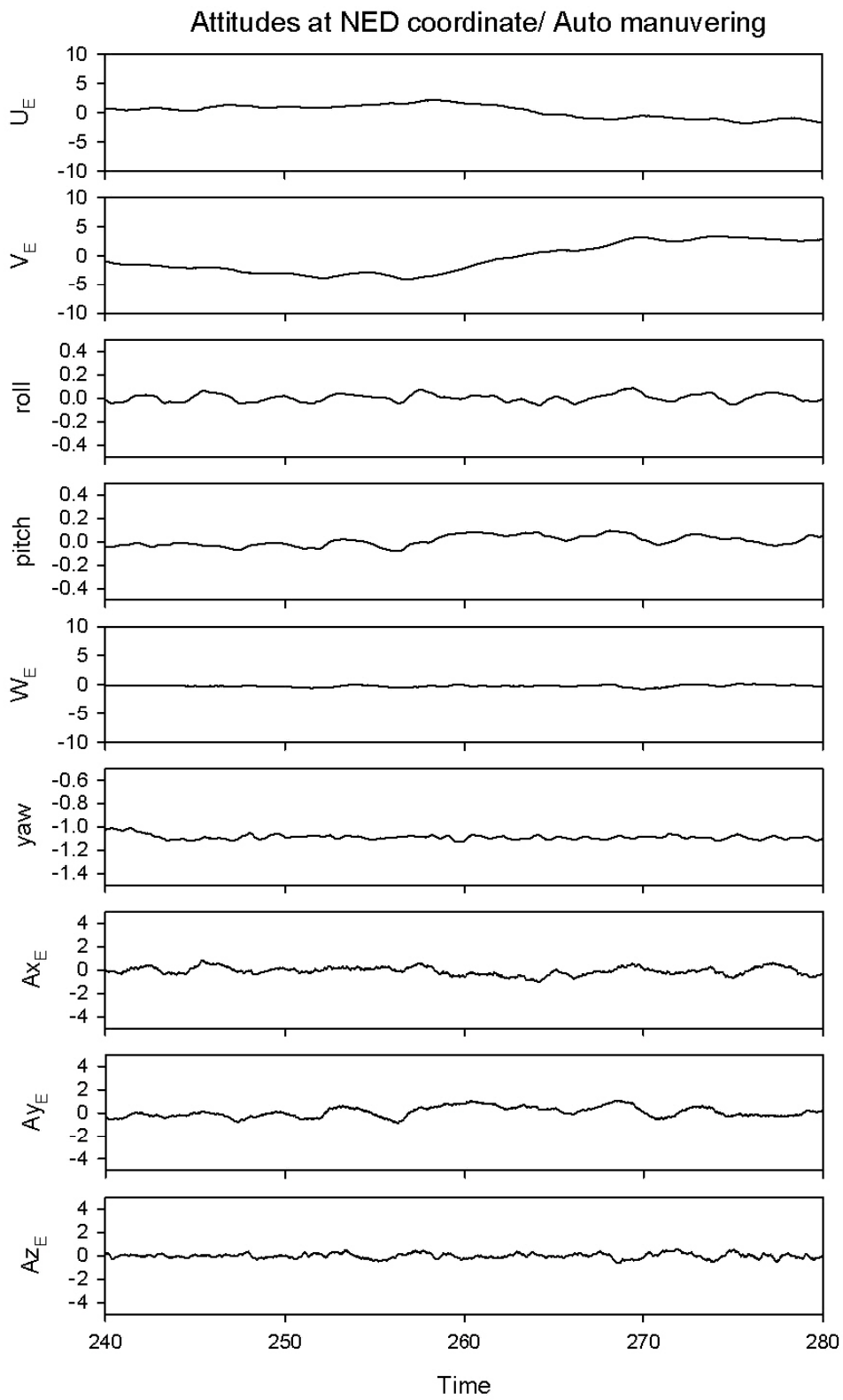


그림 4-7. 자동제어에서의 자세 및 선형 운동에 대한 지면좌표계의 상태변수.

## 2. 상용 제이기 적용성 평가

자동 제어 비행에서 기체 고정좌표 속도( $U_B, V_B$ )는 수동에 비하여 수월한 속도제어를 유지하였으나 등속에는 아직 미흡한 결과를 보였다. 이는 등속제어가 알고리즘에 포함되어있지 않고 조종자의 숙련도에 의존하였기 때문이다. 이러한 등속도제어의 문제점은 구간이 충분히 길어서 상태의 변화가 유지되어야 함에도 불구하고 50m의 단거리에서는 제어 뿐 아니라 기체의 반응속도가 물리적으로 지연되기 때문으로 생각되었다.

상하운동속도( $W_B$ )는 살포높이를 유지하는 변수로서 작은 변이에서 평균 영(0)을 유지해야하고, 또한 고도에 대한 승하강의 문제는 z축 속도( $W_B$ )의 제어인데 이는 3~5 m 정도의 낮은 고도에서 레이저 또는 음파를 이용한 거리측정기를 사용했을 때 눈두렁이나 경사지에서의 제어가 곤란하기 때문이다(Horio, 2004). 일반적으로 농용 회전익기에서는 z축에 대한 제어는 포함되지 않는다.

기체고정 좌표계의 가속도( $Ax_B, Ay_B, Az_B$ )에 비하여 지면좌표계의 가속도( $Ax_E, Ay_E, Az_E$ )의 변이계수는 제어의 영향으로 줄어들어 안정적이게 되었으나 z 축의 제어는 상기한 이유로 포함되지 않았고 수동과 제어비행 모두 숙련된 조종자에 의하여 조종되었다.

자동 제어 비행에서의 자이로의 각속도 측정치 즉 기체고정좌표계의 각속도( $p, q, r$ )는 수동 비행에 비하여 한층 더 진정된 주기운동을 보이고 있다. 단지 요각(방위각)과 관련된 z축 자이로는( $r$ ) 제어를 위하여 부단한 움직임으로 높은 변이계수를 보였다. 이들은 지면고정좌표인 오일러 자세각으로 결과를 보이게 된다. 오일러 자세각( $\phi, \theta, \psi$ )은 수동비행과 자동제어비행 두 경우 모두 비교적 잘 유지되고 있는데, 이는 수동실험에 참여한 조종자의 기능 때문이며 제어에 의하여 요각( $\psi$ )은 잘 유지되었다.

$U_E, V_E$ 의 두 방향 분속이 살포속도를 나타내고 비행방향에 따라 양과 음의 값을 나타내므로 살포속도 ( $V_R$ )은 다음 식 (4-1)과 같이 합속도로 표현한다.

$$V_R = \sqrt{U_E^2 + V_E^2} \quad \text{식 (4-1)}$$

합속도는 방향과 상관없이 지면평면에 대한 살포속도를 표현한다. 수동과 제어의 경우를 비교할 때 살포 구간에서 속도의 변이는 제어의 경우가 더 작았다.

수동비행과 자동 제어 비행의 상태변수들을 비교함으로써, 제어를 통하여 수동 비행에서의 변이의 큰 폭을 안정시킬 수 있음을 확인하였다. 이는 본 연구의 목적인 상용제어 시스템을 적용함으로써 농용 회전익기의 조종자 친화 자세 제어 시스템의 구현이 가능함을 의미한다. 그러나 아직 보완하여야 할 사항은 속도의 변이를  $\pm 10\%$  이내로 안정시켜야하고 그 변이진동의 주파수 또한 필터링 되어 자세의 움직임이 완만하게 조정되어야 한다.

### 제 3 절 안내 비행 등속 시스템

비행제어 시스템은 단순히 비행체 하나만으로 이루어진 것이 아니고 여러 가지 요소들이 통합되어 운용되는 복합 시스템이므로 ‘무인비행 시스템’이라 말할 수 있다. 무인항공기를 구성하는 장비들은 운용 목적 및 방식에 따라 또는 비행체의 크기와 수행하는 임무 등에 따라 차이가 있지만, 대체로 다음과 같은 핵심구성요소들로 이루어진다 (장, 2006).

- ① 시스템 요소 : 운용 개념과 시스템 요구 성능 등 시스템의 총체적인 기능, 성능 및 효율에 영향을 미치는 장비
- ② 비행체 요소 : 무인항공기의 기체(platform)를 말하며 기체에 실리는 추진장치, 연료장치, 전기장치, 항법전자 장치 및 통신장비 등을 포함
- ③ 지상 장치 요소 : 임무계획 수립과 비행체 및 임무 탑재체의 조종 명령, 통제 그리고 영상 및 데이터의 수신 등 무인기 운용을 위한 모니터링 및 통제 장치 체계
- ④ 임무 탑재체 요소 : 살포장치, 카메라, 합성구경레이더(SAR), 통신 중계기 등의 임무수행을 위해 비행체에 탑재되는 제반 임무장비
- ⑤ 데이터 링크 요소 : 비행체 상태의 정보, 비행체의 조종 통제, 임무탑재체가 획득 및 수행한 정보 등의 전달에 요구되는 비행체와 지상간의 제반 무선통신(Data Link)요소
- ⑥ 이착륙 장치 요소 : 무인항공기가 지상으로부터 발사 및 이륙하고 착륙 및

회수하는데 필요한 제반 장치

- ⑦ 지상지원 요소 : 무인항공기 시스템의 운용과 유지를 위해 소요되는 일련의 지상지원 설비로서 분석, 정비, 교육 장비 시스템을 포함한다.

## 1. DJI 구간비행 안내모듈의 구성

그림 4-8에 보인 구간비행 안내시스템의 구성도는 IMU⑤, GPS 및 제어를 보이고 있으며 자세 및 속도 데이터는 ADC 및 CAN, ISP, RS232 통신 채널을 통하여 외부 장치와 통신하고 PWM control을 바탕으로 서보의 위치를 제어하게 된다. 자세제어(ACE) 모듈은 회전익기의 자세를 제어하고 900MHz FM으로 통신③④하는 지상제어기(GCS: ground control station) ② guidance waypoint 모듈①은 구간비행 및 속도를 제어하는 등속제어 기능을 갖는다. 2.4GHz 조종기⑥ 모드와 키보드 또는 조이스틱 모드로도 가능한 지상제어가 가능하였으며 마우스에 의한 안내모드는 구간 포인트의 설정과 속도의 제어 명령이 가능하다. 그림 4-8은 테스트베드에 장착된 지상제어기(GCS)의 송신모듈 ③과 비행체에 장착된 수신부 ④를 보였다. 통신장치는 양방향 모뎀이므로 사실 송수신기의 의미는 없고 명령과 상태를 서로 주고받으므로 노트북(PC)을 명령자(commander)로 인식하여 송신부 및 기체부의 모뎀을 수신부로 인식한다.

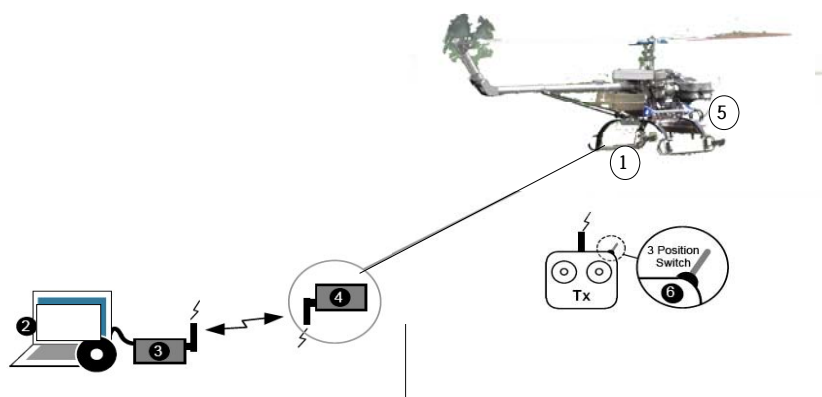


그림 4-8 상용 회전익기 구간 비행안내 시스템(guidance waypoint system)와 지상제어기(ground control station)구성 개념도



그림 4-9. 구간 비행안내 시스템(guidance waypoint system) and GCS(ground control station)의 송신 및 수신 통신모듈 (900MHz).

그림 4-9에는 상용자세제어(DJI-ACE) 및 비행안내 (guidance waypoint) 시스템의 기능을 스테비바레스 농용 회전익기에 적용하면서 등속제어를 사용할 때 필요한 장치 셋업을 보여주고 있다. 시스템은 스테비바레스의 스와시 헤드형태를 받아들일 수 있는 제어모델이 이미 탑재되어있어 직접 적용이 가능하며, GUI 모니터링 화면에는 구간 포인트 설정이 가능하였다.

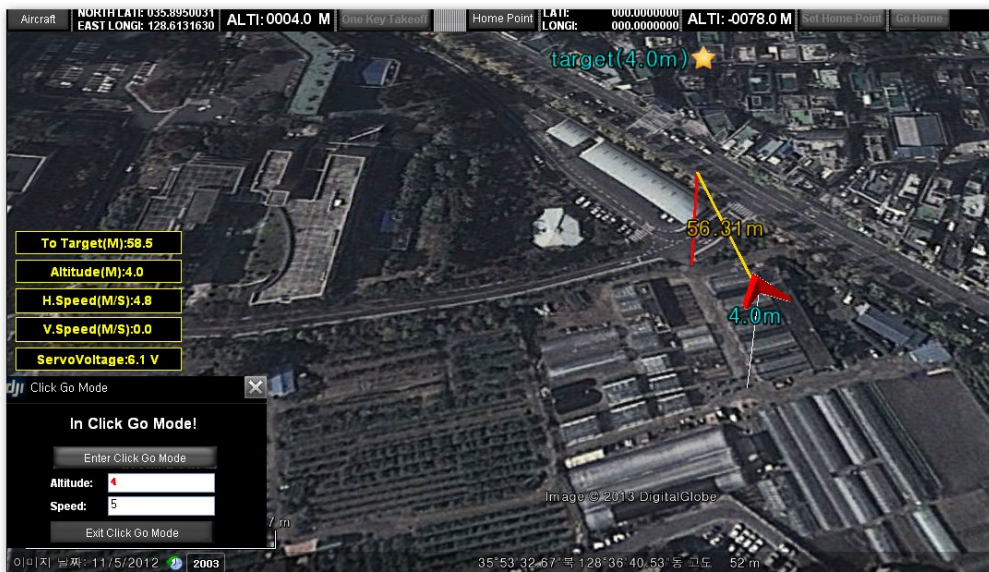
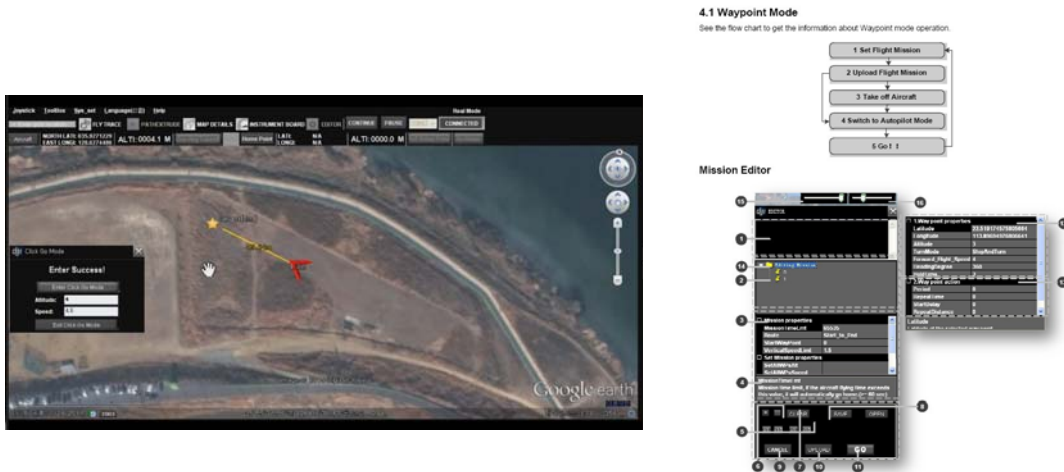


그림 4-10. 상용 구간비행 안내모듈(DJI-waypoint)의 예비실험

그림 4-10에는 DJI-ACE, Waypoint 시스템의 기능을 스테비바레스 농용 회전익기에 적용하면서 등속제어를 적용할 때의 지상제어기(GCS)의 GUI화면을 예로 나타내고 있다. GUI 모니터링 화면에는 구간 포인트 설정이 가능하며 현위

치(위도, 경도), 목표 및 현고도(4.0 m), 구간중 목표지점까지의 잔여거리(56.31 m), 시스템 전압 현재값, 현재 지면속도(4.8 m)등을 표시하고 있다. 농용 살포 작업에서 사용될 모드는 attitude mode, GPS cruise mode, way point mode, ‘click go mode’ 등을 사용하여 등속비행을 구현할 수 있으며 신호의 미수신에 대한 대책이 3중으로 마련되어있다.

모니터링과 지상 제어는 키보드 또는 조이스틱 모드로 가능하며 마우스에 의한 Waypoint 모드는 **그림 4-10**의 좌하 클릭고(Click Go)팝업과 같이 구간 포인트의 설정과 속도의 제어 명령을 수행한다. ACE 모듈과 함께 연동하여 회전 익기의 자세를 제어하면서 구간비행속도 및 구간비행 패턴을 제어를 관장하게 된다. 비행속도와 구간패턴 및 회전 모드(stop and turn, bank turn, adaptive bank turn)등을 입력할 수 있으며 관행조종기 또는 조이스틱으로 제어 입력이 가능하다.



**그림 4-11.** 구간비행 및 등속제어 Waypoint 모드의 GUI 모듈과 에디터

**그림 4-11**은 DJI-ACE, Waypoint 시스템의 기능을 스테비바레스 농용 회전익기에 적용하면서 선택 기능의 예를 나타내었다. 시스템은 **그림4-12**에서 보는 바와 같이 스테비바레스의 스와시 헤드형태를 설정하여 농용회전익기에 적용이 가능하였다. 선택에는 roll(AILE)과 pitch(ELEV)의 이득정도와 상관치를 요구하고 있으며 이는 이전 실험과정을 거쳐 적정치를 입력할 수 있다.

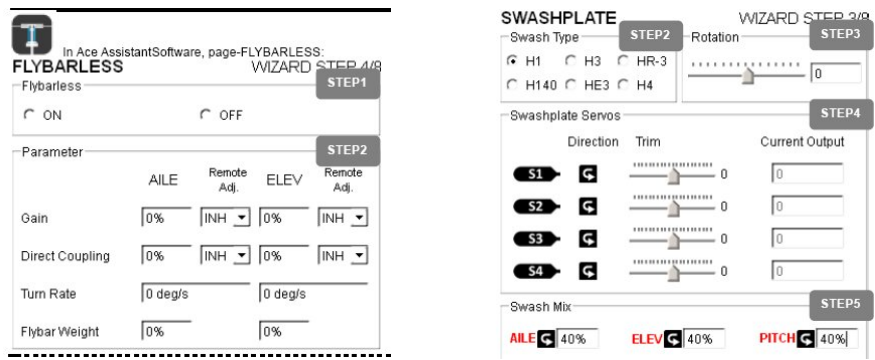


그림 4-12. 스테비바레스 (Flybar-less)형식 스와시 선택기능

또한 구간 등속제어와 연동되어 사용되는 엔진 거버너의 세팅은 조정되어야 하며, 로터 회전수와 기어비에 따라서 세팅된 변수를 따라 구간비행(cruise)모드에서 일정한 회전수와 동력을 유지해야 한다. 이는 조종자의 auto(U)채널과 스위치 선택에 따라서 유지되며 수동일 경우 throttle(collective pitch) 조종간에 따르게 된다. 기체의 크기에 따라 물리적인 지연속도의 차이를 보이게 되며 이는 모델에서 조종 되어야 할 또 다른 중요변수이다.

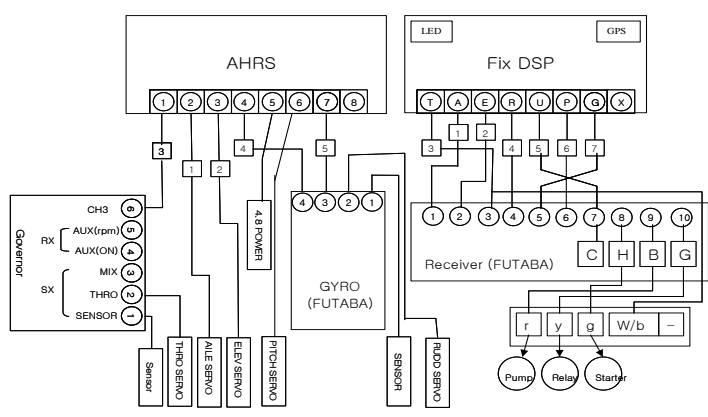


그림 4-13. DJI-ACE 자세 및 살포 제어 시스템의 구성

탑재 컴퓨터라 불리는 메인 컨트롤러는 자세 측정 모듈에서 입력된 자료를 바탕으로 기체의 역학적인 분석을 통해 비행체의 서보 기구를 제어하기 위한 명령을 산출한다. 이를 위하여 PID 제어방식을 적용하고 있으며 농용 목적상 서보의 동작을 최소화하여 소위 군사적 추적 또는 곡예비행 등의 과도한 제어동작이 일



어나지 않도록 제어의 범위를 설정한다. 조종기 자체는 12채널로 구성되지만 살포모터의 개폐, elevator, aileron, yaw 및 roll 조종용 joystick 자동/수동 토글스위치, 엔진시동 및 정지 정도로 구성하여 조종자가 간편하게 운전 조작할 수 있도록 구성하였다 (그림 4-13).

## 2. 구간 안내 비행 시스템의 적용

상기한 상용 구간비행 안내모듈을 시뮬레이터에 장착하고 경북대학교 교내농장에서 시험하였다(그림 4-14). 기준점에서 고도 4.0 m를 유지하면서 55 m를 비행할 것을 안내비행의 'Click Go' 모드로 명령하여 속도와 경로의 데이터가 신뢰성이 있는지 검토하였다. 교내실험이후 대구 금호강 둔치의 가상 경작지에서 주요 실험을 시행할 것이다.



그림 4-14. 경북대학교 교내농장에서 행한 구간 안내 비행 실험



그림 4-15. 구글맵과 네이버 맵에 중첩된 경북대 교내농장의 구간 실험 GPS 경로

지상제어기(GCS)에서 보낸 경로에 대한 명령(그림 4-14)을 수행하는데 있어 그 경로의 결과를 그림 4-15에 보였다. 구간비행 안내시스템은 구글맵을 바탕으로 구성되었으며 그 경로데이터를 다른 지도에 중첩하여 나타내었다. 시작 지점의 좌표는 (N35.89495, E126.61320) 으로 확인되었고 연구의 목표에 따라 약 50 m 소필지를 대상으로 시험한 결과를 보였다.

그림 4-16은 비행데이터의 실시간 모니터링을 위하여 구성된 지상모니터링 시스템(GMS: ground monitoring system)으로서 구간비행 시스템과는 별도로 연구의 목적을 위하여 쓰여졌다. 이는 IMU 데이터 (3축 가속도, 3축 회전각속도, 3축 지자기)와 오일러각 (비행 자세각)을 실시간 감시하고 저장할 수 있다. 이어 오른쪽 창에는 GPS데이터 (위도와 경도, NED 속도, UTC & GPS 시간등) 항법데이터를 포함하고 있으며 상기 시뮬레이터를 이용한 구간 안내비행 시험의 데이터를 얻었다.

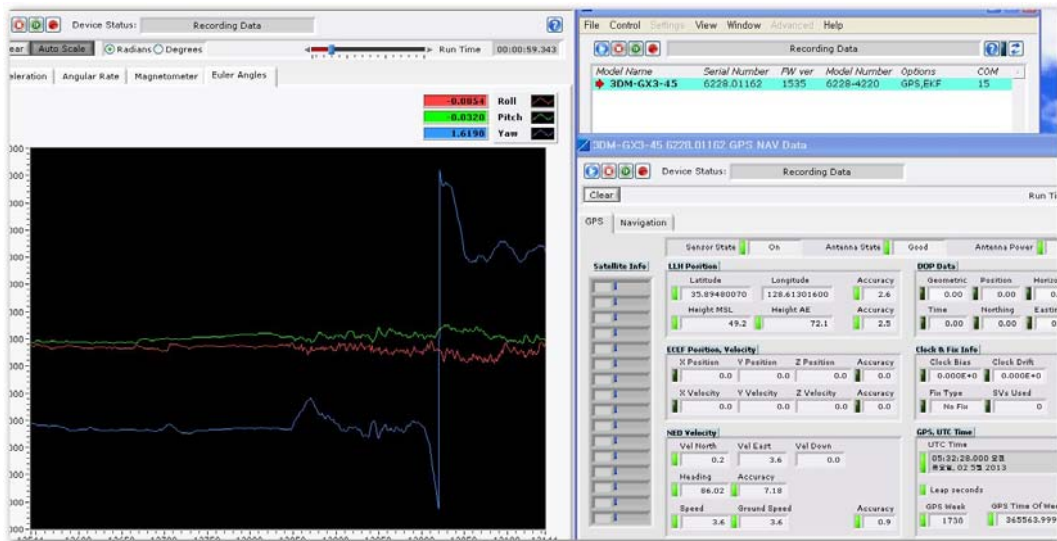
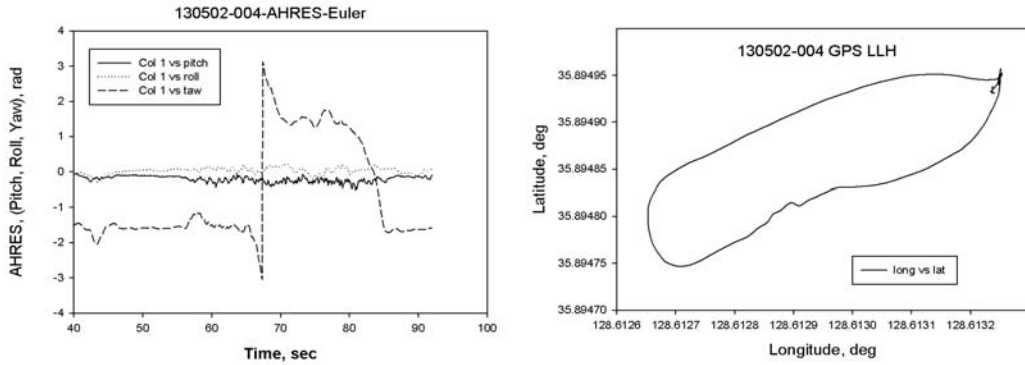


그림 4-16. 연구목적 관성 항법 데이터의 실시간 모니터링

그림 4-17에는 상기한 구간비행에서 자세데이터(오일러각)와 경로데이터를 나타내었다. 오일러각에서 피치와 롤각은 0도를 중심으로 움직이고 있으며 피치는 전진하는 (-)각도를 보이고 있다. 요각(방위각)은 라디안(radian)으로 표시하여서 북(N)을 기준으로 시계방향(CW, E)으로 돌면서 동(E)에서  $+2/\pi$  값을 남쪽(S)으로 접근하면서  $+\pi$ , 반대로 반시계방향(CCW, W) 으로 돌면서 서(W)에서  $-2/\pi$  값을 남쪽(S)으로 접근하면서  $-\pi$  의 값을 나타내므로 남쪽을 돌면서  $+\pi$

에서  $-\pi$ 의 값으로 불연속 된다. 즉 그림 4-17(a)에서 그러한 경우를 목도하였고 (b)는 경로의 경도 위도를 표시하였다.



(a) 오일러각

(b) 경로 경위도

그림 4-17 교내농장의 50m 소필지에 대한 구간비행 안내 시스템 실험 데이터

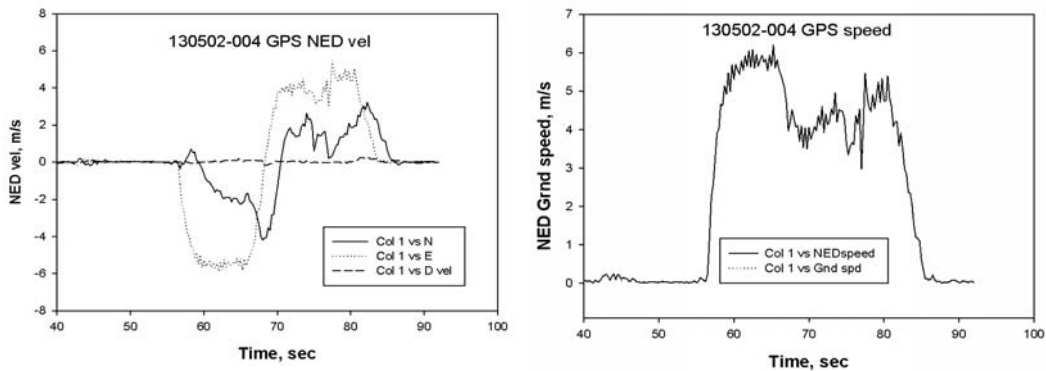


그림 4-18. 소필지 구간비행에서의 NED 속도 (지면속도)와 합성속도

그림 4-18에는 상기한 구간비행동안 지면속도를 나타내었다. 예상대로 상하 ( $V_D$ )속도는 0에서 진동하였고, 남북향( $V_N$ ) 및 동서향( $V_E$ ) 지면속도는 방향에 따라 측정되었다. 변량살포에서 필요한 속도는 남북향( $V_N$ ) 및 동서향( $V_E$ )의 합성속도로서 그림 4-18(b)에 나타내었다. 진출시는 약 5.5 m/s, 귀환시는 4.5 m/s의 지면속도를 얻었다. 본 실험은 주된 금호강 둔치에서의 본 비행실험을 위한 예비적 성격의 실험이었다.

공백

## 제 5 장 변량살포 제어시스템

### 제 1 절 변량살포(VRA)의 개념

무인 항공방제의 살포효과에 있어 약제의 균일살포는 현장에서 반드시 성취해야 할 중요한 문제 중 하나이다. 농작업의 살포기술에 있어 균일도의 유지는 약제의 사용을 줄이면서 효과를 최대로 유지할 수 있는 환경적 및 생산 효율적 영향 요소이다.

살포작업에 있어 작목이나 작업시기에 따라 단위면적당 농약의 사용량이 정해진다. 이것이 살포율(application rate)이며 작업(살포)속도에 따라 시간당 살포량 즉 노즐의 분무량(discharge rate)과 비례의 관계가 있다. 분무량을 조절하는 방법으로는 살포압력을 조정하거나 노즐의 종류를 교체할 수 있는데, 노즐교체의 방법은 조절의 정도가 클 때 적용하며 미세조절에는 노즐압력을 조절함으로써 살포율을 미세조정하게 된다.

노즐 한개당 시간당 분무량( $Q_n$ )은 살포율( $A_r$ ) 즉 단위면적당 살포된 양과 작업속도( $V_0$ ), 노즐의 개수( $n$ ), 유효작업폭( $W$ )과 다음 식 (5-1)과 같은 관계를 갖는다. 따라서 작업 전에 살포하고자 하는 농약의 살포율과 살포작업속도, 유효작업폭에 대하여 노즐의 배출율을 구하게 되는데 살포작업속도와 노즐의 배출율을 비례하여 조절하는 개념이 변량살포 제어기술의 이론적 원리이다.

$$nQ_n = \frac{6}{1,000} W \times V_0 \times A_r \quad \text{식 (5-1)}$$

여기서  $Q_n$  : 노즐의 분무율 (L/min)

$A_r$  : 살포율, L/ha

$W$  : 유효작업폭 (m)

$V_0$  : 비행(살포작업) 속도 (m/s)

예를 들어, 봄에 설치된 노즐이 4개이고 유효작업폭이 7m, 비행속도가 16.5 km/hr인 무인헬기를 이용하여 300평(0.1 ha)에 1 L를 살포하려고 하는 경우 노즐의 분무율은 다음과 같이 구한다. 비행속도의 단위를 m/s로 바꾸면

16.5/3.6≒4.6 m/s, 살포율의 단위를 L/ha로 바꾸려면 300평은 0.1 ha이므로 살포율은 1/0.1=10 L/ha가 된다. 따라서 한개당 시간당 분무량  $Q_n$ 은 0.40

$$L/min이 된다. 즉 4Q_n = \frac{6}{1,000} \times 5.8 \times 4.6 \times 10 \rightarrow Q_n = 0.40 (L/min)$$

수동으로 조종하는 무인 회전익기를 이용한 살포작업에서 등속을 유지하는 임무는 조종자에 있어 어려운 작업이다. 소규모 필지의 짧은 경로(약 50m)에서 무인 항공방제 시에는 연속된 전진가속, 정지, 회전후 복귀 가속의 과정에서 등속을 유지하기가 어려우므로 불균일 살포를 초래할 수 있다.

그 대안으로 비례제어 기술을 도입하여 조종하기 어려운 변이속도에 대한 균일도 제고의 방법으로써 불균일 살포 및 안정성 문제를 해소하고, 생산성효율을 높이는 방제효과에 긍정적 영향을 주며, 낭비되는 약제를 줄임으로써 환경적 영향에도 긍정적일 것으로 기대한다. 비례 살포(variable rate application) 제어 기술은 GPS 또는 INS를 사용한 항법시스템 기술을 이용하여 살포 지면속도(ground speed)를 감지하고 이를 이용하여 살포량을 조제용량에 맞추고 균일한 방제가 이루어지도록 시스템을 추구한다. 이 시스템은 선택사양의 처방사양 결정에 따른 고도의 정밀 농작업을 가능하게 할 정밀농업의 기초적인 인프라 기술이다.

본 연구의 세부적인 목적은 소필지 균일살포 구현을 위한 지면속도비례 변량 살포(VRA) 제어기의 개발에 있으며, 지면속도에 대한 비례 살포 제어장치의 구현과 DC모터 제어 성능을 분석하는데 있다. DC모터 변량제어기란 GPS, IMU 데이터 등을 분석하여 지면속도를 계산하고, 계산된 속도에 따른 적절한 DC모터의 출력 조절을 통하여 노즐 살포량을 조제용량에 맞추고 균일한 방제가 이루어지도록 하는 시스템이다.

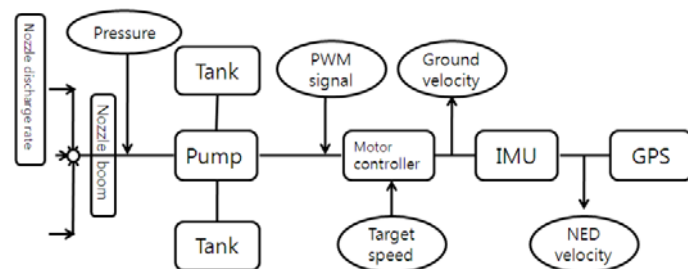


그림 5-1 변량살포 제어기술의 개념도

그림 5-1의 변량제어 개념도에서 보인바와 같이 무인항공 방제 시스템의 변량제어에서 IMU(inertial measurement unit) 데이터의 오차 누적을 수정하기 위해 GPS가 추가된 관성항법(inertial navigation) 시스템을 통하여 무인 회전익기의 지면속도를 감지함으로써 시작한다. 모터 컨트롤러에 목표속도를 입력값으로 설정하여 PWM 신호를 통하여 모터를 제어한다. 모터의 제어란 모터의 회전속도를 조절을 말하며 모터의 회전속도를 조절함으로써 그림 5-1과 같이 무인 회전익기에 거치된 약액통과 노즐이 장착된 살포붐과 정용량 다이어프램 펌프가 조합된 살포장치의 살포량을 조절할 수 있게 된다. 따라서, 변량제어는 지면속도에 따라 약제의 분사량을 제어하는 시스템을 통해 변량 비례살포를 구현하는 정밀농업의 개념이다.

## 제 2 절 변량살포 제어 시스템의 구성

### 1. 제어시스템 보드의 구성

비례살포의 제어기 개발에는 델피노 EVM보드 (Delfino evaluation board, SyncWorks Ltd.)와 모터모듈이 사용되었다. 델피노 EVM은 Dual MCU와 상호 교류 개념을 도입하여 DSP (digital signal processor) TMS320C 28346ZFET의 기능을 응용 하였다. 델피노 EVM에는 다양한 아날로그, 디지털, 통신 회로 등 다양한 어플리케이션 회로가 기본 탑재되어 있어 다양한 어플리케이션에서 시스템을 직접 구현할 수 있다. 또한, 외부 메모리 버스 확장, 주확장, 보조확장 인터페이스가 있어, 델피노 EVM에서 확장하여 회로를 구성할 수 있었다. 그림 5-2는 VRA 모터제어 모듈에 사용된 보드와 모터모듈의 실제 모습을 보였고 그림 5-3는 블록도를 보였다.

살포량을 조제량에 맞추고 균일한 방제가 이루어지도록 비례 살포시스템을 구축할 때 DC모터의 가장 효율적인 제어방법인 PWM(pulse width modulation, 펄스 폭 변조) 방식으로 제어하였다. 지면속도에 따른 출력 전압은 상기한 Delfino EVM 모터모듈을 통하여 측정하였는데 DRV8412의 출력전압을 저항을 통한 분압회로로 가공하여, 사용자가 A/D로 이를 검출할 수 있도록 하였다. 전

원 전압 24V를 기준으로 분압회로의 출력이 0~3V가 되도록 설계되었으며, 이 분압 된 전압은 아날로그 버퍼를 거쳐 TMS320F28X 칩의 A/D 채널에 전달된다. 그림 5-4 는 모터모듈의 출력전압 및 전류 검출 회로부이다.

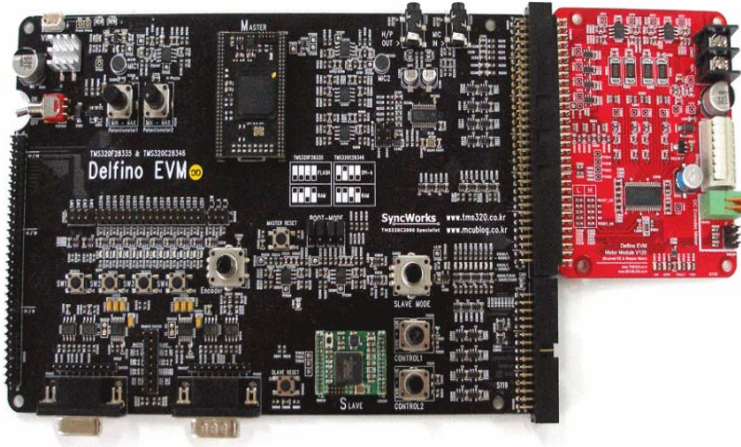


그림 5-2 모터모듈(적색보드)가 장착된 델피노(Delfino) 개발보드

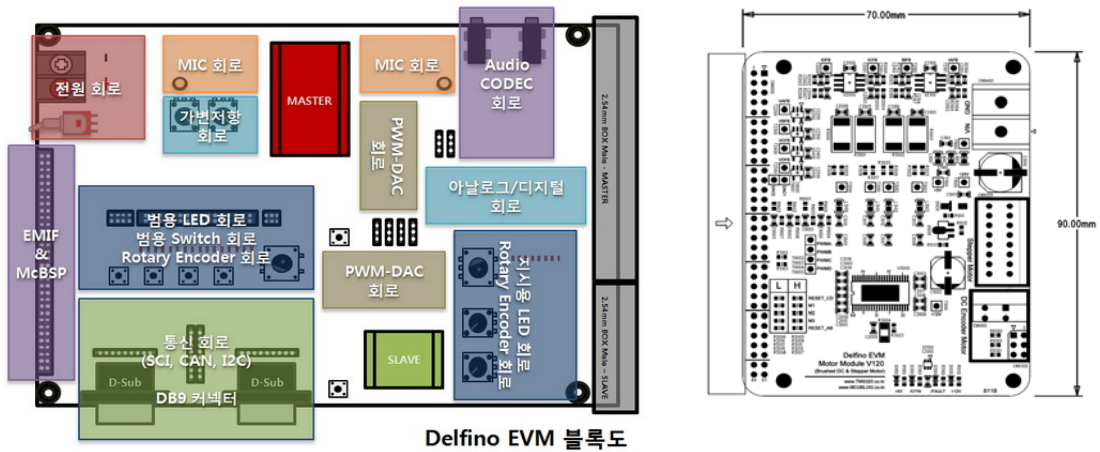


그림 5-3 델피노 개발보드의 기능적 구성도와 모터제어 모듈의 PCB 배치도

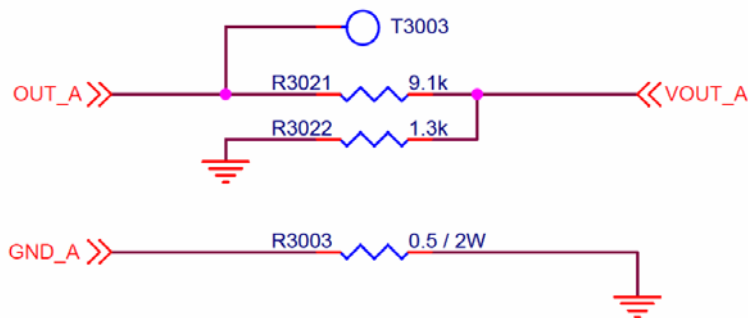
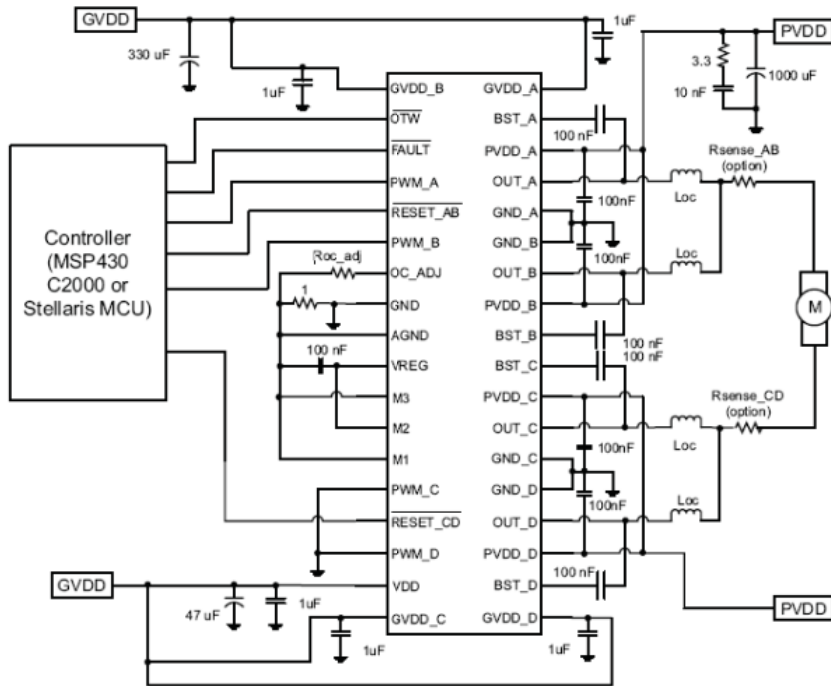


그림 5-4 모터 모듈의 출력전압 및 전류 검출 회로부



모터모듈의 가장 핵심은 모터 드라이브이다. 실험에 사용한 Delfino EVM 모  
터모듈에는 DRV8412 모터 드라이버를 사용하였다. DRV8412 모터 드라이버의  
병렬 풀브릿지 모드에서 구동 시의 핀 연결 개요도를 그림 5-5에 보였다



PWM\_A controls OUT\_A and OUT\_B; PWM\_B controls OUT\_C and OUT\_D.

그림 5-5. DRV8412 모터드라이버의 병렬 풀브리지 적용에 대한 개요도

개발에 사용한 모터모듈의 모터 드라이브 DRV8412의 최대 정격전압, 추천  
구동 조건 등의 사양을 표 5-1에 표시하였다. DRV8412 모터 드라이버는 H-브  
리지 MOSFET과 gate drive design의 낮은 저항 때문에 모터 드라이버의 효  
율은 작은 전원 공급 장치 및 히트 싱크를 사용해 최대 97%가 가능하다.  
DRV8412는 GVDD 및 VDD 등 두개의 전원 공급 장치를 요구하고, GVDD 및  
VDD에는 12V, 그리고 PVDD에는 최대 50V를 가할 수 있다. 본 연구에서는  
PVDD에 15V를 가했으며, 최대 500 kHz 스위칭 주파수에서 제어 정확도와 효  
율을 유지하면서 작동 할 수 있으나 본 연구에서는 20 kHz를 사용하였다.

표 5-1. DRV8412 모터드라이버의 제원

**ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS**

Over operating free-air temperature range unless otherwise noted <sup>(1)</sup>

	VALUE
VDD to GND	-0.3 V to 13.2 V
GVDD_X to GND	-0.3 V to 13.2 V
PVDD_X to GND_X <sup>(2)</sup>	-0.3 V to 70 V
OUT_X to GND_X <sup>(2)</sup>	-0.3 V to 70 V
BST_X to GND_X <sup>(2)</sup>	-0.3 V to 80 V
Transient peak output current (per pin), pulse width limited by internal over-current protection circuit.	16 A
Transient peak output current for latch shut down (per pin)	20 A
VREG to AGND	-0.3 V to 4.2 V
GND_X to GND	-0.3 V to 0.3 V
GND to AGND	-0.3 V to 0.3 V
PWM_X to GND	-0.3 V to 4.2 V
OC_ADJ, M1, M2, M3 to AGND	-0.3 V to 4.2 V
RESET_X, FAULT, OTW to GND	-0.3 V to 7 V
Maximum continuous sink current (FAULT, OTW)	9 mA
Maximum operating junction temperature range, T <sub>OP</sub>	-40°C to 150°C
Storage temperature, T <sub>STG</sub>	-55°C to 150°C

- (1) Stresses beyond those listed under *Absolute Maximum Ratings* may cause permanent damage to the device. These are stress ratings only, and functional operation of the device at these or any other conditions beyond those indicated under *Recommended Operating Conditions* is not implied. Exposure to absolute-maximum-rated conditions for extended periods may affect device reliability.  
 (2) These voltages represent the dc voltage + peak ac waveform measured at the terminal of the device in all conditions.

**RECOMMENDED OPERATING CONDITIONS**

		MIN	NOM	MAX	UNIT
PVDD_X	Half bridge X (A, B, C, or D) DC supply voltage	0	50	52.5	V
GVDD_X	Supply for logic regulators and gate-drive circuitry	10.8	12	13.2	V
VDD	Digital regulator supply voltage	10.8	12	13.2	V
I <sub>O_PULSE</sub>	Pulsed peak current per output pin (could be limited by thermal)			15	A
I <sub>O</sub>	Continuous current per output pin (DRV8432)			7	A
F <sub>SW</sub>	PWM switching frequency			500	kHz
R <sub>OCP_CBC</sub>	OC programming resistor range in cycle-by-cycle current limit modes	24		200	kΩ
R <sub>OCP_OCL</sub>	OC programming resistor range in OC latching shutdown modes	22		200	kΩ
C <sub>BST</sub>	Bootstrap capacitor range	33		220	nF
T <sub>ON_MIN</sub>	Minimum PWM pulse duration, low		50		nS
T <sub>J</sub>	Operating junction temperature	-40		125	°C

또한 시스템을 손상시킬 수 있는 오작동 조건에 대하여 장치를 안전하게 지키는 보호 모드로서 단락 회로 보호, 과전류 보호, 저전압 보호 그리고 2단계 열 보호장치를 내장하고 있다. DRV8412는 모터 스타트 업 같은 과도전력 부하동안 장치 종료를 방지하는 전류 제한 회로가 있으며, 프로그램 가능한 과전류 검출기는 조정 가능한 전류 제한과 보호 수준이 서로 다른 모터의 조건을 충족 할 수 있다.

그림 5-6은 과전류, 저전압 및 과열 보호 모드의 회로도로서 DRV8412가 제공하는 과전류, 저전압 감지 출력신호(/FAULT)와 과열 감지 출력신호(/OTW)를 표시하기 위한 LED On/Off 회로이다. DRV8412는 컨트롤 전원(GVDD\_X, VDD)이 저전압 감지 기준 레벨 이하(Typ. 9.8V)로 떨어지거나, OC\_ADJ 핀에 연결된 Pull-down 저항값으로 결정되는 전류기준치 이상의 과전류가 감지되면,

출력을 Hi-Z 상태로 전환하고, /FAULT 핀으로 Low 신호를 출력하게 된다. 또한, IC의 Junction 온도가 125°C 이상이 되면, /OTW 핀으로 Low 신호를 출력하고, 만약 150°C 이상이 되면, 출력을 Hi-Z 상태로 전환하고, /FAULT 핀의 상태를 Low로 전환하게 된다. Delfino EVM 모터 모듈은 사용자가 드라이버 IC의 오류상태를 확인 할 수 있도록 /FAULT, /OTW 핀에 디지털 버퍼로 LED가 연결되어 있다.

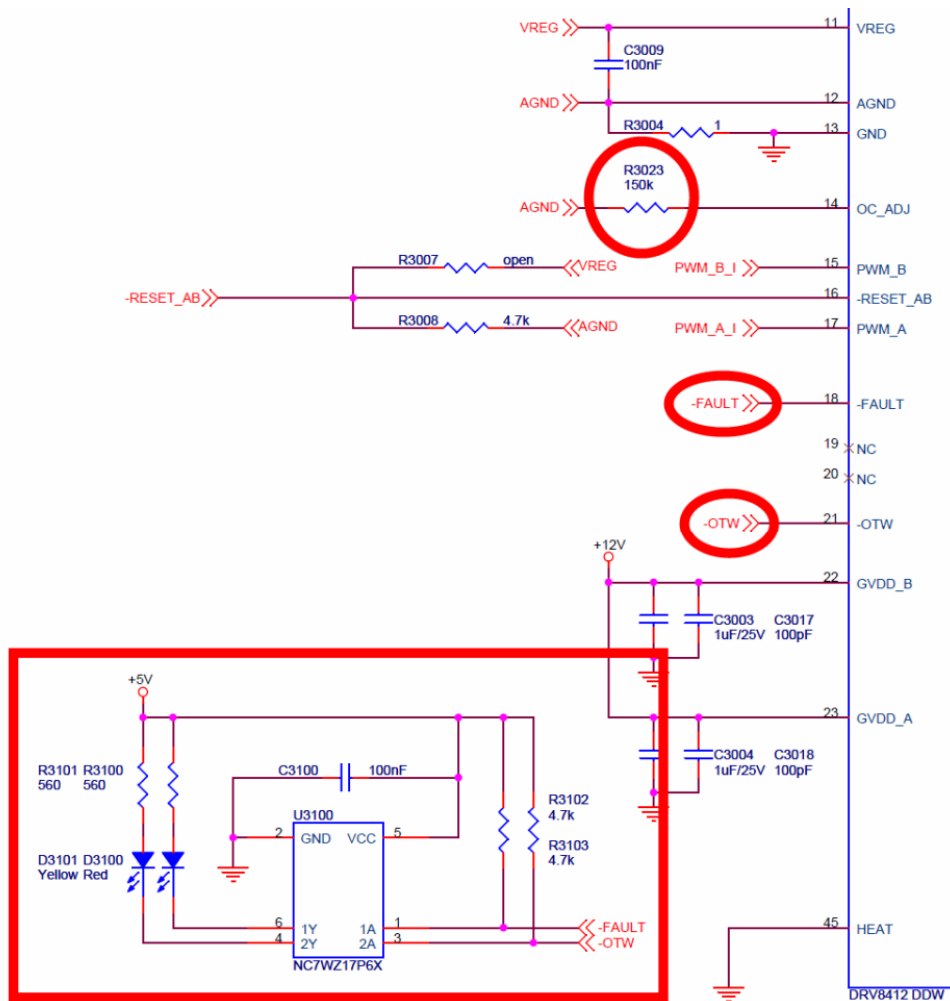


그림 5-6 과전류, 저전압 및 과열에 대한 회로보호 기능.

표 5-2는 DRV8412의 OC\_ADJ핀의 Pull-down 저항값에 따른 전류제한 기준치를 나타낸다. Delfino EVM 모터모듈은 OC\_ADJ 핀에 150 kΩ의 저항을 연결하여, 1.9A로 전류를 제한하도록 설계되어 있는데, 본 연구의 제어기에서는 43 kΩ의 저항을 사용하여 6.3A의 기동전류를 감당하였다. 보호 모드의 신호 핀 상태에 대한 상세 설명을 표 5-3에 보였다.

표 5-2. 과전류 적응성 프로그램 저항 문턱값

OC-ADJUST RESISTOR VALUES (kΩ)	MAXIMUM CURRENT BEFORE OC OCCURS (A)
22 <sup>(1)</sup>	11.6
24	10.7
27	9.7
30	8.8
36	7.4
39	6.9
43	6.3
47	5.8
56	4.9
68	4.1
82	3.4
100	2.8
120	2.4
150	1.9
200	1.4

(1) Recommended to use in OC Latching Mode Only

표 5-3 회로보호 기능의 신호 구성

FAULT	OTW	DESCRIPTION
0	0	Overtemperature warning and (overtemperature shut down or overcurrent shut down or undervoltage protection) occurred
0	1	Overcurrent shut-down or GVDD undervoltage protection occurred
1	0	Overtemperature warning
1	1	Device under normal operation

## 2. 관성센서와 GPS의 결합

관성항법 (INS, inertial navigation system)은 자이로와 가속도계의 출력을 기초로 하여 수학적 계산과 추정이론으로 자세 및 위치를 결정하는 시스템이다. 자이로나 가속도계와 같은 센서 보상 방법에 대한 문제는 초기정렬 등에서 생기

는 오차의 문제를 주로 칼만 필터 등을 통하여 해결하고 있다. 하지만 시간이 지남에 따라 적분 오차가 누적되어 정확한 항법 정보를 제공하지 못한다. 이를 수정하기 위하여 GPS를 추가한 통합시스템을 도입하여 누적되는 오차를 보정하여 문제를 해결했다. 연구에서는 관성항법장치(IMU)와 GPS를 통합한 항법시스템으로 지면속도를 계산하였다. 그림 5-7은 본 연구에 독립적으로 사용된 변량살포(VRA) 제어모듈에 사용된 관성센서(IMU)와 GPS 그리고 무게중심 부근에 장착된 IMU



그림 5-7 변량살포(VRA)시스템의 모터제어를 위해 선택된 관성센서(IMU)와 GPS 그리고 무게중심 부근에 장착된 IMU

본 연구에 채용된 소형의 GPS-aided 관성항법 시스템 (GPS/INS 3DM-GX3-45, MicroStrain Inc., Williston, VT)은 MEMS 관성 센서와 고감도 내장형 GPS 수신기를 확장된 칼만필터(EKF)로 결합하여, 최적의 위치, 속도, 자세(PVA)를 얻을 수 있다. 이 조합은 단기간의 GPS 손실(missing)에 대한 추정 성능으로 높은 비율의 추정위치, 속도 및 자세 (PVA: position velocity attitude) 데이터를 제공하여 GPS 원데이터, IMU데이터, 칼만필터를 거친 INS 데이터는 시간으로 정렬되고 사용자 정의 데이터 패킷으로써 사용된다. 그리고 추가적으로 항법관련 PVA 및 이들의 불확실성, 편각 보상 방향각 및 선형 가속도를 포함한 출력의 범위를 제공하였다. 보정된 데이터에는 관성 측정은 가속도, 방향각, 자기장, delta theta, delta 속도벡터, 오일러 각(피치, 롤, 요), 회전 매트릭스와 쿼터니언을 포함한다. GPS 원데이터는 LLH 위치, NED 속도, 위성좌표(ECEF) 위치와 속도, 정밀저하율(DOP), UTC 시간, GPS 시간, 시계 정보, GPS

수정 및 SVI를 포함한다. 데이터는 온도변화에 보상되고 직교 좌표계로 정렬되었는데, NED좌표는 WGS84 지구좌표 타원상의 특정 지점에 접선 평면에 의해 형성되는 지역좌표로서 현재 좌표 단위벡터는 정북을 따라 경도에 평행하며 정동쪽 위도에 평행하므로 지역 지표면은 비교적 평탄면에 의해 근사 될 수 있었다. 상기한 바와 같이 센서는 중간형태의 연결합된 확장된 칼만필터를 채용하였다. 연결합된 필터에서, AHRS의 관성센서는 고속(100 Hz)의 상태 추정을 수행하는데 사용되고, GPS 위치 및 속도 측정을 저속도(4 Hz) 상호 보완적인 방식으로 정보를 결합하였다.

그림 5-8은 개발보드에 장착된 VRA 시스템과 모터모듈의 시작품이다. IMU는 회전익기 중심후단에 장착되었고 변량제어 모듈은 헤드의 후단에 장착하였고 GPS는 테일부 중간에 장착하여 신호의 간섭이 없도록 하였다.

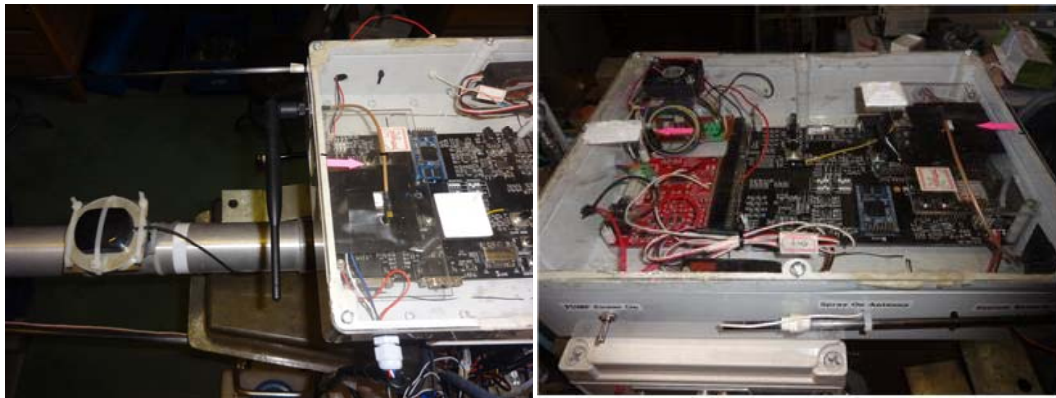


그림 5-8 헬리콥터 중심후단에 장착한 변량제어 모듈과 GPS의 마운팅

### 3. 데이터 구조와 추출

#### 가. 명령 및 데이터 세트

프로그래밍 인터페이스(API)는 사용자 구성데이터 출력형식으로 구성되어있다. 명령과 데이터는 장치의 내부 구조에 상응하는 4개의 명령 세트와 3개의 데이터 세트로 분할된다. 네 개의 명령 세트는 Base commands, 3D 모션 commands, NAV(항법) commands, System commands의 셋트로 구성된다. 얻을 수 있는 세 개의 데이터 세트는 AHRS 데이터, GPS 데이터, NAV데이터

등이다.

**Base commands** : Ping, Idle, Resume, Get ID Strings  
**3DM commands** : Poll AHRS Data, Poll GPS Data  
**NAV commands** : Reset Filter, Sensor to Vehicle Frame Transform  
**System commands** : Switch Communications Mode

**AHRS data** : Acceleration Vector, Gyro Vector, Euler Angles  
**GPS data** : Latitude, Longitude, UTC, Satellites in view  
**NAV data** : Position, Velocity, Attitude Estimates

그림 5-9와 같이 프로토콜은 패킷 기반으로 모든 명령, 응답 및 데이터 메시지 패킷의 필드로 전송되고 수신된다. 패킷은 그 내용을 기반으로 한 디스크립터 타입 필드를 가지고 있어서, 패킷이 명령, 응답, AHRS, GPS 또는 NAV 데이터를 식별할 수 있어 추가적인 응용 즉 변량제어 시스템 개발에 적용된 속도 등을 추출(parsing)해 낼 수 있었다.

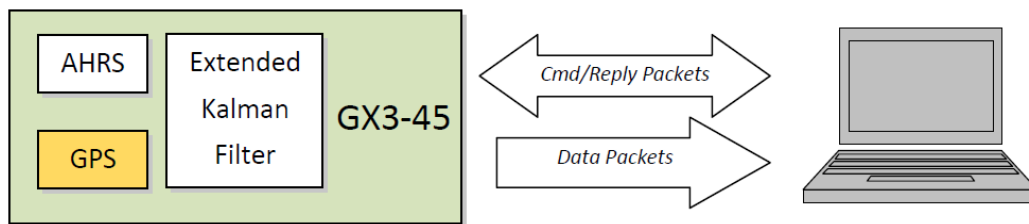


그림 5-9 센서와 모니터링 시스템 간의 패킷기반 프로토콜 통신 개념도 (MicroStrain Co., Ltd).

3DM-GX3-45는 공통 인터페이스를 통해 AHRS, NAV와 GPS 데이터 패킷을 스트리밍 하도록 되어있다. 이를 위해, 장치 프로그래밍은 데이터 메시지 및 데이터 속도가 설정되어있는 단계를 통해 프로그램이 들어오는 데이터 패킷 스트림을 시작하는 데이터 스트리밍 단계를 계속하였다.

다음은 프로그래밍 인터페이스에서 사용 가능한 명령 및 데이터를 정리 하는 것이다. 명령과 데이터는 2개의 값으로 표시되어 있으며 첫 번째 값은 명령이나 데이터가 속한 "기술어 집합"을 의미한다(기본 명령 3DM 명령 AHRS 데이터 GPS 데이터). 그리고 두 번째 값은 집합에서 특정 명령 또는 데이터 '기술어'를 의미한다.

다음과 같이 연구에서 사용한 명령과 데이터만을 기술하였다.

## Commands

Base Command Set (0x01)

3DM Command Set (0x0C)

Navigation Filter Command Set (0x0D)

System Command Set (0x7F)

## Data

### AHRS Data Set (set 0x80)

Scaled Accelerometer Vector (0x80, 0x04)

Scaled Gyro Vector (0x80, 0x05)

Scaled Magnetometer Vector (0x80, 0x06)

Orientation Matrix (0x80, 0x09)

Quaternion (0x80, 0x0A)

Euler Angles (0x80, 0x0C)

### GPS Data Set (set 0x81)

LLH Position (0x81, 0x03)

NED Velocity (0x81, 0x05)

UTC Time (0x81, 0x08)

### NAV Data Set (set 0x82)

Estimated LLH Position (0x82, 0x01)

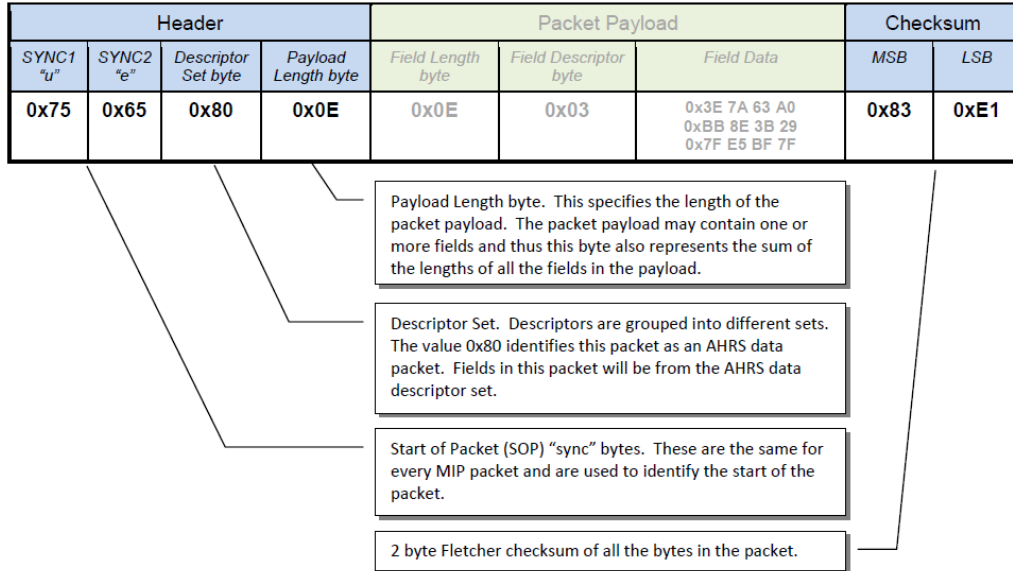
Estimated NED Velocity (0x82, 0x02)

## 나. 데이터 패킷의 개요와 구성

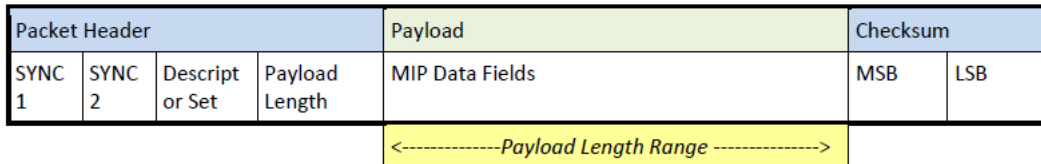
사용되는 데이터 패킷의 구조는 Micrstrain® 센서의 MIP<sup>(TM)</sup> 패킷으로 개요는 다음과 같다. MIP 패킷「래퍼」는 4 바이트의 헤더와 2 바이트의 'checksum'으로 구성되어 있다. 명령과 데이터의 구조는 MIP<sup>(TM)</sup> 패킷 포맷 필드로 전송되고 수신된다.



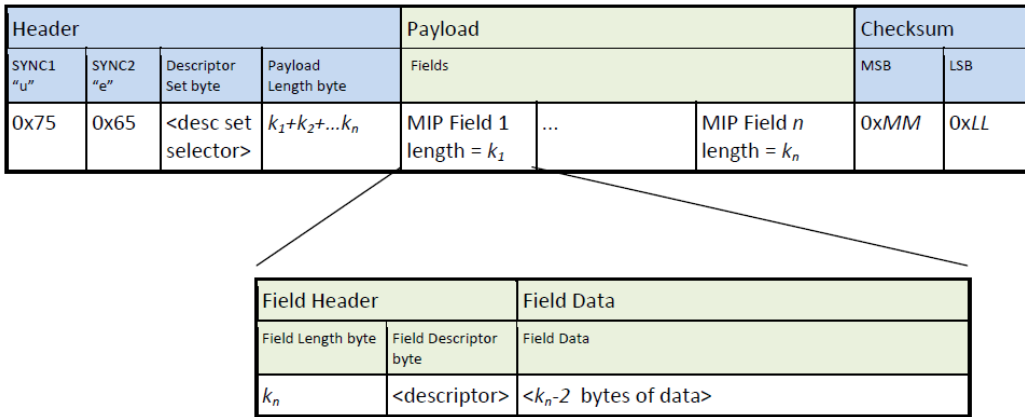
다음과 같은 구조의 일반적인 정의는 다음과 같아서, 항상 시작의 패킷 'UE' 로 시작한다.(0x75, 0x65). Descriptor Set 바이트는 명령 또는 데이터는 패킷의 필드에서 포함되어진 헤더에서 명시한다. 아래의 payload length 바이트는 페이로드 부분의 모든 필드 길이 바이트 수의 합계를 명시한다.



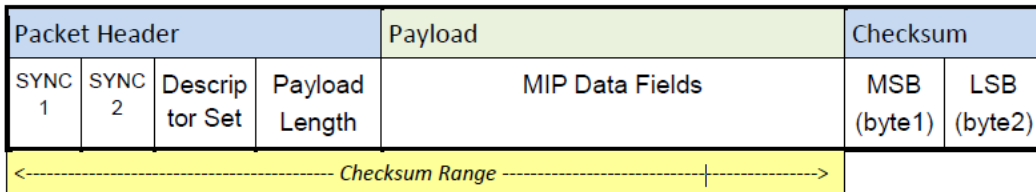
### Payload Length Range



아래 표시한 페이로드 부분은 빈 공간일 수도 있고, 또는 하나 이상의 필드를 포함 할 수 있다. 각 필드는 길이 바이트와 서술자(descriptor) 바이트를 가지고 있다. 필드 길이 바이트는 필드 길이 바이트와 필드 descriptor 바이트를 포함한 전체 필드의 길이를 명시한다. 서술자는 헤더의 서술자세트 바이트로 지정된 서술자의 집합일 수 있다. 필드 데이터가 무엇이든 될 수 있지만 항상 엄격하게 정의되어야 한다. 서술자의 정의는 기본적으로 서술자에 속한 서술자 세트에 대응하는 헤더(header) 파일에 서술되어 진다.



Checksum은 2 바이트 플레처의 체크섬으로 패킷의 모든 바이트를 포함하며 구간의 패킷이 완전히 통신되었는지 확인하는데 사용된다.



아래에 열거한 데이터 참조는 연구와 개발에서 사용된 데이터의 패킷 형식과 내용을 설명하고 있으며 통신을 통하여 상기한 개발보드에 수신 된 후 추출 (parsing)되어서 변량제어 프로그램에 사용되었다.

## Data Reference

### AHRS Data

#### Scaled Accelerometer Vector (0x80, 0x04)

<b>Description</b>	Scaled Accelerometer Vector					
<b>Notes</b>	This is a vector quantifying the direction and magnitude of the acceleration that the 3DM-GX3 <sup>®</sup> is exposed to. This quantity is derived from Raw Accelerometer, but is fully temperature compensated and scaled into physical units of $g$ ( $1 g = 9.80665 m/sec^2$ ). It is expressed in terms of the 3DM-GX3 <sup>®</sup> 's local coordinate system.					
<b>Field Format</b>	<i>Field Length</i>	<i>Data Descriptor</i>	<i>Message Data</i>			
	14 (0x0E)	0x04	<i>Binary Offset</i>	<i>Description</i>	<i>Data Type</i>	<i>Units</i>
			0	X Accel	float	g
			4	Y Accel	float	g
		8	Z Accel	float	g	

### Scaled Gyro Vector (0x80, 0x05)

<b>Description</b>	Scaled Gyro Vector					
<b>Notes</b>	This is a vector quantifying the rate of rotation (angular rate) of the 3DM-GX3®. This quantity is derived from the Raw Angular Rate quantities, but is fully temperature compensated and scaled into units of radians/second. It is expressed in terms of the 3DM-GX3®'s local coordinate system in units of radians/second.					
<b>Field Format</b>	<i>Field Length</i>	<i>Data Descriptor</i>	<i>Message Data</i>			
	14 (0x0E)	0x05	<i>Binary Offset</i>	<i>Description</i>	<i>Data Type</i>	<i>Units</i>
			0	X Gyro	float	Radians/second
			4	Y Gyro	float	Radians/second
8	Z Gyro	float	Radians/second			

### Scaled Magnetometer Vector (0x80, 0x06)

<b>Description</b>	Scaled Mag Vector					
<b>Notes</b>	This is a vector which gives the instantaneous magnetometer direction and magnitude. It is fully temperature compensated and is expressed in terms of the 3DM-GX3®'s local coordinate system in units of Gauss.					
<b>Field Format</b>	<i>Field Length</i>	<i>Data Descriptor</i>	<i>Message Data</i>			
	14 (0x0E)	0x06	<i>Binary Offset</i>	<i>Description</i>	<i>Data Type</i>	<i>Units</i>
			0	X Mag	float	Gauss
			4	Y Mag	float	Gauss
8	Z Mag	float	Gauss			

### Orientation Quaternion (0x80, 0x0A)

<b>Description</b>	4 x 1 quaternion Q.					
<b>Notes</b>	<p>This is a 4 component quaternion which describes the orientation of the 3DM-GX3 with respect to the fixed earth coordinate quaternion.</p> $Q = \begin{bmatrix} q0 \\ q1 \\ q2 \\ q3 \end{bmatrix}$ <p>Q satisfies the following equation:</p> $V_{_ILi} = Q \cdot V_{_E} \cdot Q^{-1}$ <p>Where: <i>V<sub>_ILi</sub></i> is a vector expressed in the 3DM-GX3®'s local coordinate system.  <i>V<sub>_E</sub></i> is the same vector expressed in the stationary, earth-fixed coordinate system</p>					
<b>Field Format</b>	<i>Field Length</i>	<i>Data Descriptor</i>	<i>Message Data</i>			
	18 (0x12)	0x0A	<i>Binary Offset</i>	<i>Description</i>	<i>Data Type</i>	<i>Units</i>
			0	q <sub>0</sub>	float	n/a
			4	q <sub>1</sub>	float	n/a
			8	q <sub>2</sub>	float	n/a
12	q <sub>3</sub>	float	n/a			

## Euler Angles (0x80, 0x0C)

<b>Description</b>	Pitch, Roll, and Yaw (aircraft) values					
<b>Notes</b>	This is a 3 component vector containing the Roll, Pitch and Yaw angles in radians. It is computed by the AHRS from the orientation matrix $M$ .					
	$Euler = \begin{bmatrix} Roll \\ Pitch \\ Yaw \end{bmatrix} \text{ (radians)}$					
<b>Field Format</b>	<i>Field Length</i>	<i>Data Descriptor</i>	<i>Message Data</i>			
	14 (0x0E)	0x0C	<i>Binary Offset</i>	<i>Description</i>	<i>Data Type</i>	<i>Units</i>
			0	Roll	float	radians
			4	Pitch	float	radians
			8	Yaw	float	radians

## GPS Data

### LLH Position (0x81, 0x03)

<b>Description</b>	Position Data in the Geodetic Frame					
<b>Notes</b>	Valid Flag Mapping:  0x0001 – Latitude & Longitude Valid 0x0002 – Ellipsoid Height Valid 0x0004 – MSL Height Valid 0x0008 – Horizontal Accuracy Valid 0x0010 – Vertical Accuracy Valid					
<b>Field Format</b>	<i>Field Length</i>	<i>Data Descriptor</i>	<i>Message Data</i>			
	44 (0x2C)	0x03	<i>Binary Offset</i>	<i>Description</i>	<i>Data Type</i>	<i>Units</i>
			0	Latitude	Double	Decimal Degrees
			8	Longitude	Double	Decimal Degrees
			16	Height above Ellipsoid	Double	Meters
			24	Height above MSL	Double	Meters
			32	Horizontal Accuracy	Float	Meters
			36	Vertical Accuracy	Float	Meters
40			Valid Flags	U16	See Notes	

### NED Velocity (0x81, 0x05)

<b>Description</b>	Velocity Data in the North-East-Down Frame					
<b>Notes</b>	Valid Flag Mapping:  0x0001 – NED Velocity Valid 0x0002 – Speed Valid 0x0004 – Ground Speed Valid 0x0008 – Heading Valid 0x0010 – Speed Accuracy Valid 0x0020 – Heading Accuracy Valid					
<b>Field Format</b>	<i>Field Length</i>	<i>Data Descriptor</i>	<i>Message Data</i>			
	36(0x24)	0x05	<i>Binary Offset</i>	<i>Description</i>	<i>Data Type</i>	<i>Units</i>
			0	North	Float	Meters / Sec
			4	East	Float	Meters / Sec
			8	Down	Float	Meters / Sec
			12	Speed	Float	Meters / Sec
			16	Ground Speed	Float	Meters / Sec
			20	Heading	Float	Decimal Degrees
			24	Speed Accuracy	Float	Meters / Sec
			28	Heading Accuracy	Float	Decimal Degrees
32	Valid Flags	U16	See Notes			

### UTC Time (0x81, 0x08)

<b>Description</b>	Coordinated Universal Time Data					
<b>Notes</b>	Valid Flag Mapping:  0x0001 – Date Valid 0x0002 – Time Valid					
<b>Field Format</b>	<i>Field Length</i>	<i>Data Descriptor</i>	<i>Message Data</i>			
	15 (0x0F)	0x08	<i>Binary Offset</i>	<i>Description</i>	<i>Data Type</i>	<i>Units</i>
			0	Year	U16	Years (1999-2099)
			2	Month	U8	Months (1-12)
			3	Day	U8	Days (1-31)
			4	Hour	U8	Hours (0-23)
			5	Minute	U8	Minutes (0-59)
			6	Second	U8	Seconds (0-59)
			7	Millisecond	U32	Milliseconds
11	Valid Flags	U16	See Notes			

## NAV Data

### Estimated LLH Position (0x82, 0x01)

<b>Description</b>	INS Estimated Position Data expressed in the Geodetic Frame					
<b>Notes</b>	Valid Flag Mapping:  0x0000 – Latitude, Longitude, & Height are Invalid 0x0001 – Latitude, Longitude, & Height Valid					
<b>Field Format</b>	<i>Field Length</i>	<i>Data Descriptor</i>	<i>Message Data</i>			
	28 (0x1C)	0x01	<i>Binary Offset</i>	<i>Description</i>	<i>Data Type</i>	<i>Units</i>
			0	Latitude	Double	Decimal Degrees
			8	Longitude	Double	Decimal Degrees
			16	Height above Ellipsoid	Double	Meters
24	Valid Flags	U16	See Notes			

### Estimated NED Velocity (0x82, 0x02)

<b>Description</b>	INS Estimated Velocity Data expressed in the Local-Level Frame					
<b>Notes</b>	Valid Flag Mapping:  0x0000 – NED Velocity is Invalid 0x0001 – NED Velocity Valid					
<b>Field Format</b>	<i>Field Length</i>	<i>Data Descriptor</i>	<i>Message Data</i>			
	16 (0x10)	0x02	<i>Binary Offset</i>	<i>Description</i>	<i>Data Type</i>	<i>Units</i>
			0	North	Float	Meters / Sec
			4	East	Float	Meters / Sec
			8	Down	Float	Meters / Sec
12	Valid Flags	U16	See Notes			

#### 다. 데이터 추출과 블루투스 통신

Parani-ESD(SeNA Tech.)는 근거리 국제 표준 무선 기술인 블루투스를 적용한 무선 시리얼 터미널 디바이스로서 시리얼 포트 프로파일을 지원하는 다른 블루투스 장비와 연결할 수 있다. Parani-ESD는 추가기능의 안테나를 사용하여 500m의 통신 거리를 제공하며 FHSS (frequency hopping spread spectrum)을 적용해 무선 가로채기(하이재킹)을 감소시킨다. ParaniWIN 등 함께 제공되

는 소프트웨어를 사용해 윈도우 환경에서 쉽게 페어링 설정이 가능하였다. 선택한 블루투스의 usb 수신모듈은 +9 dBi의 통신가능 성능으로 거리로는 500m에 이르며 연구목적에 부합하였고 핀구성은 그림 5-10과 같았으며 시리얼통신(SCI, UART)으로 115200 baud rate과 8 byte data를 사용하였다. 그림 5-11은 블루투스 통신을 위한 안테나와 페어링된 USB 수신 안테나 모듈(Parani ESD100V2 SeNA Tech, Seoul (UART interface))을 보였다. 또한 데이터 추출(parcing)을 위한 프로그램을 2절 말미에 첨부하였다.

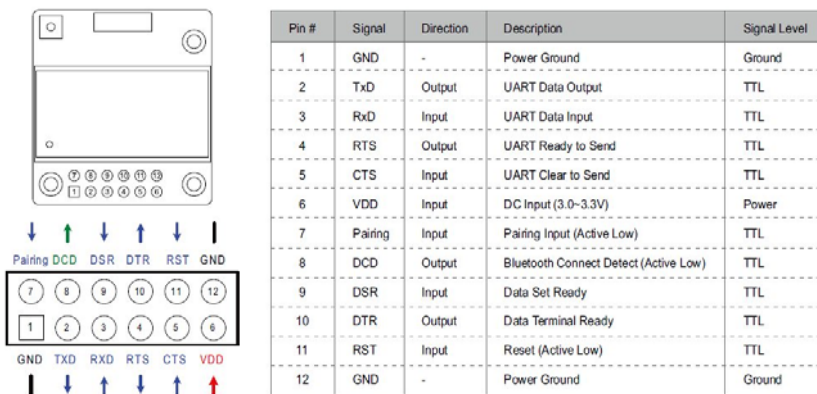


그림 5-10 블루투스 Parani ESD100V2 (SeNA Tech)의 핀 구성



그림 5-11 지상 모니터링 시스템(GMS) 블루투스의 송 수신기 장착 모습

[첨부]

```
#include "DSP2833x_Device.h"      /* DSP2833x Headerfile Include File */
#include "DSP2833x_Examples.h"    /* DSP2833x Examples Include File */
#include "GPS_INS_system.h"
#include "System.h"
#include "Sci.h"

#ifdef __cplusplus
extern "C" {
    #endif
void ahrs_parsing(AHRS* ahrs)
{
    AHRS p_ahrs;
    char* q0 = (char *)&p_ahrs.q0;
    char* q1 = (char *)&p_ahrs.q1;
    char* q2 = (char *)&p_ahrs.q2;
    char* q3 = (char *)&p_ahrs.q3;

    char* roll = (char *)&p_ahrs.Roll;
    char* pitch = (char *)&p_ahrs.Pitch;
    char* yaw = (char *)&p_ahrs.Yaw;

    if(AHRS_buffer[5]==0x0A && AHRS_buffer[4]==0x12){
        q0[1] = (AHRS_buffer[6]<<8)+AHRS_buffer[7];
        q0[0] = (AHRS_buffer[8]<<8)+AHRS_buffer[9];
        q1[1] = (AHRS_buffer[10]<<8)+AHRS_buffer[11];
        q1[0] = (AHRS_buffer[12]<<8)+AHRS_buffer[13];
        q2[1] = (AHRS_buffer[14]<<8)+AHRS_buffer[15];
        q2[0] = (AHRS_buffer[16]<<8)+AHRS_buffer[17];
        q3[1] = (AHRS_buffer[18]<<8)+AHRS_buffer[19];
        q3[0] = (AHRS_buffer[20]<<8)+AHRS_buffer[21];

        if(AHRS_buffer[23]==0x0C && AHRS_buffer[22]==0x0E){
            roll[1]=(AHRS_buffer[24]<<8)+AHRS_buffer[25];
            roll[0]=(AHRS_buffer[26]<<8)+AHRS_buffer[27];
            pitch[1]=(AHRS_buffer[28]<<8)+AHRS_buffer[29];
            pitch[0]=(AHRS_buffer[30]<<8)+AHRS_buffer[31];
            yaw[1]=(AHRS_buffer[32]<<8)+AHRS_buffer[33];
            yaw[0]=(AHRS_buffer[34]<<8)+AHRS_buffer[35];
        }
    }
    else{

        //quaternion
        if(absf(p_ahrs.q0-ahrs->q0)<2){
            ahrs->q0=p_ahrs.q0;
        }
        else{

            if(absf(p_ahrs.q1-ahrs->q1)<2){
                ahrs->q1=p_ahrs.q1;
            }
            else{

                if(absf(p_ahrs.q2-ahrs->q2)<2){
                    ahrs->q2=p_ahrs.q2;
                }
            }
        }
    }
}
```



```

else{

    if(absf(p_ahrs.q3-ahrs->q3)<2){
        ahrs->q3=p_ahrs.q3;
    }
else{

    //attitude
    if(absf(p_ahrs.Roll-ahrs->Roll)<6.3){
        ahrs->Roll=p_ahrs.Roll;
    }
else{

    if(absf(p_ahrs.Pitch-ahrs->Pitch)<6.3){
        ahrs->Pitch=p_ahrs.Pitch;
    }
else{

    if(absf(p_ahrs.Yaw-ahrs->Yaw)<6.3){
        ahrs->Yaw=p_ahrs.Yaw;
    }
else{
    }
}

void gps_parsing(GPS* gps){
    char* latitude = (char *)&gps->Latitude;
    char* longitude = (char *)&gps->Longitude;
    char* height_above_ellipsoid = (char *)&gps->Height_above_ellipsoid;
    //mean sea level
    char* height_above_msl = (char *)&gps->Height_above_MSL;
    char* horizontal_accuracy = (char *)&gps->Horizontal_accuracy;
    char* vertical_accuracy = (char *)&gps->Vertical_accuracy;
    char* north = (char *)&gps->North;
    char* east = (char *)&gps->East;
    char* down = (char *)&gps->Down;
    char* speed = (char *)&gps->Speed;
    char* ground_speed = (char *)&gps->Ground_speed;
    char* heading = (char *)&gps->Heading;
    char* speed_accuracy = (char *)&gps->Speed_accuracy;
    char* heading_accuracy = (char *)&gps->Heading_accuracy;

    char packet_length;
    packet_length = GPS_buffer[3];

    //UTC time
    //Uint16 Year, Month, Day, Hour, Minute, Second, Millisecond;
    //Uint16 Week_number;
    gps->LLH_valid_flags = (GPS_buffer[46]<<8) + GPS_buffer[47];
    gps->NED_valid_flags = (GPS_buffer[82]<<8) + GPS_buffer[83];
    gps->UTC_valid_flags = (GPS_buffer[97]<<8) + GPS_buffer[98];

    //LLH Position - latitude, longitude
    latitude[3] = (GPS_buffer[6]<<8) + GPS_buffer[7];
    latitude[2] = (GPS_buffer[8]<<8) + GPS_buffer[9];
    latitude[1] = (GPS_buffer[10]<<8) + GPS_buffer[11];
    latitude[0] = (GPS_buffer[12]<<8) + GPS_buffer[13];
}

```

```

longitude[3] = (GPS_buffer[14]<<8) + GPS_buffer[15];
longitude[2] = (GPS_buffer[16]<<8) + GPS_buffer[17];
longitude[1] = (GPS_buffer[18]<<8) + GPS_buffer[19];
longitude[0] = (GPS_buffer[20]<<8) + GPS_buffer[21];

//LLH Position - Ellipsoid height
height_above_ellipsoid[3] = (GPS_buffer[22]<<8) + GPS_buffer[23];
height_above_ellipsoid[2] = (GPS_buffer[24]<<8) + GPS_buffer[25];
height_above_ellipsoid[1] = (GPS_buffer[26]<<8) + GPS_buffer[27];
height_above_ellipsoid[0] = (GPS_buffer[28]<<8) + GPS_buffer[29];
//LLH Position - MSL height
height_above_msl[3] = (GPS_buffer[30]<<8) + GPS_buffer[31];
height_above_msl[2] = (GPS_buffer[32]<<8) + GPS_buffer[33];
height_above_msl[1] = (GPS_buffer[34]<<8) + GPS_buffer[35];
height_above_msl[0] = (GPS_buffer[36]<<8) + GPS_buffer[37];
//LLH Position - Horizontal accuracy
horizontal_accuracy[0] = (GPS_buffer[38]<<8) + GPS_buffer[39];
horizontal_accuracy[1] = (GPS_buffer[40]<<8) + GPS_buffer[41];
//LLH Position - Vertical accuracy
vertical_accuracy[0] = (GPS_buffer[42]<<8) + GPS_buffer[43];
vertical_accuracy[1] = (GPS_buffer[44]<<8) + GPS_buffer[45];

north[0] = (GPS_buffer[50]<<8) + GPS_buffer[51];
north[1] = (GPS_buffer[52]<<8) + GPS_buffer[53];
east[0] = (GPS_buffer[54]<<8) + GPS_buffer[55];
east[1] = (GPS_buffer[56]<<8) + GPS_buffer[57];
down[0] = (GPS_buffer[58]<<8) + GPS_buffer[59];
down[1] = (GPS_buffer[60]<<8) + GPS_buffer[61];

speed[0] = (GPS_buffer[62]<<8) + GPS_buffer[63];
speed[1] = (GPS_buffer[64]<<8) + GPS_buffer[65];

ground_speed[0] = (GPS_buffer[66]<<8) + GPS_buffer[67];
ground_speed[1] = (GPS_buffer[68]<<8) + GPS_buffer[69];

heading[0] = (GPS_buffer[70]<<8) + GPS_buffer[71];
heading[1] = (GPS_buffer[72]<<8) + GPS_buffer[73];
speed_accuracy[0] = (GPS_buffer[74]<<8) + GPS_buffer[75];
speed_accuracy[1] = (GPS_buffer[76]<<8) + GPS_buffer[77];
heading_accuracy[0] = (GPS_buffer[78]<<8) + GPS_buffer[79];
heading_accuracy[1] = (GPS_buffer[80]<<8) + GPS_buffer[81];

gps->Year = (GPS_buffer[86]<<8) + GPS_buffer[87];
gps->Month = GPS_buffer[88];
gps->Day = GPS_buffer[89];
gps->Hour = GPS_buffer[90];
gps->Minute = GPS_buffer[91];
gps->Second = GPS_buffer[92];
gps->Millisecond = (GPS_buffer[95]<<8) +GPS_buffer[96];

```

```

    //GPS_buffer[93]<<24 + GPS_buffer[94]<<16 +
    GPS_buffer[95]<<8 + GPS_buffer[96];
    if(packet_length == 0x66){
        gps->Sensor_state = GPS_buffer[101];
        gps->Antenna_state = GPS_buffer[102];
        gps->Antenna_power = GPS_buffer[103];
        gps->Valid_flags = GPS_buffer[105];
    }
void nav_parsing(NAV* nav){
    char* latitude = (char *)&nav->Latitude;
    char* longitude = (char *)&nav->Longitude;
    char* height_above_ellipsoid = (char *)&nav->Height_above_ellipsoid;

    char* north = (char *)&nav->North;
    char* east = (char *)&nav->East;
    char* down = (char *)&nav->Down;

    //char packet_length;
    if(NAV_buffer[5]==0x01){
        //LLH Position - latitude, longitude
        latitude[3] = (NAV_buffer[6]<<8) + NAV_buffer[7];
        latitude[2] = (NAV_buffer[8]<<8) + NAV_buffer[9];
        latitude[1] = (NAV_buffer[10]<<8) + NAV_buffer[11];
        latitude[0] = (NAV_buffer[12]<<8) + NAV_buffer[13];
        longitude[3] = (NAV_buffer[14]<<8) + NAV_buffer[15];
        longitude[2] = (NAV_buffer[16]<<8) + NAV_buffer[17];
        longitude[1] = (NAV_buffer[18]<<8) + NAV_buffer[19];
        longitude[0] = (NAV_buffer[20]<<8) + NAV_buffer[21];

        //LLH Position - Ellipsoid height
        height_above_ellipsoid[3] = (NAV_buffer[22]<<8) + NAV_buffer[23];
        height_above_ellipsoid[2] = (NAV_buffer[24]<<8) + NAV_buffer[25];
        height_above_ellipsoid[1] = (NAV_buffer[26]<<8) + NAV_buffer[27];
        height_above_ellipsoid[0] = (NAV_buffer[28]<<8) + NAV_buffer[29];
        nav->eLLH_valid_flags = NAV_buffer[30]<<8 + NAV_buffer[31];

        if(NAV_buffer[33]==0x02){
            north[1] = (NAV_buffer[34]<<8) + NAV_buffer[35];
            north[0] = (NAV_buffer[36]<<8) + NAV_buffer[37];

            east[1] = (NAV_buffer[38]<<8) + NAV_buffer[39];
            east[0] = (NAV_buffer[40]<<8) + NAV_buffer[41];

            down[1] = (NAV_buffer[42]<<8) + NAV_buffer[43];
            down[0] = (NAV_buffer[44]<<8) + NAV_buffer[45];

            nav->eNED_valid_flags = (NAV_buffer[46]<<8) + NAV_buffer[47];

        }
#ifdef __cplusplus
    }
#endif /* extern "C" */

```

### 제 3 절 변량살포 제어 프로그램

그림 5-12에 보인 변량제어 시스템의 제어 프로그램은 거시적으로 지면속도 ( $V_0$ )를 인식하고 이에 비례하여 펄스폭변조(PWM)의 정도를 명령하는 버퍼(B)값을 계산하여 모터드라이버에 펄스의 사용주기(duty cycle)를 조절해줌으로써 펌프의 회전속도와 노즐의 분출량을 변량조절하게 된다. 조종기의 송신기에서 살포 스위치의 결정(on-off)과 기준속도( $V_0$ )의 인식을 통하여 선형비례식의 기울기(F)와 절편(K)값을 속도변이 허용범위(A)를 이용하여 계산하였다.

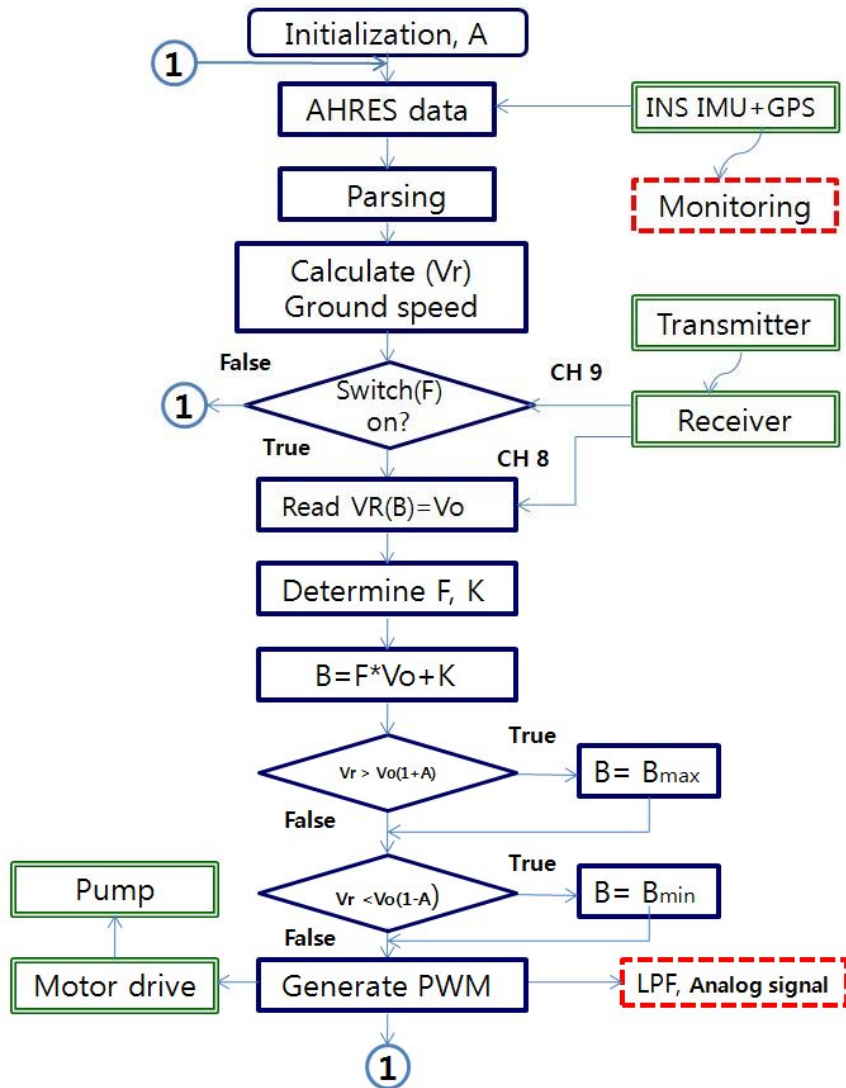
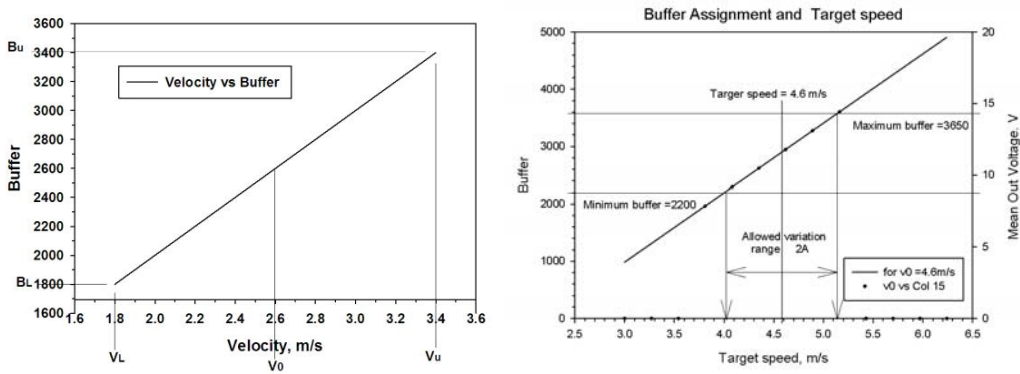


그림 5-12 변량제어 시스템의 제어 프로그램 흐름도

미시적으로는 청색으로 표시된 흐름도의 프로그램(S/W)과 이와 인터페이스된 하드웨어(H/W)들의 연동을 설명할 수 있으며 적색의 파선 모듈은 연구를 위하여 추가된 장치로서 설명될 수 있다. 이들의 모듈은 델피노 개발보드와 직접 연결되어 있는 경우와 또는 2.0 GHz급 무선통신 또는 블루투스를 이용한 데이터 통신으로 이루어져 있으며 실제 프로그램을 제 3절 말미에 첨부하였다.

식 (5-2)에서 A는 제어범위율,  $V_0$ 는 목표속도(m/s), F는 버퍼값(B)을 결정하는 기울기 그리고 K는 절편(constant)이다. 모터 제어를 위해 설정하는 B(buffer)는 DSP의 PWM 비례제어를 위한 입력값으로 최대 사용주기를 발휘하기 위하여는 임의의 3750을 설정하도록 하였다. 버퍼값(B)은  $V_0$ (목표속도)와 A(제어범위율)에 의하여 결정된다. 예를 들면 목표속도( $V_0$ )는 4.6 m/s 으로 하고 제어범위율(A)은 0.13으로 설정하면 속도에 따른 버퍼값의 반응을 그림 5-13과 같이 예상할 수 있다.



(a)  $V_0=2.6$  A=0.19, (b)  $V_0=4.6$  A=0.13

그림 5-13 지면속도에 대한 버퍼의 결정과 예

$$B = FV + K \quad \text{식 (5-2)}$$

여기서,  $F = \Delta B / (2 \times A \times V_0)$ ,  $K = B_U - \Delta B \frac{(1+A)}{(2A)}$ ,

$$V_L = V_0(1 - A), V_U = V_0(1 + A), \Delta B = B_U - B_L \text{ 이다.}$$

버퍼값(B)의 범위는 모터 구동전원( $V_{sup}$ )의 최대변이 가능폭을 나타내며  $B_U$ 는 모터가 감당할 수 있는 최대전압에 의해 제한되고  $B_L$ 은 모터가 구동하여 노즐의 미립화가 일어나는 하한선을 의미 하므로  $\Delta B$ 는 거의 고정된다. 그림 5-14은 몇 가지 현실적인 K, F 값의 범위를 보이려고 그래프로 표현하였다. 속도의 변이범위(A)는 넓을수록 등속제어기 또는 숙련된 조종자가 목표속도에 맞추려는 노동강도를 줄일 수 있다. 절편의 값(K)는 대개 A에 관련되며 F 기울기는 목표속도( $V_0$ )와 A에 의해 결정된다.

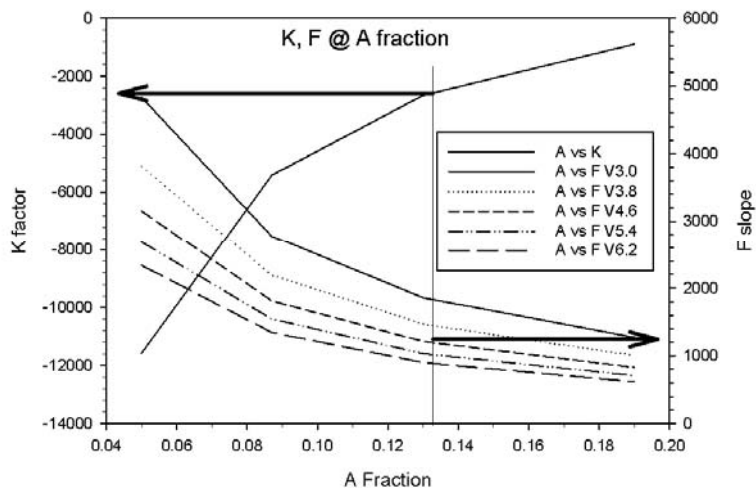


그림 5-14 속도 변이범위(A)와 그에 따른 K, F 값의 결정

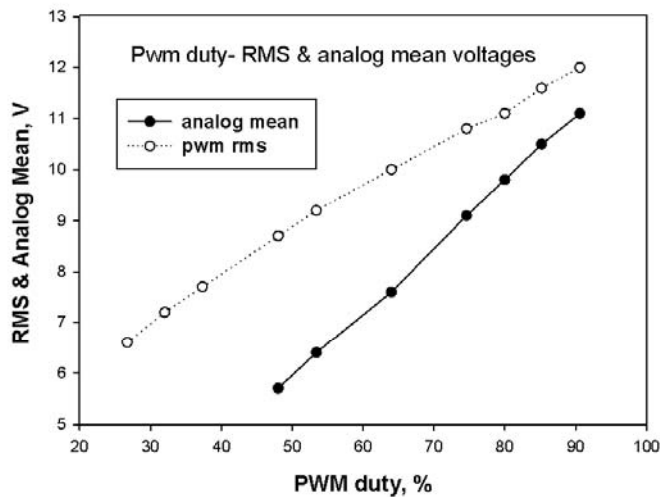


그림 5-15 사용주기에 대한 pwm출력의 평균 및 rms전압값

또한 그림 5-15는 저주파 필터를 거친 PWM파형의 평균 전압과 오실로스코프(TDS 2024C, Tektronix)로 rms 전압을 모니터링 하고 기록한 바를 바탕으로 사용주기(duty cycle)에 대한 펌프구동 PWM전압을 대표한다고 볼 수 있다. 사용주기는 최대 버퍼값(3750)에 대한 B 값의 크기로서 펄스폭의 비례분이다.

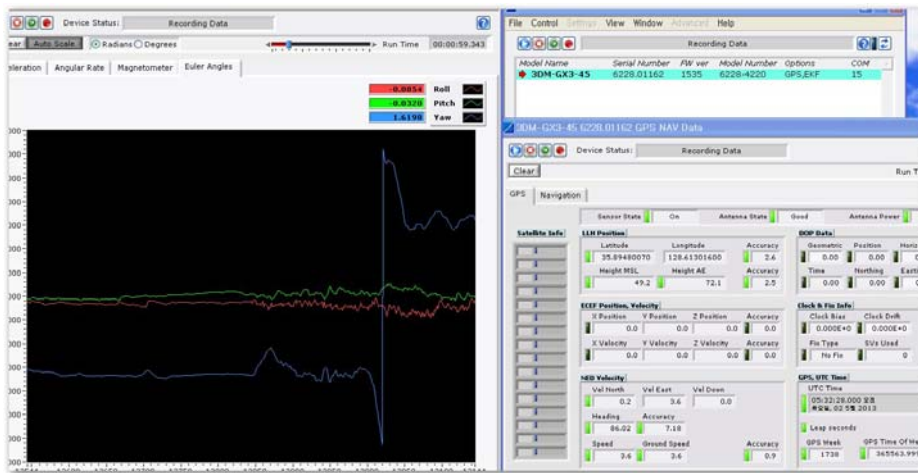


그림 5-16 연구목적 관성 항법 데이터의 실시간 지상모니터링 시스템(GMS)

상기한 흐름도에서 **적색으로 표시된** 모니터링 모듈은 연구를 목적으로 삽입된 기능으로 그림 5-16은 비행데이터의 실시간 모니터링을 위하여 구성된 지상 모니터링 시스템(GMS)으로서 구간비행 제어기(GCS)와는 별도로 연구의 목적을 위하여 쓰여졌다. 이는 IMU 데이터 (3축 가속도, 3축 회전각속도, 3축 지자기)와 오일러각 (비행 자세각)을 실시간 감시하고 저장할 수 있다. 이어 오른쪽 창에는 GPS데이터 (위도와 경도, NED 속도, UTC & GPS 시간등) 항법데이터를 포함하고 있으며 상기 시뮬레이터를 이용한 구간 안내비행 시험의 데이터를 얻었다.

[첨부]

```
// 0525VR
typedef struct _KALMAN{
    double q; //process noise covariance 1
    double r; //measurement noise covariance 10
    double x; //value 0
    double p; //estimation error covariance
    double k; //kalman gain
}KALMAN;
KALMAN Speed_kalman;
float MOTORGAIN;
double V0; // 기준속도
double A0; // V0의 변위 폭
double F0; // 버퍼설정 기울기
double K0; // 버퍼설정 절편
int cnt; int SPEED; int pspeed;
char txbuffer[10]={0};

    for(;;)
    {
        if(Flight_config==3) //spray off
        {
            SPEED = 0; // 속도 0으로 설정

            if(pspeed-SPEED>50){
                SPEED = pspeed - 50;
            }

            if(SPEED < 0){ SPEED = 0;
            }
        }
        else if(Flight_config==1) //spray on
        {
            //NED로 부터 속도 구하기
            sa = dsquare(nav.North)+dsquare(nav.East);
            sb = dsqrt(sa);

            // vra kf 칼만필터 변수 찾기
            FO_kalman_update(&Speed_kalman, sb);
            V0 = ((EdgeCount3>>9)+14); //VR input
            F0 = 1450/(2*A0*V0)*100;
            K0 = 3650-(1450*(1+A0))/(2*A0);

            SPEED = (double)Speed_kalman.x*F0+K0;
            if(SPEED>3650){
                SPEED = 3650; // maximum
            }
        }
    }
}
```



```

        }else if(SPEED<2200){//2448
            SPEED = 2200; // minimum initialization
        }
        if(pspeed-SPEED>50){// 이전값과 50 이상 차이
            SPEED = pspeed - 50;
        }else if(pspeed-SPEED<-50){
            SPEED = pspeed + 50;
        }
    }
    pspeed=SPEED; // 현재 모터값을 이전 모터값으로 대체

    // 속도정보를 모터로 출력
    EPwm4Regs.CMPA.half.CMPA = EPwm4Regs.TBPRD - SPEED;
    EPwm4Regs.AQCSFRC.bit.CSFB = 1; // Forcing Disabled on EPWM4B
    EPwm4Regs.AQCSFRC.bit.CSFA = 0; // EPWM4A Forced Low

double dsqrt(double a)
{
    double x=1;
    int i;
    for(i=0;i<20;i++)
    { x = (x+a/x)/2;
    }
    return x;
}

double dsquare(double a)
{
    return a*a;
}

//vra kf
    Speed_kalman.q = 1;
    Speed_kalman.r = 10;
    Speed_kalman.x = 0;
    Speed_kalman.p = 0;
    A0 = 0.087;

void FO_kalman_update(KALMAN* state, double measurement)
{
    //prediction update
    state->p = state->p + state->q;

    //measurement update
    state->k = state->p / (state->p + state->r);
    state->x = state->x + state->k * (measurement - state->x);
    state->p = (1 - state->k) * state->p;
}

```

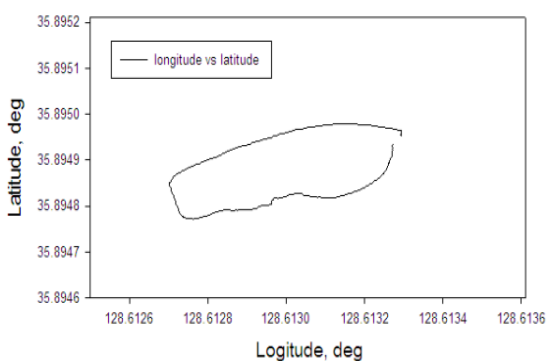
공백

## 제 6 장 변량제어 및 등속실험

### 제 1 절 변량제어실험

#### 1. 지면속도 비례 PWM 전압제어

변량살포(VRA) 제어의 초기 실험으로 모터와 펌프를 장착하기 이전에 PWM (pulse width modulation, 펄스폭변조) 신호가 비행속도에 비례해서 반응을 하는지를 검증하였다. 경북대학교 교내 농장의 직선거리는 이 연구의 목표인 약 50 m의 소필지에 부합하는 거리이며 **그림 6-1**에 시험비행을 계획한 경로를 네이버맵에 중첩하여 나타내었다. **그림 6-2**에 보인 VRA 모터제어 모듈의 항법시스템으로 시험비행의 경로의 데이터를 얻을 수 있었다. GPS로 수신한 지면 속도데이터를 이용할 수도 있겠으나 5장에서 전술한 바와 같이 관성센서(IMU)를 추가한 관성항법시스템(INS)을 이용하여 보다 정밀하고 오차가 적은 지면속도데이터를 사용하였다. 상기한 시험비행에서 항법시스템으로 측정된 INS 경로데이터(Nav-GPS LLH)를 경도 위도로 **그림 6-1**의 (a)에 보였다. GPS 경로데이터와 네이버 지도를 중첩하여 **그림 6-1**의 (b)에 보였다.



(a) Navigation LLH



(b) Over-layered on Naver map

**그림 6-1** (a) 항법 LLH로 나타낸 비행경로와 (b) 네이버지도에 중첩하여 나타낸 시험경로



그림 6-2 헬리콥터 기체에 장착된 VRA 모듈 및 관성센서와 GPS의 장착위치

그림 6-2에 보인 VRA 모터제어 모듈의 지면속도에 따른 PWM 제어를 검증하는 방법으로는 모터의 회전속도를 직접 측정하는 방법과 출력 PWM의 평균전압을 측정하는 방법이 있다. 기초적 실험의 형태로서 모터의 회전속도를 직접 측정하기 전에 Delfino EVM 보드를 통하여 연결된 모터제어 모듈의 지면속도에 따른 출력전압을 측정하였다. 그러나 PWM 출력 전압값은 디지털 값으로 기록하는 데에는 다소 어려움이 있었다. 이에 PWM의 평균전압의 측정을 용이하게 하기 위한 회로로서 저주파 통과 필터(LPF)를 추가하였다. 상기 필터를 통하여 출력되는 PWM 전압을 아날로그화하여 평균 전압값을 측정 기록하였다. 연구목적에 위하여 데이터 로거(CR850, Campbell Scientific Ltd.)의 A/D포트 한계치인 5,000 mV를 넘지 않도록 예상 최대 출력인 12V를 분모인수(2.4)로 나누어 기록하였다. 또한 PWM출력의 rms값은 오실로스코프 (TDS 2024C, Tektronix)를 이용하여 얻을 수 있었다.

농용 회전익기에 장착되어 살포실험에 사용된 다이어프램 펌프(HC-2203, 2.1A, 2.6 Lpm, HCH)는 PWM 제어 방식을 통하여 연결된 DC 모터를 제어할 때 매우 효율적인 정용량 펌프이다. 모터에 연결된 펌프는 PWM전압을 제어함으로써 살포되는 양을 비례제어할 수 있을 것으로 기대하였다. 압력은 미립화 가능 범위의  $\pm 12.1\%$ 이내에서 조절함으로써 토출량을  $\pm 10\%$  범위에서 조절이 가능하게 될 것으로 설계하였다.

PWM 제어기로 사용주기(duty cycle)를 조절함에 따라 측정되는 아날로그 평균 전압과 rms 전압을 그림 6-3에 다시 보였다(그림 5-15). 기초 실험에서는 사용주기가 약 48%에서 약 5.7V, 그리고 약 96%에서 약 11.2V 전압이 출력되도록 제어하였고 지면속도와 함께 저주파 통과 필터이후의 평균 전압 데이터를 수집 기록하였다.

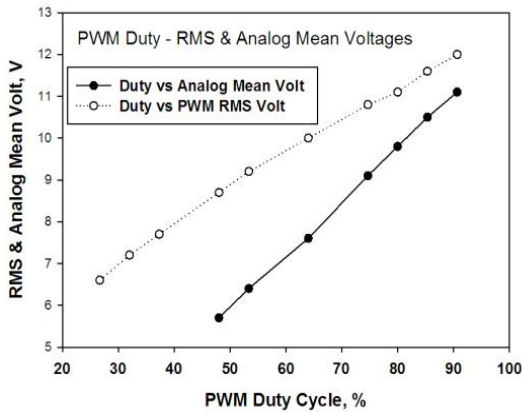


그림 6-3 사용주기(duty cycle)에 따른 PWM출력의 아날로그 평균 및 rms 전압

상기한 구간비행동안 항법시스템으로 측정한 지면좌표계(NED) 속도를 그림 6-4에 나타내었다. 남북향 속도( $V_N$ )에서는 북향(north)에서 +값 남향(S)으로 -값으로 측정된다. 마찬가지로 동서향 속도( $V_E$ )는 동향(east)에서 +값이고, 상하향 속도( $V_D$ )는 하향(down)에서 +값이다. 예측대로 남북향 속도( $V_N$ ) 및 동서향 속도( $V_E$ )는 이동방향에 따라 다르게 측정되고, 상하향 속도( $V_D$ )는 0에서 진동하였다. 음(-)에서 양(+)으로 급변하는 것은 방향 전환을 의미한다. 예를 들어 남북향 속도에서의 급변은 남향(S)에서 북향(N)으로 방향 전환되었음을 의미한다.

데이터의 남북향 속도( $V_N$ )와 동서향 속도( $V_E$ )를 고려하면 변량살포 제어모듈의 진행방향을 파악할 수 있다. 약 206 sec부터 모듈이 이동하기 시작할 때의 방향은 남북향 속도( $V_N$ )는 -값이므로 남향이고, 동서향 속도( $V_E$ )는 -값이므로 서향이다. 이를 합하면 남서향 방향으로 움직이기 시작했음을 알 수 있다. 약 206~220 sec 구간까지는 남서향으로 이동하였다. 약 220 sec에서 남북향 속도( $V_N$ )는 -값을 유지하고, 동서향 속도( $V_E$ )는 -값에서 +값으로 급변하는데 이는 남서향으로 이동하던 모듈이 방향을 남동향으로 방향을 전환하였음을 의미한다. 약 225 sec에서 동서향 속도( $V_E$ )는 +값을 유지하고, 남북향 속도( $V_N$ )는 -값에서 +값으로 급변하는 것은 이동방향을 북동향으로 전환하였음을 의미한다. 그 후

약 240 sec을 지나서 동서향 속도( $V_E$ )와 남북향 속도( $V_N$ )는 0으로 가까워지면서 정지한다.

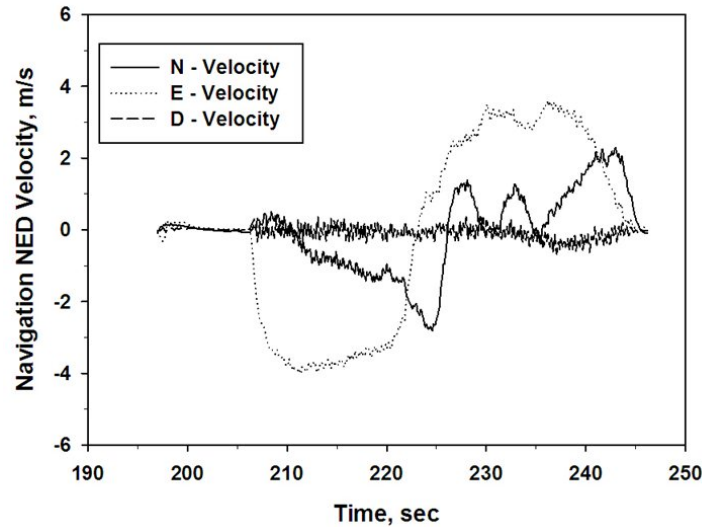
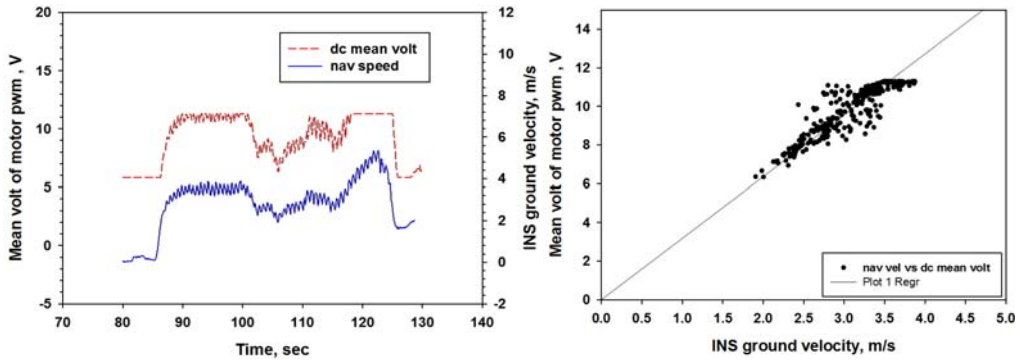


그림 6-4 비행구간에서의 항법 지면속도(Navigation NED velocities)가 방향요소에 따라 표시되었다.

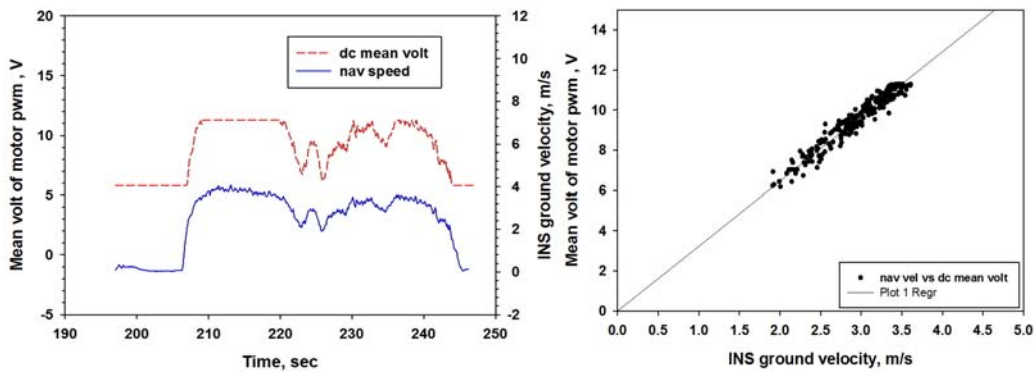
지면속도에 대한 PWM 출력 평균전압의 반응을 비교하기 위해 실험을 4회 반복하였다. 두 개의 종속변수 중 왼쪽 수직축은 PWM출력에서 필터링한 아나로그 평균전압( $V$ )이고, 오른쪽 수직축은 지면속도(m/s)이다. 시간 경과에 따른 지면속도는 합성속도로  $V_D$ 는 제외하고  $\sqrt{V_N^2 + V_E^2}$ 으로 계산하였다.

목표속도( $V_0$ )는 2.6 m/s 였고, 제어범위율( $A$ )은 0.19로 설정하여 실험한 결과이다. 기울기( $F$ )는 1000, 그래프의 상수절편( $K$ )는 0(영)이었다. 버퍼값에 따라 설정된 최고 속도와 최저 속도는 각각  $V_L = 1.8$  m/s,  $V_U = 3.4$  m/s로 5장의 관련 식 5-2를 통해 구할 수 있었다.

그림 6-5에 지면합속도에 대한 PWM 평균 전압이 비교되었다. 비행경로는 남서향, 남동향, 북동향, 북서향 순으로 변환하였는데 최초 남서향 비행이 50m 살포구간이며 남동향, 북동향으로 돌아서 북서향으로 복귀하는 경로를 보였는데, 남동향과 북서향은 약 10m이다. 비행을 시작할 때, 지면속도가 최저한계 속도인 1.8 m/s 이하에서는 최저전압인 5.7V가 출력되다가 1.8 m/s를 넘기 시작하면 출력전압이 비례하여 상승하였다. 첫 번째, 세 번째, 네 번째 반복에서 남서향의 직선거리 약 50 m를 이동할 때 최고속도인 3.4 m/s 내외로 이동하고, 이에 비례하여 출력전압도 최대전압인 약 11.2V가 출력되었다.



(a) 반복 1

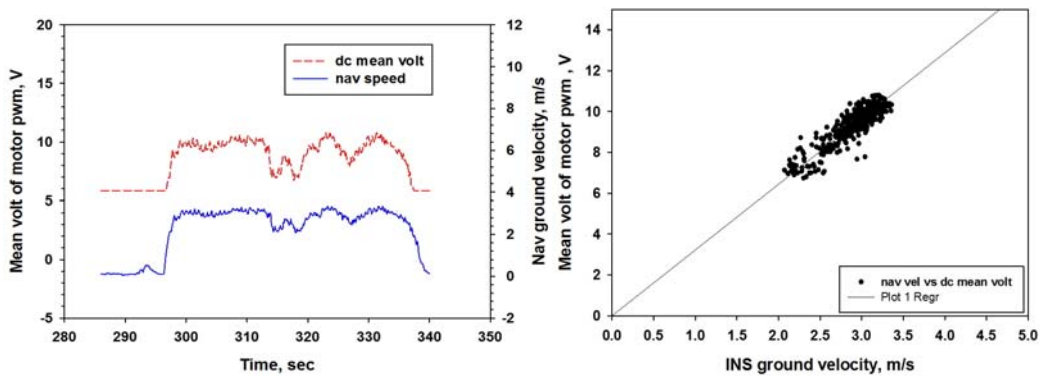


(b) 반복 2

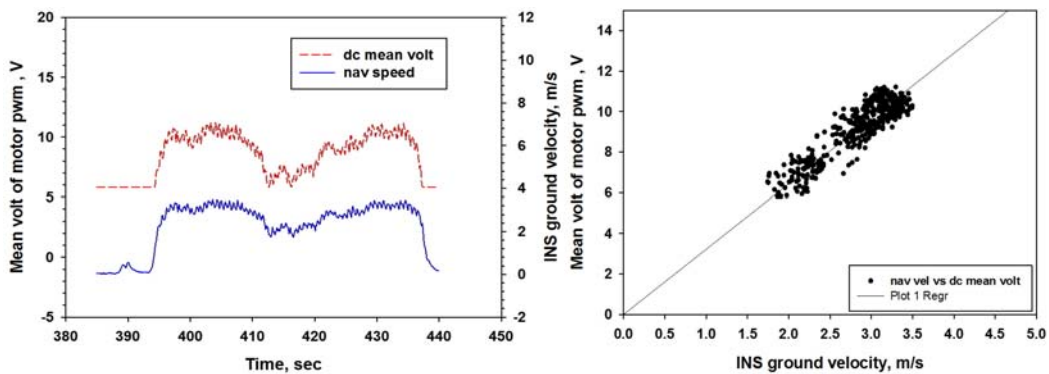
그림 6-5 지면속도에 대한 아나로그 평균전압 반응과 1차 비례 회귀식

그러나 두 번째 비행에서 남서향 직선거리 약 50m를 이동할 때 계속하여 최고속도인 3.4m/s 이상으로 이동하였다. 이 구간동안 최대전압인 11.2V가 지속적으로 출력되다가 방향전환 시에 감소하였다. 다른 비행에서도 방향전환으로 인하여 지면속도가 감소하면 비례하여 출력전압도 감소하였다. 다음 직선거리인 북동향으로 이동시에 첫 번째 비행을 제외한 나머지 비행에서는 1.8m/s에서 3.4m/s 제어 범위 속도 내에서 비행하고 각각의 속도에 비례하여 출력전압이 증가하며 출력되었다. 첫 번째 비행에서도 북동향으로 이동시에 3.4m/s를 초과하는 구간이 발생하는데 이 구간에서는 최대 제한 전압인 11.2V 가 지속적으로 출력되었다.

상기한 시험에서 직선 구간의 50m에서 변량제어의 반응을 보려하였고, 실제로 조종기의 스위치신호를 이용하여 50 m의 살포구간이 끝나면 전압이 0V가 되도록 할 것이다. 네 반복 모두에서 정지를 위해 감속할 때 최저 속도인 1.8m/s 이하로 떨어지면 최저 제한 전압인 5.7V 가 출력된다. 5장에서 언급한 최저버퍼값이  $B_L=1800$  일 때 대응하여 출력되는 출력값은 아나로그 평균전압으로는 5.7V, PWM rms 전압으로는 8.7V 였다. 최대버퍼 값은  $B_U=3400$  일 때 아나로그 평균전압으로는 11.1V, 그리고 PWM rms 전압으로는 11.2V 였다.



(c) 반복 3



(d) 반복 4

그림 6-5(계속) 지면속도에 대한 아나로그 평균전압 반응과 1차 비례 회귀식



지면속도에 대한 출력전압의 반응의 비례정도를 분석하기 위해 회귀 (regression) 분석을 실행하였다. 실험에서 독립 변수는 지면속도, 종속 변수는 출력 전압으로, 실험의 특성상 최저속도 이하 이거나 최고속도 이상에서는 출력 전압이 최저 또는 최고의 제한된 고정값을 출력하게 되어 있으므로 영외치 (outlier) 조건의 데이터는 회귀 분석에서 제외하였다. 기본적인 회귀식은  $B = a \times V + b$  의 1차 선형 모델을 사용하였다. 각 반복에 대하여 선형 모델에 의한 회귀분석과, 원점을 강제로 지나가게 하는 회귀분석을 수행하였고, 각 계수들의 회귀모델 변수값을 표 6-1에 보였다.

표 6-1 지면속도와 평균 전압에 대한 상호 회귀식의 계수 및 결정계수 분석

	반복 1		반복 2		반복 3		반복 4	
	1차선형	강제원점	1차선형	강제원점	1차선형	강제원점	1차선형	강제원점
b	1.7875	0	0.4428	0	0.9356	0	1.0621	0
a	2.6111	3.1803	3.0799	3.2271	2.9014	3.2204	2.8565	3.2209
R <sup>2</sup>	0.8061	-	0.9402	-	0.7904	-	0.8012	-

지면속도에 상응하여 출력전압이 선형으로 반응하는 것을 확인하였고, 지면속도를 입력으로 PWM 제어를 통한 모터 제어가 가능함을 실증하였다. 일반 1차 선형 모델에 대한 비례상수(a)는 평균 2.862 정도였으며 절편의 원점 강제모델은 평균으로 3.212 정도였는데 이는 이론적인 기울기 ( $\Delta B / \Delta V = 3.312$ ) 와 비교할 때 원점강제 모델이 실제와 가깝다는 것을 알 수 있었다. 제어 범위율의 한계 내에서 안정적으로 지면속도를 제어하는 것이 필요하였는데 경우에 따라서는 제어범위율은 넓힐 수 없는 한계에 이르게 되고, 이는 펌프모터의 전압한계와 노즐의 미립화 한계에 의하여 제한된다.

지면속도에 대한 출력전압의 응답오차를 그림 6-6에 보였다. 전압 반응의 오차를 확인하기 위해서 지면속도와 출력전압의 이론적 비를 구하였다. 최대 출력에서의 지면속도와 출력전압, 그리고 최소출력에서의 지면속도 (V)와 출력전압(B)의 비를 구하면 평균( $R_{VV}$ ) 3.2를 얻는다. 따라서 응답오차는  $V \times R_{VV} - B = Error$ 로 정의하였다. 측정되는 지면속도에  $R_{VV}$ 을 곱하고 출력전압을 빼서 응답오차를 분석하였다. 지면속도 1.8m/s 이하의 구간과 지면속도 3.4

m/s 이상의 구간의 영외치(outlier)를 제외하였다. 유효한 구간에서 응답오차의 최대값은 +0.844V, 최소값은 -1.115V가 확인되었다. 응답오차의 평균인 평균오차는 -0.101V였다. 표준편차(standard deviation)는 0.330V였다.

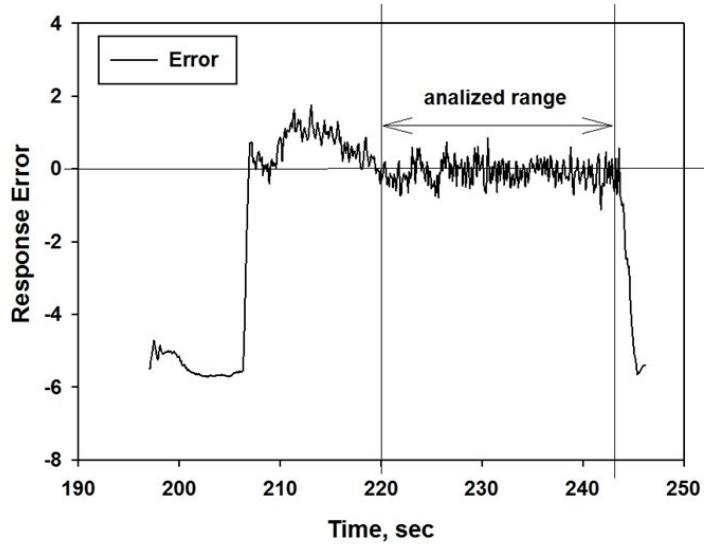


그림 6-6 지면속도에 대한 이론적 반응치와 실제 반응치의 차이로 정의된 오차 대한 유효한 분석구

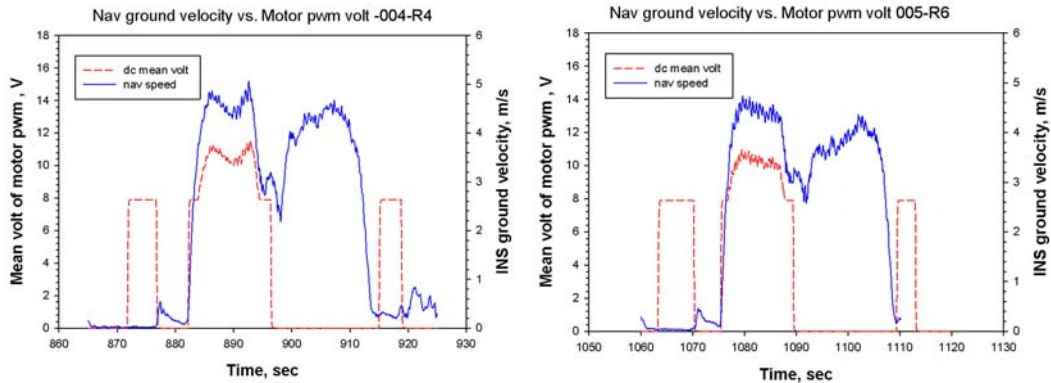
## 2. 살포 단속과 GPS 신호

### 가. 살포의 단속(on-off)

그림 6-7은 실제 살포속도와 근사한( $V_0=4.2$  m/s,  $A=0.19$ ) 조건에서 PWM 평균전압의 반응정도를 보였다. 이 실험에서는 스위치(B)에 전압을 단속(on-off) 하는 기능을 추가함으로써 50 m 직선구간에서만 전압이 출력되는 즉 살포구간에서만 펌프가 작동하는 필수기능을 추가하였다. 반복 1에서는 882-897 sec 사이에서, 반복 2에서는 1075-1090 sec 구간에서 살포를 실시한 결과가 PWM 전압의 출력으로 나타났으며 전후의 기본전압(7.8V) 펄스는 실험상에서 시작 시점과 복귀한 후의 완료시점을 보이려고 스위치 단속(on-off)을 시행한 결과이다.

그림 6-8에는 살포 단속의 명령에 관여한 조종기와 살포속도를 모니터링한 지상모니터링 시스템(GMS: ground monitoring system)을 보였다. 이와 같이

별도의 조종기 또는 전용조종기를 사용하여 특정스위치(swB: 2p)를 지정할 수 있는데, 보통 조종자 외의 다른 살포전담자가 비행속도와 살포지점에서 살포 결정을 하도록 하는 것이 안전하다.



(a) 반복 1

(b) 반복 2

그림 6-7 살포 단속기능이 추가되어 실제 살포속도( $V_0=4.2$  m/s,  $A=0.19$ )에 근사한 범위에서 실시한 PWM 전압 반응실험의 반복

이전 절에서 설명한 바와 같이 직선거리 50m에서는 잘 훈련된 조종자가 자동비행조건에서 목표속도를 추구하는 조종을 하였고 허용 변량 속도범위 (3.4-5.0 m/s)에서 비행을 반복하였다. 회전 및 복귀의 구간에서는 목표속도를 추구하지 않았고 최저속도(3.4 m/s)이하에 들 때는 기본전압을 출력함을 볼 수 있었다. 반면 상한속도(5.0 m/s)을 넘을 때는 최대 상한전압 11.2V를 출력하였다(그림 6-9).

살포가 준비되면 연구목적상 살포 스위치를 단속(on-off)하여 시점을 표시하였고 가속하기 시작하여 살포지점에서 또는 이전 지점에서 살포 스위치를 기동(on)하여 지면속도에 반응하도록 하였다. 본 실험에서는 속도범위를 3.4-5.0 m/s 로 설정하였고 살포구간에서 지면속도를 속도 범위 안에서 유지할 수 있었고 PWM 평균전압의 반응을 얻을 수 있었다. 15초 이후 살포스위치는 다시 단절(off)되었고 출력은 0V가 되었음을 볼 수 있었다. 복귀하는 구간에서는 스위치가 단절(off) 되어 있었으므로 출력이 일어나지 않았으며 원위치로 돌아온 후에 다시 연구목적상 살포 스위치를 단속(on-off) 함으로써 종료시점을 표시하였다. 반응 하한속도인 3.4 m/s에 도달 할 때까지 전압출력이 일어나지 않으므로

살포 구간이전에 가속이 하한속도까지 이루어져야 하며 전압의 반응은 거의 지연시간 없이 반응함을 알 수 있었다.

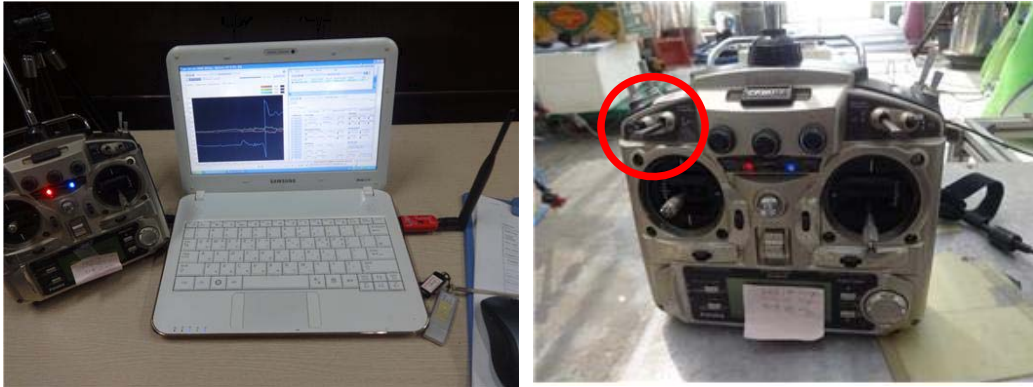


그림 6-8 살포시스템의 지상 모니터링 시스템과 살포 스위치(sw B) 송신기

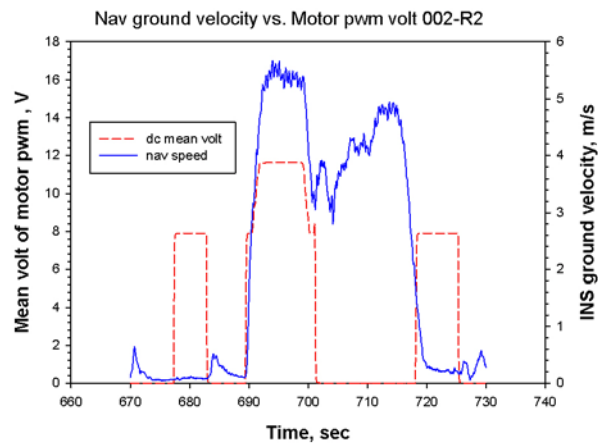


그림 6-9 살포속도가 상한(5.0m/s)을 넘을 때는 PWM 최대 평균전압 출력(11.2V)의 반응을 보였다.

이와 같이 훈련된 조종자에 의한 자동 등속비행을 시도할 때는 현재속도를 모니터링하여 가감하는 수단이 필요함을 알 수 있었다. 지면속도의 감시는 지상모니터링 시스템(GMS)이나, 음성으로 들려주는 무선송신 방법과 Eagle Tree®의 대쉬보드 등을 대안으로 제시할 수 있다.

## 나. GPS의 상실(missing)

상용제어장치는 수동(manual)모드, IMU 자세제어(attitude control) 모드 및 GPS를 포함한 항법(cruise)모드의 선택이 가능하다. GPS 수신기 불능할 때는 관성항법 장치에만 의존하게 된다. 조종기 신호를 잃었을 때는 비상 정지비행을 하도록 하였다. 그림 6-10에서 보인 반복에서는 GPS의 신호가 상실(missing)된 구간을 확인할 수 있다. 상용제어시스템에서 GPS 상실에 대한 대책은 10초 이상 송출(Tx)신호가 단절될 경우 GPS를 제외한 자세제어(attitude)모드로 전환하여 조종자가 조종이 가능하다. 순간적인 (10s 이하) 신호의 상실은 관성센서(IMU)의 신호로서 예측이 가능하지만 10초 이상의 신호상실은 속도추정에 오류 데이터를 제공하므로 보정되지 않고 오류 데이터가 반영되므로 오류속도에 대한 대책이 요구된다.

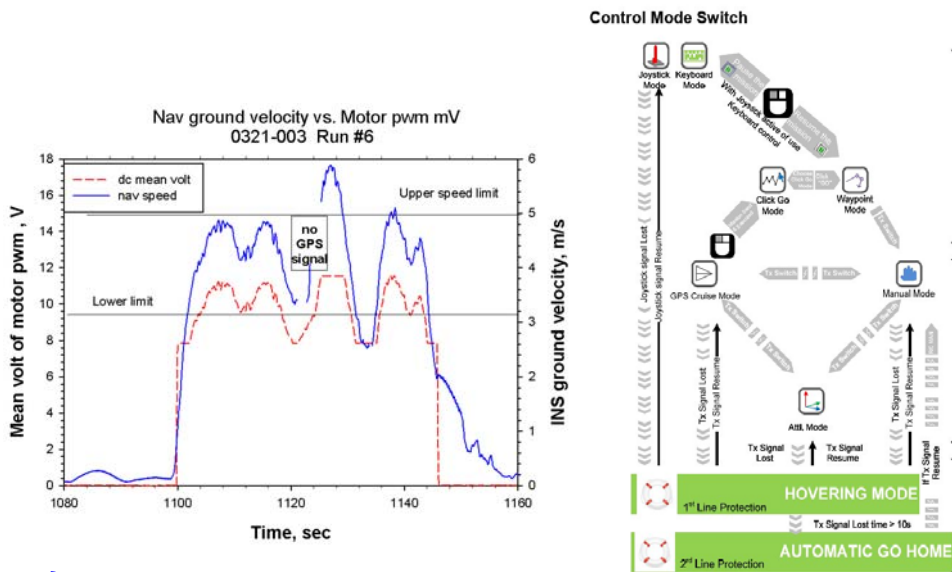


그림 6-10 자동비행실험에서 GPS 신호의 상실 및 속도변이 등 문제점의 인식

그림 6-11은 GPS 신호가 상실된 반복에 대한 경로를 확인하였고 이때에는 속도신호가 없거나 오차가 많아서 실제 지면속도와 차이가 날 수 있다. 이러한 경우에 속도는 10 m/s 이상으로 치솟을 수 있으므로 평균치 즉 목표속도에 맞춘 버퍼값( $B_m=3290$ )을 출력함으로써 불확실성에 대해 최대한 안전하게 대처하도록 하였으며, 평균 버퍼값에 대한 출력전압은 9.5V 정도였다.

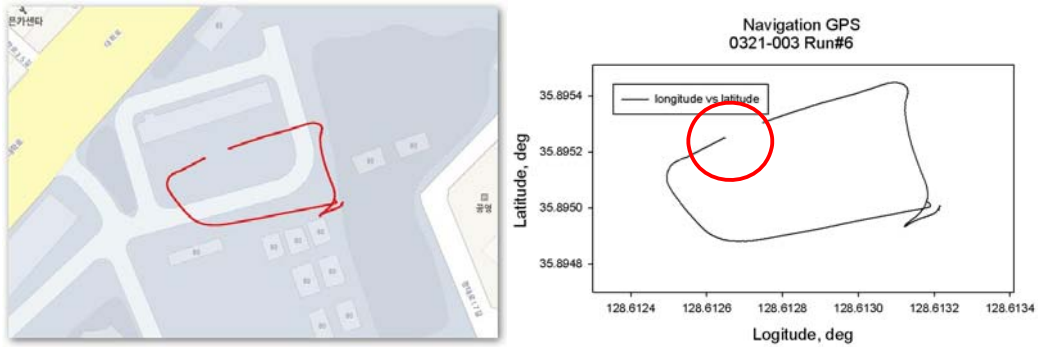


그림 6-11 교내 농장에서의 자동비행실험과 GPS 신호의 상실

### 3. 모터의 구동과 응답

상기한 실험들을 통하여 펌프를 구동할 준비를 하였는바 대전류 펌프를 구동 하는데 있어 모터의 구동특성을 사전에 파악할 필요가 있었다. 농용 회전익기의 살포펌프는 다이어프램 펌프를 장착한 일체형 펌프-모터세트(HC-2203, HCH)로서 적용 전압은 9~14V(정격전압 12V)이고 최대 소비전류는 2.1A로 알려져 있다. 그러나 펌프-모터세트의 축은 노출되어있지 않아서 전압변화에 따른 회전속도를 측정할 수 없으므로 펌프헤드를 해체하여 엔코더를 장착 할 수 있도록 축을 노출시켰다.



(a) 모터축 장착한 엔코더

(b) 펌프세트와 헤드를 제거한 펌프

그림 6-12 펌프구동 모터를 펌프헤드로부터 분리하여 엔코더를 장착함으로써 회전수 측정이 가능하도록 구성하였다.

그림 6-12에는 펌프세트와 펌프헤드를 분리해낸 모터몸체(bare motor)를 보았는데 모터축을 커플링으로 연결하고 엔코더(S30-5-0100-ZV, Metronix, 100 ppr)를 장착하여 회전속도를 측정하였다. 회전속도는 데이터 로거(CR850, Campbell Scientific Ltd.)의 카운터를 이용하여 엔코더의 펄스수를 계수하여 분당회전수(rpm)로 환산하였다.

### 가. 기동전류

5장에서 고찰한 바와 같이 펌프모터의 기동전류는 5A를 상회하였으므로 모터 드라이버는 간헐적으로 DSP의 프로그램 작동을 정지시켰다. 이는 모터드라이브 보드의 보호 장치의 정상적인 작동으로 단락 회로 보호, 과전류 보호, 저전압 보호 그리고 고온도 보호등이 포함되어있다. DRV8412 는 모터 스타트 업 같은 과도전력 부하동안 장치 종료를 방지하는 전류 제한 회로가 있어 R3023의 저항을 기본(default, 150k $\Omega$ )을 43k $\Omega$ 으로 변경하였다. 프로그램 가능한 과전류 검출기는 조정 가능한 전류 제한과 보호 수준이 다른 모터의 요구사항을 충족 하였다.

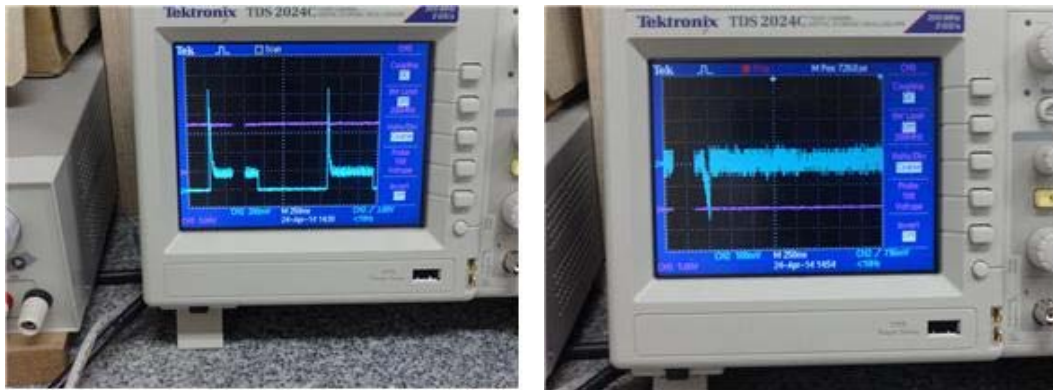


그림 6-13 살포장치에 사용된 펌프모터의 기동전류와 역기전력의 실체

그림 6-14는 과전류, 저전압 및 과열 보호 모드의 회로도이다. DRV8412가 제공하는 과전류, 저전압 감지 출력신호(/FAULT)와 과열 감지 출력신호(/OTW)를 표시하기 위한 LED On/Off 회로이다. DRV8412는 컨트롤 전원

(GVDD\_X, VDD)이 저전압 감지 기준 레벨 이하(Typ. 9.8V)로 떨어지거나, OC\_ADJ 핀에 연결된 Pull-down 저항값으로 결정되는 전류기준치 이상의 과전류가 감지되면, 출력을 Hi-Z 상태로 전환하고, /FAULT 핀으로 Low 신호를 출력하게 된다. 또한 [그림 6-13](#)에 보인 역기전력은 상기한 과전압과는 상관없이 대전류 장치에서 일어나는 현상으로 제어보드의 신호를 교란하면서 메인 프로세서를 멈추게 하였다.

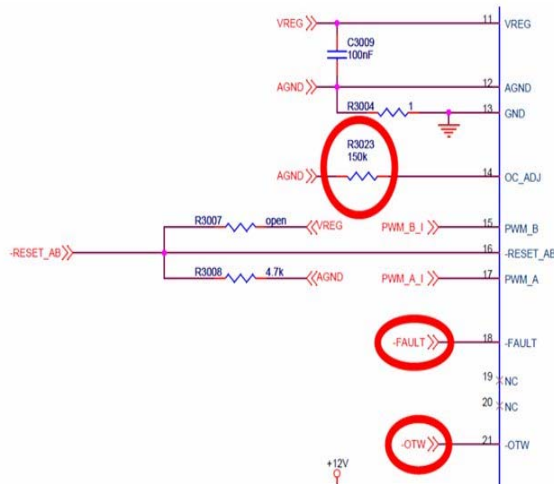


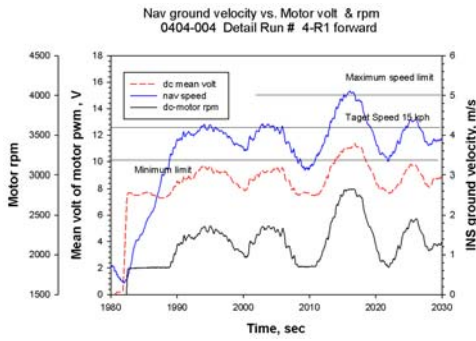
그림 6-14 모터드라버의 과전류 보호회로

#### 나. 회전수 응답

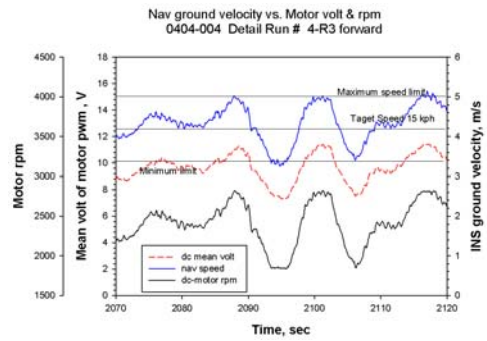
상기 실험에서 얻은 지면속도에 대한 모터의 회전수(rpm)의 반응을 [그림 6-15](#)에 보였다. 이번 실험은 펌프를 구동하기 직전에 실시한 사전 시험의 의미를 가지고 있었다. 자동비행을 바탕으로 허용된 전 지면속도 범위에 대하여 반응의 정도를 보려 하였다.

PWM 평균 전압 또한 같이 비교하여 나타냈는데 최고 속도 5.0 m/s에서 평균전압은 11.2V를 출력하고 모터는 2,750 rpm의 회전수를 보였으며, 출력전압 최저한계 7.8V에서 1,750 rpm을 나타내었다. 지면속도에 대한 출력전압은 즉각적이었으며 그 지연시간을 측정할 수 없었는데 이는 지연시간이 있다면 샘플링 간격 0.1sec 이내 임을 뜻한다. 또한 전압출력에 대한 모터의 반응 또한 즉각적이었다. 카운터의 샘플링 간격 또한 0.1 sec로서 특별한 지연으로 생기는 모터구동에 문제점은 없었으며 펌프의 구동에도 같은 결과를 예상하였다.

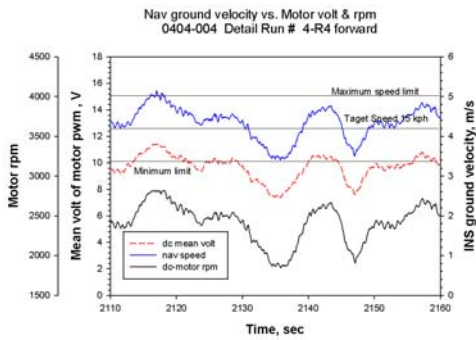




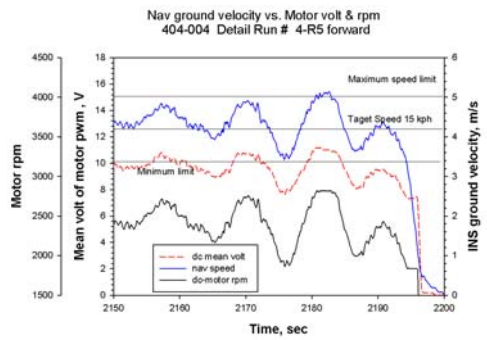
시작 1



비행 2



비행 3



정지 4

그림 6-15 지면속도에 대한 모터 회전속도와 PWM 평균 전압의 반응 정도

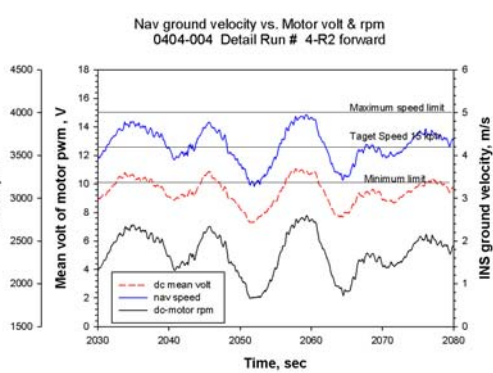
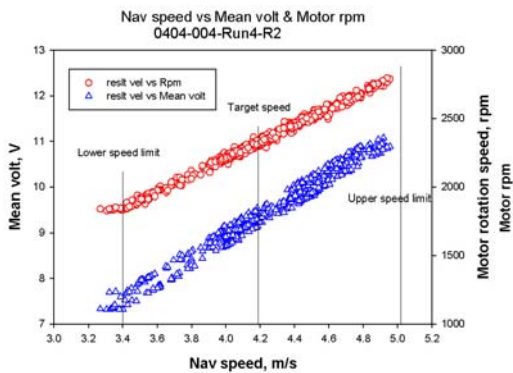


그림 6-16 모터구동의 실험에서 지면속도에 대한 PWM 출력과 모터 회전수의 관계

그림 6-16은 그림 6-15에 보인 모터구동 실험결과의 일부를 지면속도와 출력전압 및 모터회전수와 대비하여 상관그래프로 나타내었다. 전압 및 회전수의 반응은 일차 선형 관계식으로 나타났으며, 이는 정용량펌프인 다이어프램 펌프를 사용하는 무인 회전익기의 살포시스템으로는 바람직한 일이다. 여기서 살포 지면속도에 비례하여 모터회전수 즉 펌프의 토출량이 비례하여야 한다는 변량제어의 원리를 상기해야 한다. 전압의 최저 및 최고의 범위는  $11.2/7.8 = 1.4$ 로 제한되므로, 살포속도 또한 1.4 이내로 제한되어야 한다.

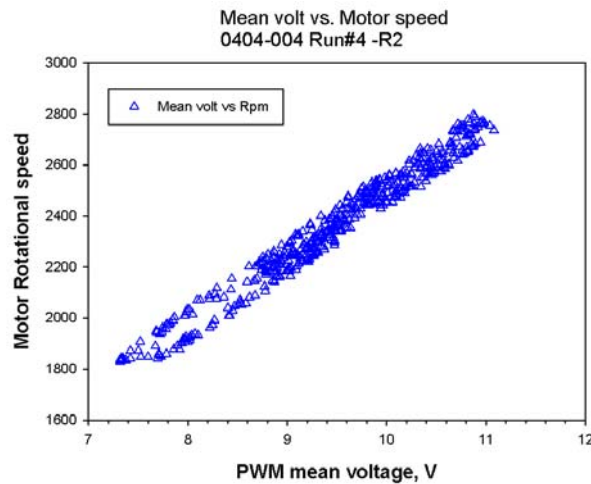


그림 6-17 모터구동 실험에서 출력 평균 전압과 모터의 회전수와의 관계

그림 6-17은 상기 같은 실험에서 출력전압과 모터의 회전수의 관계를 나타냈다. 이는 펌프를 구동하는 DC모터의 특성을 보여 주는 것으로 실험 평균 전압 범위 7.4~11.2V에서 1,800~2,750 rpm의 반응을 선형으로 나타내보였다. 정용량 펌프는 일반적으로 회전수에 따라 토출량이 비례하지만, 압력이 상승하면서 토출량 증가율이 줄어들 가능성이 있다. 따라서 회전수와 토출량이 선형적으로 비례할지에 대하여 검토할 필요가 있었다.

#### 4. 펌프와 노즐 압력의 응답

농용 회전익기에 장착되어 실제로 살포에 사용되는 펌프-모터 세트를 이용하여 지면속도에 대한 압력의 반응을 알아보기 위하여 시스템에 압력변환기 (pressure transducer)를 다이얼 압력계와 함께 장착하였다. 노즐로 살포를 시

행 할 경우 계속 물을 보충해야하는 번거로움 때문에 연구목적상 노즐에서의 배출되는 물을 약액탱크로 회수하여 연속적으로 사용할 수 있도록 하였고 장착된 4개의 광범위 쌍선형 노즐 (twinjet: TJ60-650134VS, 0.416L/min @207 kPa, Spraying systems Co.)의 배출량을 총합한 양 정도의 범람형노즐 (Flood jet: TF-VS2.5, 1.628L/min @207 kPa, Spraying systems Co.)을 장착하였다. 압력은 펌프의 출구가까이에 압력변환기(PX181-100G5V, Omega Eng'g Co., Ltd.)를 장착하여 측정하였고, 데이터 로거(CR850, Campbell Scientific Ltd.)의 A/D를 통하여 저장하였다.



그림 6-18 무인 헬리콥터 살포장치의 약통과 펌프에 장착된 압력변환기와 게이지

그림 6-19는 사용된 압력변환기(PX181-100G5V)의 보정식을 구하여 센서출력을 압력(kPa)으로 변환하여 기록하였다. 각각의 보정식은 센서의 여자(勵磁)전압(excitation volt)에 따라 달리 쓰이는 보정식을 나타내었으며 압력센서는 12V의 여자전압에서 0~100 psi (700kPa)의 전압에 대해 1~5V의 출력을 내는 센서이다.

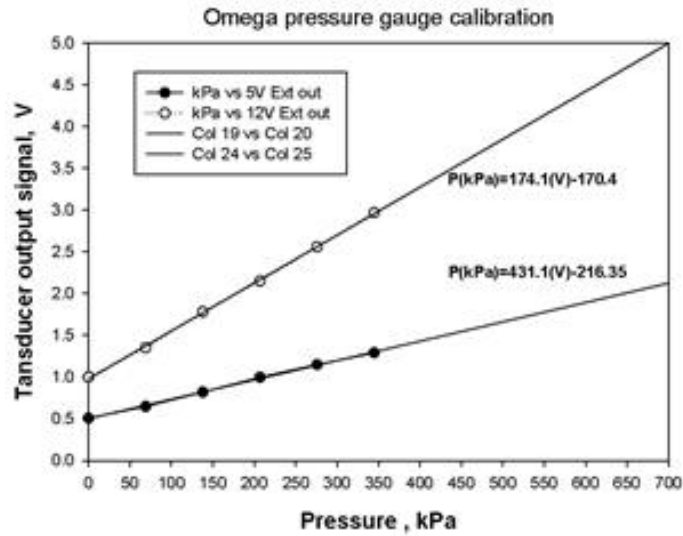
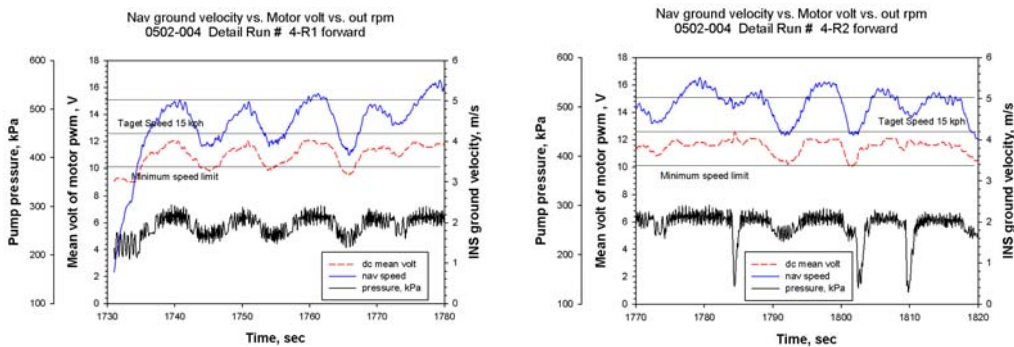


그림 6-19 압력변환기 PX181-100G5V의 보정식

그림 6-20은 지면속도에 대한 펌프의 토출압력의 반응을 보았는데 전압의 출력은 정상적이었으나 맥동(fluctuation)과 캐비테이션(cavitation)이 문제로 대두되었다. 맥동은 일반적으로 공기실을 설치하여 완화하는 방법이 있고 캐비테이션은 관로시스템에 공기가 혼입되지 않도록 대책을 세우는 것으로 해결할 수 있다.



(a) 맥동

(b) 캐비테이션

그림 6-20 지면속도에 대한 반응으로서의 PWM 평균전압과 노즐압력

이러한 맥동의 문제는 그림 6-21에 보인 바와 같이 공기실(air chamber)을 출구에 설치함으로써 완화시킬 수 있었다. 그림 6-22는 맥동현상에 대한 공기실의 영향을 보여주는 예이다. 공기실이 설치되기 전에는 15-20kPa (2-3psi) 정도의 압력변화를 보이던 시스템 압력이 3-7kPa (0.5-1psi) 정도의 폭으로 완화

되었다. 그러나 맥동이 완화된 반면 지연시간이 길어진 것을 알 수 있었다.



그림 6-21 펌프 출구 근처에 설치된 공기실과 장착된 측정 장치의 배치에

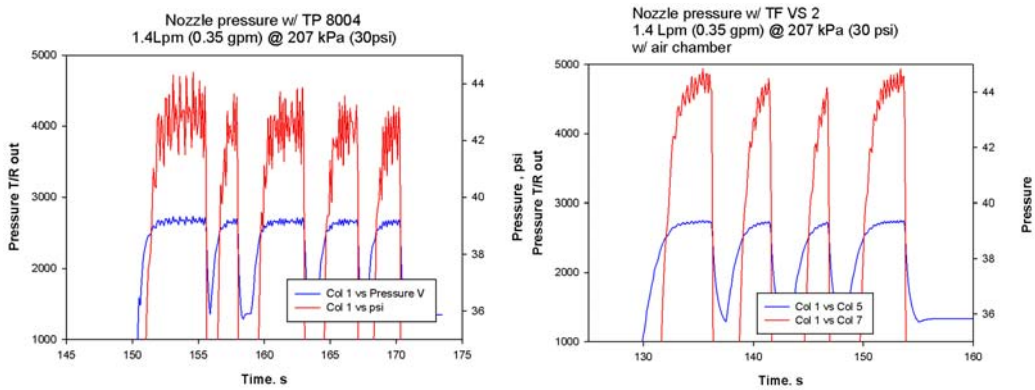
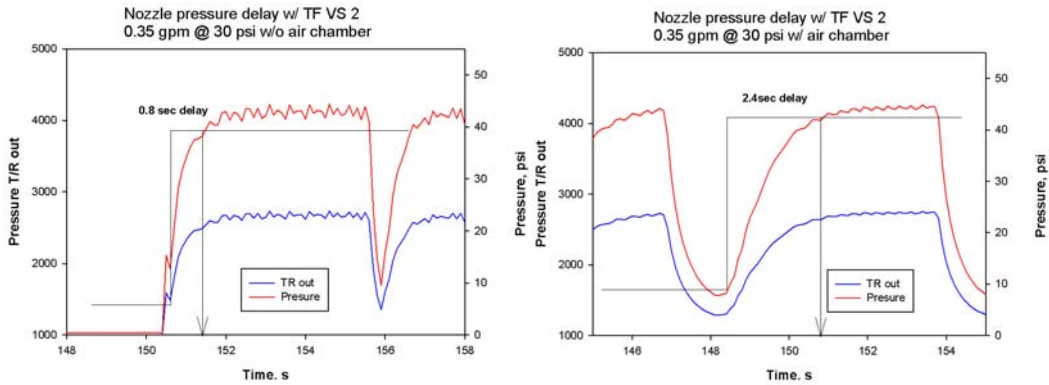


그림 6-22 공기실을 설치하기 전(a) 과 설치한 후(b) 맥동이 완화되는 현상의 비교

맥동을 해결하기 위한 방편으로 공기실을 설치한바 공기의 압축성 (compressible)으로 인하여 노즐에 압력이 형성되는 시간이 길어졌음을 나타내고 있다. 유체에 압력이 전달되는 시간은 유체물리적으로 노즐에서 압력이 형성 되기 까지 필요한 시간으로서 어느 정도의 시간이 필요할 것으로 생각되었다. 이는 처음에 압력이 생성되는 과정에서 생기는 문제점이며 계속 압력을 가하는 도중에는 문제가 되지 않았다.

그림 6-23은 상기한 현상에 대하여 정밀한 지연시간을 계측하기 위하여 전압의 스텝입력을 가하였고 반응으로서 압력센서 및 펌프압력의 형성 과정을 확대하여 비교하였다. 공기실이 없는 경우(a)는 0.8 sec 정도의 지연시간을 보였고 반면 공기실을 설치하면 2.4 sec의 긴 지연시간을 보였다. 항공 살포는 살포의

단속이 빈번히 시행하므로 이러한 긴 지연시간은 변량제어에 균일도에 큰 오류의 원인이 될 수 있다. 따라서 공기실의 설치는 변량제어 시스템에 허용되지 않았다.



(a) 공기실이 없음

(b) 공기실 설치

그림 6-23 전압의 스텝 입력에 대하여 공기실의 설치가 압력의 형성지연시간에 미치는 영향

## 제 2 절 속도변이와 허용범위

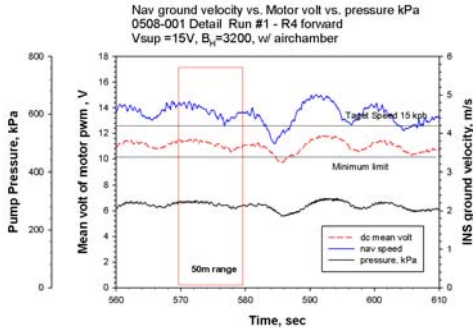
### 1. 속도변이의 평가

방제속도 즉 지면속도를 등속으로 유지하려는 노력은 조종자에게 살포작업의 애로사항으로 파악되었다. 숙련된 조종자는 많은 시뮬레이션 연습과 실제비행의 경험으로 등속을 유지 하려고 노력하게 된다. 수동비행(manual)과 자동비행(auto pilot) 그리고 안내비행(guidance)의 조건에서 변이의 정도를 알아보기 위하여 목표속도( $V_0$ )를 4.2 m/s로 설정하고 세가지 방법으로 비행한 결과의 속도변이 값을 분석하였다. 조종자의 숙련정도는 시험에서 주 변수 요인인데 연구 목적상 고속숙련경험자에 의하여 실시되었다.

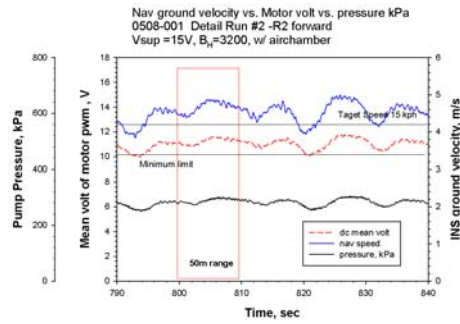
#### 가. Manual pilot 속도변이

그림 6-24에 표시된 네 번의 수동(manual)비행 반복은 비행을 시작하여 가속하고 적색 네모로 표시된 직선 50m 구간에 대하여 최선의 조종으로 목표속

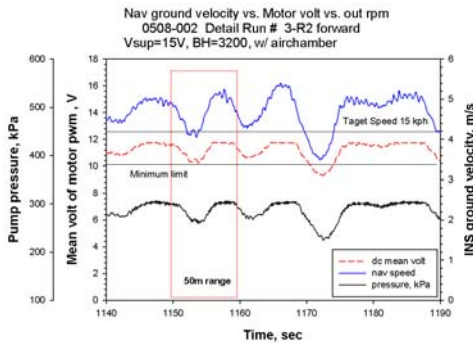
도에 맞추어 가상 살포 후 복귀하는 과정이다. 복귀 시에는 목표속도에 맞추지 않았으므로 속도변이의 분석은 직선 구간 10 sec에 대하여 percent range(%)를 계산하였다. 여기서 percent range(PR)는 목표속도에 대한 최대편차를 퍼센트로 정의하였다.



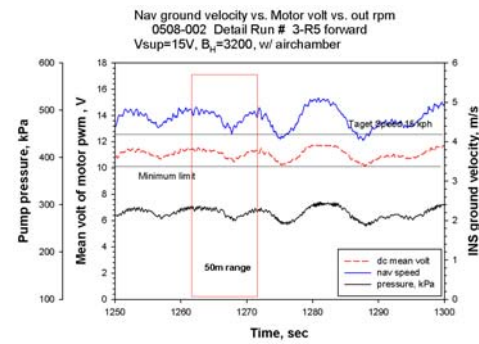
반복 1



반복 2



반복 3



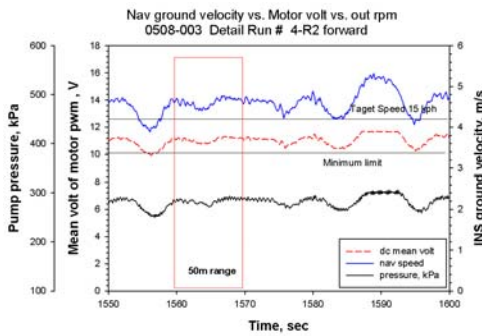
반복 4

그림 6-24 50m 직선 살포구간의 숙련된 조종자에 의한 수동(manual) 등속비행

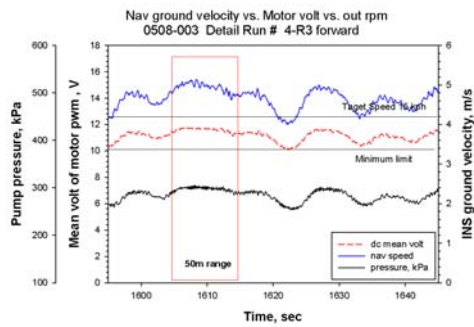
표 6-2에 보인 수동 비행에 대한 등속도 추구에 대한 속도변이의 분석 결과는 비교적 안정적인 비행조종이 있음을 알 수 있었다. 수동에 의한 평균 비행 속도는 4.64 m/s으로 목표 속도에서 0.44 m/s 초과하였고 속도의 표준편차(sd)는 0.21이고 CV는 4.45%로 다소 높게 평가되었다. 목표속도에서 얼마나 벗어나 있는가를 나타내는 percent range(PR)은 평균 18.1%였으므로 본 연구의 허용범위를 넘어섰다. 이는 비행 중 속도에 대한 정보가 전무하여 전적으로 느낌으로 속도를 가늠하였기 때문이었다.

## 나. Auto pilot 속도 변이

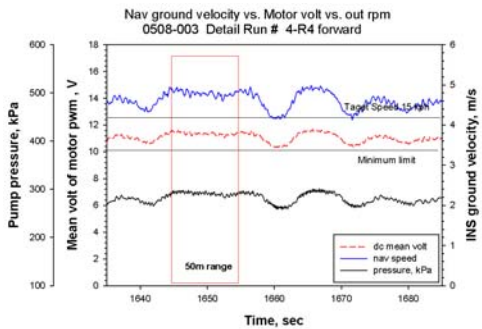
그림 6-25에 표시된 다섯 번의 자동비행(auto pilot) 반복은 수동의 경우와 같은 경로를 거치되 자세제어만의 도움을 받으며 숙련된 같은 조종자에 의하여 비행을 시작하여 가속하고 적색 네모로 표시된 직선 50m 구간에 대하여 최선의 조종으로 목표속도에 맞추어 가상 살포 후 복귀하였다.



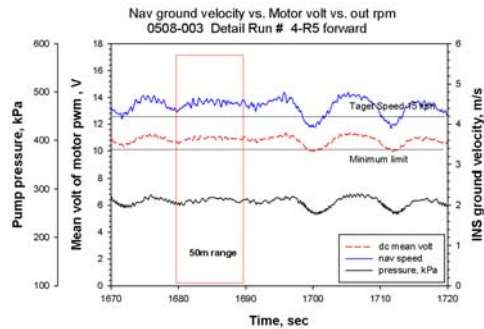
반복 1



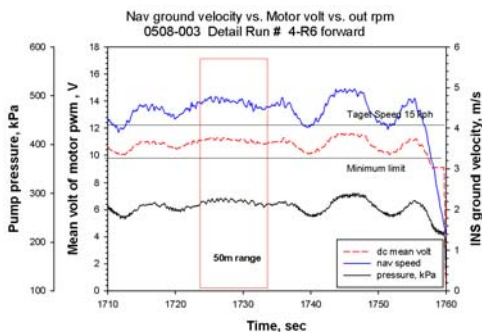
반복 2



반복 3



반복 4



반복 5

그림 6-25 50m 직선 살포구간의 숙련된 조종자에 의한 자동(auto pilot) 등속비행



표 6-2에 보인 자동 비행에 대한 등속도 추구에 대한 속도변이의 분석 결과는 수동보다 안정적인 비행조종이었다. 자동 조건에서의 평균 비행 속도는 4.69 m/s으로 목표 속도에서 0.49 m/s 초과하였고 속도의 표준편차(sd)는 0.09이고 CV는 1.92%로 수동 보다 낮은 변이를 보였고 우수한 비행으로 평가되었다. 목표속도에서 얼마나 벗어나 있는가를 나타내는 percent range(PR)은 평균 19.6%였으므로 수동과 마찬가지로 본 연구의 허용범위를 넘어섰다. 이는 수동과 같은 이유로 비행 중 느낌으로 속도를 가늠하였기 때문이었으나 어떤 방법으로 비행속도를 모니터링 함으로써 수정할 수 있게 된다면 변량제어와 함께 쓸 수 있는 방법이 될 것으로 생각된다.

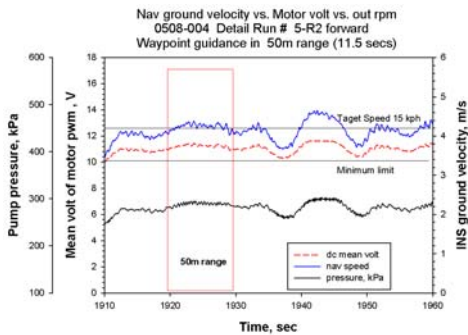
표 6-2 직선 50m 구간에 대한 수동, 자동 및 안내조종의 등속비행에 대하여 속도 변이 분석

System	Test No	Mean	Std Dev	CV (%)	PR (%)	Max	Min
<b>Manual</b>	1-1R4	4.56	0.151	3.3114	15.1	4.834	4.213
	1-2R2	4.672	0.147	3.1464	16.1	4.876	4.385
	2-3R2	4.676	0.356	7.6133	25.0	5.25	4.05
	2-3R5	4.637	0.173	3.7309	16.2	4.88	4.203
Avg	-	<b>4.64</b>	<b>0.21</b>	<b>4.45</b>	<b>18.1</b>	<b>4.96</b>	<b>4.21</b>
<b>Auto pilot</b>	3-4R2	4.606	0.103	2.2362	13.6	4.773	4.401
	3-4R3	4.934	0.123	2.4929	22.2	5.134	4.627
	3-4R4	4.79	0.0681	1.4217	17.6	4.938	4.593
	3-4R5	4.526	0.0672	1.4848	10.9	4.658	4.345
	3-4R6	4.615	0.0914	1.9805	13.9	4.783	4.414
Avg	-	<b>4.69</b>	<b>0.09</b>	<b>1.92</b>	<b>19.6</b>	<b>4.86</b>	<b>4.48</b>
<b>Guidance</b>	4-5R2	4.236	0.0783	1.8484	4.40	4.385	4.025
	4-5R3	4.275	0.0958	2.2409	6.20	4.461	4.048
	4-5R4	4.173	0.0975	2.3364	6.33	4.397	3.934
	4-5R5	4.202	0.0758	1.8039	5.29	4.364	3.978
	4-5R6	4.196	0.0734	1.7493	3.95	4.366	4.047
Avg	-	<b>4.22</b>	<b>0.08</b>	<b>2.00</b>	<b>6.54</b>	<b>4.39</b>	<b>4.01</b>

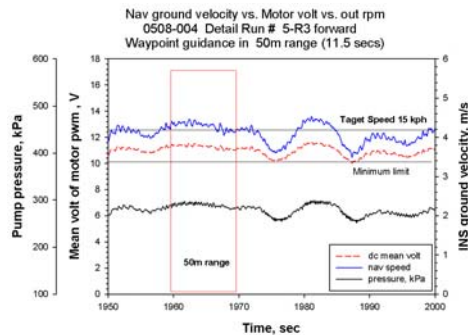
#### 다. 안내비행의 속도변이

그림 6-26에 표시된 다섯 번의 안내비행(guidance) 반복은 같은 경로에서 비행을 시작하여 가속하고 적색 네모로 표시된 직선 50m 구간에 대하여 경로비행 후 속련된 같은 조종자에 의하여 복귀되었다.

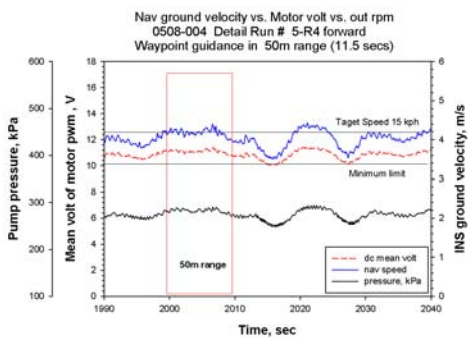
표 6-2에 보인 안내 비행에 대한 등속도 변이의 분석 결과는 매우 안정적이며 목표속도에 근접한 비행이었다. 안내비행 조건에서의 평균 비행 속도는 4.22 m/s으로 목표 속도에 대한 에러는 0.02 m/s 였고, 속도의 표준편차(sd)는 0.08이고 CV는 2.00% 로 자동 비행과 비슷한 결과를 보였고 목표속도에는 매우 근접하였다. Percent range(PR)은 평균 6.54%였으므로 본 연구의 허용 범위 내에 있었다.



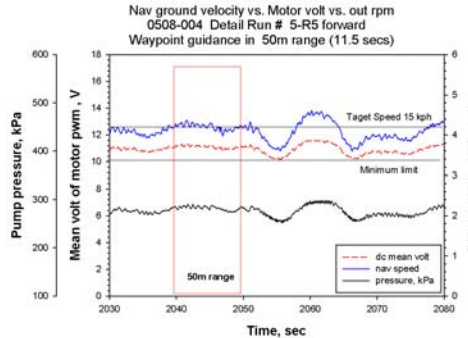
반복 1



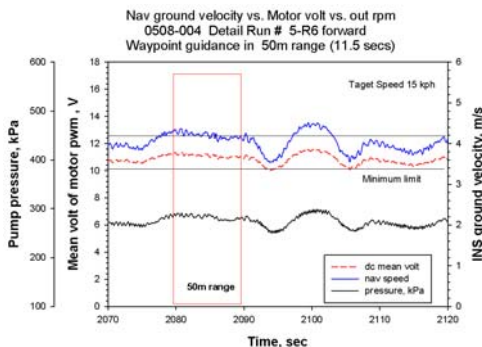
반복 2



반복 3



반복 4



반복 5

그림 6-26 50m 직선 살포구간의 숙련된 조종자에 의한 안내등속(waypoint) 비행

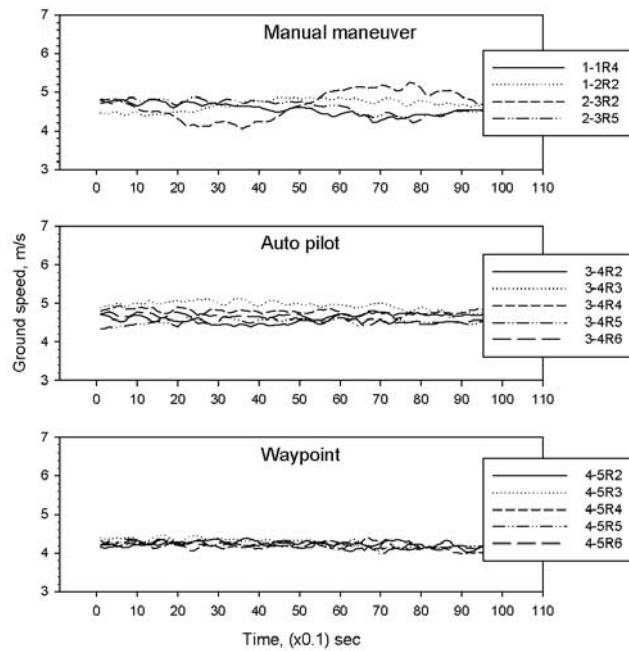


그림 6-27 직선 50m 구간에 대한 수동(manual), 자동(auto pilot) 및 안내(waypoint) 조종의 등속비행에 대하여 속도변이

표 6-3의 시스템에 따른 비행속도의 질을 비교하면, 수동(manual)과 자동(auto)은 속도를 모니터링 하지 않으므로 인하여 목표속도에 근접한지 아닌지를 판단할 수 없어서 평균 속도는 두 경우 모두 목표속도보다 높아서 PR값이 각각 18.1 및 19.6%로 나타났으나, 자동제어(auto pilot)의 도움을 받은 경우는 수동에 비하여 작은 속도변이를 유지하였다. 자동 비행(auto pilot)과 안내비행(guidance)은 거의 같은 속도 변이를 보였지만 안내비행 만이 목표속도에 근접하게 비행할 수 있었다. 그림 6-27은 상기한 세가지 시스템에 대한 50m 구간에서의 속도변이를 시각적으로 표현하였는데 변이의 정도와 목표속도에서의 오차를 볼 수 있었다.

본 실험에서는 넓은 허용변이폭(A=0.19)의 조건이었으므로 모든 반복에서 속도변이 허용폭 이내에서 전압의 출력과 이에 따른 펌프의 압력이 잘 추종하였음을 알 수 있었다. 결론적으로 조종자에게 적절한 비행속도의 모니터링의 방법을 제공한다면 자동 비행도 변량제어 시스템과 함께 사용될 수 있음을 제시하였다.

## 2. 속도변이의 범위와 제한

살포작업에 있어 작목이나 작업시기에 따라 단위면적당 농약의 사용량 즉 살포율( $A_r$ )의 처방(prescription)에 따라 살포를 시행한다. 변량살포 제어기술의 원리는 살포율( $A_r$ , L/min)을 일정하게 유지하기 위해 살포 비행속도( $V$ , m/s)에 비례하여 노즐의 분무율( $Q_n$ , L/min)을 가감하여 처방된 살포율을 균일하게 성취하는 것이다. 분무율( $Q_n$ )은 노즐의 압력( $P$ )의 제곱근에 비례하므로 실험에서 지면속도에 비례하여 반응한 출력전압과 펌프의 회전수와 노즐의 토출량이 비례하는가를 검증해야 한다. 실험목적상 노즐의 토출량을 직접 측정하기보다는 압력을 측정하여 기록하였으므로 지면속도에 비례하여 반응한 출력전압과 펌프의 회전수와 노즐의 압력이 토출량과 비례하는가에 대하여 검증하고자 하였다.

표 6-3에는 목표속도 ( $V_0$ )가 4.2m/s, 허용범위 (A)가 0.19 그리고 전원전압 ( $V_{sup}$ )으로 12V를 가한 조건에서 실험한 변량제어 실험에서 얻은 데이터를 바탕으로 서로 변수간의 비례정도를 표시하였다. 실험의 속도 허용변이 폭이 0.19였으므로 목표 지면속도(target speed)에 대한 상한치의 비(A/B)는 1.19이며 실험에서 얻은 해당 압력의 비는 1.2였다. 따라서 제곱근의 값은 1.095로서 지면 속도범위 1.19에 많이 못 미치고 예상되는 토출량도 그 수준을 넘지 못하게 되었다. 이는 속도 변이에 대응하는 실제 PWM 출력전압과 펌프압력이 부족하기 때문이다.

표 6-3 지면속도와 출력전압과 노즐압력의 비례관계와 예측한 노즐 토출량의 비율 (실험 조건 :  $V_{sup}=12V$ ,  $V_0= 4.2$  m/s,  $A=0.19$ )

	Ground speed (m/s)	PWM mean volt(V)	Nozzle Press-(kPa)	Square root P	Expected flow rate Lpm)
A(상한)	5.0	11.2	300	17.3	1.53
B(목표)	4.2 (target)	10.1	250	15.8	1.40
C(하한)	3.4	9	210	14.5	1.28
Ratio A/B	1.19	1.11	1.2	1.095	1.095
Remark	A=0.19	BH=3200 BL=2500 Min 9V	dashed black line	$Q = C\sqrt{P}$	

표 6-4 실제 반응하는 출력전압과 노즐압력의 비례관계와 가능한 지면속도 범위 (A)의 계산 (작동조건 :  $V_{sup}=12V$ ,  $V_0= 4.2$  m/s)

	Allowed flow rate Lpm)	PWM mean volt(V)	Nozzle Press- (kPa)	Square root P	Allowed Ground speed (m/s)
A(상한)	1.54	11.8	305	17,5	4.6
B(목표)	1.40	10.3	255	16.0	4.2 (target)
C(하한)	1.26	8.7	205	14.3	3.8
Ratio A/B	1.1	1.15	1.19	1.095	1.1
Remark	@Supply volt=12V	BH=3650 BL=2500	solid red line	$Q = C\sqrt{P}$	A=0.10 limited range

이에 표 6-4에서 현실적으로 구현 가능한 비례제어의 속도범위를 고찰하였다. 그 속도 범위의 한계는 전원전압의 모터전압 상한과 미립화가 일어나는 노즐압력을 발휘하게 할 수 있는 최저 출력전압의 하한에서의 노즐의 토출량 범위이다. 따라서 전원전압 12V에 대하여 노즐의 노출량의 비는 1.1였으므로 이에 대한 지면속도의 허용범위 또한 1.1로 제한되어야 한다.

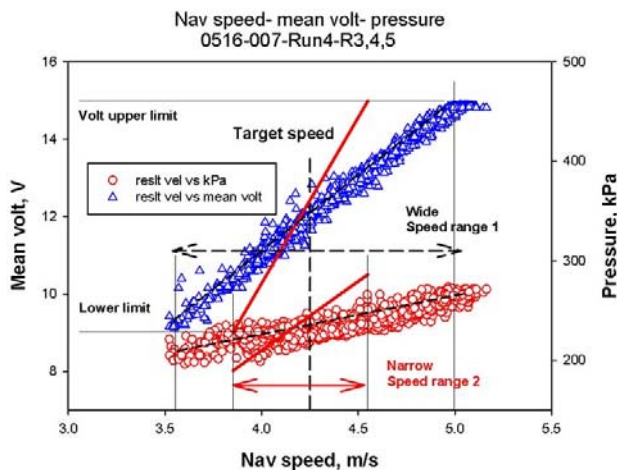


그림 6-28 지면속도의 범위와 출력전압에 따른 노즐 압력 (노즐 토출량)의 범위의 제한 ( $V_{sup} = 15V$ )

따라서 이와 같은 한계를 극복하는 방법의 하나로서 전원전압을 15V 까지 올

리고 프로그램의 버퍼값을 최대치인 3,750에 가깝게 올리는 방법이다. 살포에 사용되는 펌프의 모터는 정격으로 12V를 사용하도록 되어 있지만 일반적으로 DC모터는 약 30% 증압 하여 가할 수 있는 것으로 되어 있고 모터(HC-2203)의 제원에는 9~15V를 가할 수 있도록 제원에 제시되어 있다.

그림 6-28에는 전원전압을 15V로 증압한 이후에 실험한 데이터를 바탕으로 지면살포 속도와 출력전압 및 노즐 압력을 표시하였는데 **흑색파선 (black dashed line)**의 범위는 목표속도( $V_0$ )가 4.2 m/s에서 허용 속도범위(A)를 0.19로 설정한 경우이다. 그러나 상기한 고찰에서와 같이 허용속도범위를 줄여 **적색실선 (red solid line)**으로 버퍼값을 조정하면 실용적인 살포유량을 얻을 수 있다. 이때 허용 살포 지면속도 범위(A)는 0.13정도가 가능하게 된다.

이와 같은 고찰은 제 4장에서 고찰한 바와 같이  $V_0$ (목표속도)와 A(제어범위)에 의하여 결정된다. 예를 들면 목표속도( $V_0$ )는 4.6 m/s 으로 하고 제어범위(A)는 0.13으로 설정하면 속도에 따른 버퍼값의 반응을 **그림 6-29와** 같이 예상할 수 있다.

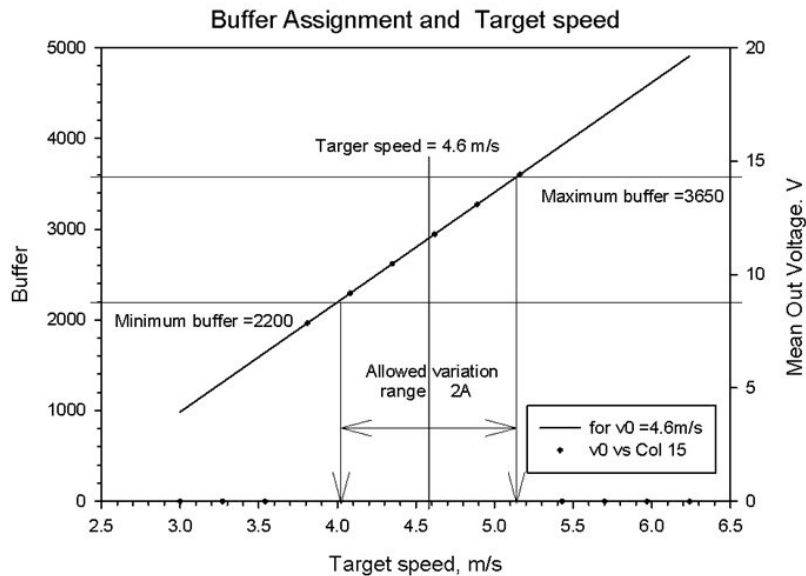


그림 6-29 지면속도에 대한 버퍼의 결정(b)  $V_0=4.6$  A=0.13

$$B = FV + K \quad \text{식 (6-1)}$$

여기서,  $F = \Delta B / (2 \times A \times V_0)$ ,  $K = B_U - \Delta B \frac{(1+A)}{(2A)}$ ,  $\Delta B = B_U - B_L$  이다.

제어 프로그램에 적용된 [관계식 \(5-2\)](#)를 [식 \(6-1\)](#)에 다시 보였다. B의 범위는 모터 구동전원( $V_{sup}$ )의 최대변이 가능폭을 나타내며  $B_U$ 는 모터가 감당할 수 있는 최대전압에 의해 제한되고  $B_L$ 은 모터가 구동하여 노즐의 미립화가 일어나는 하한선을 의미한다. 따라서  $\Delta B$ 는 실용적으로 고정된다. 속도변이의 허용범위(A)는 넓을수록 숙련된 조종자가 목표속도에 맞추려는 노동강도를 줄일 수 있다. 절편의 값(K)은 속도변이 허용범위(A)에 관련되며 기울기(F)는 목표속도( $V_0$ )와 A에 의해서 결정된다.

공백



## 제 7 장 변량살포 시스템의 운용과 살포실험

### 제 1 절 변량제어 시스템의 구현

상기한 5장의 변량 제어장치와 6장의 변량제어 실험에서 고찰한 내용들을 바탕으로 변량제어 시스템을 현실적으로 구현하는데 있어, 시스템 구성의 종합적인 결정과 적정의 변수들의 결정에 관한 핵심적인 결과를 검증하고 판단하는 과정이 필요하였다. 즉 맥동의 문제와 목표속도의 조정과 속도변이의 범위 등과 실용적 시스템의 구성을 고찰하고 이를 바탕으로, 살포실험과 살포율 균일도에 대한 검증이 행하여졌다.

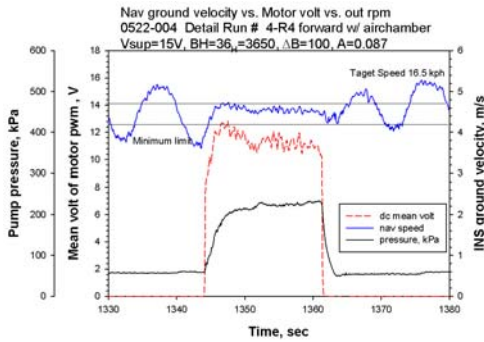
#### 1. 펌프의 맥동과 지연

펌프 압력의 맥동의 문제를 공기실을 설치하여 해결하려 하였음을 6장에서 고찰하였다. 캐비테이션의 문제는 해결하였지만 맥동의 문제는 실제 살포 비행에서 단속(on-off)을 시행함에 있어서 초기 압력의 형성에 있어 심각한 지연현상이 있음을 알게 되었고 이러한 현상을 실제 시스템에서 확인하고자 하였다.

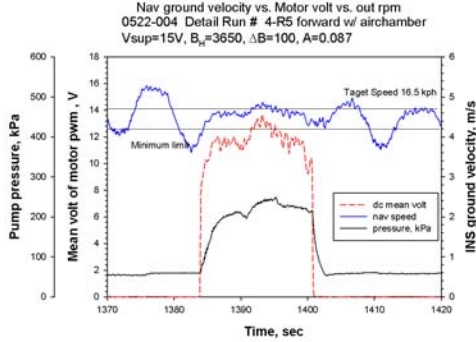
공기실내의 공기 압축성(compressible)으로 인하여 노즐에 압력이 형성되는 지연시간이 존재하였다. 유체에 압력이 전달되는 시간은 유체 물리적으로 노즐에서 압력이 형성되기까지 필요한 시간으로서 일정 시간이 필요하였다. 이는 펌프작동 초기에 생기는 현상으로 연속적으로 펌프가 작동하면 문제되지 않는 지연시간이지만 살포구간을 비행할 때 주기적으로 작동하는 펌프의 단속(on-off) 작업은 살포거리 약 10~15 sec의 소필지 거리에서 심각한 살포 오류를 초래될 것으로 예상되었다.

그림 7-1에는 공기실을 설치한 경우의 펌프의 반응을 보였다. 나타난 바와 같이 각 반복에서 살포펌프가 기동(on)될 때 지연이 일어났으며 그 시간은 5장의 예비 실험에서와 같이 2~3 sec를 나타냈다. 펌프를 멈추는 단절(off)시점에서는 순간적 감압으로 반응하므로 지연의 문제를 보이지 않았다. 따라서 공기실을 제외 할 수밖에 없었으며 대안으로 전압출력에 대한 칼만필터를 사용하여 압

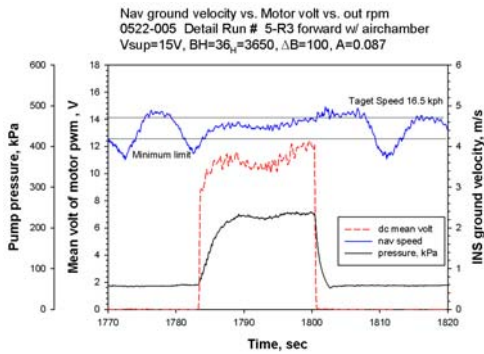
력 반응을 완만하게 유도하였다.



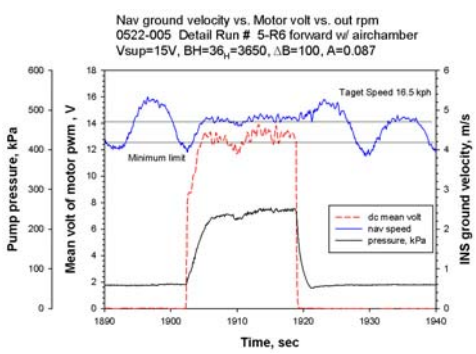
반복 1



반복 2



반복 3



반복 4

그림 7-1 맥동의 문제를 해결하기 위하여 공기실(air chamber)을 장치한 후 지면속도에 반응하는 출력전압 및 펌프압력 (전원전압  $V_{sup} = 15V$ ,  $A = 0.087$ )

## 2. 칼만 필터링

이와 같이 유체 물리적 방법으로 해결하지 못한 맥동의 문제에 칼만 필터를 적용하였다. 칼만필터에는 상태변수 공분산(Q)과 측정오차 공분산(R)을 적절히 적용함으로써 전압출력의 파동정도를 안정시킬 수 있다. R이 증가하면 칼만이득(K)이 감소하고 측정값의 반영이 줄어들어 예측치의 변화가 줄어들고, Q가 증가하면 칼만이득이 증가하면서 추정값의 반영이 증가한다. 따라서 맥동을 완만하게 하기 위하여 지면속도에 대한 출력전압값의 변화를 줄일필요가 있었고 R값은 크게 Q값은 작게 할수록 완만한 결과를 얻게 된다. 프로그램에 적용된 칼만 필터의 공분산들의 값은  $R=100$ 와  $Q=1$ 를 사용하였다(표 7-1). 이후 Q의 값을 0.01 으로 낮추어 더욱 완만함을 추구할 수 있으나 또한 지연이 나타나게 된다.

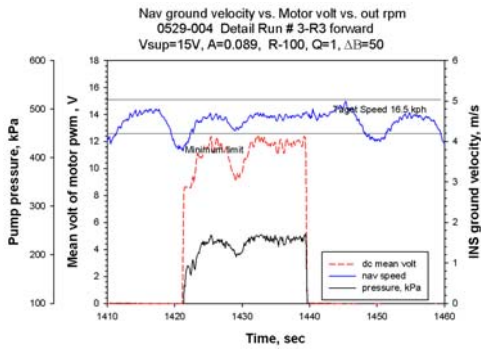
표 7-1 지면속도에 대한 전압출력을 완만하게하기 위해 프로그램에 사용된 칼만 필터

```
//vra kalman filter
    Speed_kalman.q = 0.01;
    Speed_kalman.r = 10;
    Speed_kalman.x = 0;
    Speed_kalman.p = 0;
    A0 = 0.087;

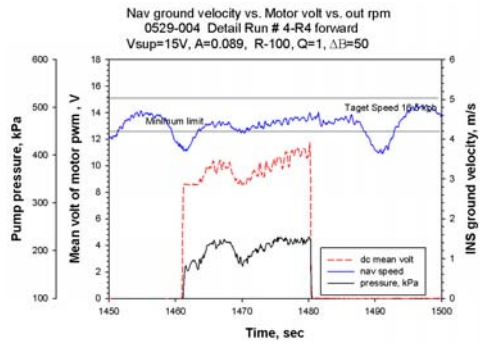
void FO_kalman_update(KALMAN* state, double measurement)
{
    //prediction update
    state->p = state->p + state->q;

    //measurement update
    state->k = state->p / (state->p + state->r);
    state->x = state->x + state->k * (measurement - state->x);
    state->p = (1 - state->k) * state->p;
}

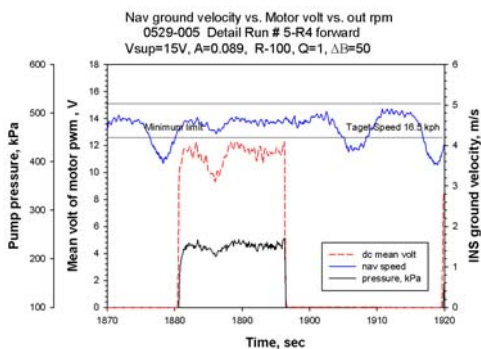
```



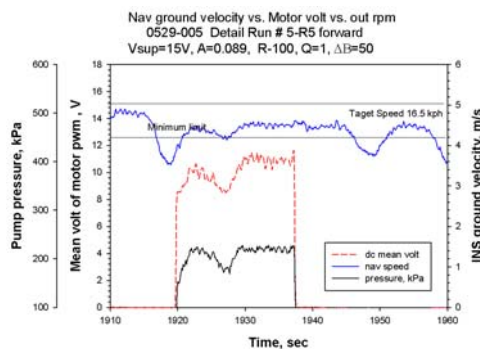
반복 1



반복 2



반복 3



반복 4

그림 7-2 속도에 대하여 칼만필터를 적용하여 출력전압을 안정시키므로 안정된 노즐 압력 ( $V_{sup} = 15V$ ,  $A = 0.089$ , 칼만 공분산  $R = 100$ ,  $Q = 1$ )

그림 7-2는 물리적인 공기실을 제거하고 칼만필터를 적용한 실험으로써 그림 7-1과 비교할 때 지연시간이 매우 짧아진 것을 알 수 있었고 약 0.2~0.3 sec의 지연시간이 측정되었다. Q=0.01정도 줄일 때 측정치에 대한 반영이 느려지면서 압력이 더욱 안정이 되었으나 지연시간은 다시 늘어나기 시작하였다.

### 3. 목표속도의 설정과 조정

살포 작업속도 즉 비행 지면속도의 결정은 살포율( $A_r$ ) 즉 단위면적당 살포된 양을 유지하기 위하여 보정(calibration)하는 과정에서 결정된다. 일반적으로 헬리콥터 비행특성상 와류를 형성하지 않고 하류풍(down wash)이 미립자를 잘 목표작물에 이송하는 작업을 할 수 있는 14~18km/hr 속도의 범위에서 비행살포하는 것이 바람직하다.

$$V_0 = \frac{n Q_n}{W \times A_r} \times \frac{1,000}{6} \quad \text{식 (7-1)}$$

여기서  $Q_n$  : 노즐의 분무율 (L/min)

$A_r$  : 살포율, L/ha

W : 유효작업폭 (m)

$V_0$  : 비행(살포작업) 속도 (m/s)

위의 식(7-1)은 식 (5-1)을 변형한 형태로서 살포속도를 보정하는 식으로 노즐 한개의 단위시간당 분무량( $Q_n$ )이 230 kPa(33.3psi)에서 0.49 L/min의 토출량을 보이는 노즐을 장착하고 있고, 예를 들어, 봄에 설치된 노즐이 4개이고 유효작업폭이 7m, 300평(0.1 ha)에 1 L를 살포하려고 하는 경우, 살포율은  $1/0.1=10$  L/ha이고 목표 비행속도는 4.67 m/s 즉 16.8 km가 된다. 이와 같이 때때로 목표속도는 조건에 따라서 변경 될 수 있으므로 손쉽게 변경될 수 있어야 한다.

이어서 목표속도( $V_0$ )를 결정하면 PWM출력을 위한 버퍼값(B)의 결정이 프로그램 상에서 관계식 (5-2)를 근거로 이루어진다. 속도 허용범위(A)는 6장에서 고찰한 바와 같이 적정값이 0.13으로 고정되며, 버퍼값의 상한( $B_U$ ) 및 하한( $B_L$ ) 값

은 각각 3650과 2200으로 설정되므로  $\Delta B = B_U - B_L = 1450$ 로 고정된다.

그림 7-3에서 보인 것과 같이 두 가지 방법으로 제시되었다. 첫 번째 방법은 조종자가 편리에 따라 조정할 수 있도록 조종기 VR 다이얼(VR-B dial knob, CH8)에 지정하였으며 변량 다이얼은 중심에서 양쪽으로 12개 단계의 선택이 가능하였다(그림 7-3(a)). 따라서 중심 4.6 m/s를 중심으로 좌우로 1클릭씩 변경하면 0.135 m/s의 증감이 가능하여 최저 2.98 m/s (10.7 km/hr) 및 최대 6.21 m/s (22.4 km/hr)의 목표속도의 설정이 가능하였다. 그림 7-4(b)에 보인 디지털 선택 스위치는 16단계(0~F)의 선택이 있어 같은 속도 범위에서 7을 중심으로 0.23 m/s의 증감이 가능하여 최저 2.99 m/s 그리고 최고 6.44 m/s의 설정이 가능 하였다. 핵심 프로그램은 표 7-2에 제시되었다.



그림 7-3 변량제어 프로그램에 목표속도( $V_0$ )를 설정하기 위한 두 가지 방법 (a) 조종기의 VR 다이얼과 (b) 모터드라이브에 설치된 디지털 선택스위치.

#### 4. 속도변이와 적정 허용범위

살변량살포 제어기술의 원리는 살포율( $A_r$ )을 일정하게 유지하기 위해 살포 비행속도( $V_0$ )에 비례하여 노즐의 분무율( $Q_n$ )을 가감하여 처방된 살포율을 균일하게 유지하는 것인데, 6장에서 고찰한 바와 같이 지면속도의 넓은 허용범위는 노즐의 미립화조건과 모터의 정격전압 등에 의하여 제한된다. 이는 속도 변이에 대응하는 실제 PWM 출력전압과 펌프압력이 요인 조건에 의하여 제한되기 때문이다.

표 7-2 목표속도 설정 프로그램으로 핵심 계산식이 적색으로 표시되었다.

```

double V0; // 목표속도
double A0; // V0의 변이 폭
double F0; // 버퍼설정 기울기
double K0; // 버퍼설정 절편
int cnt; int SPEED; int pspeed;
char txbuffer[10]={0};
for(;;)
    {
        if(Flight_config==3) //spray off
            {
                SPEED = 0; // 속도 0으로 설정

                if(pspeed-SPEED>50){
                    SPEED = pspeed - 50;
                }

                if(SPEED < 0){ SPEED = 0;
                }
            }
        else if(Flight_config==1) //spray on
            {
                //NED로 부터 속도 구하기
                sa = dsquare(nav.North)+dsquare(nav.East);
                sb = dsqrt(sa);
                // vra kf 칼만필터 변수 찾기
                FO_kalman_update(&Speed_kalman, sb);
                V0 = ((EdgeCount3>>9)+14); //VR input
                F0 = 1450/(2*A0*V0)*100;
                K0 = 3650-(1450*(1+A0))/(2*A0);
                SPEED = (double)Speed_kalman.x*F0+K0;
                if(SPEED>3650){
                    SPEED = 3650; // maximum
                }else if(SPEED<2200){//2448
                    SPEED = 2200; // minimum initialization
                }
                if(pspeed-SPEED>50){// 이전값과 50 이상 차이
                    SPEED = pspeed - 50;
                }else if(pspeed-SPEED<-50){
                    SPEED = pspeed + 50;
                }
            }
        pspeed=SPEED; // 현재 모터값을 이전 모터값으로 대체
    }

```

그림 7-4에서 제시한 바와 같이 실용 시스템에서 발휘할 수 있는 적정 속도 변이범위(A)는 0.13 정도로 결정되었다. 이론적인 선형모델과 실제 PWM 출력 전압을 비교하였으며 대응하는 노즐압력이 현실적이며 실용적인지를 판단하였다. 따라서 표 7-3에 정리한 바와 같이 유량의 변이가 ±13%가 가능 하므로 속도의 변이가 목표 속도 4.6 m/s (16.5 km/hr)를 기준으로 ±13%의 변이를 허용할 수 있게 되었다. 이에 전원전압을 15V로 사용하면 PWM 출력의 평균전압 14.5V에서 8.8V 사이에서 버퍼 값에 따라 DC모터 제어가 가능하게 되었고, 대응하는 노즐의 압력은 300 kPa 에서 170 kPa 사이에서 변화하게 되었다.

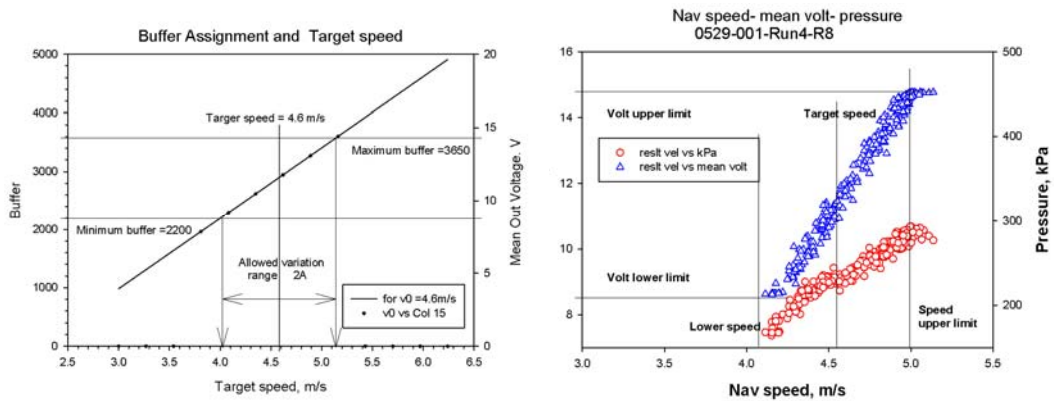


그림 7-4 전원전압을 상승시키고 지면속도 변이 범위를 조정한 후의 이론적 및 실제적 펌프의 압력반응

표 7-3 전원전압을 상승시키고 지면속도 변이 범위를 조정한 후의 출력전압, 노즐압력 및 예상 토출량에 대한 비율을 바탕으로 계산한 허용 속도변이 범위(A)

	Allowed flow rate Lpm)	PWM mean volt(V)	Nozzle Press-(kPa)	Square root P ( $\sqrt{P}$ )	Allowed Ground speed (m/s)
A(상한)	1.58	14.5	300	17.3	5.2
B(목표)	1.40	11.6	230	15.3	4.6 (target)
C(하한)	1.22	8.8	170	13.5	4.0
Ratio A/B	1.13	1.25	1.30	1.13	1.13
Remark	@Supply volt=15V	$B_U=3650$ $B_L=2200$	25-45 psi	$Q = C\sqrt{P}$	A=0.13 limited range

## 제 2 절 시스템의 운용

### 1. 실용 변량제어 시스템의 운용

연구의 계획단계로부터 상용시스템을 적용할 것인가 자체 개발품을 이용할 것인가에 대하여 검토하였고 상용시스템의 채용에 대하여 다양한 구성을 검토하였다. KAIST의 개발품인 Highest-R2 모델을 적용함에 있어서 장점은 모든 S/W의 수정이 가능하여 적응성과 유연성을 기대하는 것이었다. 또한 단점은 상용제품보다 기술 도입료가 고가였으며, S/W의 세부적인 내용을 지속적으로 대응해줄 개발자의 도움이 가능하지 않다는 치명적인 단점 때문에 상용제품을 선택하였다.

시스템형태에 대한 다음 단계의 판단사항은 개발 회전익기 자체의 특성에 맞춘 또한 자세제어 시스템이 변량제어시스템과 연결(linked)되어 있어 타 항공방제기에는 적용할 수 없는 맞춤형 변량제어시스템(그림 7-5)을 개발할 것인가 아니면 좀더 개방적인 시스템이 개발방향인가에 대한 판단이었다. 변량방제제어 장치를 실용화하고 상용화하기 위해서는 현재 사용중인 타 헬리콥터에도 사용이 가능한 독립적(stand alone) 시스템을 고려하였다. 소펠지에 대한 가속시간을 줄이기 위하여 적용한 스테비바레스 헤드시스템은 나름대로 도움이 되었지만 이후 펌프의 기동(on) 지연시간에 비하여 크게 문제가 되지 않는 판단이었다. 따라서 스테비바레스 헤드시스템 또는 관행적인 헤드 시스템모두에 적용할 수 있는 범용헬기에 적용가능한 실용 변량제어시스템(그림 7-6)으로 운영될 수 있을 것으로 생각되었다.

이러한 범용 헬기용 변량 살포제어시스템은 안내 등속시스템(guidance)시스템이 없는 농용헬기의 운영에도 사용될 수 있을 것으로 판단되었다. 조종자가 숙련되어 어느 정도의 속도감각을 가지고, 즉 등속살포의 경험이 있는 조종자가 자체 헬리콥터의 자세제어를 갖춘 상태에서 목표속도에 맞춰 등속추구 비행을 한다면 변량방제 시스템은 균일한 살포율을 제공할 것으로 생각된다.

그러나 6장의 속도변이 실험에서 고찰하였듯이 현재 비행속도에 대한 데이터를 관측하고 있어야 할 것으로 생각된다. 즉 목표속도에 대한 감각은 편차를 수



반하고 현속도를 알지 못하면 속도를 조절할 수 없기 때문이다. 따라서 어떤 방법으로든지 비행속도를 모니터링 함으로써 속도를 목표속도에 접근할 수 있게 된다면 변량제어와 함께 쓸 수 있다. 모니터링의 방법에는 연속적으로 속도를 이어폰으로 알려주는 청각적인 방법과 조종기에 속도를 표시할 수 있는 Eagle Tree®의 dash board 같은 상품을 적용할 수 있다.

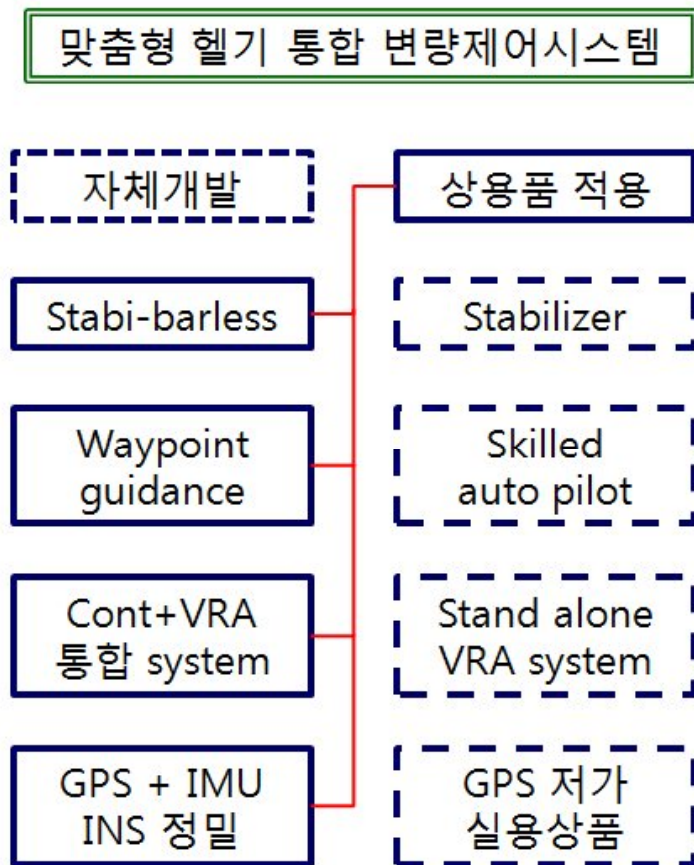


그림 7-5 연구목적에 맞게 개발된 스테비바레스 헬기와 통합된 변량제어시스템

또한 GPS 만의 지면속도는 거칠고 오류가 있지만 변량제어에 적용하여 쓰기에 문제없을 것으로 생각되며, 관성센서 (IMU)를 추가한 INS 속도는 정밀하고 오차가 적은 고급기술이므로 변량제어 시스템이 저가로 가야하는 상황이라면 IMU+GPS가 통합된 시스템을 쓰기보다 고급 GPS로부터 지면속도를 추출하여 변량제어시스템에 적용할 수 있다. 단기적으로 상용화가 필요하다면 그림 7-6에

제시한 시스템과 같이 범용 헬리콥터에 적용할 수 있도록 독립적이며 저가시스템이 될 수도 있다. 이 독립된 시스템은 항공 방제장치의 모터 전원에 연결만 하면 작동할 수 있겠다.

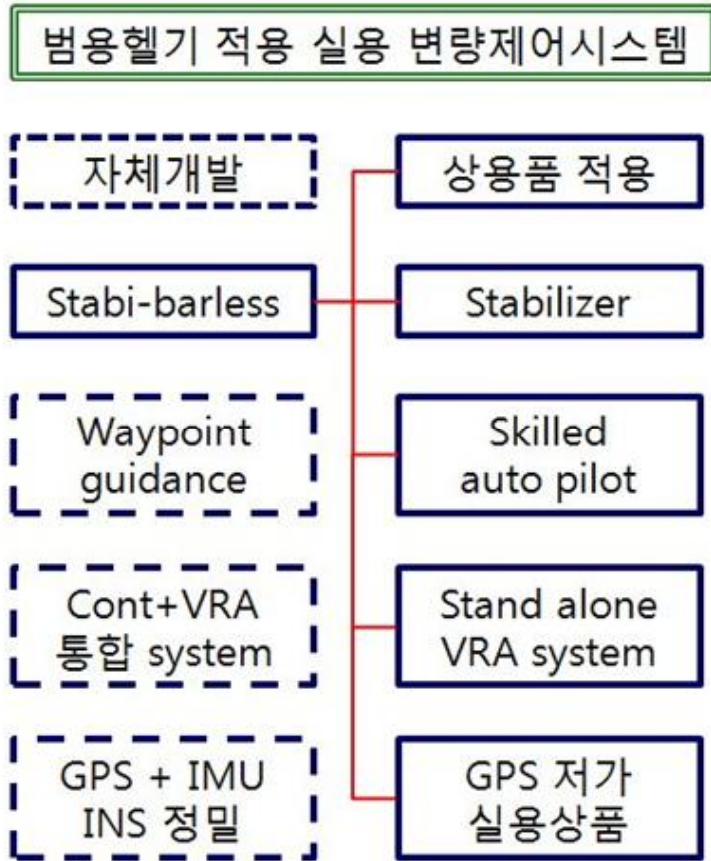


그림 7-6 실용적이며 독립적일 상품화가 가능한 범용헬기 적용 변량제어시스템

그림 7-7은 상기한 맞춤형 통합 변량제어시스템 (그림 7-5)과 저가 범용 변량제어시스템 (그림 7-6)의 중간정도 되는 시스템으로서 등속 안내시스템 (guidance)과 INS 지면속도 모니터링 시스템이 갖춰져서 모든 형태의 헤드에 적용할 수 있는 체계이다. 이는 변량제어시스템이 헬기의 자세시스템과는 연결시키지 않고 독립적으로 사용될 수 있도록 개발목표가 세워진 것으로 현재 연구에서 최종적으로 얻어진 시스템이다. 즉 일반헬리콥터에 안내등속시스템 (guidance waypoint)을 적용시킴으로써 정밀한 변량살포 제어할 수 있는 중간

형 안내시스템 적용 변량제어 시스템인 것이다.

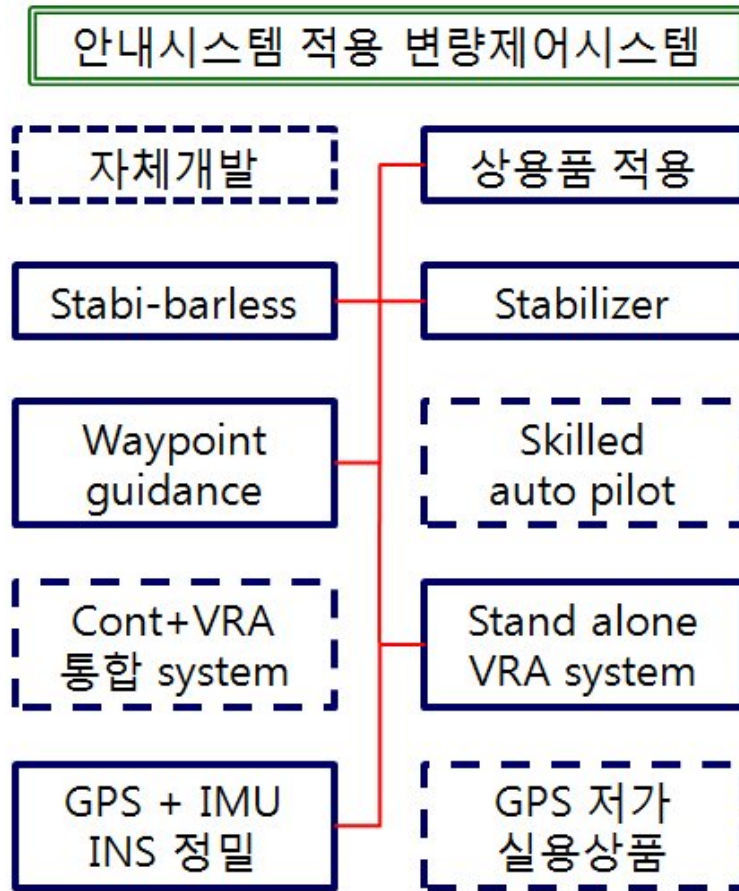


그림 7-7 범용헬기가 안내시스템(guidance)를 장착하고 있을 경우의 독립적으로 적용 가능한 상용 변량제어시스템

## 2. 포장 비행 실험

시스템을 운영하는 방안에 대하여 고찰한 바에 따라 안내시스템(guidance)을 적용한 맞춤형 변량제어 시스템과 숙련된 조종자에 의한 자동제어(auto pilot) 등속비행을 이용하여 비살포 비행을 시행하였다.

## 가. 안내시스템(guidance) 등속비행

그림 7-8은 금호강 둔치에 안내시스템(guidance)의 도움을 받아 등속살포를 시행하는 모습과 지상제어기 (GCS: ground control station)에서 ‘Click Go’ 모드를 실행함으로써 스크린에 나타나는 안내비행 프로그램의 캡처화면을 보였다. 그림 7-9(a)와 그림 7-9(b)는 비살포 비행의 두 번 반복을 보였는데 첫 번째 반복은 연속살포이며 두 번째 반복은 살포 구간에서 펌프를 단속(on-off) 하는 살포를 시행하였다. 그림 7-9는 살포 구간의 GPS 경로를 나타냈으며 백색 사각형은 살포구간을 구글맵에 중첩하여 보였다. 그림 7-10은 대응하는 비행에 대하여 지면 살포속도에 대한 반응으로 PWM 평균 전압과 노즐압력을 보였다.



그림 7-8 금호강 둔치에서 행한 안내시스템(waypoint)을 이용한 살포 비행

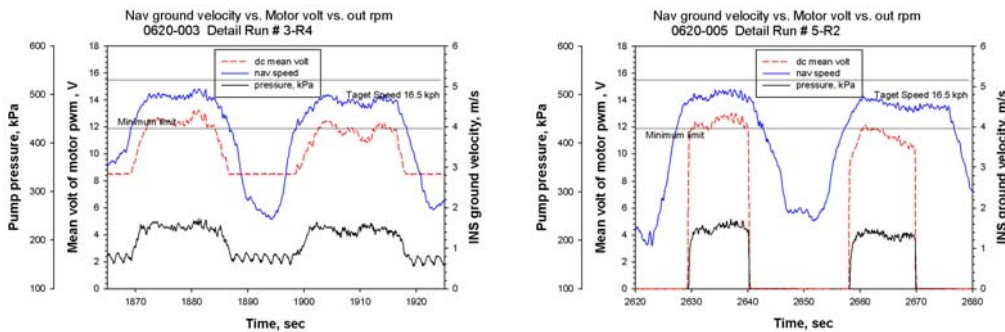


(a) 연속살포

(b) on-off 살포구간

그림 7-9 안내시스템을 이용한 살포 등속 구간 비행에서의 GPS 궤적과 살포구역을 구글맵에 중첩하여 보였다.

연속살포에서는 지연의 문제를 보이지 않았으나 기본압력(약 170 kPa)에서 맥동의 문제를 보였다. 칼만 필터를 적용하였으나 저압에서의 물리적 맥동의 일부가 남아 있는 것으로 판단하였다. 그러나 살포구간에서의 펌프의 단속의 경우에는 맥동이 일어나는 기본 압력이 없었으며 펌프가 기동(on)순간에 약간의 지연현상을 감지할 수 있었다. 이는 지난 6장에서 고찰 했던 지연시간이 있었다. 지면 살포속도는 약간의 변이를 보이며 목표속도 4.6 m/s (16.5 km/hr)에서 크게 벗어나지 않았다. 따라서 출력전압은 12V 정도에서 유지되었으며 대응하는 노즐 압력은 240 kPa 근처에서 변이에 따라 약간씩 변동하였다.



(a) 연속살포

(b) on-off 살포구간

그림 7-10 안내시스템을 이용한 구간등속비행의 연속살포와 구간살포의 결과

#### 나. 숙련된 조종의 등속비행 (auto-pilot)

그림 7-11은 숙련된 조종자에 의해서 자동(auto pilot)비행으로 등속을 추구하는 과정을 보였다. 상기한 시스템 중 안내시스템(guidance)의 도움 없이 등속을 추구하여 변량제어 살포시스템을 적용하는 경우이다. 지상제어기(GCS)은 감시시스템으로 활용이 가능하며 항공방제기의 움직임을 모니터링 할 수 있다.

그림 7-12(a)와 그림 7-12(b)은 안내시스템 비행과 같은 실험으로 자동비행의 비살포 비행의 두 번 반복을 보였다. 첫 번째 반복은 연속살포이며 두 번째 반복은 단속살포이다. 그림 7-12는 살포 구간의 GPS 경로를 나타냈으며 살포 구간을 구글맵에 중첩하여 보였다. 그림 7-13은 대응하는 비행에 대하여 지면 살포속도에 대한 반응으로 PWM 평균 전압과 노즐압력을 보였다.



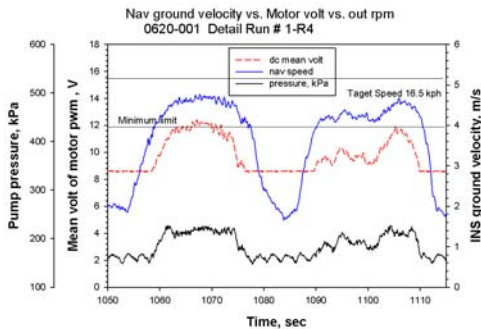
그림 7-11 금호강 둔치에서 행한 숙련자에 의한 등속비행과 살포비행의 모니터링



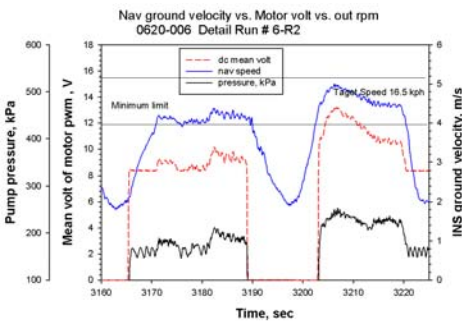
(a) 연속살포

(b) on-off 살포구간

그림 7-12 숙련자에 의한 등속 구간 비행에서의 GPS 궤적과 살포구역



(a) 연속살포



(b) on-off 살포구간

그림 7-13 숙련자에 의한 자동비행의 구간등속비행의 연속살포와 구간살포의 결과

안내시스템과의 연동의 경우와 비슷한 결과로 기본압력(약 170 kPa)에서 맥동이 보였고, 펌프의 기동(on)순간에 약간의 압력형성 지연현상을 감지할 수 있었다. 지면 살포속도는 안내시스템의 경우보다 더 큰 변이를 보이며 목표속도 4.6 m/s (16.5 km/hr)를 상회하거나 못 미친 결과를 보여 주었는데, 이는 조종자가 목표속도를 느낌으로만 추구하기 때문으로 6장에서 고찰한 바와 같이

지면속도의 모니터링 시스템이 필요하였다. 따라서 노즐 압력은 9~13V 사이에서 지면속도의 변화에 따라 변동하였으며, 대응하는 압력은 180~250 kPa 사이에서 변동하였다.

## 제 3 절 살포 실험과 균일도 분석

### 1. 변량제어 살포 실험

그림 7-14는 변량살포 제어장치의 살포패턴 측정 및 균일도 평가시험을 위해 사용된 테스트베드이다. 테스트베드의 제원과 구성은 3장에 제시하였고 그림 7-15에 보인 살포기에는 개발된 VRA모듈과 쌍선형 노즐 (twin-flat fan: TJ60-650134VS, 0.11gpm @30psi, Spraying Systems Co.) 4개가 장착되었고 거리는 중심으로부터 430mm와 950mm 이다. 살포는 총 2회를 시행하였고 각각 안내 시스템(waypoint)에 의한 등속비행과 숙련된 조종자에 의한 자동제어 등속추구 비행을 실행한바 모두 변량제어시스템을 작동시켜 살포하였다.



그림 7-14 변량살포 시스템의 살포패턴과 균일도 측정을 위한 테스트베드

본 살포의 최종 분석 목표는 살포 거리에 따른 살포율의 균일도를 평가하는 것으로 금호강 둔치 포장에 그림 7-16과 같은 패턴 샘플링 레이아웃을 설치하였다. 각 라인의 감수지 샘플링 거치대(rack)의 전 길이는 960cm로서 감수지띠(WSC: water sensitive card, Ciba-Gaigy, 25mm×500mm)를 중심으로부터 양쪽으로 각각 9장(450cm)씩 라인 별로 총 18장 즉 전길이(900cm)에 부착하였

다. 각 라인은 살포 시점으로부터 25, 30, 35, 40, 45m 거리 위치에 설치하였으며 제1 비행은 안내시스템(guidance)의 도움으로 등속비행하여 남동에서 북서쪽으로 진행하였다. 제2 비행은 숙련된 조종자가 자동비행으로 등속추구비행을 북서에서 남동으로 비행하였다. 각 비행은 복귀비행을 하지 않았는데 이는 오류살포가 중첩으로 일어나 패턴이 누적되지 않도록 하기 위함이었다.



그림 7-15 변량살포 실험을 위해 구성된 VRA 모듈과 방제장치



그림 7-16 변량제어 살포 패턴과 균일도를 측정하기 위한 금호강 둔치에 설치된 샘플링 레이아웃



그림 7-17은 살포 당시에 풍속과 풍향 등 기본적인 기상상태를 종합측정기 (Krestrel 4500, NK Inc.) 측정하여 나타내었는데 풍속은 1 m/s 이하 였으며 풍향은 북서 방향으로 측풍이 없어서 살포 패턴에 큰 영향이 없었을 것으로 판단된다.

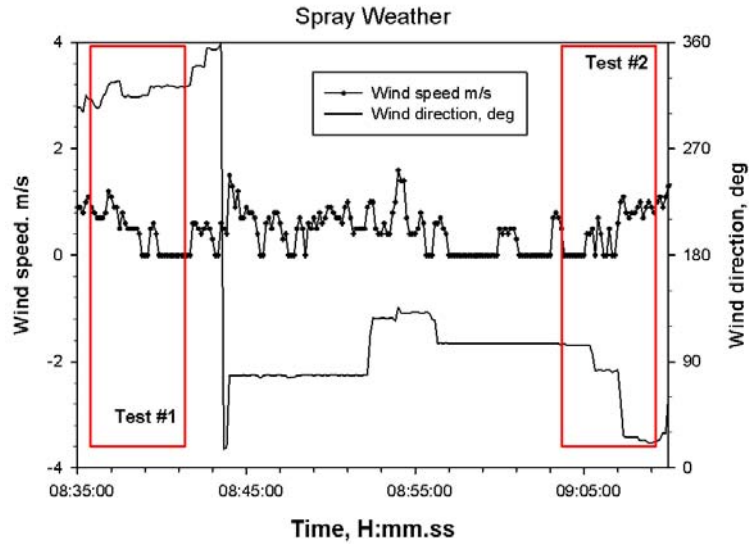
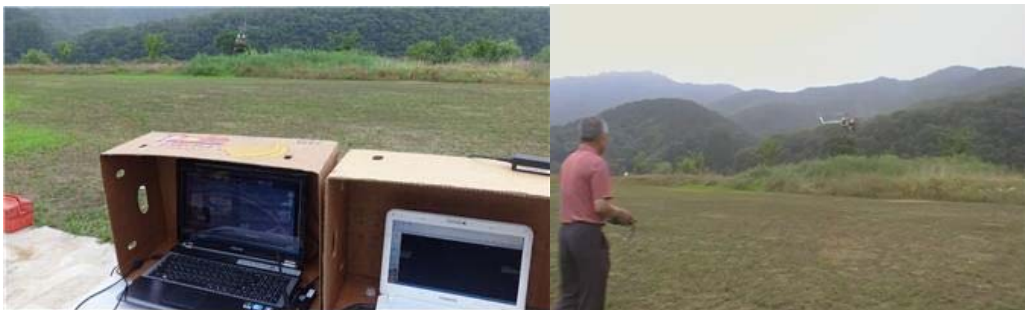


그림 7-17 변량제어 살포 균일도 측정실험 중 풍향 및 풍속 기록

## 2. 살포 비행과 감수지 샘플링

그림 7-18은 상기한 제 1 및 제 2 비행의 장면을 보였는데 제 1 비행은 안내비행 (guidance)과 지상모니터링 시스템(GMS) 장치들이며, 제 2 비행은 숙련자에 의한 자동비행으로 모니터링 시스템이 작동하였다.



(a) 제 1비행 (guidance)

(b) 제 2비행 (auto pilot)

그림 7-18 안내시스템을 이용한 등속살포와 숙련조종자에 의한 자동 등속살포 장면

그림 7-19는 지상제어시스템(GCS)에 의한 안내(guidance)비행과 자동비행에 대한 지상 모니터링 시스템(GMS)의 캡처화면을 보이고 있다. 안내비행에는 목표속도와 고도 그리고 현재속도 및 전원전압 등이 표시되고 있으며 모니터링 시스템에는 GPS위치 NED속도, 방위각 및 지면살포속도 등을 감시할 수 있다. 그림 7-20은 제 1비행과 제 2비행 과정의 농용 회전익기 살포기의 모습으로 지면에는 패턴 샘플링 거치대가 보인다. 그림 7-21은 살포가 누적되지 않도록 한 쪽 방향으로 진행하며 살포를 실시한 GPS 경로를 나타내 보였는데, 상기한 바와 같이 제 1 비행은 안내시스템 등속 비행하여 남동에서 북서쪽으로 진행하였고, 제 2 비행은 자동비행으로 등속추구 비행을 북서에서 남동으로 비행하였다.



(a) 제 1비행 (guidance)

(b) 제 2비행 (auto pilot)

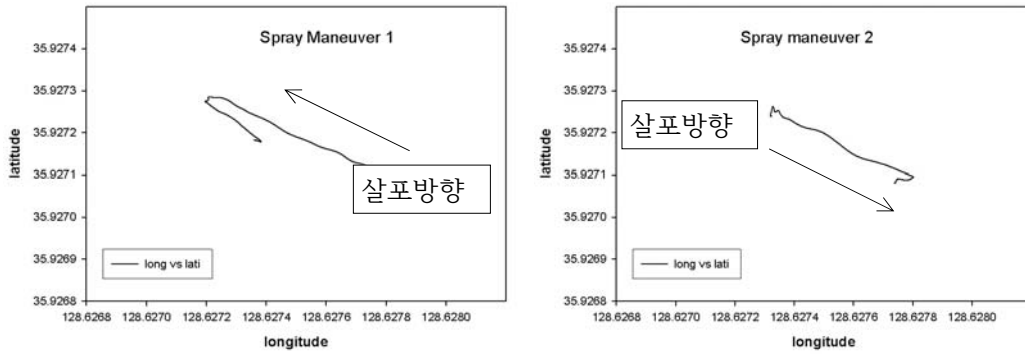
그림 7-19 안내시스템과 숙련 조종자에 의한 살포시 안내비행(waypoint) 시스템의 'Click Go' 명령과 지상모니터링 시스템(GMS)의 캡처화면.



(a) 제 1비행 (guidance, NW)

(b) 제 2비행 (auto pilot, SE)

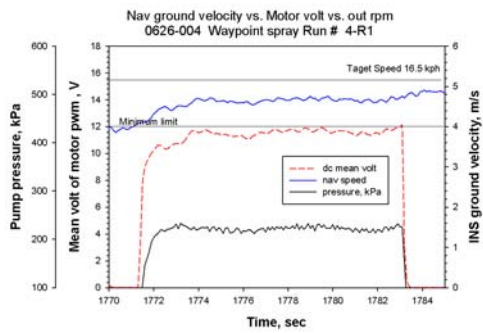
그림 7-20 안내시스템을 이용한 등속살포와 숙련조종자에 의한 자동살포 비행 장면



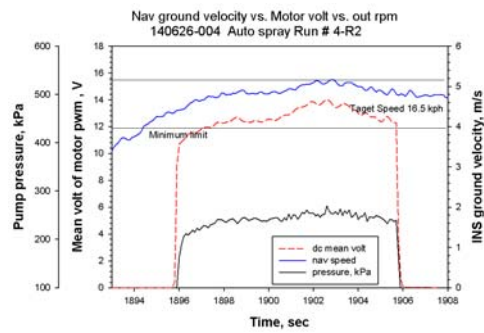
a) 제 1비행 (guidance, NW)                      (b) 제 2비행 (auto pilot, SE)

그림 7-21 안내시스템과 숙련조종자에 의한 변량제어 살포 구간의 GPS 궤적

그림 7-22은 제 1비행과 제2 비행에서 살포구간에서 펌프가 on 하였던 10 ~ 12 sec 시간 동안에 대한 지면 살포속도와, 출력전압 및 펌프의 압력의 반응을 보였다. 제 1 비행은 안내비행으로 목표속도에 근접하여 살포를 하였고 살포속도의 변이도 거의 없어 보였다. 그러나 제 2비행에서는 속도허용 범위에는 들었으나 변이는 상당히 있어보였고, 펌프의 반응은 비례적이었으며 지연문제도 상기한 고찰과 같이 0.5-0.8 sec 정도였다. 이와 같은 두 비행에서 살포된 미립자는 그림 7-23과 같이 감수지에 포집되었고 각 비행에서 90장의 감수지는 비닐 봉투에 밀봉되어 이후 분석을 위해 보존하였다 (Azimi, 1985; Alley, 1991).



(a) 제 1비행 (guidance)



(b) 제 2비행 (auto pilot)

그림 7-22 안내시스템과 숙련 조종자에 의한 변량제어 살포 구간의 속도변이와 이에 대한 전압출력 및 노즐 압력 반응



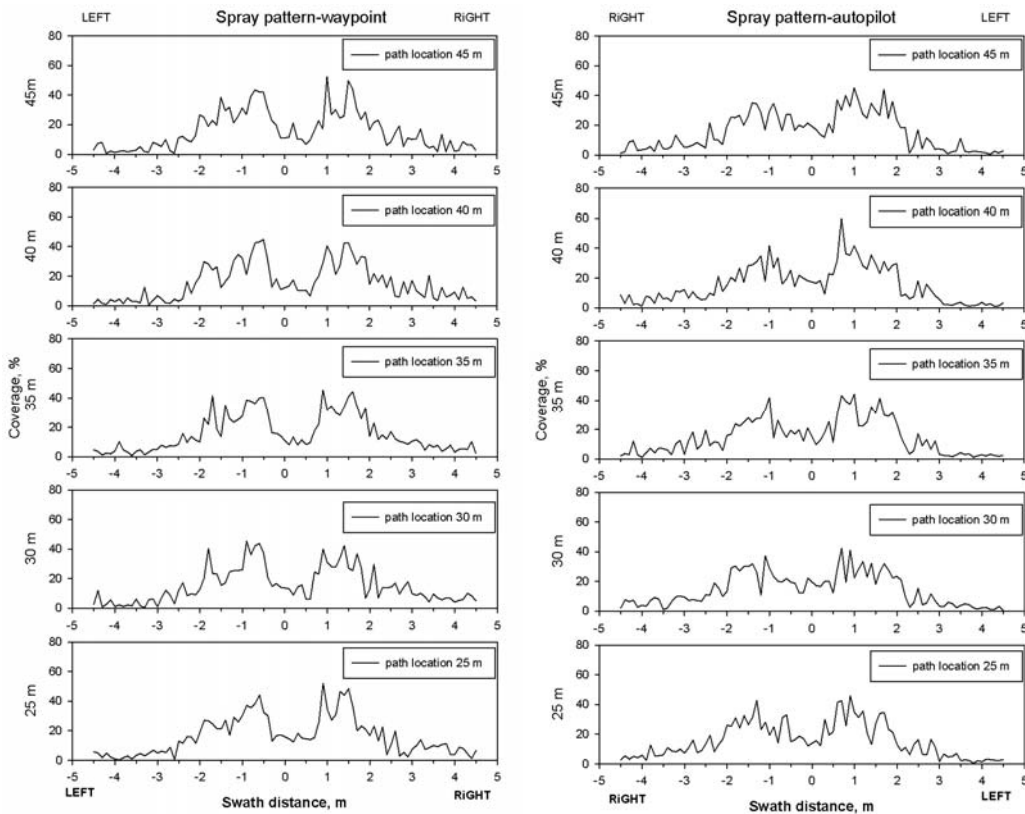
그림 7-23 길이 9m의 감수지 패턴 샘플링 거치대가 살포거리 5m 간격으로 설치되었고 매 살포 비행에서 90장의 50cm 길이 감수지 띠가 수집 보존되었다.



그림 7-24 이미지 입자 분석기(SV-35, Sometech, Inc.)와 분석프로그램(i-Solution)으로 단위면적에 남겨진 입자의 총갯수, 면적과 퍼센트를 분석하였다.

### 3. 살포 패턴과 균일도의 분석

살포비행에서 수집한 감수지의 입자흔적은 현장에서 즉시 밀봉하여 보존하고 입자 분석을 위하여 면적 대비 87배의 이미지를 획득하였다. 그림 7-24에 보인 이미지 분석기(SV-35, Sometech, Inc.)와 분석프로그램(IMT i-Solution ver. 7.3)으로 입자의 면적을 측정하였는데, 분석면적은  $1 \text{ cm}^2$  (74,000 pixels)의 단위면적에 수집된 입자의 면적을 재어 퍼센트 피복율(percent coverage, %)로 표현하였다. 문턱값(threshold)은 자동모드로 분석하였으며 50cm 길이의 감수지에서 10cm 간격에서 샘플링 하였다. 각 살포 비행에 대하여 다섯 라인에서 18개의 감수지와 10cm 간격으로 5개의 샘플을 분석하였으므로 모두 900 영상을 분석하였다 (Last, 1987; Barry 등, 1978).



(a) guidance

(b) auto pilot

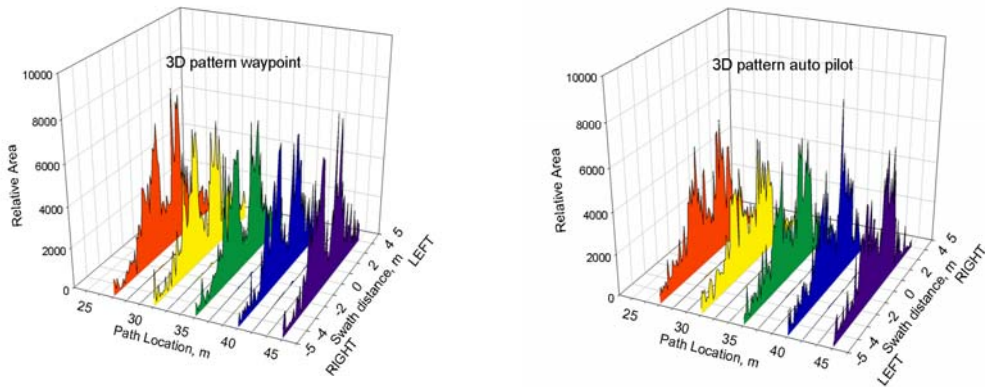


그림 7-25 25-45m 비행 거리에서의 2D 및 3D 살포패턴

그림 7-25에서 보인 두 가지 시험비행에서의 살포 패턴은 제 1비행에서는 25m에서 45m 라인으로 비행하였으므로 패턴의 왼쪽이 회전익기 동체의 왼쪽과 일치하였으나, 제2 비행에서는 45 m에서 25 m 라인쪽으로 비행하며 살포하였으므로 패턴그림의 왼쪽이 회전익기 동체의 오른쪽이다. 전체적인 패턴은 가운데가 오목하게 들어간 전형적인 쌍선형(twin flat fan)노즐의 패턴형태이며 노즐의 위치를 조절하거나 살포 고도를 높이면 다른 형태의 패턴이 형성될 수 있다 (Kang et. al., 2008). 평균 피복율은 약 15%정도였다.

표 7-4 안내시스템(guidance)을 이용한 제 1 살포비행에 대한 각 위치의 기본 통계와 거리별 평균과 CV(%)

Test /Ln#	No.	Mean in line	s.d. in line	CV (%) by line	Max in line	Min in line
1/1	90	15.719	12.731	-	52.507	0.767
1/2	90	15.595	12.282	-	44.767	0.68
1/3	90	15.66	12.338	-	45.513	0.84
1/4	90	15.27	11.799	-	45.327	0.567
1/5	90	16.009	12.579	-	51.96	0.28
<b>by Line</b>		<b>15.651</b>	<b>0.265</b>	<b>1.69</b>		<b>guidance</b>

표 7-5 숙련된 조종에 의한 제 2 자동(auto pilot) 살포비행에 대한 각 위치의 기본 통계와 거리별 평균과 CV(%)

Test /Ln#	No.	Mean in line	s.d. in line	CV (%) by line	Max in line	Min in line
2/1	90	15.317	12.216	-	45.157	0.536
2/2	90	15.433	12.331	-	60.057	0.914
2/3	90	14.901	11.805	-	44.243	1.093
2/4	90	14.402	10.801	-	42.221	0.614
2/5	90	15.608	11.597	-	45.95	0.564
<b>by Line</b>		<b>15.132</b>	<b>0.484</b>	<b>3.20</b>		autopilot

본 연구의 관점은 개개의 패턴에 대한 분석보다는 거리별 피복율의 변이계수가 안정적이어서 변량제어 시스템의 살포가 균일한지 또한 속도변이에 대한 살포율의 보상이 가능한지에 대한 분석이다.

표 7-4는 안내시스템을 이용한 제 1비행에 대한 통계분석으로 각 라인별 평균 피복율에 대한 CV값을 산출해보면 1.69%를 얻었다. 이는 거리별 시간차이를 두고 살포한 라인간의 우수한 균일도를 보여준다. 표 7-5는 숙련된 조종자가 자동제어로 등속을 추구한 제 2비행에 대한 통계분석으로 각 라인별 평균 피복율에 대한 CV값을 산출해보면 3.20%를 얻었다. 제 1비행의 균일도보다는 상대적으로 낮았지만 살포의 실험에서는 10%이하에서 균일하다라고 판단할 수 있다.

공백



## 제 8 장 목표달성도 및 관련분야에의 기여도

### 1. 연차별 연구개발의 목표 및 내용

본 연구의 목표는 농용 무인 회전익기에 스테비바레스(stabibarless) 헤드부 설계를 적용하여 동작성을 개선하고, 상용 제어를 적용하고 변량살포기를 개발하여 소필지 균일살포를 구현함으로써 작업효율을 제고하고 정밀방제를 도모하는 등속 살포 무인 항공방제 회전익기를 개발함에 있다.

이러한 설계는 동작성을 향상시킬 뿐 아니라 고장율을 저감하고 여유동력을 제공하여 안전성과 신뢰성을 제고할 것으로 생각되며 또한 상용 제어 시스템을 적용한 제어시스템은 조종자의 작업효율을 제고하고 편리함을 도모하여 벼농사는 물론 밭작물, 과수 등의 소규모 경사지의 정밀·안전방제에 이용되도록 할 수 있다.

구분	연도	연구개발의 목표	연구개발의 내용
1차년도	2011	◆ 스테비바레스 헤드형식 적용설계 농용 회전익 기체의 개발	▷ 무인헬기 제어기 사용 실태조사 ▷ 스테비바레스 헤드의 설계 및 개발 ▷ 농용 회전익기의 동작성 개선 기체의 구성
	2012	◆ 소필지 균일살포 등속제어 시스템 적용 및 개발	▷ DJI-ACE 자료 및 최적 변수 분석 ▷ 상용 자세제어 모듈의 시뮬레이터 적용 ▷ 구간 비행 모듈의 등속제어 적용
2차년도	2013	◆ 스테비바레스 헤드형식 적용설계 농용 회전익 기체의 개발	▷ 농용 회전익기의 테스트베드 기체 구성 ▷ 비례제어(VRA) 균일 방제장치 개발 ▷ 등속 균일살포 및 비행작업의 효과측정
	2013	◆ 소필지 균일살포 등속제어 시스템 적용 및 개발	▷ 농용헬기 등속 자세제어 모듈 적용 ▷ Waypoint 등속 구간비행 적용 및 개발 ▷ 등속 비행작업의 비행 동특성 평가

## 2. 평가의 착안점 및 기준

항목	세부평가항목	가중치 (%)	연구목표치
기본 구성 및 평가	무인헬기 제어기 사용 실태 조사 및 분석	40	등속기술의 분석
	무인헬기 상용제어기술 자료 및 변수분석		제어변수의 분석
	등속제어 및 비행작업의 효과 측정		자세평가 및 살포평가
기체부	농용 살포 회전익기 테스트 베드 구성	40	기본 테스트베드 확립
	등속 비행을 위한 스테비바레스 헤드부개발		헤드부 설계 및 개발
	전용 비레제어(VRA) 방제장치 개발		속도비레 균일 살포장치
제어부	상용 자세제어 모듈(ACE) 적용 및 평가	20	DJI-ACE 자세 제어모듈
	지상관제 및 등속 안내(guidance)모듈 적용		모니터링 및 제어 구현
	등속 자세제어 및 동특성 평가		농용 회전익기의 행동 특성 평가

구 분	해석 변수	기 준	결 과
등속제어	스테비바레스 헤드 동작성, 지연시간	CIFER분석<0.1sec	0.3 sec
	자세제어 적정 이득결정	기체특성유지	유지
	구간경로 안내비행, 등속변이 오차	< 10%	CV 2% (PR 6.54%)
변량살포 (VRA)	균평기체 하향풍 거양테일부	균평유지	유지
	PWM 모터제어 모듈, 속도범위	노출성능<10%	13%
	지면 속도신호 추출	기능에러<1%	유지
	살포량 분포, 감수지 흡착	<CV10%	<3%
기상/포장	풍속, 간이 기상대	< 1~2m/s	조건유지
	풍향, head/tail wind	±30° 이내	조건유지
	필지규모, 길이 50m	> 이상권장	유지

### 3. 연구개발의 목표달성도

구분 (연도)	세부과제명	세부연구목표	달성도 (%)	연구개발 수행내용
1차 년도 (2013)	스테비바레스 헤드형식 적 용설계 농용 회전익 기체 의 개발	무인헬기 제어기 사용 실태조사	100	농용 회전익기의 제어기 사용실태 및 개발동향 조사. 자세조종 및 고도 유지의 애로사항 조사, 자세제어기의 적용 및 실무적 조사분석
		스테비바레스 헤드의 설계 및 개발	100	농용 및 시뮬레이터 스테비바레스 헤드 설계 및 장착 캐드설계를 통하여 링크시스템의 간단화, 실뢰성 푸시로드 및 토크서보의 수급
		농용 회전익기의 동작 성 개선 기체의 구성	100	농용회전익기의 기체설계 및 구성, 요소구성 및 시험비행 고출력 경량 엔진의 선발, 머플러설계 적용, 트랜스미션의 설계, 양력특성의 측정 및 분석
	소팔지 균일 살포 등속제 어 시스템 적 용 및 개발	DJI-ACE 자료 및 최 적 변수 분석	100	비행자세 제어장치의 최적 변수 분석, 스테비바레스 적용 제어시스템의 변수의 분석, 최적치의 연구
		상용 자세제어 모듈의 시뮬레이터 적용	100	상용자세 제어모듈의 시뮬레이터에의 적용 및 시험 스테비바레스 자세제어기의 시뮬레이터 적용 및 비행시험
		구간 비행 모듈의 등 속제어 적용	100	구간 안내 비행 (guidance) 시스템이 시뮬레이션장치 적용 비행 시험 및 데이터(지면속도) 수집

구분 (연도)	세부과제명	세부연구목표	달성도 (%)	연구개발 수행내용
2차 년도 (2014)	스테비바레스 헤드형식 적 용설계 농용 회전익 기체 의 개발	농용 회전익기의 테스트베드 기체 구성	100	농용 회전익기의 테스트베드 구성제작, 스테비바레스 헤드의 설계 및 제작 관행헤드의 비교기준 확보
		비례제어(VRA) 균일 방제장치 개발	100	비례제어 방제장치의 구성 및 적용시험, PWM 평균 출력 전압, 노즐 압력의 살포량반응
		등속 균일살포 및 비행작업의 효과측정	100	살포작업 및 등속제어의 평가 살포 분포 패턴 및 살포 거리에 따른 변이계수 측정/분석
	소필지 균일 살포 등속제 어 시스템 적 용 및 개발	농용헬기 등속 자세 제어 모듈 적용	100	등속자세 모듈의 농용 회전익기에의 적용, 살포속도의 등속성 평가, 방응정도의 평가 지연반응 시간의 평가
		Waypoint 등속 구간 비행 적용 및 개발	100	구간 안내시스템의 실용적용 숙련된 조종자의 자동 등속 추구 및 안내시스템의 등속 비행의 변이계수 비교
		등속 비행작업의 분석 및 평가	100	세가지 변량제어시스템의 제안과 이에 따른 살포시험 살포분포패턴 및 등속도 성능의 분석

#### 4. 관련분야 기여도

항목	연구 관련분야	기 여 도
기본 구성	무인헬기 상용제어기술 자료 및 변수분석	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 상용제어기의 농용헬리콥터에의 적용</li> <li>- 제어변수의 적정값의 제시와 방법제시</li> <li>- 영향요인 변수의 연구 필요성 대두</li> </ul>
	등속제어 및 비행 작업의 효과 측정	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 현행 무인헬기 살포 균일도의 평가 방법과 필요성의 제시</li> <li>- 등속제어 및 자세평가에 대한 필요성제시</li> <li>- 살포효과의 제고 방법 및 연구의 필요성</li> </ul>
기체부	농용 살포 회전익기 테스트베드 구성	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 기본 테스트베드 구성과 평가방법의 제시</li> <li>- 살포기의 구성과 실증실험의 가능성</li> </ul>
	등속 비행을 위한 스테비바레스 헤드부 개발	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 스테비바레스 헤드부 설계 및 개발</li> <li>- 헤드부의 동작성 평가의 방법 제시</li> <li>- 동작성의 반응 비교와 적정시스템 제시</li> </ul>
	전용 비례제어(VRA) 방제장치 개발	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 속도비례 균일 살포장치 개발</li> <li>- 독립적 상용 변량제어기 개발</li> <li>- 펌프 및 모터의 반응 특성연구</li> </ul>
제어부	상용 자세제어 모듈 (ACE) 적용 및 평가	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 상용 자세 제어모듈의 적용성 제고</li> <li>- 평가 및 제어 이득의 최적값의 결정</li> <li>- 변량 농용헬기의 등속조종 방법의 제시</li> </ul>
	지상관제 및 등속안내 (guidance)모듈 적용	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 모니터링 및 제어 시스템의 구성</li> <li>- 농용헬기에 등속제어기기 적용 방버 제시</li> <li>- 변량 시스템의 실적용 모델제시</li> </ul>
	등속 자세제어 및 동특성 평가	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 실용적 모델의 제시</li> <li>- 등속제어의 농용 회전익기의 행동특성평가</li> <li>- 실적용 방법의 제시 및 실증</li> </ul>

공백

## 제 9 장 연구개발 성과 및 성과활용 계획

### 1. 논문 성과

본 연구의 수행기간 중에 아래 표와 같이 2편의 학술지 게재논문 예정과 3편의 학술대회 학술대회 논문을 발표하였다. 학술대회에서 발표한 2편의 논문은 2014 년도에 관련 학술지에 투고할 예정이다.

논 문 명	발간연 도	학술지명
균평기체 농용 무인헬리콥터의 순항비행 살포분포	2013	한국농업기계 학회학술대회
상용모듈을 이용한 농용 회전익기의 등속 방제 살포 시스템	2014	한국농업기계 학회학술대회
무인항공방제 균일살포를 위한 지면속도 비례변량제 어	2014	한국농업기계 학회학술대회
상용제어기를 이용한 농용헬리콥터의 자세제어의 적 용성평가(I) - 수동 및 제어 상태변수의 비교 -	2014 예정	농업생명과학 연구
상용제어기를 이용한 농용헬리콥터의 자세제어의 적 용성평가(II) - 순항비행 및 요운동 제어특성 -	2014 예정	농업생명과학 연구
Uniform spray deposition using a variable rate application system for an unmanned agricul -tural helicopter	2014 투고	Transactions of the ASABE

무인 회전익기를 대상으로 하는 기존 논문은 군사연구용 장거리 감시 분야에  
치중되어 있으므로, 본 연구과제에서는 농용 무인 회전익기의 등속제어 및 변량  
제어시스템을 농용 살포에 적용한 패턴 균일도에 관한 연구로서 결과를 관련 학  
술지에 투고하였고 추가 게재 예정이다. 본 연구의 변량제어 기술을 적용한 몇  
가지의 변량제어 시스템을 적용하여 균일한 무인방제작업이 가능하도록한 최초  
의 연구이다.

무인 회전익기의 제어에 대한 논문 또한 군사용 전략적 목적으로 구현된 자율  
주행, 지상감시 및 명령체계를 대상으로 하고 있다. 본 연구에서의 주된 연구범  
위는 농용의 목적에 맞는 조종자의 편리성과 살포 효과의 균일성을 목표로 한  
연구로서 실용적인 연구가 포함되어 있다. 논문의 주제는 농용 회전익기의 변량  
제어기 설계와 상용 자세제어 시스템의 적용에 초점을 맞추어 게재되었고 이는  
실용적인 논문으로서 교육 및 기술지도에 활용될 예정이다.

## 2. 특허 성과

특 허 명	출원(등록)번호	출원국가
약액 살포용 회전익기	10-2013-0162458	대한민국

무인 회전익기를 농작업 살포에 이용함에 있어서 작업비행(지면)속도의 변이에 따른 단위면적당 살포량(살포율)의 변이는 약제의 낭비, 약해 및 효과를 감소시키는 생산성 및 환경적 요인으로 작용해왔다. 본 특허의 목적은 살포구역의 균일도는 살포율을 일정하게 유지하기 위하여 지면속도와 노즐의 살포량을 비례하여 조절하는 것이다. 무인 회전익기에 거치된 약액통과 노즐이 장착된 살포붐과 정용량 다이아프램 펌프가 조합된 살포장치에 지면속도를 감지하는 항법장치와 그 신호를 받아 모터의 회전속도를 조절하는 제어모듈로 구성된다.

비례제어 기술은 정밀방제기술의 핵심이며 항공방제 기술에서도 예외일 수 없다. 따라서 GPS 및 IMU으로 구성된 항법센서를 사용하여 살포속도를 감지하고 이를 이용하여 살포량을 조제용량에 맞추고 균일한 방제가 이루어지도록 시스템을 추구한다. 이 시스템은 선택사양의 처방사양 결정에 따른 고도의 정밀 농작업을 가능하게 할 기초적인 인프라 기술이다.

변량제어기는 RF 송신기로써 제어가 가능하며 단지 방제속도의 측정과 적용 기술이 얼마나 효율적인가 하는 판단 만이 남아있다. GPS와 IMU(관성센서)가 통합된 항법장치를 통하여 감지하고 계산한 지면(비행작업)속도에 비례하여 모터모듈은 PWM(pulse width modulation)방식으로 DC모터를 제어하여 전압의 크기에 따라 모터의 회전속도가 제어되고, 모터에 연동된 정용량 다이아프램 펌프의 압력(유량)이 조절된다. 이러한 비례제어 기술은 작업비행(지면)속도의 변이에 따른 단위면적당 살포량(살포율)의 변이를 줄여 약제의 낭비와 약해를 저감하고 방제효과를 제고한다.

농용 무인 회전익기에 변량제어를 적용한 예는 아직 없으며, 본 연구에서는 이를 최초로 적용하여 균일한 살포작업을 가능케 하며, 검증된 효과를 통하여 제고된 성능을 발휘하는 무인 농용 회전익 기체가 될 것이다. 본 연구의 효과는 무인 회전익기를 이용한 살포작업의 결과를 균일하게 유지할 수 있는 것이다.



### 3. 기술적 산업적 성과

농업용 소형 무인 회전익기와 이를 이용한 항공방제기술을 개발함으로써 벼농사는 물론 채소, 원예, 과수 등의 고성능 기계화방제 작업이 가능하다. 따라서 농용 회전익기를 이용한 무인 항공방제는 농작업의 새로운 패러다임으로 자리 잡고 있다. 미량 살포방식으로 소규모 필지에 작업이 가능하고 부착률이 높으며 살포입자의 비산을 크게 줄일 있어 정밀방제와 작업자와 환경을 동시에 생각하는 지속적 농업이 가능하게 된다.

소필지에서 연속된 가속-감속-정지 일련의 조종으로 인하여 등속을 유지하기 어렵고 살포효율에 있어 비균일 살포 및 안전성 등에 문제점이 제시되고 있는 시점에서 스테비바레스 무인 회전익기는 새로운 항공방제기술이다. 과도한 노동력투하와 방제작업의 기피현상 등이 심화됨에 따라 생력화된 저투입 적소 방제가 가능한 항공방제작업 체계가 정립될 것이다. 일부 국가에서 개발된 농용 무인 회전익기는 핵심기술의 도입이 어려움을 뿐 아니라, 관련분야 최초의 등속 균일 살포작업이 가능한 농용 무인 회전익기의 시스템의 개발을 통하여 고성능 효과적 방제작업으로 고품질의 농산물 생산과 생산비 절감 및 환경보전도 가능할 것으로 판단된다. 1일 살포능력 20-30ha으로 30여명의 인력대체 효과가 있으며, 총경지면적의 10%(약 20만ha)에 적용하면 연간 약 200대의 수요가 예상된다. 소형 무인 헬기의 농업이외의 적용 분야는 많으며 상업용 촬영, 군경용 감시 및 레저용 등으로 그 경제/산업적 파급 효과가 크며 장기적으로 연간 600억 이상의 매출효과가 예상된다.

이러한 기대와 더불어 스테비바레스 형식의 회전익기를 도입함으로써 살포기능의 소필지 등속작업을 가능하게 함으로써 살포의 균일효과를 제고하며 조종자의 편리한 제어를 제공함으로써 사고와 피로를 회피할 수 있다. 과도한 노동력투하와 더불어 방제작업의 기피현상 등이 심화됨에 따라 생력화된 새로운 방제작업 체계의 정립이 절실히 필요할 때에 등속제어 하는 소형무인 회전익기를 이용한 방제체계를 개발하여 효율적이며 안정된 생산과 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화함으로써 품질 및 가격에서 경쟁력을 갖게 될 것이다. 운동역학적인 기계적 설계와 개선은 상용제어기의 적용과 더불어 조종자의 편리에 부응하고 고장의 가능성을 줄이며 습득하기 쉬운 농작업 시스템을 구현하게 될 것이

다. 상용 제어시스템이 적용 개발된 무인 등속제어 회전익 기체는 참여기업에 기술이전을 추진함과 동시에 살포의 균일성과 조종자의 편리성을 도모하는 등속 농용 회전익기시스템은 DJI와의 기술협력을 통하여 국내 및 국외에 판매할 계획이다.

현재 무인항공기의 운영자 자격시험 및 교육, 초경량 비행기 검사체제는 국토부 항공기술과와 교통안전공단에서 공인인증 승인체제를 갖추고 있다. 개발은 국토부에 신청하여 시제품형태까지 기체검사를 실시하며 시험비행을 할 수 있으며, 승인 이후에는 교통안전공단 초경량 검사소(공주)에서 검사와 인증을 받게 된다. 조종자는 무인회전익기 비행자격자가 비행과 살포를 할 수 있으며 비행은 근접 비행장에서 비행신고를 득한 후 시험비행 또는 방제를 실시할 수 있다.

조종자 시험은 교통안전 항공기시험처에서 실시하고 이론시험으로 지도조종자에게 이론 20시간 강의확인과 사설 비행교육원이나 지도 조종자에게 비행실습교육 12시간이후 단독비행 8시간 이수 확인후 실기시험을 치를 수 있다. 이와 같이 농용회전익기의 실용화를 위하여 공인성적 및 검사체제를 갖추고 있다.

## 제 10 장 해외 과학기술 정보

농용 회전익형 기체에 대한 연구와 사업은 제한적으로, 일본의 Yamaha Motors의 Rmax와 Yanmar의 ATH-3가 있으며 국내에는 유콘의 RemoH-C100, 원신의 X-copter 및 한성 T&I의 ACE 정도가 있다. 미국, 캐나다, 독일, 프랑스, 스웨덴, 오스트리아에서도 개발 생산 중에 있으나 농용전용 회전익기는 일본과 한국이 주도하고 있다.

그러나 최근 멀티콥터(multi-copter)를 바탕으로 ‘드론’의 상업적 이용이 대두되고 있다. 무인항공기는 주로 군사용으로 개발, 사용되어 왔으나 다른 무기체계와는 달리 군사용 외에 민간용도로도 여러 가지 분야에서 사용이 가능하다. 하지만 민간 사용으로의 사용은 역사가 짧고 아직까지는 공역(空域)이나 주파수 등 여러 가지 제약사항들로 인하여 사용에 한계가 있으나 점차 활용범위가 넓어지고 있는 추세이다.

민간 상용시장은 분명 커다란 잠재시장으로써 무인항공기를 개발·생산하는 관계자들에게 욕심을 가지게 하지만 초기의 유인기와 마찬가지로 무인기의 완전한 사용에 따른 성공과 사회적 지지를 얻기까지에는 기술적, 경제적, 정치적, 법률적, 제도적, 심리적인 제반 장벽들이 극복되어야 할 것이다. 그러나 최근의 무인항공기 관련업계와 전문가들에 의하면 무인기의 공공 및 민간 이용은 기술개발과 함께 상기한 제약요소들의 원만한 해소가 이루어진다면 2010대에는 군용 시장의 성장을 추월하고, 이후부터는 급격한 성장을 가져올 것으로 예상하고 있다.

민간용으로는 주로 원격탐사, 민간통신중계, 환경감시, 밀입국감시, 산불감시나 진화통제, 교통통제, 기상관측, 지도제작, 공중촬영 및 농사지원 등에서의 사용이 기대되면서 어떤 분야에서는 이미 제한적으로 사용되고 있거나 사용을 위한 개발과 실험이 활발히 진행되고 있다. 무인항공기의 사용은 크게 공공부문과 일반 민간부문으로 나눌 수 있다. 공공부문에서는 중앙정부 각 부처와 그 산하 기관, 지방정부와 예하 조직기관들이 무인기의 잠재사용자로서 항공우주, 우편배달, 각종 구조활동, 산림감시 및 진화, 태풍 및 기상관측, 강이나 하천의 공해물질 폐기 감시, 핵 발전시설 모니터링, 국경 및 해안 감시, 범죄 용의자 추적 및

수색, 폭동진압, 교통상황 조사 및 전력선 점검 등에 이용이 가능할 것이며, 일반 민간 부문에서는 저공위성과 같은 기능의 통신중계, 뉴스취재, 농업관리, 항공방제, 사진촬영, 토지개발·건축, 해양·오일 및 광산업 등의 다양한 분야에 직·간접적으로 매우 유용하게 이용될 수 있을 것이다.

특히 농업관리의 분야에서의 이용에 대하여 살펴보면 인공위성이 농업분야에 운용되고 있으나 농작물의 습도, 해충 분포 등의 자료가 너무 광대하고 농부들 개인에게 즉각적인 이익을 주기에는 반응시간이 너무 느려 효과가 적은 편으로 농장의 네트워크이나 농업사업을 세밀하게 관리하는 데 사용될 수 있다. 공중에서 감지하는 자료가 각각의 농장에 거의 실시간으로 전송되면 농부는 필요한 시기에 맞추어 농작물에 물을 주고 비료나 농약을 살포할 수 있을 것이다. 비료나 농약의 살포는 사람이 직접 살포할 시의 화학물질 흡입 위험으로부터 농부의 건강과 안전을 지킬 수가 있고 또 적기에 많은 면적을 손쉽게 살포할 수 있다는 이점 때문에 일본 등 선진국에서는 이미 오래전부터 무인기를 사용해 왔는데, 우리나라도 최근 들어 이에 대한 관심이 늘기 시작하여 농약 살포 등의 농사관리에 무인기 사용이 늘어나고 있는 추세이다.

변량제어에 대한 정밀농업의 관심은 점차 증대되고 있으며 Thomson 등 (2009, 2010)은 처방전의 자료를 필지단위로 적용하는 연구와 실용화에 관심을 갖고 있어 Houma Aviation 의 변량제어기(AutoCal II)의 토출량 반응에 대하여 개선방법에 대하여 연구하였다. 요구되는 살포량과 실제 살포량과의 차이는 지연시간에 의해서 나타나며 이를 줄이기 위한 노력이 있었다.

MEMS(micro-electro Mechanical Systems) 기술을 이용한 관성센서들이 개발되고 DSP(digital Signal Processor)와 같이 빠르고 효율적인 프로세서를 바탕으로 정확하고 소형의 저가 IMU가 가능하게 되었다. 따라서 앞으로 더욱 손쉽게 GPS를 통합한 AHRS(attitude and Heading Reference System) 시스템들이 용이하게 적용될 수 있다. Integrated Dynamics Co., weControl, DJI 등에서 UAV를 위한 비행제어시스템을 개발하여 판매하고 있으며, 대학 및 연구기관에서 다양한 프로세서와 센서 등을 선택하여 비행조종 컴퓨터 시스템을 구성하고 있다. University of Texas 와 KAIST 등에서는 범용 마이크로프로세서를 이용하여 시스템을 구성했고 Beijing University와 SJTU에서의 AVR이나 DSP와 같은 임베디드 프로세서를 이용하여 탑재 컴퓨터를 구성하고 있다.

## 제 11 장 참고문헌

- 구영모, 정재은. 1998. 주행속도 보상형 붐방제기의 개발. 한국농업기계학회지. 23(3): 211-218.
- 김민재. 2010. 무인헬리콥터 자동비행제어기 및 비행조종컴퓨터 설계. 건국대학교 석사학위논문
- 김병수 외. 2004. 비행동역학 및 제어. 경문사.
- 김중욱, 황찬정, 구삼욱, 염찬홍, 최동환. 1999. 무인항공기 기술 및 시장동향조사. 한국우주학회 추계학술 발표대회 pp. 184-187.
- 김승범, 황창전, 주진. 2005. 무인헬기 개발동향 및 소요기술 분석.
- 농촌진흥청. 2012. 작목별 작업단계별 노동투하시간. 수원시.
- 박광호. 2004. 무인항공기술 도입 가능한가. 농약정보지 (2004. 9월호).
- 박찬국, 진용. 1999. INS/GPS 결합항법 시스템. 제어 자동화시스템공학회지 5(6): 20-25.
- 박춘배. 1992. (R.W. Prouty 원저) 헬리콥터의 이해. 경문사. 서울시.
- 박현식, 이준호, 이은호, 이교일. 1993. 마이크로 콘트롤러를 이용한 모형헬리콥터 정지비행 제어기 설계. 한국자동제어학술회의 논문집 pp. 185-188.
- 배종윤. 2010. DSP 기반의 비행제어 컴퓨터/소프트웨어 개발. 건국대학교 석사학위논문.
- 백성열. 2009. 소형무인헬리콥터 파라미터 추정에 관한 연구. 한국항공대학교 석사학위논문.
- 심현철. 2010. 농용헬기의 PID제어. Personal communication in seminar.
- 이수갑, 최기영, 장세명 2003. (S. Newman 원저) 헬리콥터 공학. 도서출판 인더비전. 서울시.
- 이정환, 정태원. 2004. 칼만필터를 이용한 무인항공기용 항법시스템의 설계 및 구현. 대한전기학회 하계학술대회 논문집 pp. 2218-2220.
- 장두현. 2006. 무인항공기. 상상커뮤니케이션, 서울.
- 조성인, 정창주, 이동훈, 이종용. 1996. 붐방제기의 균일량 살포를 위한 제어시스템 개발. 한국농업기계학회지.

홍진석, 김성중, 정학영, 이현철 2004. MEMS 센서를 이용한 GPS/AHRS 결합 항법시스템 설계 및 평가. 한국항공운항학회 학술대회 pp. 302-307.

홍혜란. 1995. 과도한 농약 사용이 토양의 자정능력을 잃게 한다. 새농민. pp 86-89.

Adiprawita, W., A. S. Ahmad and J. Sembiring. 2007. Automated flight test and system identification for rotary wing small aerial platform using frequency response analysis. Journal of Bionic Engineering. 4(4): 237-244.

Azimi, A. H. et al. 1985. Nozzle spray distribution for pesticide application. Trans. of ASAE 28(5): 1410-1415.

Alley, M. M. 1991. Sprayer and Crop magazine. USA/CAN.

Bae, Y. and Koo. Y. M. 2011. Flight dynamic identification of a model helicopter using CIPHER® (II) -frequency response analysis-. Journal of Biosystems Engineering. 36(6) : 476-483.

Bae, Y. and Koo. Y. M. 2012. Flight dynamic identification of a model helicopter using CIPHER® (III) -transfer function analysis. Journal of Biosystems Engineering. 37(3) : 192-200.

Bae, Y. and Koo. Y. M. 2013. Flight attitude and spray patterns of a roll-balanced agricultural unmanned helicopter. Applied Engineering in Agriculture. 29(5):675-682.

Barry, J. W., R. B. Ekblad, G. P. Markin, and G. C. Trostle. 1978. Methods for Sampling and Assessing Deposits of Insecticidal Sprays Related Over Forests. USDA Forest Service.

Brown, R. E. and T. M. Fletcher. 2007. Modelling the interaction of helicopter main rotor and tail rotor wake. The Aeronautical Journal. 111(1124): 637-644.

CIPHER User's Guide (Ver. 5.4.00). 2010. US Army Aeroflightdynamics Directorate. Ames Research Center. Moffett Field, CA. USA.

Frost and Sullivan. 2001. World markets for unmanned aerial vehicle (UAV). 7884-16.

Garrade, W.L., L. Eicher, S. Prouty, 1989. Design of attitude and rate command systems for helicopter using eigen structure assignments. Jnl of guidance control and dynamics 12(6): 12-22.

Gavrilets, V., B. Mettler and E. Feron. 2001. Nonlinear model for a small-size acrobatic Helicopter. AIAA Paper 2001-4333. Guidance, Navigation and control Conference and Exhibit. Montreal, Quebec, Canada.

Horio, M. 2004. Crop growth measuring device mounted on an unmanned helicopter. Journal of the Japanese Society of Agricultural Machinery. 66(2): 13-16.

Jung, H. K. and Y. M. Koo, 2008. Adoptability review of a rotor airfoil(SW05) to an agricultural unmanned helicopter using CFD analysis. J. of Biosystems Eng. 33(5): 289-295. (In Korean)

Kim, J. H., and D. H. Shim. 2003. A flight control system for aerial robots: algorithm and experiment. Control Engineering Practice II pp. 1389-1400.

Kim, B. J. and S. P. Kim. 2006. Classical control algorithm of small-size unmanned helicopter for autonomous flight. Proceedings of 2006 Conference of The Korean Society Aeronautical & Space Sciences. KSAS06-1718 : 671-674.

Kim, M. (2010) Design of autopilot controller and flight control computer for rotary-wing UAV. M.S. Thesis, Aero Info Eng Dept., Konkuk University ,Seoul Korea

Koo, Y.M. et al., (K.H. Park ed.). 2013. Unmanned Helicopter Farm Engineering, CIR, Seoul Korea.

Koo, Y. M., S. K. Shin, H. K. Seo. 2014. Consistent speed application system for an agricultural rotorcraft using a commercial waypoint module. Proceedings of the 2014 Spring meeting of Korean Societ of Agricultural Engineers. 19(1):295-286.

Koo, Y. M. 2014a. Adaptability Evaluation of Attitude Control for Agricultural Helicopter using a Commercial Controller (I) - Comparison of the state variables for manual and auto pilot -. Journal of Agriculture & Life Science (accepted)

Koo, Y. M. 2014b. Adaptability Evaluation of Attitude Control for Agricultural Helicopter using a Commercial Controller (II) - control performance of cruising and yawing motions -. Journal of Agriculture & Life Science (submitted).

Koo, Y. M. and A. R. Womac. 2000. Development of a ground speed monitoring system for aerial application. *Journal of the Korean Society for Agricultural Machinery*. 25(3): 233-240.

Koo, Y. M., C. S. Lee, T. S. Seok, 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 -. *Biosystems Engineering*. 31(2): 95-101.

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.

Last, A. J., C. S. Parkin and R. H. Beresford. 1987. Low-cost digital image analysis for the evaluation of aerially applied pesticide deposits. *Computers and Electronics in Agriculture*. 1: 349-362.

Leishman, J. G. 2002. *Principles of helicopter aerodynamics*. Cambridge University Press.

Martin, D.E., Leonard, B.R., Bagwell, R.D. 2004. A computer-controlled spraying system for aerial application, NAAA paper 04-008, National Agricultural Aviation Association, DC.

Mettler, B. 2003. Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft. *Kluwer Academic Publishing*. p. 64.

Murphy, R.D. and K.S. Narendra, 1969. Design of helicopter stabilization systems using optimal control theory. *Jnl of Aircraft*, March-April.

Ohyama, T and K. Furuta. 1985. The digital control of RC helicopter. *The 1st International Symposium on Design and Synthesis*.

Pallet, T. J., B.J. Wolfert and S. Ahmad. 1991. Real-time helicopter flight control test bed. Working paper, Purdue University.

Park, H. J., Y. M. Koo, Y. Bae, M. Oh, C. O. Yang and M. H. Song. 2011. Flight dynamic identification of a model helicopter using CIPHER - flight test for the acquisition of transmitter input data. *Journal of Biosystems Engineering*. 36(6) : 467-475.

Park, C.K. and Y. Jin (1999) INS/GPS integrated navigation system. *ICASE Magazine* 5(6):20-25.



Park, H. J., Y. M. Koo and H. B. Park. 2011. Determination of flight attitude using Kalman filter for an agricultural unmanned helicopter. In Proceedings of the 2nd International Conference on Instrumentation, Control and Automation: 169-174. Bandung, Indonesia

Shim, D. H., H. J. Kim, S. Sastry. 2000. Control system design for rotorcraft-based unmanned aerial vehicle using time-domain system identification. Proceedings of the 2000 IEEE. International Conference on Control Applications, Anchorage, Alaska. pp 808-813.

Sato, A. 2004. Autonomous control system of an unmanned helicopter. Journal of the Japanese Society of Agricultural Machinery. 66(2): 17-20.

Sekiguchi, Y. 2004. The present situation of unmanned helicopter in agriculture. Journal of the Japanese Society of Agricultural Machinery. 66(2): 8-12.

Shim, D. H., H. J. Kim and S. Sastry. 2000. Control system design for rotorcraft-based unmanned aerial vehicle using time-domain system identification. Proc of 2000 IEEE. Int Conf Con & App, Anchorage, AK, USA : 808-813.

Tenn, H. K., S. S. Jan, and F. B. Hsiao. 2009. Pitch and roll attitude estimation of a small-scaled helicopter using single antenna GPS with gyroscopes. GPS solute, Springer. pp. 209-220.

Thomson, S. J., L. A. Smith, and J. E. Hanks. 2009. Evaluation of application accuracy and performance of a hydraulically operated variable-rate aerial application system. Trans. ASABE 52(3): 715-722

Thomson, S. J., Y. Huang, J. E. Hanks, D. E. Martin, and L.A. Smith. 2010. Improving flow response of a variable-rate aerial application system by interactive refinement. Comp. and Electron. Agri. 73(1): 99-104.

Thomson, S. J., A. R. Womac, and J. E. Mulrooney. 2013. Reducing pesticide drift by considering propeller rotation effects from aerial application near buffer zones. Sust. Agri. Res. 2(3): 41-51. doi:10.5539/sar.v2n3p41

Tischler, M. B. and R. K. Remple. 2006. Aircraft and rotorcraft system identification. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 523 p.



## 주 의

1. 이 보고서는 농림수산식품부에서 시행한 농림축산식품 첨단생산 기술개발사업의 연구보고서입니다.
2. 이 보고서 내용을 발표할 때에는 반드시 농림축산식품부에서 시행한 농림축산식품 첨단식품 기술개발사업 의 연구결과임을 밝혀야 합니다.
3. 국가과학기술 기밀유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 안됩니다.

