

발 간 등 록 번 호

11-1541000-00863-01

농용 회전익기의 균평 기체설계 및 조종자 친화 자세제어 시스템 개발

Development of a pilot friendly control system
with a roll-balancing unmanned agricultural helicopter

주관연구기관 경북대학교
협동연구기관 순천대학교

농 립 수 산 식 품 부

제 출 문

농림수산식품부 장관 귀하

이 보고서를 “농용 회전익기의 균형 기체설계 및 조종자 친화 자세제어 시스템 개발” 과제의 보고서로 제출합니다.

2011 년 4 월 9 일

주관연구기관명 : 경북대학교
주관연구책임자 : 구 영 모
참여기업: 한성 T&I 황 인 성
협동연구기관명 : 순천대학교
협동연구책임자 : 배 영 환
참여기업: 올 시 스 박 창 하

공백

요 약 문

I. 제 목

농용 회전익기의 균형 기체설계 및 조종자 친화 자세제어 시스템 개발

II. 연구개발의 목적 및 필요성

본 연구의 최종목적인 농용 회전익기의 좌우 균형 기능을 개선하여 방제효과를 제고하고 조종자의 편리함을 도모하는 자세 제어장치를 개발함에 있어 주관기관의 세부과제로서 효율적인 균형 비행을 위한 기체의 적용설계 및 개발과 협동과제인 조종자 친화 자세제어시스템 개발을 연구의 목표로 하였다. 궁극적으로 우리의 실정에 맞는 소형 회전익기를 개발하여 항공방제를 무인화함으로써 벼농사는 물론 밭작물, 과수 등의 소규모 경사지의 정밀·안전방제에 이용되도록 하여 작업자와 환경을 동시에 보호하는 지속적 농업에 기여하고자 한다.

농용 방제 회전익기의 경우 롤 모멘트에 의하여 비행시 동체가 오른쪽으로 기운다. 근본적인 원인은 관행적 테일부 설계에 의한 우측으로 기우는 운동역학적 특성 때문이다. 현재 모든 농용 회전익기는 이러한 문제에서 자유롭지 못하며 이는 불균일한(우측과다) 살포 패턴과 극미량 살포기술에서는 하향풍의 편류로 인하여 심각한 비효율적인 방제효과를 초래한다.

최근의 UAV 기술개발 경향은 대형 고성능화를 추구하고, 선진국에서 개발 중인 일부 대형 무인항공기 체계는 유인항공기의 보완개념에서 벗어나 유인항공기를 대체하는 개념으로 발전하고 있다. 이러한 무인항공기술은 농업용으로 적합하지 않으며 조종자(농업인 운영자)가 편리하게 조작할 수 있는 조종기와 자세제어 장치를 필요로 한다.

따라서 농업분야에서 필요로 하는 무인항공기술은 수직이착륙 회전익기(헬리콥터)를 대상으로 하고 있으며 농업 전용의 기능을 갖추기 위하여 균형 기체의 개발과 조종자 친화 제어시스템의 개발이 요구되었다.

Ⅲ. 연구개발 내용 및 범위

본 연구의 최종목적인 균형 농용 회전익기를 개발하여 방제작업 효율을 제고하고 조종자의 편리함을 도모하는 자세 제어장치를 개발함에 있어, 농용 회전익기의 조종자 친화 비행제어 시스템 개발과 균형기체의 적용설계를 달성하기 위한 연구내용과 범위는 다음과 같다.

◆ 균형비행을 위한 농용 회전익기체의 설계 및 개발

- 균형비행을 위한 기체 설계 및 개발
- 여유출력의 경량 동력부 적용과 개발
- 시작기의 시뮬레이터 장치 개발
- 비례제어(VRA) 균일 방제장치 개발
- 균형기체 및 비행작업의 효과측정

◆ 조종자 친화 자세제어시스템 개발

- 자세 측정·제어 모듈 개발
- 비행 데이터 저장(전송)모듈 개발
- 편류제어 모듈 개발
- 비상 정지(착륙) 모듈 개발
- 양방향 표시장치 및 실용 조종기 개발

Ⅳ. 연구개발 결과

소형무인 회전익기를 이용한 항공방제기술은 효율적이며 안정된 생산과 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화할 수 있다. 이에 본 연구는 무인농용 균형 회전익기 개발에 있어 롤 모멘트를 상쇄하는 거양 테일부를 구성하고 균형비행의 정도와 살포 효과를 측정하여 균형 회전익기의 성능을 검증하였다.

또한 무인 농용방제 회전익기를 운용하는 조종자의 편의와 안전을 돕기 위하여 농용 자세측정 장치와 PID 제어기를 개발하여 조종을 간편하게 하였고 간편한 조종기와 LED를 이용한 비상경보장치를 구성함으로써 보다 간편한 살포작업이 될 수 있도록 추구하였다. 구체적인 연구 및 개발 결과를 다음에 요약하였다.

(1) 이론적 고찰과 실험적 접근을 통하여 롤 모멘트의 크기를 추정하였고 테

일 로터를 주로터의 위치까지 거양하고 테일로터의 구동을 위하여 굴곡형 벨트구동을 설계하여 구현하였다. 균형비행 성능 및 균일도를 측정한 결과 수동과 자동 공히 좌우 균일도가 우수한 것으로 평가되었다.

(2) 농업용 회전익기는 고온 다습한 조건에서 비행을 하게 되고 이는 무인 비행 시스템에 대한 가혹한 능력을 요구하게 된다. 상기한 균형기체의 원활한 운용을 위하여 향상된 출력 엔진의 적용과 냉각부의 개선을 통한 균일한 냉각 유지, 변속부의 상용설계를 통하여 성능을 개선하였다.

(3) 항공살포에 있어 비례제어 기술은 살포속도를 감지하고 이를 이용하여 살포량을 조제용량에 맞추고 균일한 방제가 이루어지도록 시스템을 구성한다. 살포 노즐압력은 미립화 가능 범위인 $\pm 10\%$ 이내에 있기 위하여 토출량은 $\pm 5\%$ 범위에서 조절이 가능해야 하고, 살포속도 또한 $\pm 5\%$ 범위에 있어야 변량 비례제어 기술이 가능하게 된다. 그러나 소필지의 짧은 경로에서 전진가속, 정지, 가로이동 및 후진 가속의 과정이 반복되면서 등속을 유지하기 어려웠다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 빠른 기체의 응답성을 유도하는 스와시 헤드 의 설계 개선과 제어시스템이 필요하게 되었다.

(4) 무인기의 개발 과정에서 시작기의 자세제어 시험은 상당한 위험을 동반하기 때문에 회전익 기체와 연구자를 보호하고 연구과정을 편리하게 하기 위한 비행운동 시뮬레이터를 개발하였다. 모의 비행시험장치는 무인헬리콥터가 4 자유도에 대하여 운동이 가능하도록 짐벌장치를 구성하였고 추력 및 회전 토크를 측정할 수 있게 하였다.

(5) 최근에 MEMS 기술을 이용한 관성 센서가 개발되고, DSP와 같이 빠르고 효율적인 프로세서를 바탕으로 한 저가의 IMU가 가능하게 되어서 GPS를 통합한 AHRS 시스템을 적용할 수 있었다. 사용한 가속도센서, 자이로센서, 지자기센서 및 GPS 모듈은 진자시스템과 짐벌장치를 이용하여 정확도 및 편차들을 검증하였다. 이러한 관성센서를 바탕으로 보완적인 자세검출 알고리즘을 통하여 자세각(롤각, 피치각과 요각), 기체고정 운동 및 지면좌표의 운동 변수들을 칼만 필터를 적용하여 산출하였다.

(6) 회전익기의 상태방정식을 파악할 목적으로 비행 데이터를 분석하기 위하여 비행체의 주파수 응답 해석을 위해 개발된 CIPHER 프로그램을 이용하였다. 주파수 응답을 해석하여 분석된 상태 방정식은 고전적인 PID 알고리즘을 응

용하여 자세제어 알고리즘을 개발하였다. 종 방향에 대한 자세제어는 피치각과 피치 변화율을 되먹임하여 산출한 최적의 종 방향 사이클릭 조종 입력을 이용하였고, 횡방향에 대한 자세제어는 롤각과 롤 변화율을 되먹임하여 최적의 횡 방향 사이클릭 조종 입력을 계산하였다.

(7) 균평기체의 자세 상태변수들의 반응과 제어성능을 시험하였는데, 제어의 조건에서 변이진동이 안정되었다. 따라서 입력값도 안정되어 선순환의 제어과정을 반복하게 된다. 제어 알고리즘에 의하여 조종간의 입력(명령)이 없을 때는 hovering의 상태를 유지하려 하고 명령이 작동하면 cruise 상태를 유지하도록 작성되었다.

(8) 자세제어의 결과에서는 일정한 롤과 피치각을 유지하면서 ± 0.05 rad 정도의 변동폭에서 균평을 유지하였다. 그러나 이 진동폭은 아직 만족스럽지 못한 부분이며 변이진동의 주파수 또한 필터링 되어야 할 것으로 생각된다. 이는 저가 센서의 분해능이 부족하며 제어기의 감쇠비가 낮은 것으로 생각되나 반응속도 면에서는 더욱 빨라져야 할 것으로 생각된다. 반면 요의 제어는 다른 자세와는 독립되어 있으며, 요각의 갑작스러운 운동은 x축 회전각속도(p)에 영향을 주는데 이는 롤 각에 미소한 영향을 주었다.

(9) 개발의 편의를 위하여 관성 센서 데이터와 자세각을 그래픽 모니터링 화면으로 표시하였고, GPS 위치 신호로 이동궤적을 표시하였다. 또한 SD (Secure Digital) 카드가 보안기능 및 비행기록 장치를 위해 비행데이터를 저장하는데 사용되었다.

(10) GPS 모듈을 기초로 편류제어 시험을 실시하였다. 측풍의 교란에 대하여 초기에는 과민하게 반응하지만 이후 5m 직경 내에서 위치를 벗어나지 않고 자세 및 요의 방향을 유지하였다. 요각은 평균 헤드방향을 유지하면서 ± 0.05 radian의 편차를 유지하고, 호버링 롤 자세는 평균 0 deg에서 편차 정도는 ± 0.05 radian의 편차를 보였다.

(11) 무인 조종방식의 농용 방제헬리콥터는 살포작업이나 운용 중 안전성을 제고할 필요가 있어 조종기의 간편성과 비상 상태의 상황을 쉬운 신호를 통하여 양방향 통신을 함으로써 미리 비상상태를 경고하는 한편, 비상 조건에 돌입하게 되면 안전하게 호버링과 착륙 시퀀스로 유도하는 대책을 구성하였다.

(12) RF 송수신 모듈(424.8 MHz)을 이용한 경보 데이터의 무선통신은 기체에

장착되는 송신부에서 비상 데이터를 읽고 설정한 문턱값을 초과하거나 이상이 있다고 판단될 때 신호를 조종기 수신부로 송신하여 간단한 LED 경보표시를 하게 하였다.

(13) 기체 이상(엔진 회전속도, 배터리, 비행자세 등), GPS 수신 이상, 살포장치 이상, 통신 장애, 조작자가 비상정지 조작을 명령하였을 때 미리 설정된 상황에서 비상정지 동작을 수행할 수 있도록 하였다. 특정 상황 시에 무인 회전익기를 정지비행하게 하고 일정 시간(1.5분)이 지난 후 착륙하도록 대책을 구성하였다. 비상착륙의 방법으로 피치신호의 PWM 수치의 12%, 즉 주로터의 피치 각도로 0.5도를 줄여 하강시킬 수 있었다. 하강속도는 약 30cm/sec 정도였으며 수평을 유지하며 랜딩을 통하여 기체에 영향을 주지 않을 하강속도였다.

V. 연구성과 및 성과활용 계획

농업용 소형 무인 회전익기와 이를 이용한 항공방제기술을 개발함으로써 벼농사는 물론 채소, 원예, 과수 등의 방제 작업의 고성능 기계화가 가능하다. 본 연구를 통하여 균형 기체의 개발과 자세제어기 및 간편 양방향조종기를 개발하여 방제 작업의 효과를 제고하며, 조종자의 간편하고 편리한 제어를 제공함으로써 사고와 피로를 저감할 것으로 기대한다. 개발된 무인 균형 회전익기체와 제어시스템은 업체와 공동으로 상품화함과 동시에 방제방법, 제형개발 및 관련 법규의 제정으로 실용화할 수 있도록 하며, 기타 산업용으로도 사업화가 추진되도록 한다.

다수의 논문과 특허를 달성하였으며 농용 무인 회전익기 자세제어 및 기체의 적용설계에 관한 논문과 수평자세유지 회전익기에 관한 특허는 농용 항공 살포영역에서 유일한 성과이다. 이와 같은 성과는 농용 회전익기의 균형 기체 설계와 조종자 친화 자세제어 시스템 개발에 초점을 맞추어 교육 및 기술지도에 활용될 것이다.

공백

SUMMARY

I. Title of the Research

Development of a pilot friendly control system with a roll-balancing unmanned agricultural helicopter

II. Background and Objectives of the Research

The final objective of this research was to develop a roll-balancing agricultural helicopter whereby spraying performance and operator's convenience could be enhanced by achieving lateral balancing of fuselage. 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.

The fuselage of an agricultural helicopter tends to tilt toward the right by the roll moment while in flight due to kinetic characteristics produced by conventional design of tail rotor. All agricultural rotor-crafts currently in use are not free from this problem which results in the uneven spray pattern (over dose on the right side) and reduced spray efficacy due to the drift of down-wash in case of ultra low volume spraying practices.

Recent developments of UAV technology tend to pursuing larger and higher performance aerial vehicles, and advanced unmanned aircraft systems being considered in some developed countries pursue the replacement of manned aircrafts instead of supplementing them. These unmanned aerial technologies do not meet the needs of agricultural

applications where manipulators (farmers and operators) require easy to operate and convenient controllers and attitude-control systems.

Therefore, the technology required in agricultural sector is based on vertical takeoff and landing unmanned aerial rotorcrafts (helicopters), and the development of a roll-balancing rotorcraft and operator-friendly control systems are needed for agricultural application of aerial vehicles.

III. Scope of the Research

To achieve the objectives, the content of this research covers the design and fabrication of a roll-balancing agricultural helicopter whereby spraying performance and operator's convenience could be enhanced by achieving lateral balancing of fuselage. The specific contents of the research are as follows:

- ◆ Development of agricultural VTOL for roll-balancing flight
 - Mechanical design of helicopter for roll-balancing
 - Adoption of a high performance engine with light-weight
 - Development of a variable application rate sprayer
 - Development of a flight simulating gimbal
 - Performance test of spray pattern and roll-balancing
- ◆ Development of a pilot-friendly attitude control system
 - Attitude measurement and control module
 - Monitoring and storage module of flight data
 - Development of drift control Module
 - Development of an emergency landing module
 - Development of an interactive displays trans/receiver

IV. Results of the Research

Aerial spraying technology using a small unmanned helicopter is an efficient and practical tool to achieve stable agricultural production and to improve the working environment and reduce the work load of operators. Therefore, this study attempted to develop a raised-tail mechanism to compensate the roll moment and tested for the performance of roll balancing and the uniformity of spray pattern.

Also, to enhance the operational convenience and safety of the operator, low-cost attitude measuring device and PID controller was developed, More convenient spraying operation can be achieved by the application of simple remote controller and the adoption of emergency alarm system using high-luminance LEDs. Specific research and development results are summarized in the following.

(1) The strength of roll moment was estimated through theoretical and experimental approaches, and the position of tail rotor was elevated to the height of main rotor to compensate the roll moment. A custom-designed belt drive system was implemented to drive the tail rotor. The performance of spraying operation was tested with the roll-balancing helicopter, and the results were satisfactory with uniform spray pattern in both left and right sides of the fuselage.

(2) Agricultural helicopters are usually operated in hot and humid conditions; therefore, sufficient power is required for the UAV. The performance of the UAV was improved by powering with an enlarged engine, applying a uniform cooling system, and adopting more efficient power transmission system.

(3) A variable application rate sprayer system was developed to improve the uniformity of spray pattern by controlling the amount of chemicals according to the speed of vehicle. However, in case of spraying over a small field, it was very difficult to maintain a constant

speed of the vehicle due to frequent accelerations, stoppings, and decelerations in short paths.

Spray nozzle pressure should be controlled within atomization region, and then this requires the discharge rate and the speed of vehicle to be controlled within $\pm 5\%$. To achieve variable application rate application, an improvement in the design of swash head was required for faster maneuverability of the UAV.

(4) A flight simulator was developed to protect the UAV and the operator and to reduce risks during flight testing of prototype vehicles. The unmanned helicopter flight simulation test equipment was configured to enable independent testing in 4-DOF and to measure and to record thrust and torque very accurately.

(5) Recent developments of MEMS technology based inertial sensors and high speed and efficient DSP enabled the fabrication of low-cost IMU and AHRS with GPS integration. The acceleration sensors, gyro sensors and magnetic sensors utilized in this research were tested with custom-designed pendulum and gimbals for their accuracies. The attitude (roll, pitch and yaw angles) and movement of the fuselage in body-fixed and earth-frame coordinate systems were calculated by applying the Kalman filter algorithm on the measurements of the sensors.

(6) To obtain the frequency response of the rotorcraft, frequency-sweep flight tests were performed and the time history data were analyzed by using CIFER program. The output variables of the rotorcraft to primary inputs were described as transfer functions or state equations. Conventional PID control algorithm was applied to enhance the stability of flight dynamics and examples were presented for the cases of roll-rate and yaw-rate control. To produce cyclic pitch servo outputs for roll and pitch control, both attitude and angular rates were utilized as feedback signals.

(7) The reaction of the state variables and control performance were tested. The control augmentation algorithm helped to reduce fluctuations in both input and output variables. Control augmentation algorithm was devised such that the rotorcraft maintain hovering operation when there is no input from the RF controller for a predetermined time interval. Upon receiving control signals from the RF controller, the rotorcraft initiates cruising.

(8) The attitude control of the roll-balancing rotorcraft resulted in a fluctuation of about ± 0.05 rad while maintaining consistent roll and pitch angles. The size and frequency of the fluctuation in attitude response are to be reduced by further research. The relatively poor resolution of the low-cost sensors and the low damping ratio of the controller are to be dissolved, and the response of the fuselage needs to be accelerated.

(9) For the convenience of the development, a monitoring system was developed on the ground station. Inertial sensor data and attitude of the fuselage were transmitted via bluetooth communication channel and displayed on a screen in both numeric and graphic forms. Also the path of the rotorcraft was displayed on the screen to track spray pattern by decoding the GPS signals from the rotorcraft. The flight data were recorded onto an SD card for security purpose and for later data retrieval.

(10) Drift tests were conducted based on GPS module data. The UAV was initially sensitive to side winds but tended to remain within an area of 5 m in diameter while sustaining attitude and yaw angle. Average yaw angle coincided with the direction of path and average deviation was ± 0.05 radian. The average roll angle was maintained with the deviation of ± 0.05 radian.

(11) It is necessary to enhance the safety measures of the agricultural spray helicopters driven by a remote control while in flight. For this

purpose, simplicity of the controller and the notification of emergency situation through easily distinguishable interactive communication was pursued. An algorithm was adopted for mandatory hovering and safety landing in case of emergency.

(12) Emergency situation was detected by observing the measured values of some parameters and making decisions based on a dedicated algorithm. According to the degree of severity, switching of relevant LEDs or the sequence of emergency landing was commanded. An RF transceiver module was also utilized to transmit the occurrences of emergency situations to the remote controller.

(13) Malfunctioning of the UAV (engine temperature, battery status, unstable attitude), signal loss of GPS module, breakage of spraying system, communication failure, and the issuing of emergency landing command by the operator plunges the UAV to the emergency landing sequence. A safety control system stops spraying and forces the UAV to land after hovering during a predefined time interval. In case of emergency landing, the signal for pitch PWM was reduced by 12% which is equivalent to a reduction of the collective pitch angle by 0.5 degree. Descent rate of approximately 30 cm/sec allowed leveling of fuselage and safety landing without severe impact force.

V. Products of the Research and Plans for Their Application

Development of small unmanned helicopters and aerial spraying technique enables highly efficiency mechanization of spray operations for rice, vegetables and fruits. The roll-balancing agricultural helicopter, the attitude controller, and the simple two-way transmitter developed through this research are expected to contribute farmers and helicopter operators by maintaining lateral balancing, increasing the uniformity in spray pattern, and reducing operator fatigue. The

unmanned helicopter and the control systems for it are expected to be commercialized in collaboration with the relevant industry partner. Also aerial spraying technique, chemical formulations specific to aerial spraying, and appropriate legal guidelines should also be development for practical applications.

A number of papers were published and several patents were applied. The papers and patents relating to attitude control of roll-balancing agricultural helicopter are unprecedented. The results of this research will be applied to the education and technology transfer for better farming practices as well.

공백

CONTENTS

Summary (Korean)	3
Summary (English)	9
Chapter 1 Overview of research	25
Section 1 Objectives	27
Section 2 Necessity of research	29
1. Aerial application using an unmanned VTOL	29
2. Necessity of an exclusive VTOL system for farming	31
3. Necessity of pilot-friendly attitude control system	32
Section 3 Scope and content of research	33
Chapter 2 Status of the domestic and abroad technology	35
Section 1 Status of UAV Industries	35
Section 2 Development status of UAV control system	38
Chapter 3 Development of agricultural VTOL for roll-balancing	41
Section 1 Introduction	41
1. Survey of operation state of unmanned helicopter	41
A. Survey respondents	42
B. Operation of unmanned helicopter	45
2. Survey on application of agricultural helicopter	47
A. Spraying with aerial application	47
B. Convenience of aerial application	48
3. Adoption of aerial application using unmanned helicopter	51
Section 2 Mechanical design of roll-balancing helicopter	53
1. Mechanics and design of tail rotor	53
2. Raised tail system	56
3. Tail rotor drive and its thrust measurement device	54
4. Main rotor lift and prediction of anti-torque	61
5. Comparison of experimental and theoretical thrusts	63
Section 3 Adoption of light-weight engine	67
1. Searching light-weight high-power aircraft engines	68
2. Dynamo power test	70
3. Engine head cooling system	74

Section 4 Development of variable application rate sprayer	78
Section 5 Development of a flight simulating gimbal	83
1. Model helicopter flight simulating gimbal	83
2. Agricultural helicopter flight simulating gimbal	85
3. Equations of motion for transfer of rotating pivot	88
Section 6 Performance test of spray pattern and roll-balancing	90
1. Design of a roll-balancing helicopter	91
A. Cancellation of roll moment	91
B. Raised tail rotor and roll-balancing fuselage	93
C. Implementation raised tail unit	94
2. Spray pattern measurement of unmanned aerial spraying	95
A. Measurement of spray uniformity during hovering	96
B. Performance of roll-balancing flight and spray pattern	98
3. Performance of roll-balancing helicopter and spray pattern	100
A. Spray pattern during hovering	100
B. Spray pattern regional spraying	103
C. Performance of roll-balancing flight and spray pattern	107
Chapter 4. Development of pilot-friendly attitude control system	109
Section 1 Introduction	109
Section 2 Flight data storage module and attitude determination	110
1. Attitude measurement module	110
A. Sensor selection and evaluation	110
B. Attitude prediction algorithm	120
2. Monitoring and storage module of attitude data	136
A. Unmanned helicopter attitude monitoring	136
B. Flight data storage module	139
Section 3 Development of the attitude control module	144
1. Dynamic analysis of helicopter using CIFER	144
A. Introduction of CIFER Program	144
B. Flight test for frequency response analysis	145
C. Frequency response analysis	151
2. Attitude control algorithm	174
A. Attitude control algorithm overview	174
B. Attitude control simulation using CIFER results	175
3. Development of attitude and control system	178
4. Attitude control test	182
A. Comparison of the state variables during man/auto flight	184
B. Yaw motion control	194
C. Cruise flight control	195

Section 4 Development of drift control Module	200
1. drift control using GPS module	200
A. Selection of a GPS receiver	200
B. Evaluate GPS receivers	203
C. Drift control algorithm	207
2. Drift control test	208
Section 5. Development of trans/receiver and emergency mode	213
1. Emergency response algorithm	213
2. Development of an interactive displays trans/receiver	217
3. Development of an emergency landing module	222
Chapter 5 Attainability of the objectives and contributions	225
1. Objectives and contents for yearly research plan	225
2. viewpoint and criteria of evaluation	226
3. Achievement of the goals	227
4. Contribution to related fields	229
Chapter 6 Practical application plan of research results	231
1. Publications	231
2. Patents	232
3. Practical plan for industrial achievement	232
Chapter 7 Scientific and technical information abroad	235
Chapter 8 References	237

공백

목 차

요 약	3
Summary	9
제 1 장 연구개발과제의 개요	25
제 1 절 연구목적	27
제 2 절 연구의 필요성	29
1. 무인 수직이착륙 회전익기를 이용한 방제기술의 도입	29
2. 농작업 전용 회전익 시스템 개발의 필요성	31
3. 조종자 친화 자세제어 시스템 개발의 필요성	32
제 3 절 연구 내용 및 범위	33
제 2 장 국내의 기술개발 현황	35
제 1 절 무인항공기 산업 현황	35
제 2 절 무인항공기 제어시스템 개발 현황	38
제 3 장 균형비행을 위한 농용 회전익기체의 개발	41
제 1 절 서 론	41
1. 무인헬리콥터의 조종 및 운영실태 조사	41
가. 설문 응답자의 구성과 모집단	42
나. 무인 헬리콥터의 운영	45
2. 농용헬리콥터 항공방제 및 적용성 실태 조사	47
가. 항공방제의 살포작업	47
나. 항공방제작업의 편의성	48
3. 무인헬리콥터를 이용한 항공방제 적용	51
제 2 절 균형비행을 위한 기체의 설계	53
1. 테일로터의 역학과 설계	53
2. 거양식 테일부	56
3. 테일로터 구동 및 추력측정 장치	54
4. 주로터의 양력과 반토크 추정식	61
5. 추력실험치와 이론치의 비교	63

제 3 절	여유출력의 경량 동력부 적용설계	67
1.	경량 고출력 항공 엔진의 수급	68
2.	다이내모 동력 측정	70
3.	엔진 헤드 냉각 장치	74
제 4 절	비례제어 방제장치 개발	78
제 5 절	시작기의 모의비행운동 거치장치 개발	83
1.	모형 헬리콥터 모의비행 짐벌 장치	83
2.	농용 헬리콥터의 모의비행 짐벌장치	85
3.	회전 중심점 이동에 따른 운동방정식	88
제 6 절	균평 기체 및 살포 분포 성능시험	90
1.	균평기체의 설계	91
가.	롤 모멘트의 상쇄	91
나.	거양 테일 로터와 균평 기체	93
다.	거양식 테일부 구현	94
2.	무인 항공살포 및 분포도의 측정	95
가.	호버링 살포 균일도의 측정	96
나.	균평비행 성능 및 비행살포 균일도의 측정	98
3.	균평기체 및 살포분포 성능	100
가.	정지비행 살포패턴	100
나.	구간비행 살포 패턴	103
다.	균평기체의 성능 및 살포분포	107
제 4 장	조종자 친화 자세제어시스템 개발	109
제 1 절	서론	109
제 2 절	자세 측정 및 비행 데이터 저장 모듈 개발	110
1.	자세 측정 모듈	110
가.	센서의 선정과 성능 평가	110
나.	자세 추정 알고리즘	120
2.	비행 자세 모니터링 및 저장 모듈 개발	136
가.	무인 헬리콥터 자세 모니터링	136
나.	비행 데이터 저장 모듈 개발	139
제 3 절	자세 제어 모듈 개발	144
1.	CIFER를 이용한 헬리콥터의 동특성 분석	144
가.	CIFER 프로그램 개요	144
나.	주파수 응답 해석을 위한 비행시험	145

다. 주파수 응답 해석	151
2. 자세제어 알고리즘	174
가. 자세제어 알고리즘 개요	174
나. CIFER 분석 결과를 활용한 자세제어 시뮬레이션	175
3. 자세측정 및 제어 시스템 구성	178
4. 자세제어 시험	182
가. 수동 및 자동 비행에서의 상태변수 비교	184
나. 요(yaw) 운동의 제어	194
다. 순항(직선) 비행의 제어	195
제 4 절 편류제어 모듈 개발	200
1. GPS 편류제어 모듈	200
가. GPS 수신기의 선정	200
나. GPS 수신기의 성능 평가	203
다. 편류제어 알고리즘	207
2. 편류제어 시험	208
제 5 절 양방향 간편 조종기 및 비상 모듈 개발	213
1. 비상 대처 알고리즘	213
2. 양방향 표시 간편 조종기 개발	217
3. 비상착륙 모듈 개발	222
제 5 장 목표달성도 및 관련분야에의 기여도	225
1. 연차별 연구개발의 목표 및 내용	225
2. 평가의 착안점 및 기준	226
3. 연구개발의 목표달성도	227
4. 관련분야 기여도	229
제 6 장 연구개발 성과 및 성과활용 계획	231
1. 논문 성과	231
2. 특허 성과	232
3. 기술적 산업적 성과	232
제 7 장 해외 과학기술 정보	235
제 8 장 참 고 문 헌	237

공백

제 1 장 연구개발과제의 개요

농산물 시장은 무한 경쟁시대에 있어 이에 대응한 농업의 경영혁신 노력도 크게 진전되고 있으며, 생물산업(농업)의 경쟁력 강화를 위하여 품질 고급화와 생산비 절감을 위한 기술의 개발에 대한 노력이 보다 절실히 필요하다. 특히 생산비 중 노동력비용이 차지하는 비중이 높기 때문에 생력적 생산기술의 개발이 경쟁력 향상에 중요한 과제였으며, 우리나라의 경우에도 농업생산에 기계화와 자동화가 추진되어 노동강도가 줄어들고 있다. 그러나 여전히 인력에 의한 농작업 수행이 불가피한 경우가 있으며 농가인구의 감소, 노동력의 고령화에 따른 일손 부족 등으로 노동력에 대한 생산비 부담이 증가되고 있다.

특히 농작물의 감수방지와 생산의 안정화를 도모하기 위한 병충해 및 잡초 방제 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 (Koo 등, 2006a).

벼농사는 물론 밭작물, 과수 등의 소규모 필지의 정밀안전방제에 이용 가능한 무인조종방식의 농용무인헬리콥터가 활용되고 있으며 선진농업국가에서는 이미 무인항공방제 면적이 유인 항공방제에 의한 살포 면적을 추월하고 있다. 현재 일본에서는 무인헬리콥터가 항공방제, 시비 및 과종작업에 이용되고 있으며, 항공촬영, 산불감시, 영화, 공중감시는 물론 군사용으로 까지 적용범위를 넓혀가고 있다. 우리나라에서도 일부 평야지대와 서해안 간척지에서 유인항공방제를 시행하고 있으나 실기 항공방제는 평야지의 일시 방제로 방제효과가 높음에 비하여, 산악 및 계곡이 많고, 농가와 가축 등이 혼재하며 필지규모가 작은 대부분의 지역에서는 적용이 곤란할 뿐 아니라 장애물 및 헬리포트의 설치 등 제한적 요소가 많다. 따라서 소형무인 헬리콥터를 이용하면 소규모 필지에도 작업이 가능하고, 소량살포와 하향풍에 의한 강력한 침투력으로 부착율을 높이고 살포입자의 비산을 크게 줄일 수 있어 작업자의 농약중독우려 감소와 환경보전적 저투입 (8~10ℓ/ha)으로 지속 가능한 농업을 지향할 수 있

다(구영모, 2006a). 소형무인 회전익기를 이용한 항공방제기술은 효율적이며 안정된 생산과 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화하여 경쟁력을 갖출 수 있으리라 생각된다(Koo 등, 2006a).

헬리콥터의 주로터는 공기의 저항을 이기고 회전하기 때문에 주로터의 회전과는 반대방향으로 기체가 회전하려는 반작용 토크가 존재한다. 이것을 반토크라고 하며 이 토크를 상쇄시키도록 테일로터에 의해 평형토크를 발생시킨다. 테일로터의 추력은 기체가 돌려고 하는 방향과는 반대로 작용하게 되고 정지비행상태에서는 반토크와 테일로터의 추력에 의한 토크가 평형되고 있는 상태이다. 실제로 반토크는 주로터의 회전속도나 피치, 비행 시 조건에 의해서 항상 변하게 되므로, 조종시스템은 자이로의 반응에 따라 움직임을 감지하면서 기체의 자세를 제어하게 된다. 따라서 테일부는 조종 시스템과 연관하여 기체의 자세유지의 주된 역할을 한다 (Shim, 1993).

농업분야에서 필요로 하는 UAV(unmanned aerial vehicle) 기술은 수직이착륙 회전익기를 대상으로 하고 있으며 일본 야마하의 Rmax 기종이 시초라고 볼 수 있다. 경북대학교(Koo 등, 2010)는 실용화 무인 회전익기를 개발하고 이를 이용한 농약살포에 대하여 연구한 바 있으나, 농업 전용의 헬리콥터로서의 요구사항을 만족시키기 위해서는 균형 기체의 개발이 추가적으로 요구되고 있다. 회전익기가 운동역학적 요소에 의해서 영향을 받을 때 여러 요인에 의해서 불균평한 비행을 하게 되면 한쪽으로 편류 하게 되고 다시 이를 바로 잡기 위하여 로터의 사이클릭 피치를 반대로 기울여 균형을 이루게 된다. 이러한 기울어짐 현상의 주된 원인은 테일로터의 추력 방향과 롤 모멘트에 의한 기체의 비틀림 때문이다(Koo 등, 2006b). 이러한 기울어짐은 결과적으로 편중된 하향풍을 형성하고 농업용 헬리콥터에서는 균일한 살포에 방해가 되는 요소로 작용한다. 이러한 기울어짐 현상은 기체 자세제어의 방법으로는 해결할 수 없는 동역학적 문제를 근원적으로 내포하고 있다. Prouty (2002)는 거시적 유체유동의 역학을 통하여 주회전면에서의 양력과 반토크를 추정하였고, 이에 대한 테일로터의 요구 추력을 계산하였다. 또한, Gavrilts 등 (2001)은 이를 소형 모형 헬리콥터에 적용하여 현실적으로 자세제어기 등에 적용하였다.

현재 모든 농용 회전익기는 이러한 문제에서 자유롭지 못하며 이는 불균일

한(우측 과다) 살포 패턴과 초미량(ULV) 살포기술에서는 심각한 비효율적인 방제효과를 초래한다. 근본적인 원인은 현재 관행적 테일부 설계에 의한 우측으로 기우는 운동역학적 특성 때문이다. 이를 해결하기 위하여 테일부를 거양하여 롤 모멘트를 상쇄시키도록 하는데(Leishman, 2002) 이러한 설계는 주로터의 후류와의 공진현상을 피할 수 있어야 하는 진동역학과 유체역학적 고려가 요구된다(Brown and Fletcher, 2007).

제 1 절 연구목적

본 연구의 최종목적은 우리의 실정에 맞는 소형 회전익기를 개발하여 항공방제를 무인화 하는데 있다. 작업효율을 제고하는 균형 기체를 적용하고 조종자의 편리함을 도모하는 자세 제어장치를 개발함으로써 벼농사는 물론 밭작물, 과수 등의 소규모 경사지의 정밀·안전방제에 이용되도록 하여 작업자와 환경을 동시에 보호하는 지속적 농업에 기여하고자 한다. 따라서 농용 회전익기의 균형 기체설계 및 조종자 친화 자세제어 시스템 개발이라는 최종목적의 결과로 제작될 소형무인 회전익기의 체원을 표 1-1에 보였고 세부 연구의 목표는 다음과 같다.

농용 회전익기의 조종자 친화 비행제어 시스템 개발과 균형기체의 적용설계이라는 목표를 수행 하기 위하여 주관기관의 세부과제 효율적인 균형 비행을 위한 기체의 적용설계 및 개발과 협동과제인 조종자 친화 자세제어시스템 개발로 구성되고 그 세부연구내용은 다음과 같다.

◆ 세부과제 : 균형비행을 위한 농용 회전익기체의 설계 및 개발

- 균형비행을 위한 기체 설계 및 개발
- 여유출력의 경량 동력부 적용과 개발
- 비례제어 균일 방제장치 개발
- 시작기의 시뮬레이터 장치 개발
- 균형기체 및 비행작업의 효과측정

◆ 협동과제 : 조종자 친화 자세제어시스템 개발

- 자세 측정 및 제어 모듈 개발
- 편류제어 모듈 개발
- 비행 데이터 저장(전송)모듈 개발
- 비상 정지(착륙) 모듈 개발
- 양방향 표시장치 및 실용 조종기 개발

표 1-1. 개발 목표 무인헬리콥터의 제어장치 제원 및 성능

	항 목	제원/성능	비 고
제어부	수동조종형식	R/C (9ch)	간단화된 PCM1024ZH
	편류제어형식	GPS, Azimuth	multi-DSP
	스와시형식	CCPM	3 servo 90/120°
	자세제어형식	3-axis Gyro	AVR, Gy601
	비행데이터	SD/wireless display	저장/무선전송 표시
	비상착륙모듈	hovering	GPS/이상감지
동력부	엔진형식	2기통,2행정	대향공냉식/ 냉각장치
	출력(PS)	35	여유출력제공
	배기량(cc)	340	경량특성
	로터직경(m)	3.15	오토로테이션 및 효율적 단면
	테일부	0.25	균형 pylon 설계
	기어비	6.9:1	870 rpm
기대부	동체크기(mm)	3700(L)×1000(H)×750(W)	
	총중량(kg)	80	작업장치포함
	유상하중(kg)	30	총이륙하중 120 kgf
	살포장치(lpm)	1.5-2.0	균등살포
	작업능력(ha/일)	20-30	속도 10-20 km/hr
	(ha/batch)	2	20 min/ha

제 2 절 연구의 필요성

1. 무인 수직이착륙 회전익기를 이용한 방제기술의 도입

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 및 10~18시간의 많은 노동력 투하를 필요로 하고 있다(농촌진흥청, 2006). 수작업의 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 제시되고 있다. 무인 회전익기가 병충해 발생에 대한 적기 방제, 지역농업실정에 맞는 소규모 정밀 방제, 유인 항공기에 비해 적은 소음 및 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 헬리콥터에 의한 방제 면적이 계속적으로 증가하는 추세이고 우리나라도 조금씩 늘어나는 경향을 보이고 있다(Koo 등, 2006a).

우리나라의 무인항공방제를 위한 기술개발은 1990년부터 대우중공업 우주항공연구소와 러시아의 Kmov사가 ARCH-20/50을 1997년까지 공동개발하였으나 실용화되지는 못했다. 2003년부터 무성항공이 일본 Yamaha의 Rmax 농업용 무인 헬리콥터를 도입하여 병충해 방제에 직접 적용하여 살충 및 살균제를 살포하거나, 벼 특성화 사업지역에서는 키토산 등을 살포하고 있다. 이 무인 헬리콥터는 2~3명의 작업인원으로 다양한 종류의 약제와 액제 입제 비료 및 종자 등의 살포도 가능하여 2010년 경기도와 충남, 전남 일대의 벼 살포 실적이 연면적으로 30,000ha에 달하고 있다(무성항공, 2009).

일본에서의 유인항공방제 면적은 해마다 줄어들고 무인항공방제 면적은 증가하는 경향을 보이고 있다. 무인헬리콥터에 의한 방제가 계속적으로 증가하여 일본에서의 무인항공방제면적이 2003년 유인 헬리콥터를 이용한 항공방제

면적을 추월한 것은 무인헬리콥터에 의한 방제가 다른 방제의 방법보다 다음과 같은 장점들을 가지고 있기 때문이다.

① 하향풍에 의한 방제효과가 좋다. 작물 바로 위 3~4m의 낮은 고도에서 로터의 하향풍을 이용해 약제를 밑으로 강제 이송시키기 때문에 다른 곳으로 약제가 비산될 염려가 적으며, 농약이 작물에 정확하게 부착되어 뛰어난 방제효과를 보인다.

② 경제적이며 정밀방제에 의해 친환경적이다. 농경지와 가옥 등이 혼재하고 있는 우리나라의 실정에서 정밀방제가 가능하다.

③ 작업자의 노동강도를 줄이고 안전하고 쾌적한 작업환경을 제공한다. 무인헬리콥터를 이용한 방제작업의 장점 중 작업자의 노동 강도를 현저히 줄일 수 있다는 점은 노동력이 노령화되어 가는 시점에서 중요한 대안이 되고 있다. 눈에 직접 들어가지 않고 주변에서 무인조종으로 약제를 살포하므로 농약 살포시 농약에 노출될 기회가 적어 안전하고 쾌적하게 농약살포작업을 할 수 있다.

④ 다목적으로 그 활용도가 우수하다. 친환경약제인 키토산, 목초액, 유산균제 등을 손쉽게 살포하여 무농약 재배에 널리 이용되며 노즐의 교환을 통하여 일반약제, 제초제, 영양제 등을 살포할 수 있으며, 방역활동 및 감시활동에도 사용이 가능하여 활용도가 우수하다.

⑤ 소규모 필지에 적용이 가능하다. 기체 크기가 소형이므로 유인헬리콥터가 들어가지 못하는 지형에서도 작업이 가능하고 기동성이 뛰어나 적기방제에 능동적이다. 소필지의 장애물이 많은 지역에서의 운용이 가능하며 또한 넓은 지역 내 소필지 이중작물에 대한 살포작업이 가능하다.

소형 무인헬리콥터를 이용한 항공방제는 기술적으로 1/4 ha(50 m×50 m) 정도의 최소면적에도 적용이 가능하며, 경제적인 관점에서는 750 ha/yr 정도가 비용분기점으로 판단된다. 본 항공방제기술의 최대포장능률은 50~80 ha/day 정도이며 수도작에 주로 적용하고 있으나 전작 및 과수에도 적용을 확대하려 하고 있다(Koo 등, 2006).

석태수 등(2006)은 농용헬리콥터의 핵심요소인 동력부의 엔진을 선발하고 성능을 평가함과 동시에 헬리콥터 설계목표에 적절한 트랜스미션의 제원을 설계하고 제작하였다. 이 연구에서 최적 출력 조정시 최대 가용출력을 얻을 수

있을 것으로 분석되었고, 이에 대응한 적절한 감속비로 주로터 구동용 트랜스미션을 설계 제작하였다. Koo 등(2006b)은 메인 블레이드의 유상하중에 대한 성능을 시험하기 위하여 로터 헤드부를 제작하고 양력을 측정하였다.

2. 농작업 전용 회전익 시스템 개발의 필요성

대부분의 UAV는 군사적 목적으로 개발과 활용되고 있으며 일반적으로 지역에 대한 감시, 정찰 및 정보 수집을 목적으로 운영되고 있다. 그러나 이는 고정익을 주 대상으로 하고 있으며 회전익을 이용한 제어 및 기체의 개발은 드물다.

농업분야에서 필요로 하는 UAV기술은 수직이착륙 회전익기(VTOL)를 대상으로 하고 있으며 일본의 Yamaha의 Rmax 기종이 시초라고 볼 수 있다. 경북대학교는 실용화 무인 회전익기를 개발한 경험이 있고 이를 이용하여 자세 제어 연구가 진척되었다. 이에 농업전용의 기능을 갖추기 위하여 균형 기체의 개발과 조종자 친화 제어시스템의 개발이 요구되었다.



그림 1-1 운동역학적 평형과 우측으로의 기울어지게 하는 roll moment (R_m)

회전익기는 균평한 비행을 하기 위하여 몇 가지 운동역학적 요소에 의해서 영향을 받는다. 주요인으로 반토오크 테일부의 위치설계, 전진 비행속도 및 균등한 하중배치 등이 그것이다. 이러한 요인에 의해서 불균평한 비행을 하게 되어 오른쪽으로 치우치게 비행을 하게 되면 오른쪽 약통으로 하중이 몰리게 되고, 다시 이를 바로 잡기 위하여 로터의 사이클릭 피치를 좌로 기울이면 결과적으로 편중된 불균일한 하향풍(downwash)이 형성된다.

제자리 비행의 경우에 roll moment는 테일붐의 비틀림으로 나타나고 제자리 비행시 동체가 오른쪽으로 기운다. 현재 모든 농용 회전익기는 이러한 문제에서 자유롭지 못하며 이는 불균일한(우측과다) 살포패턴과 ULV 살포기술에서 심각한 비효율적인 방제효과를 초래한다. 근본적인 원인은 현재 테일부 설계에 의한 우측으로 기우는 운동역학적 특성 때문이다(그림 1-1).

3. 조종자 친화 자세제어 시스템 개발의 필요성

UAV제어를 위한 조이스틱 등의 간단한 조작부와 LED, Beeper, 수치 표시부 등으로 구성된 조종자 친화적 실용 조종기는 군사적 목적으로 활용되기 때문에 고정익을 주 대상으로 하며 회전익을 이용한 기체와 제어방법의 개발은 드물다. 최근의 UAV 기술개발 경향은 대형 고성능화를 추구하고, 선진국에서 개발 중인 일부 대형 무인항공기 체계는 유인항공기의 보완개념에서 벗어나 유인항공기를 대체하는 개념으로 발전하고 있다. 저고도 통신위성의 목적을 대신하거나, 지구상의 홍수나, 화재, 태풍 등을 관측하는 장비로 연구 개발하는 추세를 보이고 있다(윤, 2003).

이러한 UAV기술은 농용에 맞지 않으며 조종자(농업인 운영자)가 편하게 접근할 수 있는 조종기와 자세제어 장치를 필요로 한다. 일본과 한국의 사고의 예를 분석하여 볼 때 조종기의 혼선 방지 및 단순화가 필요하며, 양방향 통신을 이용한 상태신호의 표시(속도, 기체상태, 자동, 전원 상태)를 필요로 한다. 이를 위해서는 다기능의 지상 감시 장치(ground monitoring system)를 단순화한 스위치, 조이스틱 등의 개발이 요구된다.

경북대학교에서 연구를 위하여 구성했던 제어 개념도에는 엔진 조정역, 자세 제어역 및 비상 제어역이 내재되어 있고 송신기(Remote controller)는 조종기에 장착이 되어 채널별로 각각을 독립적 또한 연동으로 제어할 수 있다(그림 1-2). 엔진조정역에서 스로틀과 엔진 정지서보를 제어하고 거버너와 함께 엔진의 상용 회전속도를 조정유지 하도록 구성하였다. 자세 제어역에서는 기체의 좌·우 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. 비상 제어역에는 GPS장치와 엔진 헤드온도 센서 및 엔코더를 장착하여 비상시 서행하강의 모드가 작동하도록 하도록 구성하게 된다. 시스템의 하드웨어와 프로그램은 자세 제어·측정 모듈, 편류제어 모듈, 비행 데이터 저장(전송)모듈, 비상 정지(착륙) 모듈 등으로 구성되어 개발된다. 그러나 지상 감시 장치(ground station)는 구매자의 선택으로 남겨둘 필요가 있다.

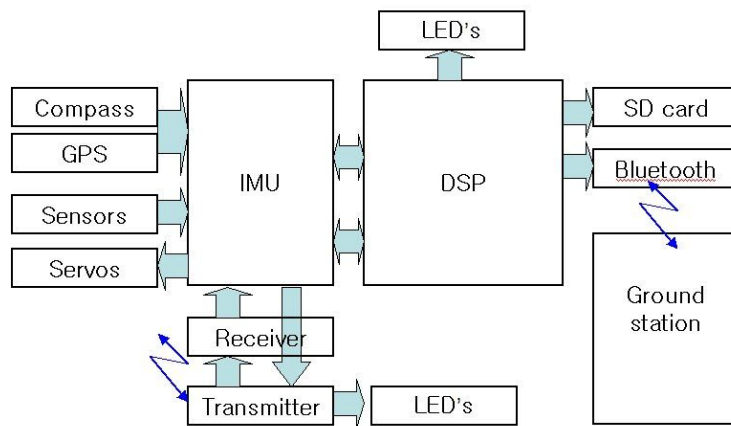


그림 1-2 자세제어 장치의 개념구성도

제 3 절 연구 내용 및 범위

본 연구의 최종목적인 농용 회전익기의 균형 기능을 개선하여 작업효율을 제고하고 조종자의 편리함을 도모하는 자세 제어장치를 개발함에 있어, 농용 회전익기의 조종자 친화 비행제어 시스템 개발과 균형기체의 적용설계라는 목표를 수행하기 위하여 주관기관의 세부과제 효율적인 균형 비행을 위한 기체의 적용설계 및 개발과 협동과제인 조종자 친화 자세제어시스템 개발로 구성되고 그 세부연구내용과 범위는 다음과 같다.

세부과제명	세부연구내용	연구개발 범위
제1세부과제 균평비행을 위한 농용회전익기체의 설계 및 개발	무인헬기 조종 및 사용자 실태조사	보급 대수, 경영분석, 방제적용 실태, 사용자 설문조사, 항공방제 사업
	경량/여유출력 특징의 동력부 수급 및 적용	동력부 핵심요소의 수급, 엔진, 클러치, 트랜스미션, 전장품 구성
	시작기의 모의 비행 운동 거치장치 개발	모형 비행장치의 고안 및 실험, 무인헬기용 4자유도 장치제작
	균평 비행을 위한 기체설계 및 개발	Pylon 테일부의 설계제작, 동력부시험 테일부 추력측정 및 시뮬레이션
	비례제어 방제장치 (VRA) 개발	방제 제어기의 제작, 방제장치 및 붐의 제작, 속도 및 조종기의 연동설계
	균평기체 및 비행작업의 효과측정	방제입자 분포의 정량 측정, 방제붐의 장착, 기체의 자세측정과 비교
제1협동과제 조종자 친화 자세제어 시스템 개발	무인헬기 제어기술 자료 수집 및 분석	각종 논문 및 자료 온·오프라인 검색, CIPHER 프로그램의 기능 및 기본원리 분석
	자세측정 모듈 개발	MEMS형 IMU를 이용한 관성항법장치 설계, 비행 데이터 분석/상태방정식 구명
	자세제어 모듈 개발	PWM 방식의 서보 제어기 제작, IMU, GPS 통합형 자세제어 시스템 개발
	비행 데이터 저장/전송 모듈 개발	RS-232 데이터 SD 저장, 블루투스 무선 통신을 이용한 데이터 원격 PC 전송
		블루투스 또는 RF모듈을 이용한 무선 송수신 모듈개발, 비행데이터 저장장치 제작
	양방향 표시장치/실용 조종기 설계	무선조종기와 수신기의 제어 신호 분석, 양방향 표시장치 설계 및 구현
		조작신호 및 자세모니터링 시스템 개선, 간편 조종기 개발
편류제어 모듈개발	편류상황 감지논리 개발, 비상 편류 호버링 범위규정, 비행고도 보정장치 제작	
비상 정지(착륙) 모듈 개발	기체 및 센서의 이상 감지논리 개발, 비상정지/착륙을 위한 기체 제어방법 개발	

제 2 장 국내외 기술개발 현황

제 1 절 무인항공기 산업 현황

UAV(unmanned aerial vehicle)는 고도(altitude), 체공시간(endurance), 이륙중량(take-off load) 등의 기준으로 분류되며, 본 연구의 관심 목표 무인헬리콥터는 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 (김중욱 등, 1999).

회전익 무인항공기는 군사용의 핵심 장비로 부각되고 있다. Northrop Grumman, Boeing, Bell 등 항공군수업체들은 1990년대부터 무인헬리콥터 개발에 들어갔으며 현재 무인비행체 분야에서 가장 앞선 국가인 미국과 이스라엘을 중심으로 군수와 민수분야에서 무인비행체 개발 프로그램들이 전 세계적으로 50건 이상 진행되고 있다. 이중 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 수집 등의 목적으로 민수용 산업무인헬리콥터는 다양한 분야에서 활용되고 있다. 무인 헬리콥터의 수요가 급증하고 있어 2013년 국내시장 규모 875억 원, 세계 시장규모 2.5조원에 이를 것으로 추정되고 있다(Frost and Sullivan, 2001).

세계의 Light VTOL-UAV 생산은 14개국 35개 이상의 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 미비하다(Lee 등, 2000). 고도는 3-10m 이내, 작업 반경은 100-200 m 이내로 제한되는 농용헬리콥터는 1990년부터 대우중공업 우주항공연구소에서 ARCH-20/50을 개발할 목적으로 러시아(Komov)와 공동 개발을 1997년까지 행하였고 (Daewoo H.I. Ltd, 1997) 시행 도중 중단된 바 있다. 월성산업(전북 고창, 윤여홍)은 일본제 부품을 구입하여 조립을 시도하였으나 주요부품의 개발 및 구입불가로 중단하였다.

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 21PS의 출력을 발휘하는 수평대향 수냉식 2사이클엔진을 탑재하였으며, 주로터 반경이 3115mm이며, 자중은 68kg로서 유상하중은 20kg 정도이다.

경북대학교와 농촌진흥청 농업공학부(구 농업공학연구소)는 시작기 형태의 무인 회전익기를 개발하였으며 그 결과 그림 2-1과 같은 시작기 형태를 구현하였다(2004 & 2007).



그림 2-1 경북대학교와 농업공학연구소의 협동연구로 구현된 무인 회전익기

회전익 시스템은 그림 2-2에 보인 것 같은 역할에 따라 동력부, 로터부, 테일기대부 및 조종부로 나누어 구성되고 각 모듈은 상호 유기적인 관계를 유지하며 연동된다. 동력부는 최대 마력 혹은 토크가 발생하는 회전수에서 상용할 수 있도록 유지되어야 하며 적절한 기어비를 사용하여 주로터축의 최적 회전수를 제공한다. 또한 로터부는 조종부의 신호에 따라 비행에 필요한 조향 및 자세유지를 제공하며 반토크를 상쇄하기 위하여 테일로터의 추력을 발생 시킴과 동시에 비행방향을 조종하는 요(yaw)각의 제어를 제공한다. 따라서 적절한 추력의 범위는 테일로터의 형상, 회전속도 그리고 피치각의 조정에 의해서 구현된다.

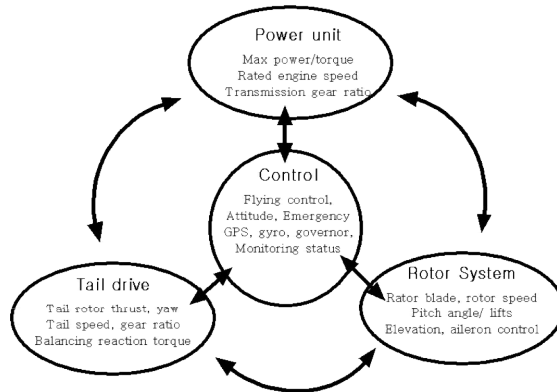


그림 2-2 회전익기의 각 모듈의 구성과 연동을 위한 제어시스템

로터부와 테일부의 작동은 서보모터에 의해 행해지며 자이로 및 감시센서들에 의해서 조종부가 자세제어를 위하여 판단한다. 제어부는 상태감시를 통하여 비상제어 과정으로 돌입할 수 있다. 상기한 네 가지 모듈은 서로 최적의 범위에 있도록 상호 연동되며 제어되도록 설계되어야 한다.

일반적인 회전익기의 균형비행의 조건은 절대적으로 요구되는 제어조건은 아니며 일반적으로 동체는 기울어지더라도 제자리비행이 가능하도록 하여 자세의 요동이 없어 조종자가 쉽게 조정할 수 있는 목적을 달성하는 조건이다. 그러나 농용헬리콥터에서는 이러한 균형기체의 조건이 필수적이며 항공방제의 효과를 제고하는 중요한 조건이 된다. 회전익기는 균평한 비행을 하기 위하여 몇 가지 운동역학적 요소에 의해서 영향을 받는다. 주요인으로 반토오크 테일부의 위치설계, 전진 비행속도 및 균등한 하중배치 등이 그것이다. 이러한 요인에 의해서 불균평한 비행을 하게 되면 오른쪽으로 치우치게 비행을 하게 되면 오른쪽 약통으로 하중이 몰리면서 다시 이를 바로 잡기 위하여 로터의 사이클릭 피치를 좌로 기울이면 결과적으로 편중된 불균일한 하향풍이 형성된다. 현재 모든 농용 회전익기는 이러한 문제에서 자유롭지 못하며 이는 불균일한(우측과다) 살포패턴과 ULV 살포기술에서는 심각한 비효율적인 방제효과를 초래한다. 근본적인 원인은 현재 테일부 설계에 의한 우측으로 기우는 운동역학적 특성 때문이다.

일반적인 회전익형기체에 대한 연구와 사업은 제한적이며 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 헬리콥터는 일본과 한국이 주도하고 있다. 특히 균평기체에 대한 연구는 처음이며 일본의 Yamaha는 기체가 기우는 현상에 대하여 인정하고 있다. 따라서 농용헬리콥터의 균평기체에 대한 구현은 본 연구가 최초라 할 수 있다.

제 2 절 무인항공기 제어시스템 개발 현황

무인항공기의 제어시스템의 성능과 신뢰성이 무인항공기의 임무 수행능력을 좌우하므로 비행 또는 센서장비의 제어시스템이 중요하다. 이러한 헬리콥터의 비행제어시스템은 로터와 기체의 동특성, 불안정성, 비선형성, 시변 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 et al.(1991)은 모형헬리콥터를 5-DOF 집벌에 장착하여 이러한 이론들을 구현하였다. Shim 등(1994)은 모형헬리콥터 정지 비행제어에 관한 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 회전익기의 운동을 더욱 정확히 표현할 수 있어 다양한 비행 상황을 정확히 구현할 수 있고 큰 perturbation에서도 유효하고 gain scheduling이 필요하지 않다. 이는 복잡한 운동방정식의 유도를 필요로 하여 많은 계산시간을 요구한다. DSP등 탑재 컴퓨터의 계산능력 향상과

수치해법의 효율개선에 따라 점차적으로 적용되고 있는 실정이다.

그러나 이러한 알고리즘 들은 고도의 추격기술, 회피기술 및 편대비행 등 아크로벳 비행기술 등에 적용된 것으로 농용 회전익기에는 전형적인 PID기술로서 충분하다는 판단이다(심현철, 2009)

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 안정화시켜주고 있다. 자이로나 가속도계와 같은 센서 보상 방법에 대한 문제와 초기정렬 등에서 생기는 오차의 문제를 주로 칼만필터 등을 통하여 해결하고 있다.

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 연결되어 있다. 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 (박찬국과 진용, 1999).

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 적용될 수 있다.

DJI Innovations Co., Integrated Dynamics Co., 또는 weControl 등에서 UAV를 위한 비행제어시스템을 개발하여 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.

제어기를 개발하고 검증하기 위해서는 이를 적용할 수 있는 시뮬레이션 환경의 구성이 필요하고 비행시험을 위한 신뢰성이 우수한 기체와 탑재 비행제어시스템의 확보가 핵심이다. 따라서 본 연구에서는 이러한 제어기 개발을 위한 균형기체의 테스트 베드를 구성하고 다양한 신호처리 및 고속 연산에 유리하고 소형회전의 무인항공기를 실시간으로 제어 가능한 DSP를 이용하여 적절한 센서의 선택과 컴퓨터 설계가 필요하다.

제 3 장 균평비행을 위한 농용 회전익기체의 개발

본 연구의 최종목적은 농작업 실정에 맞는 소형 회전익기를 개발하여 항공 방제를 무인화 하는데 있다. 작업효율을 제고하는 균평 기체를 적용하고 조종자의 편리함을 도모하는 자세 제어장치를 개발함으로써 벼농사는 물론 밭작물, 과수 등의 소규모 경사지의 정밀·안전방제에 이용되도록 하여 작업자의 안전과 환경을 동시에 보호하는 지속적 농업에 기여함에 있다. 따라서 농용 회전익기의 균평 기체설계 및 조종자 친화 비행제어 시스템 개발의 세부 연구의 목표는 다음과 같다.

(1) 농용 회전익 균평기체의 적용설계 및 개발

(2) 조종자 친화 자세제어시스템 개발

본 장에서는 주관기관의 세부과제인 효율적인 균평 비행을 위한 기체의 적용설계 및 개발의 세부연구내용을 기술하고자 하며 주요 내용은 다음과 같다.

◆ 균평비행을 위한 농용 회전익기체의 설계 및 개발

- 균평비행을 위한 기체 설계 및 개발
- 여유출력의 경량 동력부 적용과 개발
- 비례제어 균일 방제장치 개발
- 시작기의 모의비행운동 거치장치 개발
- 균평기체 및 비행작업의 효과측정

제 1 절 서 론

1. 무인헬리콥터의 조종 및 운영실태 조사

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

및 이륙이 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 203명(2009년)이 활동하고 있는 것으로 파악되고 있다.

무인헬리콥터는 ‘unmanned’이므로 규정된 안전거리 (15m) 밖에서는 인명 사고가 없으며 단지 헬리콥터 비행체의 재산상 피해만 있을 뿐이다. 최근 부주의, 조작 미숙, 사전 미확인, 유도자 미숙 등에 의한 50여 건의 사고가 보고 되었으며 여기에는 인명피해도 포함되어 있다. 접촉 대상물은 전선, 가옥, 전주 등이 가장 많았고 단독사고도 일어난 것으로 보고되었다.

무인헬리콥터를 안전하게 운용하기 위하여 무인항공협회를 설립하고 제작사와 함께 운영하고 있다. 협회는 산업용 무인헬리콥터 운영요령을 확립하여 살포장치, 조정자 기술기준 및 무인헬리콥터용 농약기준을 마련하고 제작사는 제조기술과 정비사제도를 운영하면서 조정자 교습학교를 협회로부터 위탁받아 운영하고 있다. 조정자격증은 협회에서 발행하고 조정 및 운영자는 안전운행 연수회에 참가하여 운용요령 및 규칙을 인지하도록 하고 있다.

이에 본 연구에서는 농용 무인헬리콥터의 사용 및 운영실태를 파악하여 안전하고 효율적인 방제시스템을 개발하고자 농업용 무인 헬리콥터 운용자(조정자)에 대한 설문을 배포하고 분석하였다.

가. 설문 응답자의 구성과 모집단

2010년 기준 농용 헬리콥터의 보급대수는 83대에 이르고 있으며 소유자는 71명이 연락 가능한 것으로 파악되었다. 방문 또는 우편을 통하여 설문 가능한 조종자(운용자)에 대하여 설문을 실시하였으며 이중 35명이 설문에 대하여 응답하였다. 응답율은 설문 가능자 대비 49.3%였다. 헬리콥터 운용지역(소유주 주소지)은 충남, 전남, 전북 순이었고 경기도가 그 뒤를 이었다(그림 3-1). 응답 중에는 소수의 연구소와 촬영기업의 헬리콥터도 포함되어 있었다.

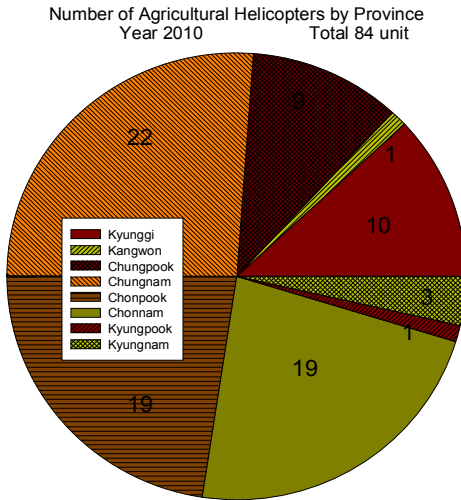


그림 3-1 지역별 무인농용헬기의 보급대수

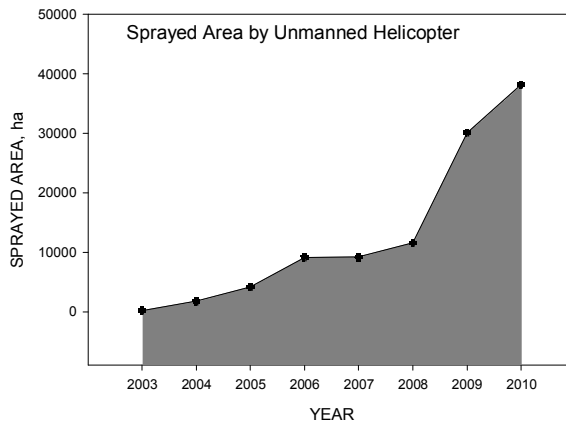


그림 3-2 무인헬기를 이용한 국내 살포면적(ha)

2003년 외국기종이 도입되면서 무인헬리콥터를 이용한 국내 살포 연면적은 꾸준히 증가하여 2010년 38,177 ha에 이르고 있다(그림 3-2). 소유주의 기관별 분포를 살펴보면 농협법인 71%, 영농법인 17%, 연구소 등 정부기관 7%, 기업 및 단체 5%로 분류되었다.

설문은 4부분으로 구성되어 A 응답자와 관련된 설문, B 무인 농용 헬리콥터 운용에 대한 설문, C 살포 및 효과에 대한 설문, D 무인 헬리콥터의 안전성 및 편의성에 대한 설문을 약 20-30분 동안에 응답할 수 있도록 하였다.

A. 응답자와 관련된 설문

1. 귀하의 나이는 얼마입니까?

- ① 20세 이하 ② 21-30세 ③ 31-40세 ④ 41-50세 ⑤ 51세이상

2. 귀하가 속해있는 법인에서 또는 개인의 본래의 업무는 무엇입니까?

- ① 전속 조종자 ② 농업재배직 ③ 관리사무직 ④ 농기계관리직 ⑤기타_____

3. 무인헬기 조종을 위하여 사전/사후 교육시간은 얼마정도입니까?

- ① 20시간 이하 ② 20-50 시간 ③ 51-100 ④ 101-200 시간 ⑤ 200시간 이상

4. 평소 자율적인 시뮬레이션 (컴퓨터 모의비행)을 시행하십니까?

- ① 하지 않음 ② 작업전에 한번 ③ 한달에 한번 ④ 일주일에 두번 ⑤ 매일 한번이상

설문은 조종자(운용자)가 직접 답하도록 했으며 A 부분은 자신에 관한 내용을 설문하였다. 조종자의 나이는 30-40대가 대부분이었으며 평균 35세였다. 소속기관에서의 원래 업무는 관리직이 대부분이었으며 전업조종자는 20%에 지나지 않았다. 농기계관리 또는 사무직의 인원이 조종업무를 맡는 경우가 많았다(그림 3-3).

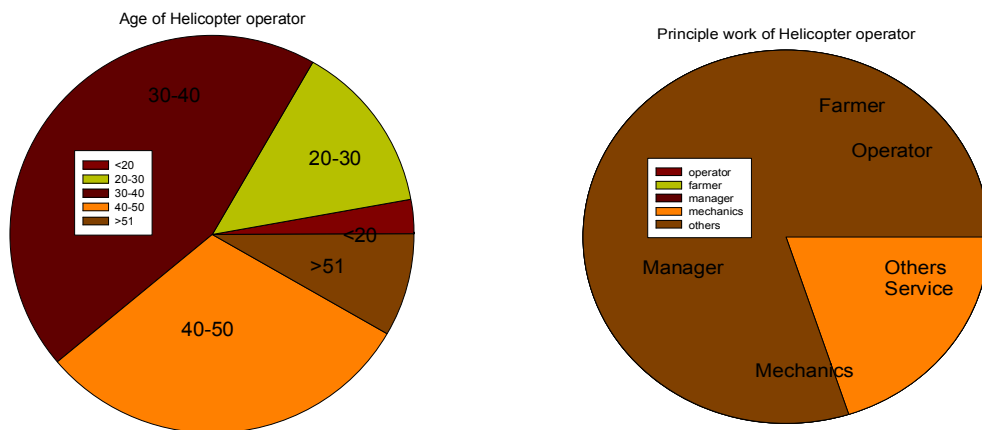


그림 3-3 조종자의 나이와 소속기관 및 단체에서의 원래 업무형태

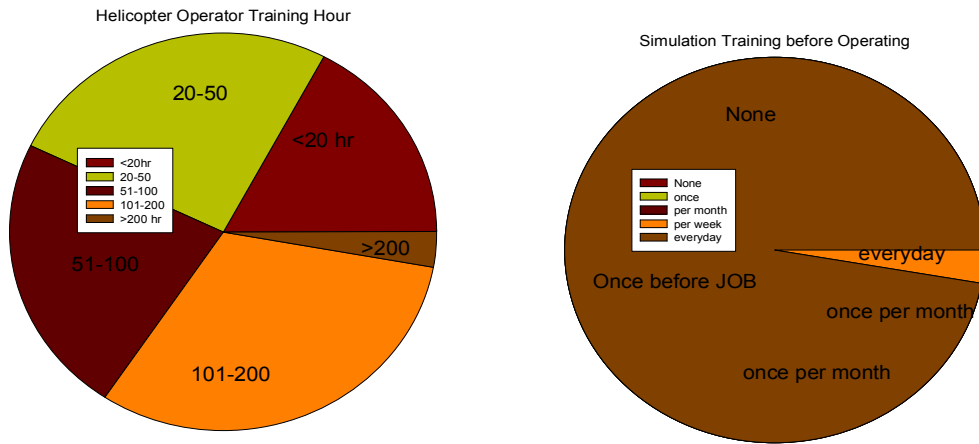


그림 3-4 조종자의 훈련정도와 시뮬레이션을 통한 비행 준비정도

조종업무를 맡기 전에 사전 훈련을 받은 것으로 나타났으며 100시간이상 받은 경우가 있는가 하면 그림 3-4(a)와 같이 20시간 전후의 기본교육만을 이수한 경우도 있었다. 사전훈련을 받은 조종사의 경우도 조종에 나서기 전 조종기능의 효과를 높이기 위하여 시뮬레이션을 하도록 권장하는데 실제 대부분이 하지 않거나 방제 전 한번 정도 하는 것으로 파악되었다(그림 3-4(b)).

나. 무인 헬리콥터의 운영

B. 무인 농용 헬기 운영에 대한 설문

1. 본 기종을 보유하신지 몇 년이 되십니까?
 ① 1-2년 이내 ② 2-3 년 이내 ③ 3-4년 이내 ④ 4-5년 이내 ⑤ 5년 이상
2. 작업시 대당 작업팀의 인원은 몇 명입니까?
 ① 1명 ② 2명 ③ 3명 ④ 4명 ⑤ 5명
3. 귀하의 무인헬기의 연간 운용시간은 어느 정도입니까?
 ① 10시간 이내 ② 11-50 시간 ③ 51-100시간 ④ 101-150 ⑤ 150시간 이상
4. 보유하신 기간동안 고장 및 수리건수는 몇 회 정도입니까?
 ① 1-2회 ② 3-4회 ③ 5-6회 ④ 7-10회 ⑤ 10회 이상
5. 바쁜 기간 중 일일 작업시간은 몇 시간 정도입니까
 ① 4시간이내 ② 4-6시간 ③ 6-8시간 ④ 7-8시간 ⑤ 8시간 이상
6. 연중 무인 헬기를 작업에 투입한 일수는 몇 일 정도입니까?
 ① 10일 이하 ② 11-20일 ③ 21-30일 ④ 31-40일 ⑤ 40일 이상

무인 농용헬리콥터의 운영에 관한 상기 질문에 대한 응답결과를 아래 표에 보였다. 평균은 응답번호에 대한 가중평균을 구해 다수의견으로 사용하였다. 무슨 기종을 소유하였는지 약 3년 정도를 보유하고 있었으며 작업시 2-3명이 한 팀으로 작업을 하고 있었다. 이는 조종자 및 신호담당을 기본팀으로 경우에 따라 약액이나 연료를 준비하는 한명이 돕고 있는 것으로 파악된다.

질문사항	①	②	③	④	⑤	평균
1. 본 기종을 보유하신지 몇 년이 되십니까?	9	12	8	1	5	2.5
2. 작업시 대당 작업팀의 인원은 몇 명입니까?	0	11	23	1	0	2.7
3. 귀하의 무인헬기의 연간 운용시간은 어느 정도입니까?	0	3	15	11	6	3.6
4. 보유하신 기간동안 고장 및 수리건수는 몇 회 정도입니까?	15	13	3	3	1	1.9
5. 바쁜 기간 중 일일 작업시간은 몇 시간 정도입니까	1	5	7	7	15	3.9
6. 연중 무인 헬기를 작업에 투입한 일수는 몇 일 정도입니까?	1	7	13	9	5	3.3

설문에 따르면 연간운영 시간은 약 100시간에 이르는 것으로 생각되는데 100시간 이상이 49% 또한 150시간 이상의 적극적 운영자도 17% 이상인 것으로 나타났다. 무인 헬리콥터의 연간 운용시간은 이익과 연관되어 있으며 Koo 등(2006a)에 의하면 약 750 ha가 손익분기점으로 분석되었다. 작년(2010년) 대당 평균 살포 면적은 약 400-500 ha로서 손익분기점에 이르지 못하는 헬리콥터가 많은 것으로 나타났다. 시간으로 표현하면 약 100시간 이상이 되어야 손익분기점에 이를 수 있을 것으로 생각되어 설문응답자의 50% 정도가 손익분기점에 이른 것으로 판단된다.

보유한 기간 동안 고장의 경험은 3-4회에 이른 것으로 생각되며 구체적인 고장부위와 내용은 이후 설문에서 다루었다. 농용헬리콥터의 작업기간은 약 30일 정도로 분석되는데 이와 같이 수도작 방제시기 동안 일일 작업시간은 8시간 정도인 것으로 조사되었는데 이는 조종 작업의 환경이라는 관점에서 바람직하지 못한 것으로 생각된다. 살포시간은 오후 시간을 제외한 새벽과 저녁을 이용하고 운전자의 충분한 휴식을 보장하여 6시간 정도가 최대한계가 되어야 한다. 연간운영 일수는 예상한 바와 같이 법인의 경우 25일을 상회하는 것으로 생각된다.

2. 농용헬리콥터 항공방제 및 적용성 실태 조사

가. 항공방제의 살포작업

C. 살포 및 효과에 대한 설문

1. 보유하신 무인헬기의 주된 작업의 형태는 무엇입니까? (다수선택)
 ① 농약의 살포 ② 친환경제제의 살포 ③ 종자의 파종 ④ 촬영 감시 ⑤ 산업용도

2. 무인헬기 살포작업과 관련된 대상작물은 무엇입니까? (다수선택)
 ① 벼 ② 노지채소 ③ 과수 ④ 습지식물 ⑤ 기타 _____

3. 무인헬기 살포(산포)제제의 제형의 종류는 무엇입니까? (다수선택)
 ① 액제 ② 수화제 ③ 입제 ④ 유제 ⑤ 기타 _____

4. 사용하시는 무인헬기용 농약의 상표명과 희석비율을 적어주십시오 (모두)

5. 고압호스 살포기와 비교하여 효과를 어떻게 평가하십니까?
 ① 훨씬 낫다 ② 보다 낫다 ③ 거의 같다 ④ 보다 못하다 ⑤ 효과가 미미하다

6. 무인헬기의 전포장 균일도는 어떻게 평가하십니까?
 ① 매우 균등하여 효과를 제고한다. ② 균등하나 효과에 영향이 없다.
 ③ 어느 정도 균일하다. ④ 균등하지 못하다. ⑤ 불균일하여 효과에 부정적이다.

응답에 포함된 무인헬리콥터는 대부분 농약 또는 친환경제제를 살포하는데 사용된다. 대상작물의 대부분은 수도작이었으며 대과, 소나무 구제역에 사용되는 소수의 답변이 있었다. 또한 개인 촬영회사인 헬리캠(경기도 일산소재) 및 파종용 헬리콥터를 소유한 영남농업기술원도 설문에 응해 주었다. 살포의 제형은 액제와 유제가 대부분이며 수화제는 노즐의 막힘 등으로 사용하는데 어려움이 있다. 표 3-1에 정리한 사용농약의 종류와 희석배율 및 제형을 구체적으로 기술하였다.

질문사항	①	②	③	④	⑤	평균
1. 보유하신 무인헬기의 주된 작업의 형태는 무엇입니까?	32	11	1	1	0	-
2. 무인헬기 살포작업과 관련된 대상작물은 무엇입니까?	35	0	1	0	4	-
3. 무인헬기 살포(산포)제제의 제형의 종류는 무엇입니까?	30	9	2	23	4	-
4. 사용하시는 무인헬기용 농약의 상표명과 희석비율(주관)	-					
5. 고압호스 살포기와 비교하여 효과를 어떻게 평가하십니까?	25	7	3	0	0	1.4
6. 무인헬기의 전포장 균일도는 어떻게 평가하십니까?	5	8	11	9	2	3.5

수도작에 사용하는 고압방제기와 비교하여 방제효과를 비교한 바 만족한 수

준의 효과를 인정하고 있는 것을 알 수 있었다. 그러나 ULV형태의 살포를 행하는 무인헬리콥터의 살포방식은 접촉성농약 등에 대하여는 균일도가 부족하지 않겠는가 하는 우려를 표현하고 있으며 농용헬리콥터의 근본적인 우측 편향 하향풍으로 인하여 살포의 균일도에 대하여는 만족하고 있지 않은 편이었다.

표 3-1 설문응답자가 농용헬리콥터 항공방제에 사용하는 농약

상표명	제형	살포량(L/ha)	회석비율
골드미	액상수화제,	16	4-8
넘버원	액상수화제	1	8
논사랑	액상수화제	1	8
런너	액상수화제, 유탁제	9.5-7.5	8-25
명성	액상수화제, 액제	1-1.5	4-10
명타자	유탁제	8	4-8
문세렌	액상수화제, 유제	8	8
몬카트	유제	1.25	8
바로확	액상수화제, 유탁제	1	8
볼리암후레쉬	액상수화제	0.2	8
빔	유탁제	0.5	1-2
살로조	액제	16	8
솔리자	액제	8	8
쏘로스	액상수화제,	1	
아리킬트	액상수화제,	1	7
아리헥사	액상수화제,	1	1
안빌	유제	2	4
이미다	유제	16	2
장타	액상수화제,	8	16
쾌도	액상수화제,	-	8
필승	액상수화제,	1	2
하이메트릭스	액상수화제,	0.1	2
하회킬트	유제	1.5	8
헥사코나졸	액상수화제, 유제	0.1	10
기좌	액상수화제,	1	1
영양제	복비	0.3	1
영일비치	유제	1	1

나. 항공방제작업의 편의성

설문의 마지막 부분에는 항공방제 작업 중 조종자의 편이를 위한 기술적 개선사항을 알아보려 하였다. 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 기

능을 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.

조종자들은 제어장치에 대하여 낮은 신뢰도를 보였고 주로터와 마스터 링크부에 대한 개선을 요구하였다. 이는 자세제어의 중요성과 신뢰도는 최고의 정도를 요구하는 것으로 생각되며 마스터 링크부의 복잡한 구조는 고장을 많이 일으킴으로 인하여 사용자의 불편함을 초래하고 있다. 또한 하절기 동안 엔진동력부의 동력부족으로 인하여 운전이 어려웠던 경험을 토로하였다. 고온다습한 하절기에도 여유 있는 동력을 발휘할 수 있는 동력부가 요구되었다.

D 무인 헬기의 안전성 및 편의성에 대한 설문

1. 조종 중 사고에 대한 두려움 또는 기피감이 있으신가요?
 ① 없다 ② 적다 ③ 보통이다 ④ 많다 ⑤ 매우 많다
2. 사고(의도하지 않은 비행)를 당하신 적이 있으시면 몇 회 정도를 경험하셨나요?
 ① 없다 ② 1-2회 ③ 3-4회 ④ 5-6회 ⑤ 7회 이상
3. 무인헬기의 어느 부분의 신뢰도(안전 및 편의성)를 강화할 필요가 있나요?
 ① 엔진구동부 ② 테일부 ③ 마스터 링크부 ④ 메인로터부 ⑤ 자동제어부
4. 좌우 날개짓을 수평으로 유지하는데 어느 정도 애로가 있으신가요?
 ① 매우 쉽다 ② 5% 내에서 가능하다 ③ 10% 범위 내에서 유지한다
 ④ 20% 범위에서 어렵다 ⑤ 매우 어렵다
5. 앞뒤 꼬덕임 수평유지에 대한 신뢰도를 높일 필요가 있나요?
 ① 매우 필요하다 ② 어느 정도 필요하다 ③ 필요없다.
6. 살포 경로를 유지하는데 어느 정도 애로가 있으신가요?
 ① 매우 쉽다 ② 5% 내에서 가능하다 ③ 10% 범위 내에서 유지한다
 ④ 20% 범위에서 어렵다 ⑤ 매우 어렵다
7. 살포속도를 유지하는데 어느 정도 애로가 있으신가요?
 ① 매우 쉽다 ② 5% 내에서 등속 가능하다 ③ 10% 범위 내에서 유지한다
 ④ 20% 범위에서 어렵다 ⑤ 매우 어렵다
8. 살포높이를 유지하는데 어느 정도 애로가 있으신가요?
 ① 매우 쉽다 ② 5% 내에서 가능하다 ③ 10% 범위 내에서 유지한다
 ④ 20% 범위에서 어렵다 ⑤ 매우 어렵다
9. 자동장치에 대한 신뢰도를 높일 필요가 있나요?
 ① 매우 필요하다 ② 어느 정도 필요하다 ③ 필요없다.
10. 마스터 링크부에 대한 단순성을 높일 필요가 있나요?
 ① 매우 필요하다 ② 어느 정도 필요하다 ③ 필요없다.
11. 조종기 사용에 있어 어느 정도 애로가 있으신가요?
 ① 매우 쉽다 ② 쉽다 ③ 보통이다 ④ 어렵다 ⑤ 매우 어렵다

질문사항	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. 무인헬기의 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 꼬터입 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

자세제어에 있어 좌우 날개 짓(롤 제어) 앞뒤 꼬터입(피치제어)에서 어느 정도 개선할 필요가 있음을 알 수 있었고 살포경로 및 속도유지에 애로가 있음을 나타내어 개선이 요구되었다. 살포높이는 5% 정도에서 유지가 가능하다고 답하여 상대적으로 수월하였음을 나타내었다. 따라서 자동장치, 마스터 링크부 조종기 사용에 대한 개선을 요구하였으며 구체적인 애로 및 요구사항을 제시하여 주었다.

일일 및 연간 관리에 대한 애로사항은 주로 외국산 부품의 조달이 까다로우며 비싸고 대체품이 없다는 불만과 살포장치의 잔고장과 관리가 어렵다는 애로사항이 주를 이루었다. 연간검사 및 필수정비에 대한 불편함을 제시하였으나 항공기의 특징상 까다로운 검사는 필요하지만 비용과 접근간편성은 개선되어야 한다. 고장으로 인한 기술적인 문제와 구체적인 부분은 상기한 바 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 기술과 스트레스를 요구하게 되었다.

3. 무인헬리콥터를 이용한 항공방제 적용

무인헬리콥터 1회 비행(flight batch)에 소요되는 15-20분의 작업시간 동안 2-3ha/flight batch의 포장능률을 보이므로 소규모 지역의 방제작업을 효율적으로 수행할 수 있으며, 능숙한 보조자와의 작업에서 시간당 3회 비행이 가능하므로 시간당 6-10ha(50-80ha/일)의 유효포장능률을 보인다. 주문 살포면적과 살포장소의 밀집도에 따라서 일일 최대 80ha까지 작업이 가능하다. 2-3명이 한 팀을 이루어 작업을 하게 되며 농약은 1:8-24의 고농도로 희석하여 80L의 혼합액을 10ha에 살포할 수 있다. 이는 약제량으로는 3-10L/10ha의 살포율로서 관행적인 방법보다 1/2-1/5의 수준이다. 농약공업 협회에 등록된 약제는 표 3-2와 같다.

표 3-2 무인항공방제용 등록약제의 희석배수와 살포량

약제명	범 (액상)	범 (수)	헬멧 (액상)	장타 (액)	아문 다(액)	몬세렌 (액상)	명타자 (유탁)	렐단 (유)	리바이 깃드 (유)	런너 (액상)	멀사 리(유)
희석배수	13 (일도열)	24 (일도열)	8	12	8	9	8	8	8	24	8
사용량 (ml,g /ha)	600	330	1,000	700	1,000	910	1,000	1,000	1,000	300	1,000

우리나라와 비슷한 농법을 사용하는 일본은 농용헬리콥터를 20년 전부터 개발하여 현재 1900기 정도를 농용으로 운용하고 있고 우리나라도 연간 50-100대 이상 판매가 가능하고 5년 후에는 1000기 이상이 운용 될 것으로 기대된다. 무인헬리콥터 한대의 포장능력은 15~20만평 정도이며 방제 효과도 관행방제나 유인방제보다 효율적이며 농약의 AI를 30% 저감하여 살포해도 충분한 효과를 거둘 수 있다. 따라서 농약 살포로 잔류 농약을 줄일 수 있고 친환경적 약제의 살포에 이용될 수 있다. 표 3-3에는 헬리콥터 무인방제기를 이용한 운용내역의 조사결과를 정리하였다.

2010년 현재 농용 무인헬리콥터의 국내 또는 수입기종의 총 보급대수는 84대로서 주로 전라·충청 및 경기지역에서 운영되고 있으며 방제연면적은 38,177 ha에 이르고 있다. 본 연구와 관련된 무인 항공 방제작업시 작업자의 기술 및 병해방제효과에 영향을 미칠 요소들을 정리하면 다음과 같다.

표 3-3 농업용 무인방제 헬리콥터를 이용한 방제작업운용 내역

구 분	농업용 무인방제 헬기의 운용제한	
운용요원	운용요원 : 3 명 (무인 조종사 1명, 약제조합자 1명, 안전요원 1명) ※ 최소 운용요원 : 2명 (무인방제헬기 조종사 1명, 안전요원 1명)	
최대살포거리	350m (조종사 가시거리 확보시)	
작업가능조건	풍속 5m/sec 이하	
소요시간 및 살포량	소요시간	약제 살포량
	1 시간 (살포비행 54분, 급수시간 6분) 80ℓ (희석비율 1:10)	
정밀성	3-4m 고도에서 7.5m 간격으로 방제함으로 전체면적에 균일한 살포가 가능함	
1일 작업량 및 수입	<ul style="list-style-type: none"> · 1일 사용시간 : 8시간 [오전 05:30분 ~ 10:00, 오후 15:30~19:00까지] · 1회 방제면적 및 살포량 ⇒ 10,000평 / 24 ℓ · 1일 방제면적 및 살포량 ⇒ 200,000평 / 480 ℓ 	
경영분석	<ul style="list-style-type: none"> · 농번기 방제가능일수 : 57일 ※ 기상청 농번기 천안지역 · 농번기 방제적정일수 : 30일 · 1년간 방제 수입 1일 방제 수입(W4,000,000) × 30일 = W124,000,000 · 1년 방제 소요비용 1일 운용소요비용(W516,480) × 30일 = W15,494,400 · 1년 예방정비 소요비용 = W3,000,000 	
기 타	무인헬기 운용을 위해선 훈련교육 수료 후 조종시험에 합격요구 승합차에 탑재하여 운반, 폭 1.5m 농노에서 이착륙이 가능하도록 설계 · 주거지 근접지역에서 작업	

무인헬리콥터의 송풍 패턴을 정적으로 분석하여 보면 와류구역(90%)을 피하여 분무노즐을 장착하면 부유의 가능성을 최소화할 수 있으며 유동층의 하향풍을 따라서 분무입자가 살포될 수 있다. 그러나 고도 3m, 살포속도 20 km/h의 동적비행에서는 살포폭 7m에서 피복면적비의 값이 우측으로 편중하는 현상이 보고되었다. 현재 모든 농용 회전익기는 이러한 문제에서 자유롭지 못하며 이는 불균일한(우측과다) 살포패턴과 ULV 살포기술에서는 심각한 비효율적인 방제효과를 초래함이 조사되었다. 근본적인 원인은 현재 데일부 설계에 의한 우측으로 기우는 운동역학적 특성 때문으로 방제장치의 붐과 로터는 서로 평행이어야 하며 기체는 좌우(롤) 균형을 정밀하게 유지해야 한다.

조종자와의 면담에서 수집한 기체의 자세유지와 작업중 애로사항으로서 주파수 혼선과 GPS 장애에 따른 자세제어의 혼란, 수평자세 유지를 위한 롤각의 미세조종의 애로, 측풍 편류를 보정하며 방제선을 따라 직진의 수행과 고도의 높이 유지가 또한 조정자에게 있어 어려운 임무인 것으로 조사되었다. 후진으로 회귀하는 과정에서 우측 편향을 경험하게 되는데 이는 본 연구를 통하여 해결해야 할 문제인 것으로 판단된다.

제 2 절 균평비행을 위한 기체의 설계

회전익기가 균평한 비행을 하기 위하여 몇 가지 운동역학적 요소에 의해서 영향을 받는다. 주요 요인으로 테일부의 위치, 전진 비행속도 및 균등한 하중 배치 등이다. 이러한 요인에 의해서 불균평한 비행을 하게 되면 오른쪽으로 치우치게 비행을 하게 되고 다시 이를 바로 잡기 위하여 로터의 사이클릭 피치를 좌로 기울이면 결과적으로 불균일한 하향풍(downwash)이 형성된다. 현재 모든 농용 회전익기는 이러한 문제에서 자유롭지 못하며 이는 불균일한(우측과다) 살포패턴과 비효율적인 방제효과를 초래한다. 근본적인 원인은 현재 테일부 설계에 의한 우측으로 기우는 운동역학적 특성 때문이다.

이를 해결하기 위하여 테일부를 pylon에 두어 롤 모멘트를 상쇄시키도록 하는데 이는 주로터의 후류와의 공진현상을 피할 수 있어야 하는 진동역학과 유체역학적 고려가 요구된다. CFD를 이용한 운동 유체역학적 접근은 이러한 문제를 해결하여 적절한 위치 및 간섭을 배제한 설계를 정립할 수 있다. 의료용 회전익기는 이러한 균평기체 설계의 예이나 소형 무인비행체에 적용된 예는 없으며 그림 3-5에 시작기 설계도의 예를 보였다.

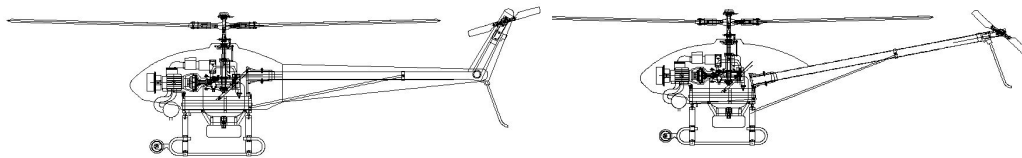


그림 3-5 균평 회전익기체가 적용된 시작기 설계도의 예

1. 테일로터의 역학과 설계

그림 3-6에 보인 바와 같이 헬리콥터는 여섯 자유도 중에서 surge(동체 세로방향 또는 전진방향의 병진운동, X), sway(동체 가로방향 또는 좌우방향의 병진운동, Y), heave(동체 수직방향 또는 상하방향의 병진운동, Z), roll(동체 좌우방향의 회전운동, R), pitch(동체 수직방향의 회전운동, M)의 다섯 좌표운동의 조절이 주로터에 의해 가능하다. 마지막 남은 자유도인 yaw(동체 전진

방향의 회전운동, N)는 테일로터에 의해 조절가능한데, 좌우방향으로 추력을 발생시켜 주로터 축을 중심으로 한 모멘트를 만들어 내게 된다(Gavrilets et al., 2001). 각 방향의 힘과 모멘트는 각 구성요소(주로터, 테일로터, 동체)의 합으로 정의할 수 있고 본 연구에서 관심의 대상이 되는 주요 식들은 다음과 같다.

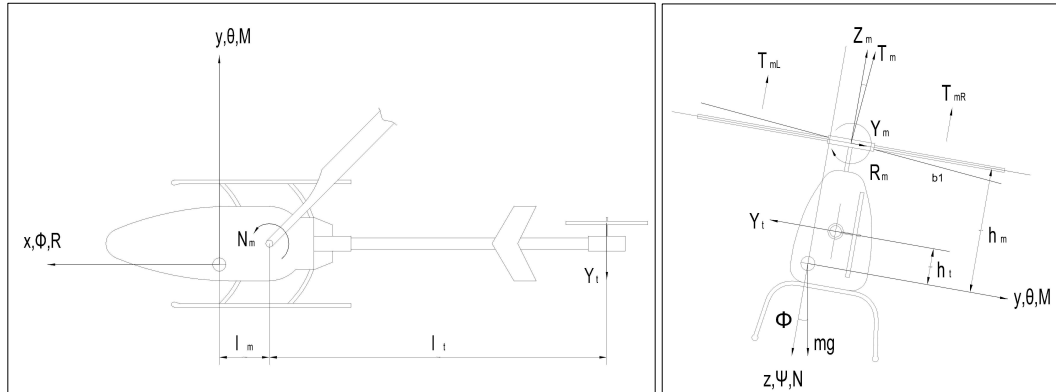


그림 3-6. 정지비행시 헬리콥터기체에 작용하는 힘의 평형(a)평면도 (b)후배도

$$\Sigma Y = Y_m + Y_f + Y_t + mg \sin \phi \cos \theta \quad (3-1)$$

$$\Sigma Z = Z_m + Z_f + mg \cos \phi \cos \theta \quad (3-2)$$

$$\Sigma R = R_m + R_t \quad (3-3)$$

$$\Sigma N = N_m + N_t \quad (3-4)$$

여기서 ϕ , θ 는 각각 롤각(roll angle)과 피치각(pitch angle)을 나타내며, 하첨자 $()_m, ()_t, ()_f$ 는 각각 주로터, 테일로터, 동체를 의미하며 엔진으로부터 발생하는 토크는 무시하였다. 이러한 힘과 모멘트는 Newton-Euler 운동방정식(Prouty, 2002)에 의한 운동에 알짜 힘 및 모멘트로 영향을 미친다. 본 연구에서는 호버링 및 저속 비행 시의 가로균형을 대상으로 하였으므로 동체에 대한 항 $()_f$ 은 평형식에서 제외하였다.

주로터를 위에서 보았을 때 ‘시계방향으로 회전’ 하는 농용 무인헬리콥터의 경우에 동체에 생기는 반토크(N_m)는 반시계방향이므로 테일로터는 좌측으로 추력을 발생시켜야 하고 미는 형의 테일로터는 유체유동 저항을 최소로 할 수 있다.

테일로터는 다음 식 (3-5)에 표시한 요(yaw) 모멘트를 발생시켜서 $\Sigma N=0$ 이 되며 헬리콥터가 요 방향에 대해 평형이 되도록 한다. 즉, ($l_m \cong 0$)에서 $N_m = Y_t l_t$ 로 표시된다.

$$\Sigma N = N_m - Y_t(l_t + l_m) \quad (3-5)$$

농용 헬리콥터는 이륙시(take-off)에 왼쪽으로 치우쳐 흐르는 경향을 보인다. 이는 테일 추력(Y_t)과 롤 모멘트(R_m) 때문인데, 이 순간 Y 방향의 힘의 평형은 다음 식과 같다. 여기서 피치각, $\phi \cong 0$ 이면 $\cos\phi=1$ 로 둔다.

$$\Sigma Y = Y_m - Y_t + mg \sin\theta \cos\phi \quad (3-6)$$

Y_m 은 주로터의 총양력 T_m 의 Y 방향 분력으로 주로터 블레이드의 가로방향 플래핑(flapping)각(b_l)이 작으면 $Y_m \cong 0$ 이다. 따라서 기체를 왼쪽으로 움직이게 하는 힘은 $\Sigma Y = -Y_t - mg \sin\theta$ 와 같이 표현된다. 즉 테일로터의 추력(Y_t)과 자중(mg)의 $\sin\theta$ 분력의 합이 기체를 편류하게 한다.

제자리 비행(hovering)의 경우 왼쪽으로 흐르는 ΣY 의 작용을 상쇄하기 위하여 cyclic pitch를 주어 기체가 오른쪽으로 기울게 하여 식 (3-7)과 같이 힘의 평형을 이루도록 한다. 이때 기체의 평형을 이루기 위하여 블레이드는 가로방향 플래핑각을 갖게 된다.

$$\Sigma Y = Y_m - Y_t + mg \sin\theta = 0 \quad (3-7)$$

진진비행에서는 주로터 추력의 가로평형($T_{mL} > T_{mR}$)이 깨져 $R_m > 0$ 이 되며, 이에 따라 구속(restrain)조건에 의한 강성모멘트와 주로터의 추력 T_m 은 롤 모멘트 $Y_m h_m - Z_m y_m$ 을 형성하고 이 두 롤 모멘트의 분면은 동체를 오른쪽으로 기울이는데 영향을 준다.

$$\Sigma R = R_m + Y_m h_m - Z_m y_m - Y_t h_t = 0 \quad (3-8)$$

종횡 방향의 조종 입력으로 세로(longitudinal) 및 가로(latitudinal) 플레핑 각 a_1 , b_1 을 도입하면, 주로터의 추력과 플레핑 운동방정식으로부터 y , z 방향으로 작용하는 힘을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$Y_m = T_m \sin b_1 \approx T_m b_1 \quad (3-9)$$

$$Z_m = -T_m \cos a_1 \cos b_1 \approx -T_m \quad (3-10)$$

테일부가 무게중심 근처에 있는 관행적인 테일의 설계에서는 $y_m \cong 0$, $h_t \cong 0$ 에 가까우므로 식 (3-8)이 $\Sigma R = R_m + Y_m h_m$ 으로 되어 h_m 의 영향으로 기체가 한쪽으로 기우는 경향이 생기고 로터의 사이클릭 피치의 조정을 통해 가로 균형을 유지하더라도 로터가 기울어 하향풍이 오른쪽으로 치우치게 된다. 그러나 그림 3-5와 같이 테일부를 주로터 근처까지 올린 거양테일의 설계에서는 식 (3-11)과 같이 $R_m + Y_m h_m$ 의 영향을 $Y_t h_t$ 모멘트로 상쇄시킬 수 있다.

$$\Sigma R = R_m + Y_m h_m - Y_t h_t = 0 \quad (3-11)$$

테일로터로부터 발생하는 헬리콥터의 무게중심점에 작용하는 요 모멘트(N_t)와 롤모멘트(R_t)는 식 (3-12), (3-13)과 같이 계산할 수 있다. 식에서 l_t 는 중심점에서 테일로터까지의 수평 거리를, h_t 는 수직거리를 의미한다. 테일로터의 가장 큰 기능은 주로터에서 발생한 반토크 (N_m)를 요 모멘트(N_t)로 평형시키는 역할이며, 거양테일은 (R_t)를 발생시켜 롤방향 기울임을 감소시킨다.

$$N_t = -Y_t l_t \quad (3-12)$$

$$R_t = Y_t h_t \quad (3-13)$$

2. 거양식 테일부

가로 방향 균평기체를 실현하기 위하여 테일로터를 주로터의 위치까지 거양

하여 설계하였다(그림 3-7). 테일로터의 동력은 모터에서 벨트 구동에 의해 테일로터 축의 풀리로 전달된다. 테일로터의 궤적은 주로터와 200 mm의 간격을 두었고, 55°의 각도로 굴절된 테일뿔을 거양하여 360 mm 길이로 연장된 위치에 로터 구동 풀리를 설치하였다. 테일로터의 피치는 러더 서보(rudder servo)에 의해 제어되며, 이는 받음각을 조정하는 조종기와 연동되도록 설계하였다. 표 3-4에는 실험에 사용된 테일로터의 제원을 보였으며 4,600 rpm에서 132.5 m/s의 테일로터 선속도는 메인 로터의 선속도 보다 저속이다.

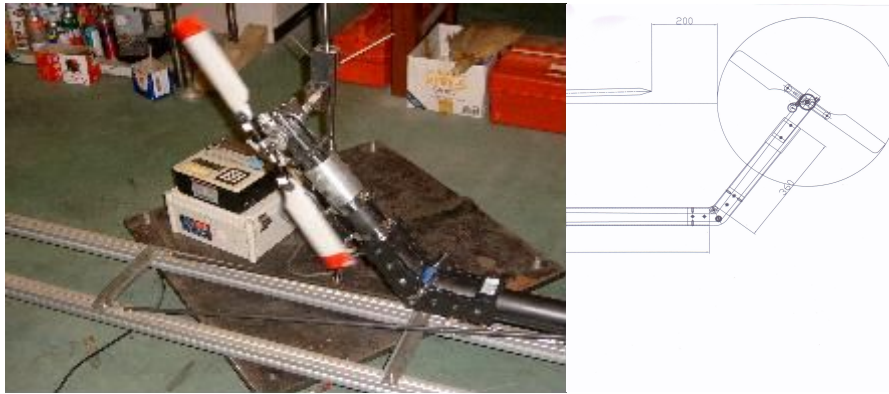


그림 3-7 농용헬리콥터의 균형기체를 위한 거양테일부

그림 3-7에 보인 거양테일부 고안의 목적은 테일로터가 구비된 무인 헬리콥터의 수평 꼬리부를 상향으로 연장하여 거양 꼬리부를 형성하고, 상기 상향 꼬리부의 단부에 테일로터를 설치하여 무인 헬리콥터의 전진방향 비행시 또는 제자리 비행시 무인 헬리콥터의 동체가 동력학적이 원인에 의해 오른쪽으로 기울어지는 것을 방지하는데 그 목적이 있다. 본 고안의 다른 목적은 테일로터의 구동을 풀리와 벨트의 조합으로 간단하게 구성함으로써 무인 헬리콥터의 제작 비용을 절감하는데 있다.

일정 형상으로 이루어진 동체의 전방에 설치된 엔진과 상기 엔진의 후방 출력축에 설치된 동력전달수단에 의하여 동력이 전달되어 동체의 중앙부에서 회전하는 메인 수직회전축과 상기 메인 수직회전축의 상부에 고정되어 회전하는 메인 로터로 구성된 무인 헬리콥터를 구성했다. 상기 동력전달수단의 후방에 연결 설치되며 동력전달수단에 의하여 동력 전달되어 회전하는 종동기어와 상

기 중동기어에 고정되어 회전하는 중동 회전축과 상기 중동 회전축의 상부에 설치되어 회전하는 메인폴리와 상기 메인폴리에서 동체의 후방으로 수평 설치되는 수평 꼬리부와 상기 수평 꼬리부의 후단부에 고정 설치되었다. 절곡부에는 상하로 제 1, 2 폴리가 구비되는 절곡된 연결수단과 절곡된 연결수단의 후단부에 고정 설치되며 상향 연장되는 거양 꼬리부와 거양 꼬리부의 후단부에 고정 설치되는 테일로터용 폴리 설치수단과 테일로터용 폴리 설치수단의 후단부에 설치되는 테일로터용 폴리와 테일로터용 폴리의 회전축의 일측이 테일로터용 폴리 설치수단의 외측으로 연장된 연장 회전축에 고정 설치되었다. 테일로터용 폴리와 함께 회전하도록 설치되는 테일로터와 상기 테일로터와 함께 회전하는 테일로터용 폴리와, 상기 절곡된 연결수단의 제 1, 2 폴리와, 상기 메인 폴리를 연결하는 엔드리스 벨트로 구성된 것을 특징으로 하는 약제살포용 무인헬리콥터를 구성하였고 특허출원 (10-2010-0040733) 되었다.

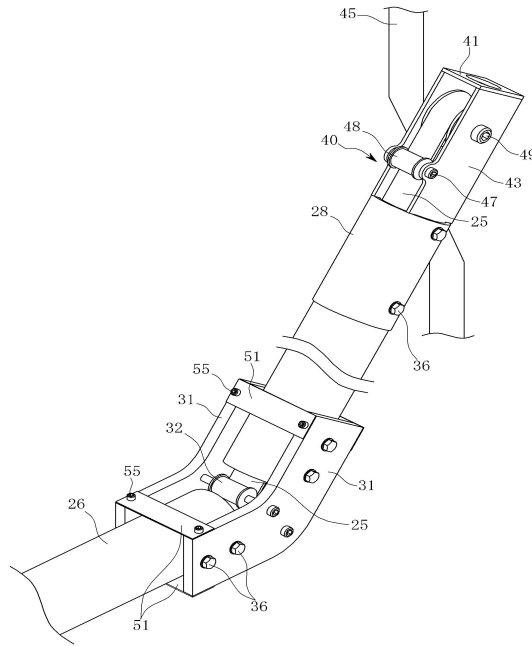


그림 3-8 거양테일부 굴곡부의 고안설계

본 고안의 효과는 테일로터가 구비된 무인 헬리콥터의 수평 꼬리부를 상향 연장하여 거양 꼬리부를 형성하고, 상기 거양 꼬리부의 단부에 테일로터를 설치하여 무인 헬리콥터의 전진방향 비행시 또는 제자리 비행시 무인 헬리콥터의 동체가 동력학적이 원인에 의해 오른쪽으로 기울어지는 것을 방지하는 효과가 그 주목적이었다. 추가적 효과는 테일로터의 구동을 폴리와 벨트의 조합

으로 간단하게 구성함으로써 무인 헬리콥터의 제작비용을 절감하는 효과가 있다.

표 3-4. 추력시험에 사용된 거양식 테일부의 로터 제원

Specification (unit)	Symbols	Input values
Blade length (m)	L_t	0.2
Chord length (m) tapered	c_t	0.04
Radius of tail rotor (m)	R_t	0.275
Tail blade tip velocity (m/s) @ 4,600 rpm	$(V_{tip})_t$	132.5
Rotating speed (rad/s)	Ω_t	481.7
Slope of lift curve	α_t	5.5
Solidity	σ_t	0.0926

3. 테일로터 구동 및 추력측정 장치

Leishman(2002)은 헬리콥터의 롤 모멘트는 기체를 기울게 하는 경향이 있음을 지적하였고, Brown and Fletcher(2007)은 테일로터를 주로터 높이가 가까이 설치할 때 생기는 공기역학적인 영향에 대하여 우려를 나타내었다. 그러나 본 연구에서 목표로 하는 균형기체 농용헬리콥터 설계의 타당성을 검증하기 위하여 거양식 테일부를 제작하고 반토오크와 추력을 측정하여 이론적 추정치와 비교하였다.



그림 3-9 균형기체를 위한 추력측정장치

그림 3-9에서 보는 추력측정 장치는 구동 모터, 거양 테일부 및 구조 레일부가 무게중심에서 피봇 베어링으로 지지되어 있어서 테일로터의 추력에 따라 자유로운 회전이 가능하도록 제작되었으며, 실험상의 안전을 위하여 요의 회전각을 $\pm 5^\circ$ 로 제한하는 장치를 추가하였다. 추력의 측정은 테일로터 축과 동축선 상에서 행하였다.

테일로터 시스템의 형식은 정상적인 운용에서 미는 형식(pusher)으로 제작하여 유효추력의 장점을 살렸으며, 테일로터에 적은 하중이 걸리도록 하는 것은 토크의 보상과 단일 로터 헬리콥터의 방향제어에 있어서 효율적인 방법으로, 주로터의 후류에 의한 공기역학적 간섭을 저감할 수 있도록 테일로터 위쪽의 회전방향이 헬리콥터의 후미 쪽을 향하도록 설계하였다(Koo and Seok, 2007).

그림 3-10과 같이 구동장치는 4극 모터(3 PS, 1750 rpm)를 이용하였으며, 농용헬리콥터의 테일로터의 회전속도(4600 rpm)와 같게 하기 위하여 기어비 1:2.7의 기어열을 구성하였다. 또한 주로터 높이까지 테일로터를 위치하기 위하여 굴절부에 롤러부를 설계하였다



그림 3-10 거양테일부의 절곡형 벨트구동 장치 설계

그림 3-11에서와 같이 테일로터의 회전축과 동심한 위치에 로드셀(Futek LSB300, Irvine, CA, USA)을 설치하여 압축 및 인장 하중을 측정하였으며, 데이터로거(21X, Campbell Scientific, Inc., Logan, UT, USA)와 디스플레이(L2001WM1, Laurel Inc., Costa Mesa, CA, USA)를 사용하여 자료를 수집하였다. 테일 블레이드의 받음각을 +방향으로 하면 미는 형식(pusher)의 정

상상태로 작동하며, -방향에서는 끄는 형식(tractor)이 되어 인장의 추력이 발생한다. 테일로터의 추력은 받음각 $\pm 16^\circ$ 의 범위에서 측정하였다.

4. 주로터의 양력과 반토크 추정식

앞에서 제시한 이론적인 주로터의 반토크의 계산과 이에 대응하는 테일로터의 추력을 계산하기 위하여 주로터의 제원 및 작동 조건들을 제시하였다. 메인블레이드의 길이는 1,378 mm이며 익형의 앞단과 끝단을 잇는 거리인 시위(chord)길이는 130 mm, 두께는 14.9 mm로 설정하였다. 주로터에는 4° 의 비틀각을 주어서 로터 끝단으로부터 로터의 중심인 그림으로 들어가면서 각도가 증가하는데, 이는 선속도가 상대적으로 느린 중심에서 양력을 높이려는 의도에서 비롯되었다. 메인 로터 블레이드가 연결되는 허브의 구조는 고정형을 선택하였으며, 이는 가장 간단한 구조로서 로터 블레이드가 허브에 직접 장착된다. 이러한 로터시스템을 강성로터시스템(rigid rotor system)이라고 하는데 플래핑 힌지를 따로 두지 않으므로 로터 블레이드의 유연한 강성에 의존하여 힘의 평형을 유지하게 된다. 이론적인 토크와 추력의 추정을 위하여 주로터의 주요 제원을 표 3-5에 나타내었다.

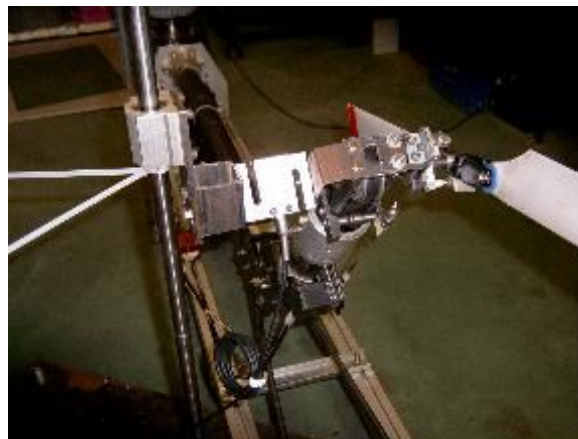


그림 3-11 테일로터추력 측정센서의 장착

주로터는 헬리콥터의 운동에 있어서 가장 주된 요소로서 헬리콥터의 기동에 필요한 힘을 발생한다. 비행운동에 필요한 힘과 모멘트는 주로터로부터 발생하므로 주로터의 양력, 토크, 플래핑 운동에 대한 추정이 중요하다. 주로터로

부터 발생되는 양력은 헬리콥터가 비행운동을 하는데 필요한 힘을 발생시키게 되며 추력계수를 사용하면 식 (3-14)와 같이 나타낼 수 있다(Prouty, 2002).

$$T_m = C_T \rho (\Omega_m R_m)^2 \pi R_m^2 \quad (3-14)$$

표 3-5 반토오크 분석을 위한 주로터의 제원

Specification (unit)	Symbols	Input values
Blade length (m)	L_m	1.378
Chord length (m)	c_m	0.13
Radius of main rotor (m)	R_m	1.57
Main blade tip velocity (m/s) @ 5,500 rpm	$(V_{tip})_m$	141.0
Rotating speed (rad/s)	Ω_m	90.0
Slope of lift curve	a_m	6.0
Solidity	σ_m	0.0527

추력계수(C_T)는 최적의 λ_0 를 식 (3-15), (3-16)을 이용한 반복계산으로 부터 구할 수 있고, 이를 이용해 식 (3-16)과 같이 정의한 추력계수를 구할 수 있다. 여기서 ρ 는 공기의 밀도(1.1614 kg/m^3)이다(Gavrilets et al., 2001).

$$\lambda_0 = \frac{C_T}{2 \sqrt{\mu^2 + (\lambda_0 - \mu_z)^2}} \quad (3-15)$$

$$C_T = \frac{a\sigma}{2} \left(\theta_0 \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu^2}{2} \right) + \frac{\mu_z - \lambda_0}{2} \right) \quad (3-16)$$

여기서 $\mu = \frac{\sqrt{(u - u_{wind})^2 + (v - v_{wind})^2}}{\Omega R}$

$$\mu_z = \frac{w - w_{wind}}{\Omega R}$$

$$\sigma = \frac{2c}{\pi R} : \text{solidity}$$

c : chord length, m

Ω : rotating speed, rad/s

a : slope of lift curve

θ_0 : angle of attack, rad (ATT: deg)

u, v, w : speed of helicopter to x, y, z directions

추력을 발생시키기 위해 로터를 회전시키면 토크가 발생하게 되는데, 이때 발생하는 반토크는 식 (3-17)과 같이 나타낼 수 있다. 단위 레디안의 받음각 (ATT)에 대한 양력 계수(C_T)의 증가분을 α (slope of lift curve)로 나타내며, 테일로터는 5.5, 주로터는 6.0을 사용하였다 (Koo et. al., 2010).

$$N_m = C_Q \rho (\Omega R_m)^2 \pi R_m^3 \quad (3-17)$$

$$\text{여기서 } C_Q = C_T(\lambda_0 - \mu_z) + \frac{C_{D_0}\sigma}{8} \left(1 + \frac{7}{3}\mu^2\right)$$

C_{D_0} : profile drag coefficient of main rotor (0.008)

테일로터의 가장 큰 기능은 주로터에서 발생한 토크를 감소시키는 역할을 하게 된다. 본 연구에서 사용한 회전익기 모델의 경우에는 주로터의 추력방향에 수직방향으로 추력을 발생하며 테일로터에서 추력이 발생하는 원리는 위의 식 (3-14)~(3-16)과 같이 주로터와 동일한 메커니즘으로 작용하게 되어 식 (3-18)로 테일로터의 추력을 직접 추정할 수 있다.

$$T_t = Y_t = C_{T_t} \rho (\Omega_t R_t)^2 \pi R_t^2 \quad (3-18)$$

$$\text{여기서 } C_{T_t} = \frac{a_t \rho}{2} \left(\theta_0 \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu_t^2}{2} \right) + \frac{\mu_{z_t} - \lambda_t}{2} \right)$$

5. 추력실험치와 이론치의 비교

그림 3-12에 시작기 테일부의 추력시험 결과를 보였는데, 받음각 $\pm 16^\circ$ 에 대하여 +6~8 kgf의 추력이 발생하였다. 이는 본 회전익기의 반토크를 상쇄시키기에 충분한 크기이다. Koo et al.(2010)의 실험에 의하면 +8° 정도의 테일로터 받음각에서 자중에 대한 호버링에서 반토크를 상쇄시킨 것으로 보고되었다. 이는 테일부의 평형을 위하여 약 2.7 kgf 정도의 추력이 사용되었음을 시사하고 있으며, 받음각이 +8° 이상이 되면 테일부는 시계방향으로, 그 이하에서 반시계방향으로 요 모멘트를 받게 된다.

헬리콥터가 자중을 이기며 호버링 하는 상태에서의 추력을 추정하기 위하여 $u = v = w = 0$ 으로 가정하면 $\mu = \mu_z = 0$ 이 된다. 테일로터의 추력 T_t 는 그림 3-6에서 Y_t 와 동일하며 이는 식 (3-18)에 의하여 이론적으로 추정이 가능하

다. 표 3-5과 3-6의 데이터를 사용하여 $\Omega_t = 481.7 \text{ rad/s}$, $(V_{tip})_t = 132.47 \text{ m/s}$ 의 조건에서 받음각 $\theta_t = 0.1396 \text{ rad}$ (ATT=8°)를 사용하여 식 (3-15)와 (3-18)에서 적정의 $(\lambda_0)_t = 0.051$ 을 찾아내고 $(C_T)_t = 5.3466 \times 10^{-3}$ 을 얻을 수 있다. 따라서, 식 (3-18)에 의하여 $T_t = Y_t = 25.89 \text{ N}$ (2.64 kgf)이 얻어진다. 이는 실험을 통해 측정된 평형상태 및 로터의 추력과 서로 일치한다.

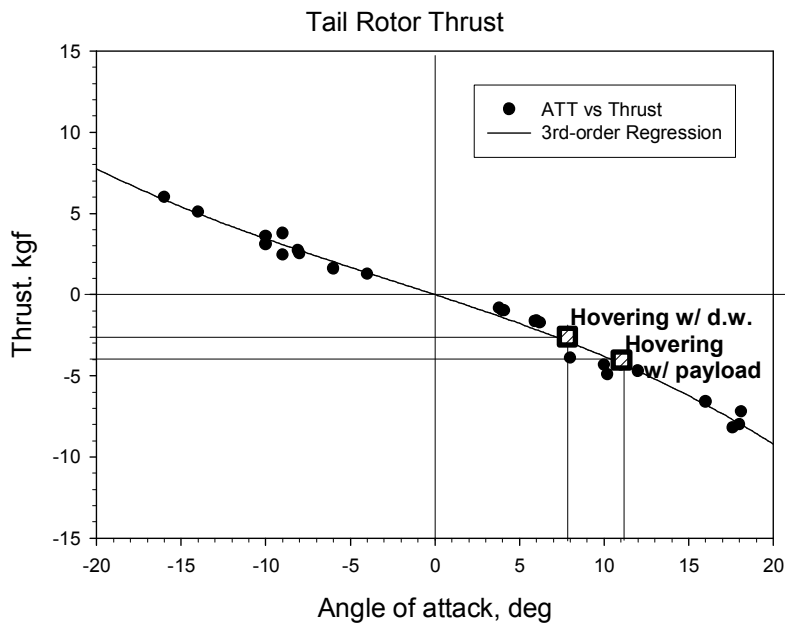


그림 3-12 받음각 ATT ±18° 에 대한 추력의 측정치

이는 주로터의 추력계수 $(C_T)_m$ 으로부터 반토오크(Q_m)의 이론치를 계산함으로써 두 접근방법을 비교할 수 있다. 표 3-5와 3-6의 데이터를 사용하여 $\Omega_m = 90 \text{ rad/s}$ ($V_{tip})_m = 141 \text{ m/s}$ 의 조건을 받음각 $\theta_m = 0.1221$ (twisted outer ATT=7°)을 사용하여 식 (3-15)와 (3-16)에서 적정의 $(\lambda_0)_m = 0.0398$ 를 찾아내고 $(C_T)_m = 3.17781 \times 10^{-3}$ 을 얻을 수 있다. 따라서 식 (3-17)으로부터 반토크계수는 $(C_Q)_m = 0.179177 \times 10^{-3}$ 으로 계산되었다.

식 (3-17)에 의하면 $Q_m = N_m = 50.3 \text{ N}\cdot\text{m}$ 로 계산되어 중심축에서 테일로터 축까지의 거리 $l_t = 1.87 \text{ m}$ 를 적용하면 $Y_t = 26.9 \text{ N}$ 즉 2.7 kgf로 계산되었다. 이는 상기 계산결과와 근사한 수치였다. 주로터의 추력과 테일로터의 반토오크 추력의 비율은 4.73%로 나타났다.

자중 약 568.1 N(58 kgf)의 기체에 대한 호버링 상태에서의 테일로터의 추력과 주로터의 양력으로부터 추정된 테일로터의 요구 추력 및 실험에서 나타난 추력의 크기가 서로 일치하였음을 표 3-6에 보여주었다.

표 3-6 자중(58 kgf) 제자리비행에 대한 테일로터의 이론 추정치

Parameters	Tail rotor	Main rotor
α	5.5	6.0
θ , radian	0.1396	0.1221
ATT, deg	8	7<11> ¹⁾
λ_0	0.051	0.0398
C_T	5.3466×10^{-3}	3.17781×10^{-3}
T_m , N(kgf)	- ²⁾	568.1(58) ³⁾
C_Q	-	0.179177×10^{-3}
Y_t , N(kgf)	25.89(2.64) ²⁾	26.9(2.7)
Y_t/T_m (%)	-	4.73

1) The number in the bracket indicates the ATT at the grip.

2) Estimation of tail rotor thrust equates directly Y_t .

3) Main rotor thrust (T_m) requires the tail rotor thrust (Y_t) for yaw balancing.

기체의 유상하중이 증가하는 경우에 주로터의 양력이 증가되고 따라서 상쇄해야 할 반토오크도 증가하여 테일로터가 발휘해야 할 추력이 따라서 증가한다. 표 3-7에는 총양력 806.9 N(82 kgf) 즉 유상하중 24 kgf에 대한 테일로터의 추력 추정과 주로터의 양력으로부터 계산된 요구되는 반토오크 해석을 정리하였다.

표 3-5와 3-7의 데이터를 사용하여 $\Omega_t = 481.7$ rad/s, $(V_{tip})_t = 132.47$ m/s의 조건에서 받음각 $\theta_t = 0.1920$ rad (ATT=11°)를 사용하여 적정의 $(\lambda_0)_t = 0.064$ 를 찾아내고 $(C_T)_t = 8.1472 \times 10^{-3}$ 을 얻을 수 있으며, $T_t = Y_t$ 로부터 39.45 N(4.02 kgf)이 얻어진다. 이는 상기한 실험에서 약 11°의 테일로터 받음각이 발휘하는 추력과 일치한다(그림 3-12).

다시 주로터의 추력계수 $(C_T)_m$ 으로부터 반토오크(Q_m)의 추정치를 계산함으로써 주로터에 대한 값을 비교할 수 있다. 표 3-7의 데이터를 사용하여 $\Omega_m = 90$ rad/s, $(V_{tip})_m = 141$ m/s의 조건을 받음각 $\theta_m = 0.1570$ (twisted

outer ATT=9°)을 사용하여 적정의 $(\lambda_0)_m = 0.0475$ 를 찾아내고 $(C_T)_m = 4.51375 \times 10^{-3}$ 을 얻을 수 있다. 따라서 반토크계수 $(C_Q)_m = 0.267103 \times 10^{-3}$ 로 계산되고 $Q_m = N_m = 74.98 \text{ N}\cdot\text{m}$ 으로 계산되어 테일로터 추력은 $Y_t = 40.1 \text{ N}$ 즉 4.1 kgf가 요구되었다. 주로터의 추력과 테일로터의 반토크 추력의 비율은 4.97%로 나타났다.

총양력 806.9 N(82 kgf), 즉 유상하중 24 kgf에 대한 호버링 상태에서의 테일로터의 추력과 주로터의 양력으로부터 추정된 테일로터의 추력요구 및 실험에서 나타난 추력의 크기가 서로 일치하였음을 표 3-7 나타내었다.

표 3-7 유상하중 24kgf (총양력 82 kgf) 제자리 비행에 대한 테일로터의 추력 이론추정치

Parameters	Tail rotor	Main rotor
α	5.5	6.0
θ , radian	0.1920	0.1570
ATT, deg	11	9<13> ¹⁾
λ_0	0.064	0.0475
C_T	8.1472×10^{-3}	4.513755×10^{-3}
T_m , N(kgf)	- ²⁾	806.9(82) ³⁾
C_Q	-	0.267103×10^{-3}
Y_t , N(kgf)	39.45(4.02) ²⁾	40.1(4.1)
Y_t/T_m (%)	-	4.97

- 1) The number in the bracket indicates the ATT at the grip.
- 2) Estimation of tail rotor thrust equates directly Y_t .
- 3) Main rotor thrust (T_m) requires the tail rotor thrust (Y_t) for yaw balancing.

소형 무인 헬리콥터를 이용한 항공방제기술은 효율적이며 안정된 생산과 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화할 수 있다. 회전익기는 균평한 비행을 하기 위하여 몇 가지 운동역학적 요소에 의해서 영향을 받으며 오른쪽으로 기울어져 비행을 하게 된다. 이는 궁극적으로 로터의 사이클릭 피치를 기울여 편중된 불균일한 하향풍(down-wash)이 형성된다. 현재 모든 농업 회전익기는 이러한 문제에서 자유롭지 못하며 이는 불균일한(우측 과다) 살포 패턴과 ULV 살포기술에서는 심각한 비효율적인 방제효과를 초래한다.

본 연구에서는 농업용 소형 헬리콥터의 개발에 있어서 헬리콥터의 반토크를 상쇄하는 테일부의 동역학적인 고찰을 통하여 물리적이고 근원적인 가로축 균형을 구현하기 위하여 거양된 테일부를 설계하고 추력을 측정하였으며, 결과를 요약하면 다음과 같다.

- ① 반토크를 상쇄시키기 위하여 미는 형식의 테일로터부를 채택하여 설계하였다.
- ② 균평기체를 위한 거양테일부의 굴절부를 벨트구동으로 구현하였다.
- ③ 주로터의 양력과 해당 반토크를 상쇄하기 위한 테일로터의 추력의 비는 4.5-5% 정도로 해석되었다.
- ④ 자중 상태(양력 58 kgf)에 대한 농용 균평 회전익기의 테일부에 로터추력 시험결과와 호버링을 위한 테일로터의 받음각을 확인하고, 이론적인 접근 방법을 사용하여 반토크와 추력의 크기를 계산하여 비교한 바, 약 8°의 테일로터 받음각에서 25.89 N(2.64 kgf)의 추력이 발생하며, 11°의 주로터 그림각(외측에서 7°)에서 생기는 반토크는 50.3 N·m로 추정되었으며, 이를 통해 균평기체의 평형문제를 해석할 수 있었다.
- ⑤ 유상하중(24 kgf)에 대한 동일한 해석을 통하여 적정 반토크 추력의 크기와 반토크의 크기를 추정할 수 있었으며, 이를 통하여 균평기체의 거양 테일부 설계에 필요한 기초 데이터를 구축하였다.

제 3 절 여유출력의 경량 동력부 적용설계

농업용 회전익기는 고온 다습한 조건에서 비행을 하게 되고 이는 동력 시스템에 대한 가혹한 능력을 요구하게 된다. 이때 엔진의 과부하는 추가적인 냉각방법을 요구하고 로터부의 양력부족을 호소하게 된다. 농업인의 요구사항을 분석하여보면 충분한 동력을 발휘할 수 있어 여유동력이 충분한 시스템을 선호하고 있다. 실제로 설계 조건과 한계보다 가혹한 조건에서 작업하게 되는 경우가 종종 있으나, 자중량이 큰 엔진을 채용할 형편이 아니며 회전익기의 개발은 자중감량과의 기술경쟁이라 할 수 있다. 따라서 향상된 출력 엔진의 적용과 냉각부의 개선을 통한 균일한 냉각 유지, 변속부의 상용설계 및 로터부 강도 및 정밀도 개선설계가 필요하게 된다. CFD분석을 통한 로터 적합성 분석과 테일부 내구성 및 안정도 개선은 기대부의 공학적 설계로 경량화 개선

이 가능하게 된다.

1. 경량 고효율 항공 엔진의 수급

항공기 엔진은 그 용도와 임무에 따라 다르나 일반적으로 경량 고효율 특성을 가져야 한다. 엔진의 선발 과정은 종합적인 설계 및 실험을 거쳐야 가능하지만, 본 연구에서는 벤치마킹의 대상과 유사한 등급의 엔진을 선택하고자 한다. 선발한 엔진은 공냉식 2-stroke 원동기로서 실제 수급이 가능한 엔진이어야 하며, 두 실린더의 총 배기량이 200~400 cc로서 35~40 PS의 출력을 발휘할 수 있고 자중이 비교적 가벼워야 한다.



그림 3-13. 엔진 다이نام로 시험

원심 클러치의 각 설계요소가 전달 토크 및 동력 등의 성능에 미치는 결과를 분석하기 위하여, 실험의 측정변수를 엔진온도, 슬립율 및 출력 분석을 위한 엔진과 테일 축의 회전속도, 전달 토크 용량 및 출력 분석을 위한 주 로터 축의 토크로 정하고 실험 장치를 구성하였다.

동력계는 브레이크 부하형 간이 동력계를 제작하여 그림 3-13과 같이 프레임, 부하장치, 시험기로 구성하였다. 부하장치는 자동차에 쓰이는 드럼 브레이크와 이를 제동할 수 있는 레버로 구성하였다.

엔진의 선발 과정은 종합적인 설계 및 실험을 거쳐야 가능하지만, 여기서는 벤치마킹의 대상이 있어서 동급의 엔진을 선택하여 수급하였다. 그림 3-14의 선발한 엔진은 공냉식 2-stroke 원동기로서 실제 수급이 가능한 엔진이며, 두 실린더의 총 배기량이 342 cc로서 최대 32 PS의 출력을 발휘할 수 있고 자중이 비교적 가볍다(표 3-8). 선행연구에서 냉각 및 여유출력을 요구하였고 기존에 사용한 저출력 엔진에 비해 자중과 크기에 큰 차이가 없다.

표 3-8. 선발된 엔진의 제원

Model	342i-B2	Displacement (cc)	342
Engine	2-cylinder, 2-stroke	Stroke (mm)	50
Cooling type	Air cooled	Bore (mm)	66
Weight (kgf)	8.8	Output/weight (PS/kgf)	3.63
Max output (PS)	32	Engine rotating speed range (rpm)	1,200-6,500

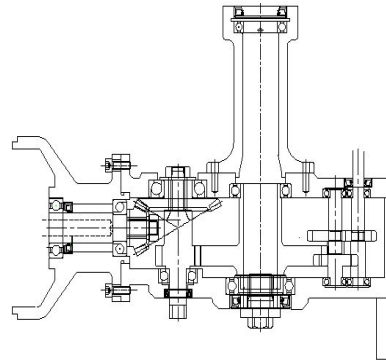


그림 3-14. 엔진선발과 동력부의 트랜스미션의 설계

트랜스미션의 설계는 주 로터축의 회전속도를 결정함으로써 시작된다. 벤치마킹의 대상인 야마하의 경우는 870 rpm을 상용회전수로 삼고 있는데 이는 주 로터의 끝단에서의 속도가 실속이나 와류진동을 일으키는 정도의 선속도가 되지 않도록 제한하며 양력을 최대로 생성할 수 있는 속도에 의하여 결정된다. 동력부 실험결과를 기초로 트랜스미션의 기어비를 조정할 필요가 있었으

며 최대마력 시 주로터축의 회전속도가 800~900 rpm이 되도록 기어비를 3단 감속으로 설계하였다. 그림 3-14에 설계 제작된 트랜스미션을 보였으며, 기어비가 커짐에 따라 2000 kg_rcm 까지 토크가 증가하였고 테일 로터축 기어비는 엔진 회전속도에 대하여 1:1.2로 하였다.

2. 다이나모 동력 측정

엔진의 성능곡선을 얻기 위하여 동력계를 구성하면서 부하를 가하는 제동장치 및 토크를 측정하기 위한 토크미터 등을 설치하였다(그림 3-13). 엔진의 마력이 5,300~5,800 rpm에서 최대마력을 발휘할 것으로 예상하여 토크미터를 선정하였는데, 트랜스미션(감속비 1:6.3)을 거친 후의 회전수는 약 850~900 rpm으로 예상되므로 안전율을 고려하여 2,300 kg_rcm의 용량의 모델(01324-023, Sensor Development. Inc)을 선정하였다.

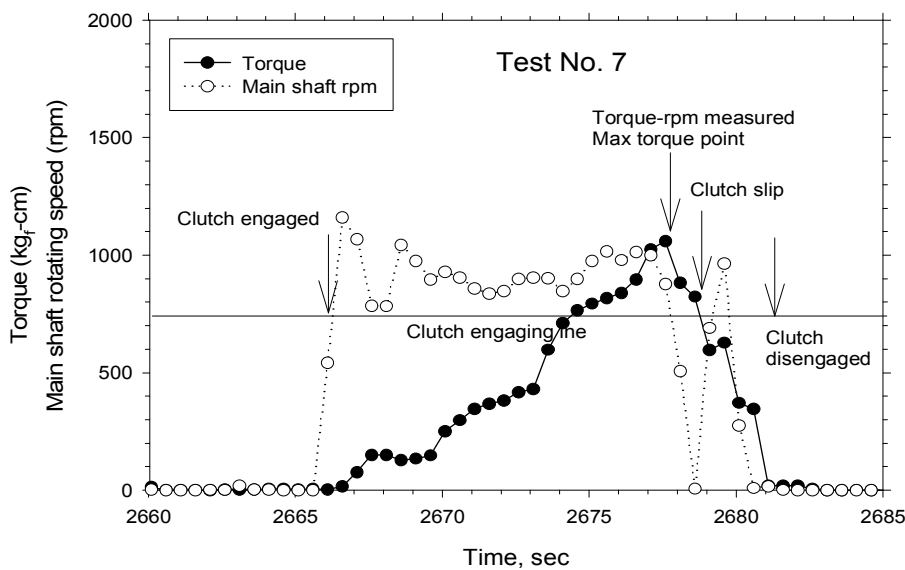


그림 3-15 최대토크 점의 선정을 위한 다이나모 실험

엔진의 하단 풀리와 트랜스미션의 테일 축에 엔코더를 설치하여 엔진 회전속도와 클러치 이후의 테일축 회전속도를 측정하였다. 엔진의 냉각핀(fin)부근의 냉각풍 온도를 감지 할 수 있는 K-type thermocouple(TC)과 배기관 근

처에는 접촉식 digital thermister(DT)를 장치하였으며, 데이터는 집록장치 (21X SM192, Campbell Scientific Inc.)에 저장하였다. 실험중 목표토크를 조정하기 위하여 실시간 토크 값을 표시창(L20010WM1, Laurel Inc)에 나타내낼 수 있도록 장치하였다 (Koo 등, 2000). 엔진배기관 끝에는 실내실험을 위한 연소가스를 배출할 수 있는 덕트를 설치했고, 연료소비량을 측정하기 위하여 터보 유량계를 설치하였다.

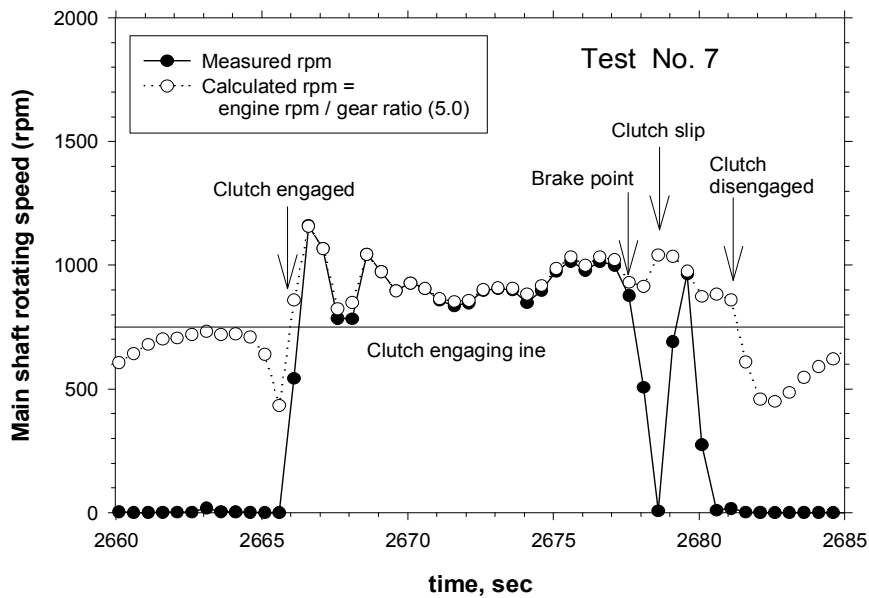


그림 3-16 클러치의 단속 구간 측정을 위한 다이내모 실험

그림 3-15는 엔진의 성능실험에서 목표 마력에 대한 엔진 회전속도 및 최대 토크를 측정하는 과정에서 저장된 실험의 기록이다. 엔진이 구동되고 회전수가 증가함에 따라 로터축 회전수에서 원심클러치가 접속되어 동력이 전달되기 시작하고 로터축이 구동된다. 실제 로터축의 회전수는 클러치 이후의 테일축으로부터 검출하여 테일 기어비를 적용하여 나타내었다. 스톱틀을 증가시키면서 대응하는 부하를 증가시켜, 로터(엔진)회전수를 목표치에 근사하게 유지시키며 부하를 증가시키면 최종적으로 해당 회전수에 대한 최대 토크를 얻을 수 있다. 최대 토크가 얻어질 순간에 엔진이 과부하를 견디지 못하면서 회전수가 급감하고 클러치가 분리되어 동력이 단속되었다가, 다시금 갑자기

엔진 회전수가 증가하면서 재차 동력이 접속되나 이로써 한 실험 실행이 끝나게 된다. 이와 같은 요령으로 목표 회전수를 증가시키면서 재차 반복하면서 엔진회전수와 최대토크를 얻고 이에 따른 마력을 계산하여 엔진 동력 성능분석의 자료를 얻었다.

그림 3-15로부터 얻은 토크 및 회전속도 값을 이용하여 동력을 계산하였으며, 기어비로 나눈 엔진 회전속도와 클러치 이후 주로터의 회전속도의 차이(그림 3-16)는 클러치에서의 슬립을 의미하고 그림 3-17에 나타내었다. 클러치가 접속되면서 슬립은 수 rpm으로 떨어졌고, 회전수를 유지하면서 계속 부하를 증가시키면 슬립은 점차로 증가하나 주로터축 회전속도 기준으로 수십 rpm 으로 제한되었다. 최고 마력은 그림 3-17에서 14.7 PS로(로터 회전속도 약 1,000 rpm) 나타났으며, 제동점(brake point)에 이르면 갑자기 엔진 회전속도가 감소하면서 클러치가 단속되고 슬립이 급격히 증가함을 볼 수 있었다. 제동점의 위치는 실험 과정의 신뢰성을 바탕으로 선정하였고 순간 회전속도와 토크를 이용하여 제동동력을 계산하였다.

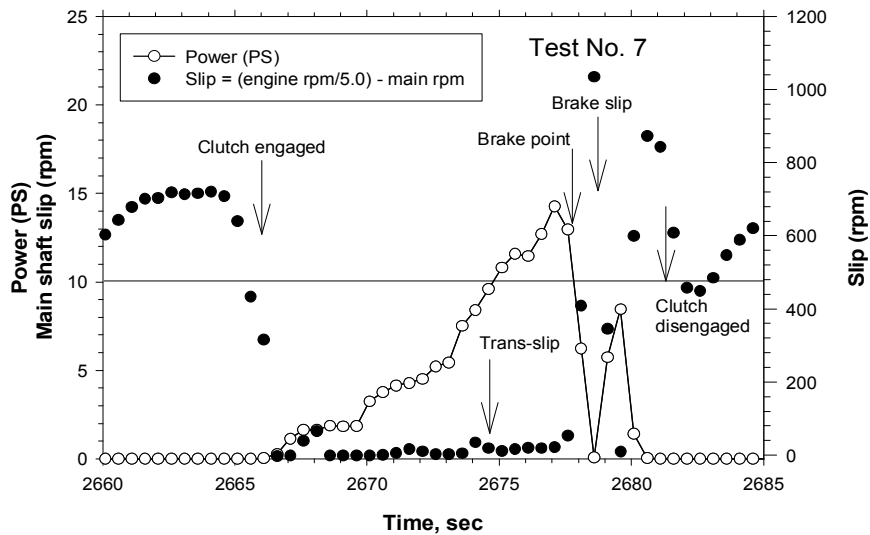


그림 3-17. 최대동력치를 얻기 위한 슬립과 동력 계산

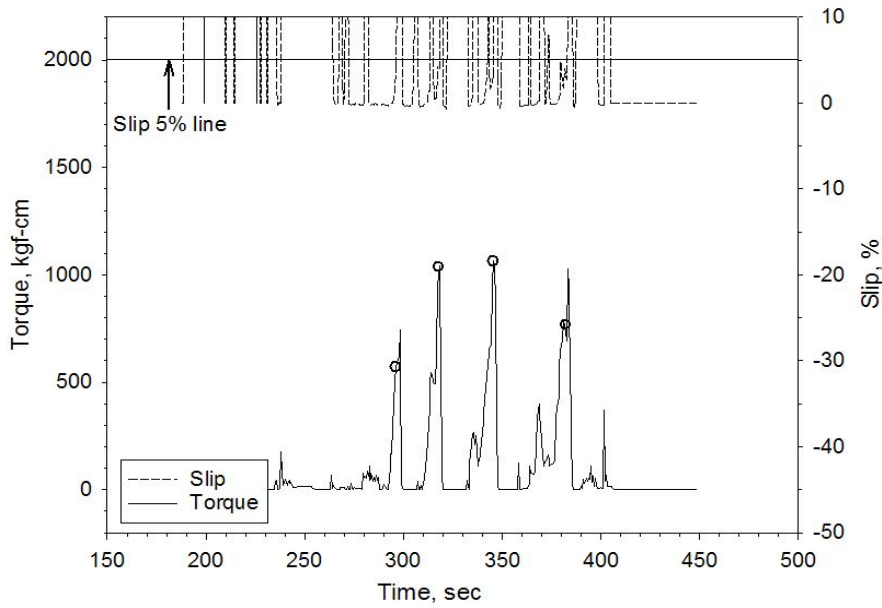


그림 3-18. 다이내모 시험의 결과와 출력 데이터 선정 방법

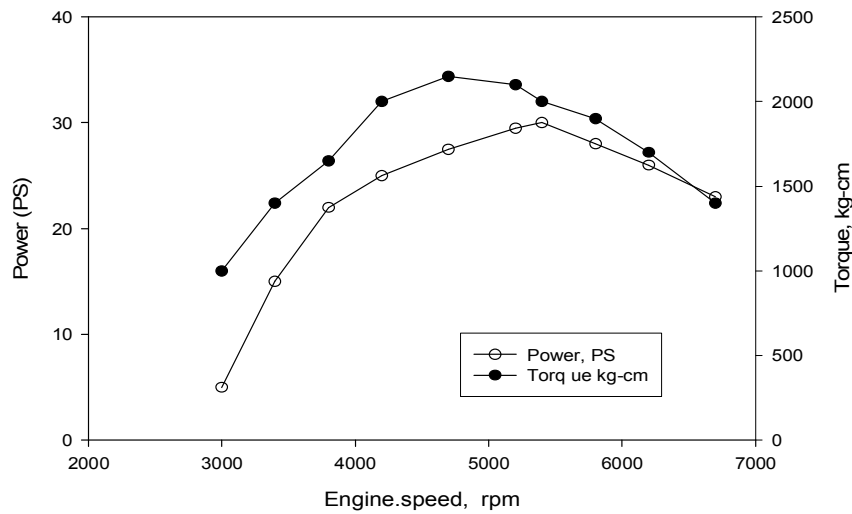


그림 3-19 구동 엔진 성능시험 결과

다이내모 시험에서 얻은 데이터의 전형적인 형태를 그림 3-18에 보였다. 초기 데이터로부터 제동점을 선정하고 순간 엔진회전수와 토크값을 이용하여 최대 제동 동력값을 계산하였다. 시험에서는 목표 동력을 5~30 PS로 설정하였고 약 2,000 kgf-cm의 목표 토크를 위하여 로터축 회전속도 850 rpm 전후에서 시험이 행하여 졌다. 반복된 실험을 통하여 제동점이 선택되었고 계산된 동력 및 슬립의 추이를 나타내어 선정된 제동동력점이 신뢰할 수 있는지, 즉 충분한 부하를 받아 얻어진 동력인지를 판단하는 기준이 되었다.

상기한 분석 결과로서 엔진 회전속도와 토크로부터 제동동력을 얻을 수 있었고 엔진의 성능곡선은 회전속도에 대한 동력과 토크를 표시함으로써 얻을 수 있었다. 엔진 회전속도와 토크로부터 제동동력을 계산하였고 엔진의 성능곡선은 회전속도에 대한 동력과 토크를 표시하였다. 엔진 성능 실험은 최대출력의 80%수준에서 실험한 결과로서, 엔진 회전수 5,200 rpm에서 최대 토크를 보였으며 그 값은 2,200 kgf·cm였다. 최대동력보다 최대토크가 약간 낮은 엔진회전속도에서 나타남을 알 수 있다. 권장 윤활유 혼합비(1:70) 상태에서 최적의 운행상태를 유지하면 5,000~5,500 rpm의 엔진 회전속도에서 최대의 동력이 얻을 수 있었다(그림 3-19).

테일축의 회전속도는 클러치를 거친 후의 속도이므로 클러치의 단속 및 슬립의 영향이 적용된 회전속도이다. 슬립의 크기는 제동점에 도달하는 과부하 상태에서(로터회전속도 기준) 15~30 rpm으로 나타나 약 2~4%의 클러치 슬립율을 보였다.



그림 3-20. 엔진의 흡배기 및 냉각장치의 설치와 헤드온도 측정

3. 엔진 헤드 냉각 장치

그림 3-20과 3-21에서와 같이 엔진헤드부에 공랭식 팬과 덕트를 설치하여 엔진헤드의 냉각이 균등하게 되도록 하였다. 엔진헤드의 온도는 헬리콥터 성

능에 결정적인 영향을 미치는 요소이며 고온기간에 작업하는 방제작업의 특성상 엔진냉각에 대한 대책이 필요하여 엔진부의 온도분포와 최고온도를 측정하였다.

배기관의 열전달 성능을 향상시키고 공기흐름을 향상 시키는 덕트의 기능향상으로 배기관 고온부의 온도를 섭씨 200℃ 이하로 유지할 수 있었다. 동력부의 다이나모 테스트의 과정을 통하여 엔진의 기능적 기초 데이터가 산출되었다. 즉 아이들 클러치 접속 회전수, 최대토크 및 회전수, 최대 출력 및 회전수를 측정하고 적정 상용 회전수 및 주로터 회전수를 결정하였다. 엔진헤드의 온도의 변화와 이에 따른 상용 출력 또한 측정되었다. 표 3-9는 냉각팬의 설계 제원에 따른 풍량과 소요동력을 나타낸 것이며, 이러한 설계치에 의하여 제작된 냉각팬과 덕트를 그림 3-22에 제시하였다.



그림 3-21 설계 제작된 냉각팬의 형태와 덕트의 모양

표 3-9 쿨링팬의 설계와 성능의 예측데이터 (N=5500 rpm)

b2 (폭) m	D1 (내경) m	D2 (외경) m	ns (비속도) m	Ku	Pt	Q (유량) m ³ /min	L (축동력) PS
0.02	0.08	0.16	210	0.84	183.84	2.76	0.164
0.03	0.096	0.16	300	0.84	183.84	5.64	0.334
0.04	0.104	0.16	340	0.84	183.84	7.25	0.429
0.05	0.112	0.16	365	0.85	179.54	8.06	0.466
0.06	0.12	0.16	450	0.9	160.14	10.3	0.548

엔진헤드의 온도를 측정한 결과 냉각풍 온도는 110-130℃, 접촉온도는 130-150℃로 측정되었으며 우측헤드의 온도가 좌측 것 보다 높았다. 적외선 영상촬영의 결과 유사한 온도분포를 보였고 고온부의 온도를 표 3-10 에 정리하였다. 결과에 의하면 배기관과 머플러에서 190-200℃의 온도를 보였고 헤드는 130-150℃의 측정결과를 보여 string sensor를 이용한 접촉온도와 같은 결과를 보였다. 그림 3-23에서 좌우 엔진 헤드의 온도차가 10-20℃ 정도로 인 것은 엔진으로 공급되는 연료의 양이 동일하지 않고, 반경류(레디알) 냉각팬의 양측헤드로 공급되는 풍량이 동일하지 않기 때문으로 판단된다. 여름철 고온 작업의 경우 20℃ 정도 부가될 것으로 생각되고 냉각장치는 배기부에서의 빠른 열전도 및 방출이 되도록 설계되어야 한다.

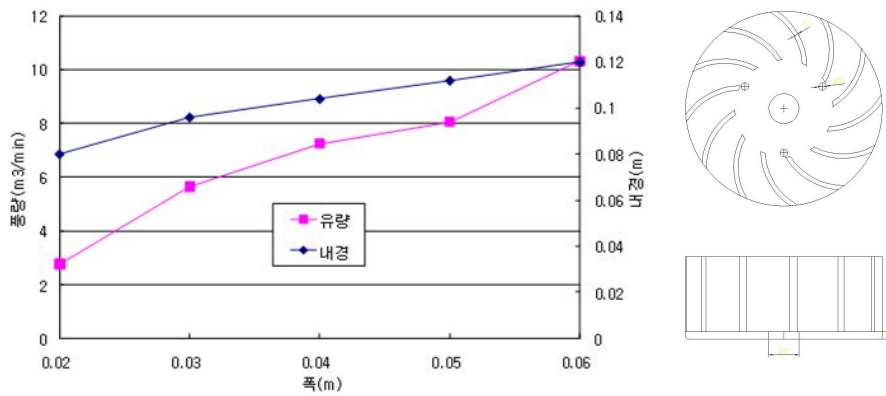


그림 3-22 냉각팬의 치수 및 폭에 의한 풍량과 내경의 상관관계

표 3-10 온도 측정장치를 이용한 헤드 각부의 온도분포

측정법	우측헤드	좌측헤드	비고
K-thermocouple	130	110	냉각풍온도
Digital String Sensor	150.9	126.4	배기관부 헤드 접촉온도
NEC TH5100 적외선 영상	147	137.2	엔진헤드 윗부분
	132.4	129.9	후부 냉각핀
	191.5	188.8	배기관 프랜지
	196.4	187	머플러 측판

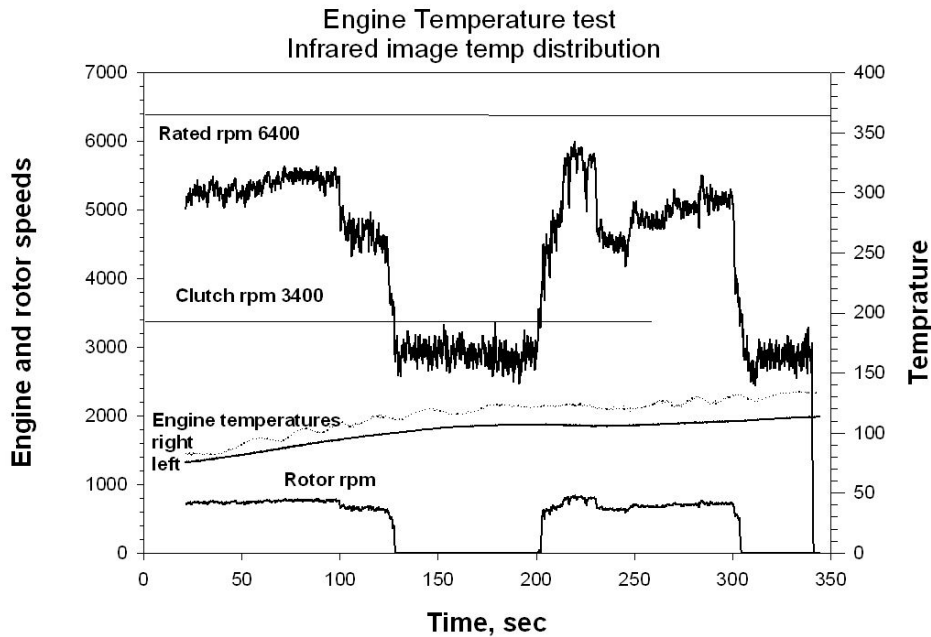


그림 3-23 K-열전대를 이용한 엔진 헤드온도의 측정

유상하중 20kg급 무인 농용헬리콥터 개발의 핵심인 동력부의 엔진을 선발하고 성능을 평가함과 동시에 헬리콥터설계목표에 적절한 트랜스미션의 제원을 설계하고 제작하였다. 헬리콥터의 설계는 엔진 자중에 대한 출력비가 높은 엔진을 선발하는 것이 가장 선행되는 일이며 벤치마킹의 대상인 일본 야마하의 Rmax에 적용된 수냉 2-사이클 엔진을 참고할 수 있었다. 본 연구의 목적에 따른 여유출력의 동력부 개발결과를 요약하면 다음과 같다:

- ① 자중에 대한 출력비가 우수한 공냉식 2기통 2-사이클 엔진을 선발하였다.
- ② 엔진 성능실험을 위한 트랜스미션 시작기를 제작하고 동력부를 구성하였으며 성능곡선을 얻기 위하여 프로우니 동력계를 구성하였다.
- ③ 원심클러치의 단속 회전속도를 3,500-4,000 rpm에서 설계하였다.
- ④ 윤활유의 혼합 비율을 1:50으로 하고 니들 밸브를 1/2개방하였을 경우, 엔진회전수 5500 rpm에서 최대출력이 발생했으며, 4900 rpm에서 최대토크가 발생하였다. (가용동력의 80%의 출력)

- ⑤ 윤활유의 혼합비와 운전상태가 최적으로 예상하였을 경우(100% 출력 조정 시) 5300~ 5800 rpm에서 최대 가용출력을 얻을 수 있을 것으로 예상하였다.
- ⑥ 실험중 평균연료 소모량은 70~80%의 출력시는 110 cc/min로 나타났다.
- ⑦ 배기관 근처의 접촉 온도가 130~140℃로 측정되었고 배기관 근처에서 180~196℃ 아래쪽 엔진헤드의 온도가 상대적으로 10~15℃ 높았다.

제 4 절 비례제어 방제장치 개발

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



그림 3-24 무인 헬리콥터 방제장치에 사용된 무선제어시스템과 다이어프램펌프

변량제어기는 RF 송신기로써 제어 가능하며 단지 방제속도의 측정과 적용 기술의 효용성이 판단기준으로 남아있다. 농용 무인 항공방제에 사용하는 다이어프램 펌프는 TJ-60 850134VS, XR80015VS 등의 노즐과 함께 사용되었을 때 약 12V에서 0.4 lpm의 살포량을 나타낸다(그림 3-24).

그림 3-25는 무인헬리콥터에 장착할 방제장치의 구성이며 PWM 제어기에 의하여 효율 가능성이 있는 살포 가능 범위를 실험하였다. PWM 제어기 시스템의 duty cycle을 조절하면서 살포량과 RMS 전압을 측정하여 노즐에서의 토출량과 노즐압력을 측정하고 동시에 미립화를 이루는 수막 형성상태를 목도 판단하여 현실적인 제어 범위 값을 얻을 수 있었다.

이 펌프는 PWM제어를 통하여 살포량을 조절할 때 효율적으로 제어됨을 알 수 있었으며 duty cycle이 60% 이면 노즐 압력이 100kPa (1.0kgf/cm²) 이하로 떨어지면서 미립화(atomization)가 이루어지지 않음을 알 수 있었다.

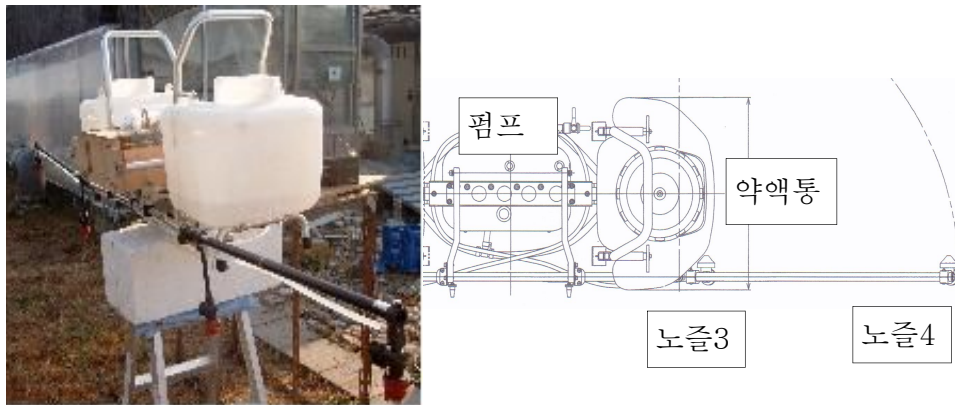


그림 3-25 무인항공 방제장치의 구성과 토출량 및 펌프 RMS 인가전압의 측정

그림 3-26에서와 같이 PWM 제어시스템의 duty cycle을 100%로 부터 감소시키면 90%까지는 전압의 변화 또는 펌프의 회전수가 변하지 않았으며, duty cycle을 60%까지 감소시키면 RMS 전압은 8.5V까지 하강하게 되고 DC 펌프의 회전수는 비례적으로 감소하게 된다. 전압이 8.5V 이하로 내려가면 펌프의 회전이 느려지며 따라서 노즐수압이 저하하고 미립수막이 형성되지 않게 되었다.

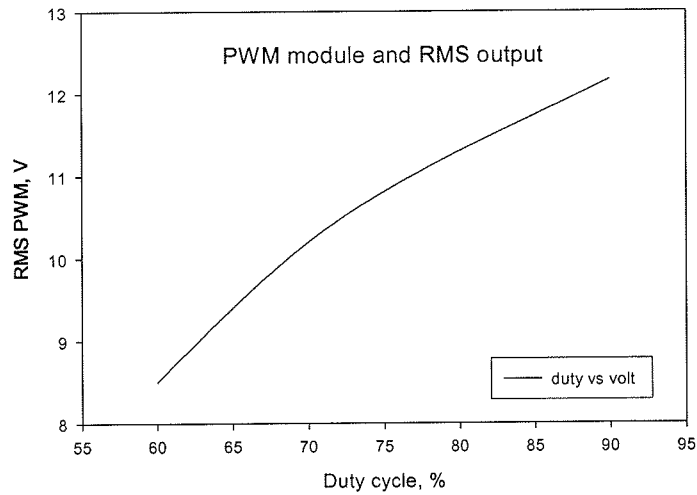


그림 3-26 Duty cycle에 대한 펌프에 인가되는 RMS 전압

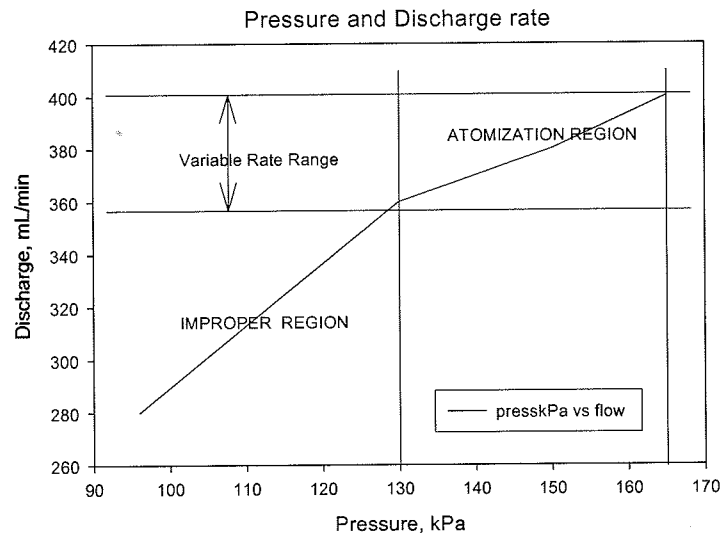


그림 3-27 노즐압력과 토출량의 관계와 미립화 영역의 정의

그림 3-27에서와 같이 XR80015VS 노즐압력과 토출량의 관계를 살펴보면 압력 약 130 kPa 부근에서 토출량이 350 mL/min으로 되면서 그 이상의 압력과 이하의 압력에서의 상관관계의 경향이 서로 다를 수 있었다. 이러한 임계 토출압력을 기준으로 유량의 상태흐름이 달라지게 된다. 임계압력보다 높은 영역에서 노즐내 압력의 충분한 팽배와 오리피스를 통한 유체응력이 심화되면서 미립화가 가능하게 된다. 그러나 임계점 이하에서는 토출량이 280 mL/min까지 제어되지만 미립화는 어렵게 된다. 따라서 그림에서와 같이 XR80015VS 노즐의 미립화 범위가 제한되는 현상을 알게 되었다. 압력은 미

립화 가능 범위의 $\pm 10\%$ 이내에서 조절함으로써 토출량을 $\pm 5\%$ 범위에서 조절이 가능하게 된다. 따라서 살포속도 또한 $\pm 5\%$ 범위에 있어야 변량 비례제어 기술이 가능하게 된다. 그림 3-24에 보인 살포제어 모듈은 그림 3-29와 같이 양방향 조종기 시스템으로 통합되어서 원격 시동, 엔진정지 기능과 함께 메인 스위치 모듈에 통합하여 구성하였다.

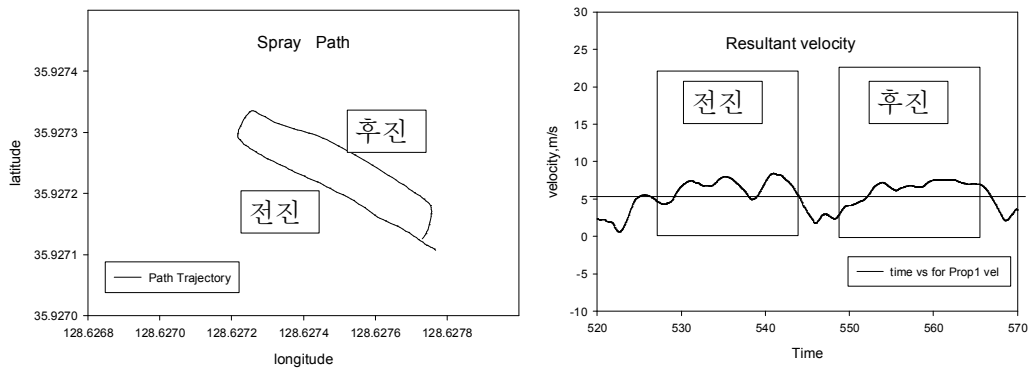


그림 3-28 소필지(50m)구간에 대한 살포 경로와 비행 살포속도의 변화

그림 3-28은 본 연구에서 개발하여 적용한 자세측정장치를 사용하여 얻은 GPS 경로와 속도 데이터를 이용하여 실제 살포작업에서 속도의 변화가 어느 정도인지 알고자 숙련된 조종자에 의한 살포비행의 결과(본장 제 6 절)를 분석하였다.



그림 3-29 원격시동, 엔진정지 및 살포제어 기능을 통합한 메인 스위치 모듈

소규모 필지의 실제 살포 비행에서 보는 바와 같이 농업용 무인헬리콥터를 사용하는 조종자들의 애로사항 중에 가속하는 구간이 짧은 점과 등속을 유지하는데 있어서 조종자의 숙련도에 의지한다는 어려움이 있다. 그림 3-28(a)에 서와 같이 소필지의 짧은 경로(50m 내외)에 있어 전진가속, 정지, 가로이동 및 후진 가속의 과정이 반복되면서 그림 3-28(b)에서 보는 바와 같이 등속을 유지하기 어려웠다.

데이터에 의하면 전진구간과 후진구간에 대한 살포속도는 5.5m/sec(20 km/hr) 기준으로 각각 20%와 15%의 변화를 보였다. 이는 상기한 펌프의 특성을 생각할 때 살포량의 제어가 불가능한 범위인 것으로 판단되었다. 따라서 조종자(농업인 운영자)가 편하게 운용할 수 있는 등속제어 장치가 필요함이 제기 되었으며 기체자체가 응답성이 우수해야 하는 조건이 지적되었다.

이는 기체의 동작 특성에서 비롯되는 것으로 응답성이 높은 기체구성 및 이를 제어하는 제어기가 필요하게 되었다. 예를 들면 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 것을 기대한다.

$$\begin{aligned}
 \tau_f \dot{a} &= -a - \tau_f q + A_b b + A_{lat} \delta_{lat} + A_{lon} \bar{\delta}_{lon} \\
 \tau_f \dot{b} &= -b - \tau_f p + B_a a + B_{lat} \bar{\delta}_{lat} + B_{lon} \delta_{lon} \\
 \tau_s \dot{c} &= -c - \tau_s q + C_{lon} \delta_{lon} \\
 \tau_s \dot{d} &= -d - \tau_s p + D_{lat} \delta_{lat}
 \end{aligned} \tag{3-19}$$

식 (3-19)와 같이 나타나는 응답성은 τ_f , τ_s 등 지연 반응 시간에 의하여 나타내지며 새로운 스테비바레스 헤드형식은 이와 같은 지연시간이 제거되어 반응 속도에 의한 제한이 미소하게 된다. 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 헬리콥터에 등속제어의 빠른 응답을 얻을 수 있게 될 것이다.

제 5 절 시작기의 모의비행운동 거치장치 개발

1. 모형 헬리콥터 모의비행 짐벌 장치

기체 개발 과정에서 시작기의 자세제어 시험은 상당한 위험을 동반하기 때문에 회전익 기체와 연구자를 보호하고 연구과정을 편리하게 하기 위하여 그림 3-30과 같은 비행운동 시뮬레이터를 이용한다. Surge(동체 전진방향의 병진운동, X), heave(동체 수직방향 병진운동, Z), roll(동체 좌우방향의 회전운동, R), pitch(동체 수직방향의 회전운동, M)의 5 자유도 좌표운동의 조절이 주로터에 의해 가능하며, yaw(동체 전진방향의 회전운동, N)는 테일로터에 의해 조절가능하도록 제작하고, sway(동체 가로방향 병진운동, Y)를 좌표를 제외한 시험장치를 모형 회전익을 이용하여 연구를 수행할 수 있도록 한다.

무인헬리콥터의 비행운동은 6 자유도 모의 비행운동은 비행체의 실제 비행 전에 비행체에 대한 각종 성능시험이나 안전성을 평가하기 위해 반드시 필요한 과정이고, 이를 위해서는 비행체가 실제로 비행하는 것과 같은 상황을 구현하여야 한다. 상당한 중량을 갖는 비행체의 운동은 위험하므로 안전성에 대한 모의시험이 요구되었다.

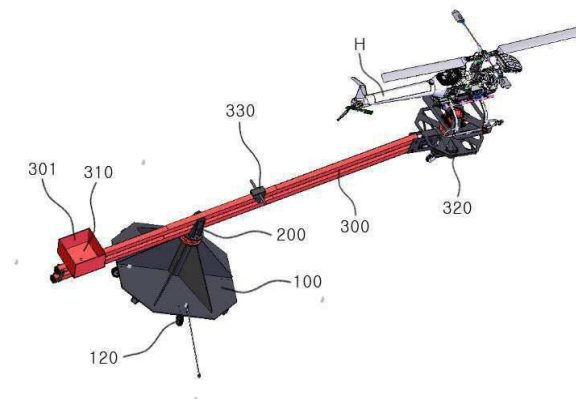


그림 3-30. 자세제어 실험용 5-DOF 시뮬레이터 (특허공개)

6자유도 중에서도 무인 헬리콥터는 비행체의 회전운동[피치(pitch), 롤(roll), 요(yaw)] 3종류와, 병진운동[써지(surge), 스웨이(sway), 히브(heave)]

중 상하 병진운동인 히브의 1종류로 되는 4 자유도에 대한 정확한 모의시험이 특히 중요하다.

모의 비행시험장치의 다른 목적은 시험하는 무인헬리콥터가 4 자유도에 대하여 정확하게 운동할 수 있도록 시험장치를 구성하여 헬리콥터의 추력 및 회전 토크의 측정을 정확하게 할 수 있게 하기 위함이다. 본 장치(그림 3-31)는 편리하면서도 구조가 간단하여 제작이 용이하므로 제품의 제작에 소요되는 경비를 줄일 수 있는 경제성이 있는 무인헬리콥터용 4자유도형 시험장치이다.

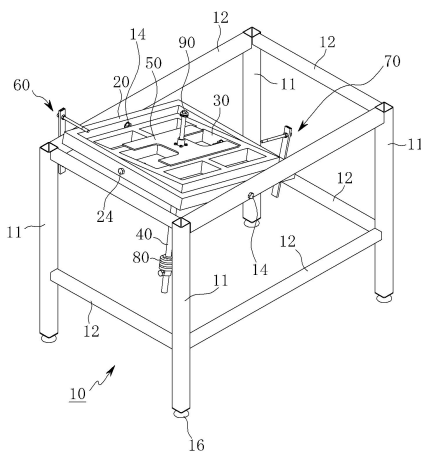


그림 3-31. 모의비행 시험장치

연구자의 위험을 수반하는 회전익기의 비행과 정확한 자세구현이 필요한 연구특성상 본 모의비행 시험장치는 안전성과 정밀성을 보장하는 실험장치이다. 일반적으로 비행체를 긴 씨소형태의 브라켓에 달아서 원운동을 하도록 고안하였지만(특허공개 제10-2009-0104207호의 "무인헬리콥터용 테스트장치" 그림 3-30) 이러한 구조는 회전운동에 있어 기체가 몹시 기울어지면 회전중심보다 상위에 형성된 무게중심으로 인하여 로터에 의해 형성되는 회복모멘트가 부족하게 되고 헬리콥터는 넘어지게 되어 실제상 실험을 구현하기 어렵다.

본 연구의 장치에 비하여 상기공개특허는 앞뒤 회전운동(피치)은 헬리콥터의 중심을 기준으로 앞뒤로 회전을 하는 것이 아니라 회전 가능한 브라켓(200, 그림 3-30)을 중심으로 시소운동을 하게 되고, 좌우 회전운동(롤) 역시 헬리콥터의 중심을 기준으로 좌우로 회전을 하는 것이 아니라 회전 가능한 브라켓(200)을 중심으로 좌우 회전운동을 하게 되며, 상하병진운동(heave)은 수

직으로 상하 운동하는 것이 아니라 회전 가능한 브라켓을 중심으로 시소운동을 하게 되는 것이므로 운동에 대한 결과를 정확하게 분리하여 추출할 수 없으므로 추출값에 보정을 하여야 한다. 따라서 이러한 운동에 따른 자세 데이터는 다른 요소의 운동이 혼합되어 분리해야 하거나 오류의 가능성을 내포하게 된다.



그림 3-32 모의시험장치를 이용한 비행자세 데이터 무선수집 실험

반면 본 연구의 모의 비행장치를 이용할 때 시험하는 무인헬리콥터가 4 자유도에 대하여 독립적으로 정확하게 운동할 수 있어 그림 3-32에 보인 비행자세 데이터의 수집실험을 통하여 분석한 결과 각 좌표에 대한 운동을 추출할 수 있게 되었다. 또한 후기하는 블루투스를 이용한 무선데이터 전송 기술을 채용하여 양방향통신 기술 뿐 아니라 실시간 데이터 송수신 및 자세응답에 대한 표시가 가능하게 되었다. 상기 모의비행 짐벌은 특허 출원되어 있으며 (10-2010-0006859) 있으며 자율비행 기체의 실험에 효율적으로 사용 될 것으로 생각된다.

2. 농용 헬리콥터의 모의비행 짐벌장치

그림 3-33은 상기 모델에 대한 모의비행시험장치의 원리를 농용헬리콥터에 적용하기 위하여 개발한 짐벌 형태이다. 이는 피치와 롤의 2-D를 적용하였고 안정성을 고려하여 요의 운동은 제한하였다. 그러나 무게중심부에 로드셀을 장착하여 양력을 측정할 수 있도록 고안하였다.



그림 3-33 농용 무인헬기의 모의시험장치

유상하중은 헬리콥터의 상업적 이용능력을 표현하는 핵심성능으로서 자중을 이기고 유익한 작업을 위해 운반 가능한 순수양력이다. 유상하중 실험은 헬리콥터를 수직 양력방향으로 자유롭게 움직일 수 있는 장치에 장착하여 양력(로터의 추력)성능을 측정하려고 설계되었고, 피치각과 회전수의 측정범위를 규명하기 위하여 랜딩 스키드가 장착된 헬리콥터를 짐벌에 설치하여 실제 제자리 비행 상태를 구현하여 실험하였다.

그림 3-34에 보인 짐벌식 유상하중 실험장치는 실제 자유비행에 앞서 헬리콥터의 트림(평형)상태를 점검하면서 양력을 측정하기 위하여 설계되었다. 랜딩스키드를 제거한 헬리콥터 기대하단에 로드셀을 장착하고 짐벌 중심에 고정하였다. 실험장치는 측방 구속을 위한 직선베어링을 2곳에만 설치하여 헬리콥터의 비교적 자유로운 움직임이 가능하게 하였다. 양력은 자중을 이기고 이륙시점으로부터 로드셀은 인장력을 측정하였고 표시창에는 양력을 표시하여 실험진행을 도왔다(그림 3-35).



그림 3-34 농용 무인헬기의 모의시험장치에 장착된 개발 헬리콥터

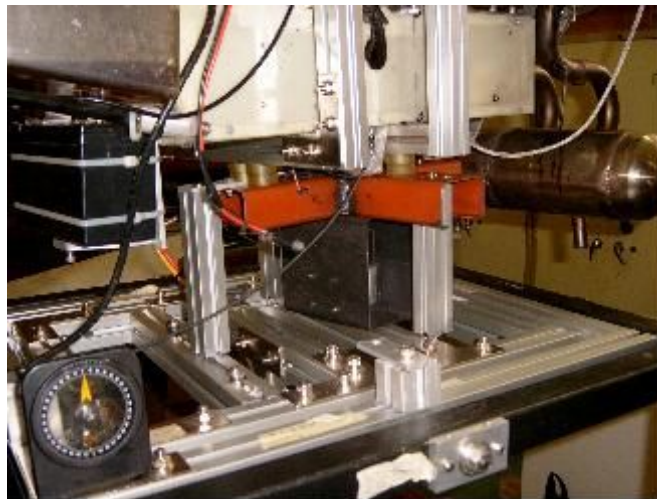


그림 3-35 농용 무인헬리콥터의 모의시험장치의 짐벌과 양력 측정장치

엔진과 테일로터 구동풀리에 엔코더를 설치하여 클러치 전후의 회전속도를 측정하였고, 로터의 구동과 함께 발생하는 양력을 측정하기 위하여 헬리콥터 기대하단부의 고정용 장치 내부에 로드셀을 설치하였다. 양력이 발생되지 않을 때 로드셀은 영(zero)을 측정하게 되고, 양력이 발생함에 따라 영점의 이륙시점을 지나 유상하중의 인장력을 측정하였다. 엔진 헤드의 온도 측정을 위하여 열전대와 저항온도계를 부착하였는데 저항온도계는 엔진헤드 표면 온도를 접촉 측정하였고, 열전대는 냉각핀을 통과하는 강제 냉각풍의 온도를 측정

하였다. 실험 중 자료는 데이터 로거에 (21X-SM192) 저장되었으며 표시창에는 양력을 표시하였다.

3. 회전 중심점 이동에 따른 운동방정식

3축의 직교좌표에 적용되는 세 가지 힘 X, Y, Z 와 모멘트 L, M, N 의 관계를 선형변수 u, v, w 와 각속도 p, q, r 에 대한 함수로 Newton 운동방정식을 표현하면 다음 식 (3-20)과 같다.

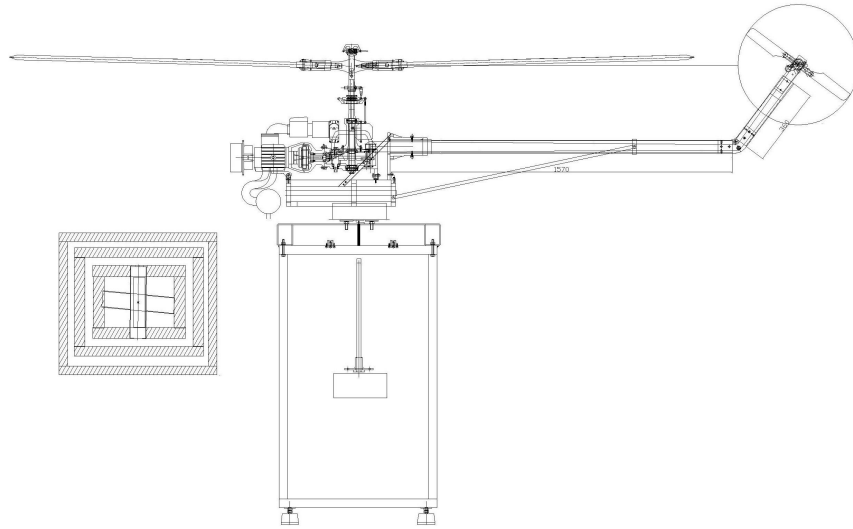


그림 3-36 농용 무인헬리콥터의 모의시험장치의 설계도면

$$X - mg \sin \theta = m\dot{u} + m(qw - rv) \quad (3-20)$$

$$Y + mg \cos \theta \sin \phi = m\dot{v} + m(ru - pw)$$

$$Z + mg \cos \theta \cos \phi = m\dot{w} + m(pv - qu)$$

$$L = I_x \dot{p} - I_{zx} \dot{r} + (I_z - I_y)qr - I_{zx}pq$$

$$M = I_y \dot{q} - (I_x - I_z)rp + I_{zx}(p^2 - r^2)$$

$$N = I_z \dot{r} - I_{zx} \dot{p} + (I_y - I_x)pq + I_{zx}qr$$

식 (3-21)은 여러 공력계수를 고려하여 운동방정식을 수정할 수 있으며 특정한 기체에 적용할 수 있다. 이 식은 무게중심의 이동을 고려하여 무게중심에서의 가속도는 다른 위치에서의 가속도로 표현하면 식 (3-22)으로 나타낼 수 있다.

본 연구를 위하여 구상된 시뮬레이터(그림 3-36)에 장착된 기체의 운동은 실제의 6-DOF 운동과 당연히 차이를 보이지만, 초기개발에서 감당해야하는 위험을 감소시킬 수 있으며 다음 가속도 관계식을 통하여 실제에 근접할 수 있다.

$$m\ddot{x}_{cg} = C_X \bar{q} S - mg \sin \theta \quad (3-21)$$

$$m\ddot{y}_{cg} = C_Y \bar{q} S + \sin \phi \cos \theta mg$$

$$m\ddot{z}_{cg} = C_Z \bar{q} S + \cos \theta \cos \phi mg$$

$$I_x \dot{p} - I_{zx} \dot{r} + (I_z - I_x)qr - I_{zx}pq = \bar{q} S b C_l$$

$$I_y \dot{q} + (I_x - I_z)rp + I_{zx}(p^2 - r^2) = \bar{q} S \bar{c} C_m$$

$$I_z \dot{r} - I_{zx} \dot{p} + (I_y - I_x)pq + I_{zx}qr = \bar{q} S b C_n$$

$$\ddot{x}_{cg} = a_x + (x_{cg} - x_{ax})(\dot{q}^2 + \dot{r}^2) + (y_{ax} - y_{cg})(\dot{r} - qp) - (z_{cg} - z_{ax})(\dot{q} + rp) \quad (3-22)$$

$$\ddot{y}_{cg} = a_{xy} - (x_{cg} - x_{ay})(\dot{r} + pq) + (y_{ay} - y_{cg})(\dot{r}^2 + \dot{p}^2) + (z_{cg} - z_{ay})(\dot{p} - rq)$$

$$\ddot{z}_{cg} = a_z + (x_{cg} - x_{az})(\dot{q} - pr) - (y_{az} - y_{cg})(\dot{p} + qr) + (z_{cg} - z_{az})(\dot{q}^2 + \dot{p}^2)$$

제 6 절 균평 기체 및 살포 분포 성능시험

현재 모든 농용 회전익기는 좌우균평의 문제에서 자유롭지 못하며 이는 불균일한(우측 과다) 살포패턴과 ULV 살포기술에서는 심각한 비효율적인 방제효과를 초래한다. 근본적인 원인은 현재 관행적 테일부 설계에 의한 우측으로 기우는 운동역학적 특성 때문이다. 이를 해결하기 위하여 테일부를 pylon에 두어 롤 모멘트를 상쇄시키도록 하는데 이는 주로터의 후류와의 공진현상을 피할 수 있어야 하는 진동역학과 유체역학적 고려가 요구된다(Leishman,, 2002).

Koo 등(2010)에 의하면 거양테일부의 설계에 의하여 균평기체에 의한 균평비행이 가능하다. 거양테일부의 높이는 이론적-실험적인 고찰을 통하여 적절하게 설계할 수 있다. 거양테일부를 구현하기 위한 구동 방법은 경사빔, 유니버설 조인트축, 전기모터 구동 및 굴절 벨트구동식 등이 고려되었다.

항공살포의 패턴은 방제효과를 제고하는데 중요한 역할을 해왔음을 강조하여 WRK string analyzer의 효과적인 측정법을 개발하였다(Whitney and Roth, 1985). Last 등(1987)은 분무량 분석을 위하여 감수지를 사용하는 저렴한 비용의 영상처리 장치와 관련 프로그램을 개발한 바 있는데, 개발한 프로그램은 겹쳐 부착된 입자를 분석할 수 있는 것이었다.

Azimi 등(1985)은 노즐의 작동조건과 장착형태 차이에 따른 농약의 살포균일도를 분석한 결과, 농약 살포균일도는 노즐간격, 살포높이, 살포압력의 영향을 받는 것으로 나타났다. 농약의 살포균일도는 변이계수(Coefficient of variation)로 산정하였으며 CV가 10% 이하일 때를 매우 균일한 살포로 판단하였다.

생물학적 방제효과에 적합한 분무입자에 관한 연구를 살펴보면 Smith 등(1975)은 방제에는 100~140 μm 분무입자 크기가 적당하지만 비산방지를 위해서는 크기가 너무 작으므로 방제와 비산을 모두 만족하는 분무입자의 크기는 140~200 μm 가 적당하다고 보고하였다.

본 연구는 유상하중 20kg급 무인농용 균평 헬리콥터 개발에 있어 롤 모멘트를 상쇄하는 거양 테일부를 구성하고 균평비행의 정도와 살포 효과를 측정

하여 **균형 헬리콥터의 성능을 검증하려는데 목적이 있다.**

균형 비행은 기체의 **균형 뿐 아니라 로터 디스크면의 균형을 요구한다.** 다운위시의 효과는 회전익기의 농작업에 미치는 긍정적 효과를 배가하고 있으나 이 풍향은 그 효과에 지대한 영향을 미치게 된다. 호버링 및 저속 (15-20 km/h, 약 10 knot)에서의 **균형한 풍향을 예상하게 되지만 이는 결국 살포량의 균일도로 나타나게 되며 액체미립자 방제 또는 입체분포의 효과로 나타나게 된다.**

1. **균형기체의 설계**

가. **롤 모멘트의 상쇄**

헬리콥터는 여섯 자유도 중에서 전진방향의 병진운동(X), 좌우방향의 병진운동(Y), 상하방향의 병진운동(Z), 좌우방향의 롤 회전운동 (R), 수직방향의 피치 회전운동 (M)의 다섯 좌표운동의 조절이 주로터에 의해 가능하다. 마지막 남은 자유도인 동체 전진방향의 요 회전운동(N)는 테일로터에 의해 조절가능한데, 좌우방향으로 추력을 발생시켜 주로터 축을 중심으로 한 모멘트를 만들어 내게 된다.

주로터를 위에서 보았을 때 '시계방향으로 회전'하는 농용 무인헬리콥터의 경우에 동체에 생기는 반토크(Nm)는 반시계방향이므로 테일로터는 좌측으로 추력을 발생시켜야 하고 미는 형의 테일로터는 유체유동 저항을 최소로 할 수 있다. 테일로터는 다음 식에 표시한 요(yaw) 모멘트를 발생시켜서 헬리콥터가 방향에 대한 안전성을 갖도록 해준다.

주로터의 추력의 가로평형이 깨지면 주로터의 추력 T_m 은 롤 모멘트 $Y_m h_m - Z_m y_m$ 를 형성하고 이 두 롤 모멘트의 분면은 동체를 오른쪽으로 기울이는데 영향을 준다 식(3-23).

$$\Sigma R = R_m + Y_m h_m - Z_m y_m - Y_t h_t = 0 \quad (3-23)$$

테일부가 무게중심 근처에 있는 관행적인 테일의 설계에서는 $y_m \cong 0$, $h_t \cong 0$ 에 가까우므로, 따라서 $\Sigma R = R_m + Y_m h_m$ 가되어 한쪽으로 기우는 경향이 생기고 로터의 사이클릭 피치를 조정하여 가로균형을 유지하되 로터는 오른쪽을 향하게 된다. 결과적으로 살포된 입자를 오른쪽으로 치우치게 한다.

그러나 그림 3-37과 같이 테일부를 주로터 근처까지 올린 거양테일의 설계에서는 $\Sigma R = R_m + Y_m h_m$ 의 영향을 식 (3-34)와 같이 $Y_t h_t$ 모멘트로 상쇄시킬 수 있다. 즉

$$R_m + Y_m h_m - Y_t h_t = 0 \quad (3-24)$$

테일로터로 부터 발생하는 헬리콥터의 중심점에 작용하는 롤모멘트와 요(yaw)모멘트는 다음 식(3-25)와 같이 계산할 수 있다. 식에서 l_t 은 중심점에서 테일로터까지의 수평 거리를 의미하며 h_t 은 C.G.점에서 테일로터까지의 수직거리를 의미한다.

$$L_m = Y_t h_t, R_t = - Y_t l_t \quad (3-25)$$

상기한 이론적 고찰에서 동체를 오른쪽으로 기울게 하는 롤 모멘트의 크기를 가늠하는 것이 균평기체의 거양테일부의 높이를 설계하는데 핵심요소가 된다. 일반적으로 엔진의 회전방향, 로터의 불균평, 무게중심의 좌우 편심 등 여러 요인에 의해 생기는 R_m 은 이론적이면서 실험적인 접근과 계산이 요구된다.

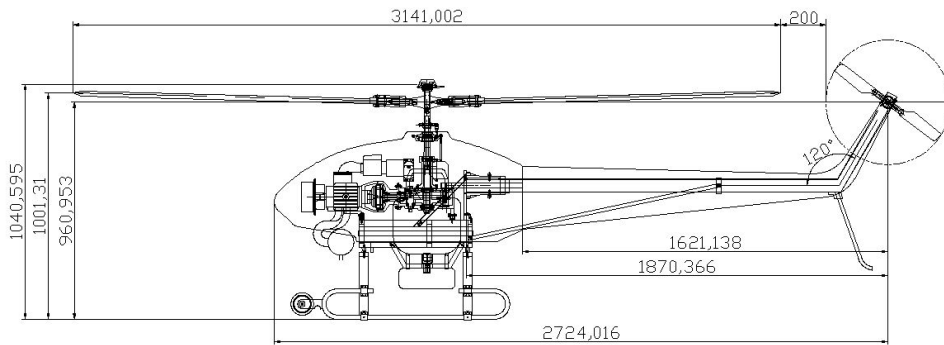


그림 3-37 거양 테일부와 균평기체의 설계

나. 거양 테일 로터와 균평 기체

그림 3-37과 같이 롤 모멘트의 상쇄와 이에 따른 균평비행을 위한 기체를 설계할 수 있다. 주로터는 테일로터의 궤적에서 최소 200 mm 이상 떨어져 있으며 유체역학적 난류의 영향을 최소화하기 위하여 테일로터의 회전방향은 상위평면에서 뒤로 돌도록 하였다. 기체의 중요한 치수들과 추정 모멘트 및 추력의 값을 표 3-11에 정리하였다. 상기한 식 (3-24)와 식 (3-25)에 의하여 계산되는 롤모멘트의 크기는 동체의 기울기가 감소함에 따라 감소하게 된다.

표 3-11 테일로터를 거양 장착한 균평비행 기체의 주요치수(mm) 및 운동역학 수치

설계제원	기호표시	거양테일 균평기체	전형적인 기체	비 고
전장	L_t	3810	3765	로터포함
동체장	L_f	2730	2550	이송길이
전폭	W	750	750	방재장치제외
전고	H	1040	1070	격납높이
축간격	l_t	2060	1870	테일추력거리
주로터 높이	h_m	480	480	무게중심기준
무게중심높이	h_g	450	440	스키드기준
봄 높이	h_b	550	550	스키드기준
테일로터축 높이	h_t	480	100	무게중심기준
롤 모멘트	R_m	25	40	N.m
Y방향 추력	Y_m	70-110	<15	$T_m=807$ N
테일 추력	Y_t	40	40	총유상하중 N
동체기울기	ϕ	<1	4-8°	deg

표 3-11에 의하면 약간의 롤 모멘트가 상쇄되지 않은 것은 테일부의 높이가 약간 낮게 설계되어 나타나는 현상으로 생각된다. 이는 이론치와 실제치수와의 차이에 따른 것으로 판단되며 실험의 결과를 통해 비교될 것이다.

다. 거양식 테일부 구현

가로방향 균평기체를 위하여 테일로터를 주로터의 위치까지 거양하여 제작하였다(그림 3-38). 이러한 동력부 구성은 벨트구동, 경사식분, 전기모터식 구동 및 유니버설 조인트식 축구동 등 여러 구상이 검토되었다. 결론적으로 가장 간단한 구동방식과 신뢰성을 갖는 굴곡형 벨트구동방식을 선택하게 되었다. 그림 3-38(b)에 보인 굴곡부는 거양 테일 로터부를 효율적으로 구동하기 위하여 고안한(특허출원 10-2010-0040733) 플렌지 폴리의 모습으로 동력 전달의 간편한 구조와 동력의 손실이 최소가 되는 구조로 구현하였다.



그림 3-38 균평기체를 위하여 설계된 거양식 테일로터와 기체의 구현

표 3-12. 거양테일부에 사용한 테일로터의 제원

제 원 (단위)	표시	치수
Blade length (m)	L_t	0.2
Chord length (m) tapered	c_t	0.045
Radius of tail rotor (m)	r_t	0.275
Tail blade tip velocity (m/s)	$(V_{tip})_t$	141
Rotating speed (rad/s)	Ω_t	481.7

테일로터의 궤적은 주로터와 200 mm의 간격을 두었고 굴절된 테일분은 55°의 각도로 거양되어 360mm 길이로 연장되어 로터구동용 폴리를 설치하였다. 테일로터로의 동력은 모터에서 벨트 구동에 의해 테일로터 축의 폴리로 전달된다. 테일로터의 피치를 조정하는 러더 서보(rudder servo)에 연결되어

있으며 이는 받음각을 조정하는 조종기와 연동된다. 표 3-12에는 실험에 사용된 테일로터의 제원을 보였으며 5,500 rpm에서 141 m/s의 테일로터 선속도는 메인 로터의 선속도 보다 저속이다.

2. 무인 항공살포 및 분포도의 측정

살포성능 시험은 무인헬리콥터 본체에 방제장치를 부착하고 정지비행과 살포비행에서 비행고도 3-4 m에서 살포하여 좌우 살포량의 균형을 살펴보려 계획되었다. 정지비행의 살포분포는 경북대학교 교내 농장에서 실시하였고 형광염료 희석수를 면사실에 살포하여 농도의 양을 비교하는 WRK string 방법을 사용하였다. 살포비행의 분포는 금호강 둔치의 모의경작지에서 물을 살포하는 감수지방법을 사용하였다. 구체적인 실험방법을 다음에 구분하여 기술하였다.

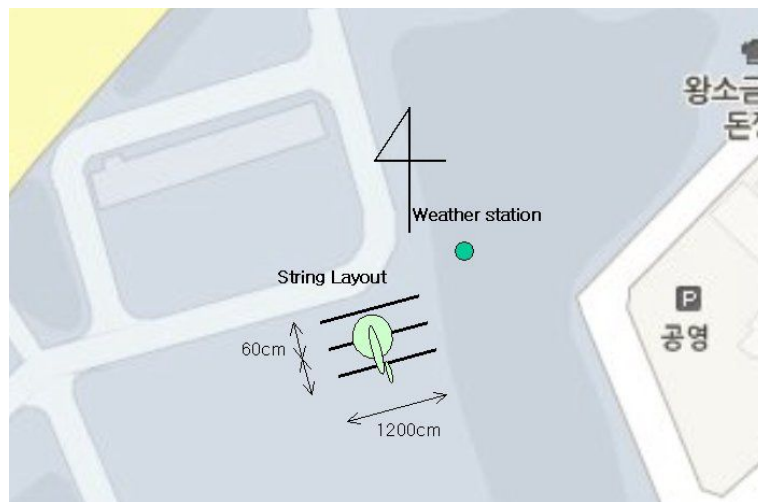


그림 3-39 균평기체의 호버링 살포균일도를 측정하기 위한 살포입자 수집 실험장치의 배치

가. 호버링 살포 균일도의 측정

그림 3-39에서와 같이 교내 실습 농장에 균평기체의 호버링 살포 패턴을 WRK 패턴 분석장치로 측정하기 위하여 12m 길이의 면사실을 60 cm 간격으로 삼중 설치하였고 국지기상대(weather station)를 설치하였다.

그림 3-40에 보인 개발된 균평기체에 장착한 살포시스템은 한성 T&I에서

생산한 무인 농용헬리콥터용 장치이다. 양편에 달린 두 개의 10L 농약통에는 400 ppm으로 희석된 형광물질 (Rhodamine B(WT))을 4L씩 실어서 좌우균 형이 유지되도록 하였다. 액체 살포 시스템에는 400 cc/min의 토출량을 갖는 TJ-60 850134VS 노즐(Spraying System Co.)이 모두 4개 장착되어 있다. 실험은 공칭 4 m 살포높이에서 40 초간 실시하였고 2회의 반복하였으며 살포와 동시에 기상대에서는 풍향, 풍속 및 기온을 측정하였다.



그림 3-40 균평기체의 살포분포를 측정하기 위한 액체살포장치의 장착과 기상 측정대 및 4m 살포 높이에서의 12m 길이의 면사실에 형광물질의 살포 장면



그림 3-41 실험에서 면사실에 수집된 형광 물질 Rhodamine B(WT)의 수준을 측정하기 위한 WRK String Analysis 시스템

그림 3-41에서와 같이 WRK string analyzer는 fluorometer(Sequoia-Turner 111)를 이용하여 면사실에 수집된 형광물질의 수준을 측정 할 수 있게 구성되었다. 이 string system은 10 cm 간격으로 형광물질의 UV light 반응을 기록하여 상대적 수준의 살포입자의 수집패턴을 읽었다.

나. 균평비행 성능 및 비행살포 균일도의 측정

그림 3-42에서와 같이 대구 인근 금호강 둔치의 모의경작지에서 균평비행 성능의 측정 및 균일도를 감수지 방법을 사용하여 측정하였다. 살포 비행구역으로 거리 50 m와 폭 10 m를 설정하였고 구역 중심에 살포 분포를 측정할 수 있는 샘플링 장치를 배치하였다.

균평 비행의 성능은 본 연구의 비행자세측정 시스템(AHRS)을 이용하여 측정하였으며 롤각 및 피치각과 GPS 비행경로를 이용하여 (협동과제의 자세측정 및 제어에서 설명) 균평비행의 성능을 검증하였다. 살포비행은 수동 및 자동 비행으로 실시하였으며 각각의 성능 및 분포의 좌우 균일도를 비교하였다.



그림 3-42 균평기체의 살포비행 및 살포균일도 측정을 위한 배치도

살포분포 및 살포폭을 분석하기 위하여 그림 3-43과 같이 감수지(Civa-Geigy Co., 폭 25×길이 500 mm)를 지면에서 5 cm 높이에 10 m 폭으로 설치하였고, 살포 후 감수지를 회수하여 영상현미경으로 피복 면적비를 계산한 후 가로폭 거리에 따른 살포분포율을 분석하였다. 시험시 기상조건은 간이 기상장비 (Omega, MTM0323)로 측정하였으며 풍속은 0.7 m/s 이하였고, 기온은 20-23℃, 습도는 40-50% 정도였다.



그림 3-43 구간 살포비행의 모습과 비행 살포분포를 측정하기 위한 감수지의 배치

그림 3-43에 방제 실험 장면을 보였고 이렇게 살포된 입자는 감수지에 부착되는 데 그림 3-44는 방제살포 후 입자가 부착된 감수지를 보였다. 샘플의 보존 방법은 방제작업 후 감수지에 입자가 뚜렷이 나타나면 감수지의 추가적 변색을 방지하기 위해 즉시 회수하여 투명한 비닐봉투에 밀봉하였다.

입자해석을 위해 감수지에 부착된 입자를 현미경 카메라(Tokyo Elec. Ind. Co., CS5130)와 영상처리 프로그램인 OPTIMAS를 이용하여 화상이미지로 변환하였다. 방제작업에서 얻어진 25×500 mm의 감수지 샘플의 연속띠에서 10 cm 간격으로 단위면적(1 cm²)의 크기로 측정창을 선택하여 면적비 460배로 확대하여 영상처리를 하였다. 입자의 분석은 R, G, B 3개의 색채 데이터를 이용하였으며 문턱값(Threshold)을 정하여 객관성 있는 테이타를 채취하였다. R은 28~71, G는 29~74, B는 77~140로 하여 시료 영상 데이터에서 문턱값 범위 이내의 화소를 피복부위로 나타내었다. 검출된 감수지의 분석치로서 도포율(coverage percent)을 사용하였으며 도포율의 정의는 식 (3-26)과 같다.

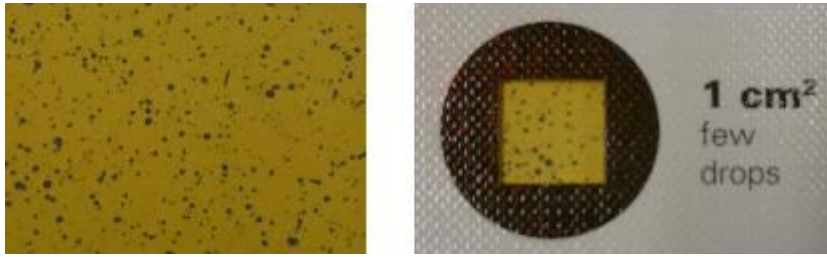


그림 3-44 살포작업 이후 감수지에 부착되어 형성한 입자들의 군집과 영상 처리를 위하여 단위면적의 범위를 처리한 샘플링과정

$$C = \frac{A}{A_{tot}} \times 100(\%) \quad (3-26)$$

여기서, C : 도포율(%)

A : 분무립의 부착면적, cm²

A_{tot} : 시편의 전체면적



그림 3-45 관행농용헬기의(a)기울임과 거양테일부의 영향으로 인한(b)균평비행

3. 균평기체 및 살포분포 성능

가. 정지비행 살포패턴

그림 3-45는 거양테일부가 없는 기체(a)와 있는 균평기체(b)의 정지비행(hovering)의 자세를 비교한 대표적인 장면이다. 그림 3-45(a)의 관행적인 기체의 테일로터의 위치가 낮은 경우는 정지비행에서 우측으로 5-8°정도 기울는 특성을 보인다. 전기한 바와 같이 이와 같이 기울는 자세는 우측으로 편향하게 됨으로 주로터를 반대(좌측)로 기울여서 호버링을 유지하려 하게 되고

하향풍은 우측으로 편중된다. 그러나 롤 모멘트를 상쇄하기 위한 거양 테일부의 장착(그림 3-45(b))에 따라 균평한 자세를 유지할 수 있게 된다. 따라서 균평기체의 살포패턴 또한 좌우 균일도를 유지하게 되었다.

그림 3-46에서 보인 바와 같이 균평기체의 정지비행 살포실험시 기상상태는 살포분포 결과에 영향을 미치지 않을 정도였던 것으로 판단된다. 첫 번째 반복시 풍속은 1.0-2.5 m/s 정도였고 풍향은 10-20 deg(N)로서 좌우 분포패턴에 영향이 없었을 것으로 판단되며 남(S)쪽으로 약간 편류되는 영향을 예상하였다. 두 번째 반복의 경우 풍속은 0.5-1.0 m/s 정도의 미풍이었으며 풍향은 300-320도(NW)로서 1차에 비하여 북서쪽으로 변경되었다. 그러나 미풍으로 분포에는 영향이 없었을 것으로 생각되었다. 살포 분포는 3선(N, M, S)의 패턴을 각각 나타낸 것과 모두를 평균한 2-D분포 및 3-D분포로 나타내었다.

살포 실험에서 기체의 상대적 방향 및 위치를 유지하려고 하였으며 요각의 기준은 살포입자의 포집을 위한 면사실의 거치 방향에 수직이 되도록 노력하였다. 요각 및 높이의 측정은 목도하였으며 그 오차에 대한 측정은 없었다.

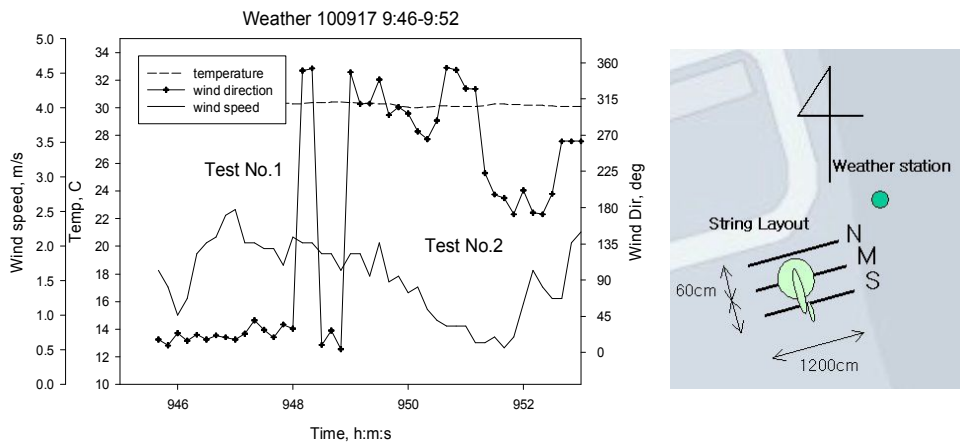


그림 3-46 정지비행 살포시험중 기상상태와 패턴 데이터 설정

그림 3-47은 제 1 반복의 결과로서 예상대로 북(N)의 살포수준이 비교적 낮음을 보였는데 이는 북풍의 영향을 받은 것으로 판단되며 남(S)은 오른쪽으로 분포가 치우쳤고 중간(M)은 왼쪽으로 분포가 편향된 것으로 생각된다. 전체적으로 패턴은 북북서(NNW)-남남동(SSE)으로 형성되었으며 평균은 왼쪽이

오히려 많은 분포를 보였다.

그림 3-48은 제 2 반복의 결과로서 좌우 분포가 균일한 것으로 나타났다. 이는 미풍조건에서 분포에 영향을 거의 받지 않았음을 알 수 있다. 각 3위치에서의 분포도 북(N)의 경우 왼쪽으로 약간 편향되었으나 전체적인 평균치는 좌우가 균등한 분포를 보였다. 그림에 보인 굵은 선은 7 m의 살포폭을 표현하였고 대략적인 평균 살포치를 표시하였다.

표 3-13 균평기체의 제자리비행에 대한 살포분포의 총살포량의 좌우 비교

Rep	No. 1		No. 2		Remark	
	Wing	Right	Left	Right		Left
	North	3500	3621	3800	4458	
	Mid	4234	4946	5032	5232	
	South	3587	5302	4157	4525	
	Total	11321	13869	12989	14215	

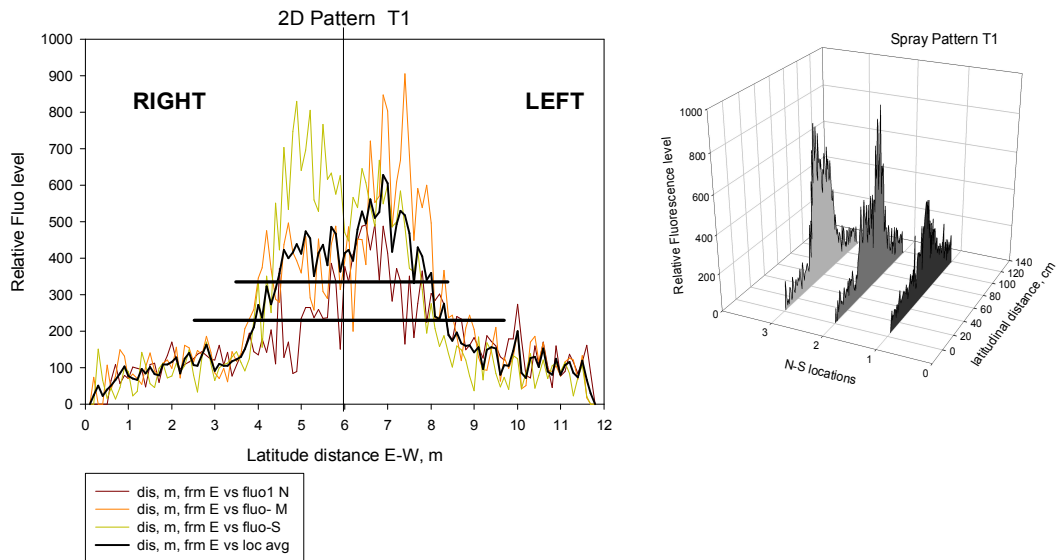


그림 3-47 정지비행 살포패턴의 2-D 및 3-D 표현 (반복 1)

수치로 표현된 좌우분포를 표 3-13에 보였는데 각 반복간 좌우의 형광물질의 총수치가 거의 비슷하였으며 각 3선에서의 좌우 수치가 오차 범위안에서 서로 같다고 결론 지을 수 있었다. 이는 거양테일부를 장착한 균평기체의 균평한 비행을 목도 하였을 뿐 아니라 WRK string analyzer를 이용한 분포측정의 분석에서도 오른쪽으로 치우치는 살포량의 편향은 나타나지 않은 것으로 판단되었다.

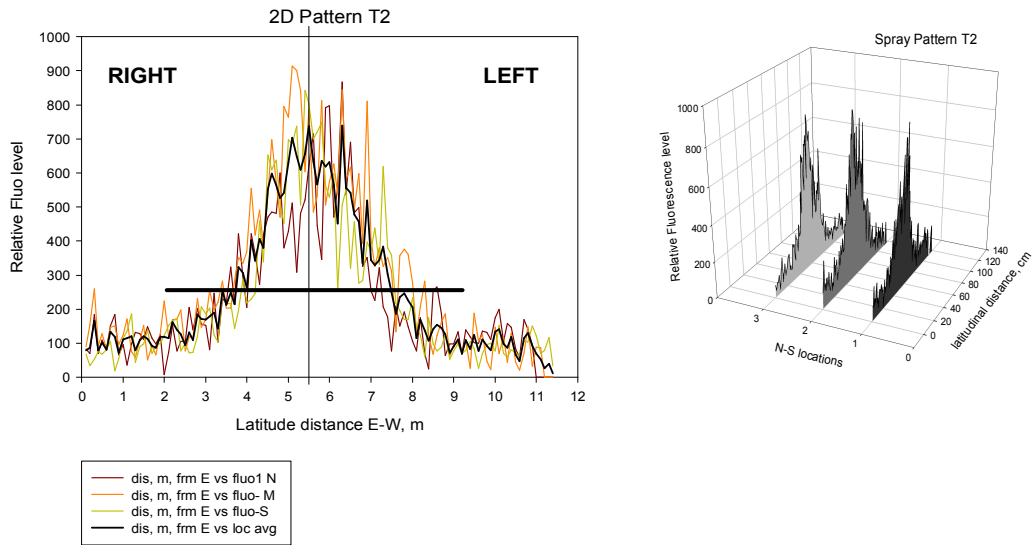


그림 3-48 정지비행 살포패턴의 2-D 및 3-D 표현 (반복 2)

나. 구간비행 살포 패턴

상기한 모의 경작지에 대한 살포실험의 결과는 목도의 판단 뿐 아니라 비행 자세 시스템의 도움을 받아 자세각으로 균평정도를 측정하여 분석할 수 있었다. 살포 비행구간의 거리는 50 m로서 살포 분포는 25m 위치에서 샘플링 되었다. 살포비행의 결과는 수동의 제1 반복 및 자동의 제2 반복으로 표현되었다.



그림 3-49 관행농용헬기의 (a)기울임과 거양테일부를 장착한 기체의 (b)균평비행

그림 3-49는 거양테일부가 없는 관행적 기체(a)와 균평기체(b)의 살포 구간 비행(spray maneuvering)의 자세를 비교한 대표적인 장면이다. 그림 3-49(a)

와 같이 테일로터의 위치가 낮을 때는 구간비행 (15-20 km/h)에서 우측으로 5-8°정도 기울는 특성을 보인다. 전진비행에서는 주로터의 양력균형이 더욱 불균형되어 시계방향으로 회전하는 농용(모형)헬리콥터의 경우는 더욱 기울는 특성을 보이는 것으로 예상된다. 그러나 롤 모멘트를 상쇄하기 위한 거양 테일부의 장착(그림 3-49(b))은 자세를 균평하게 유지할 수 있게 되어 균평기체의 살포 균일도를 유지할 수 있게 되었다.

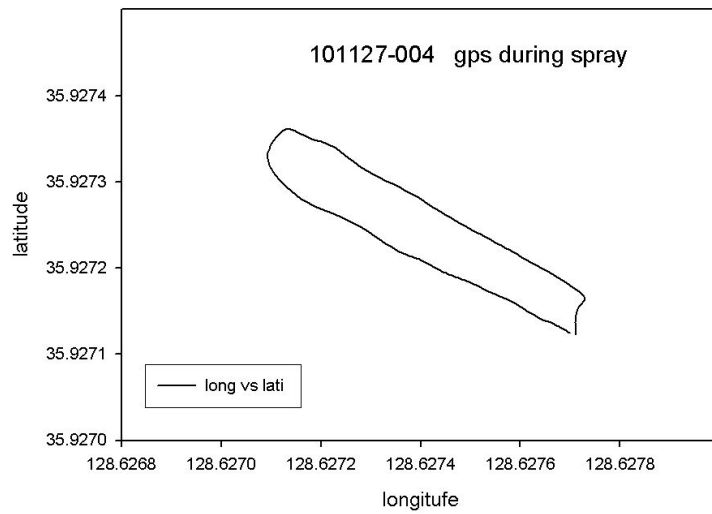


그림 3-50(a) 수동으로 조종에서의 살포 진행 경로

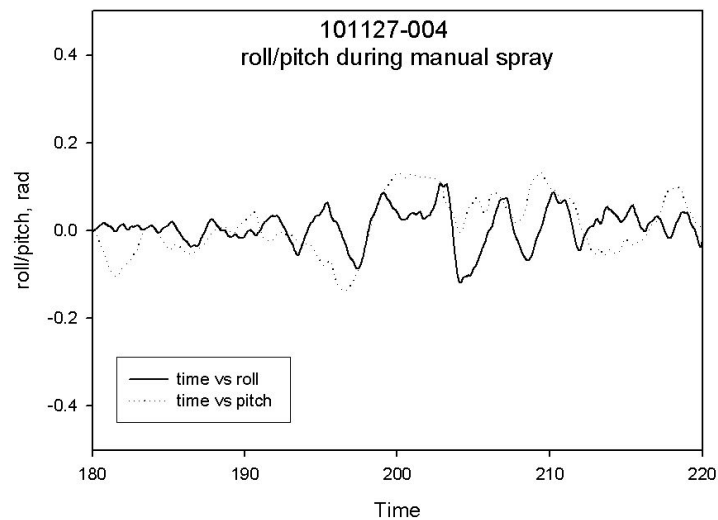


그림 3-50(b) 수동 자세조종에서의 롤과 피치각 변화

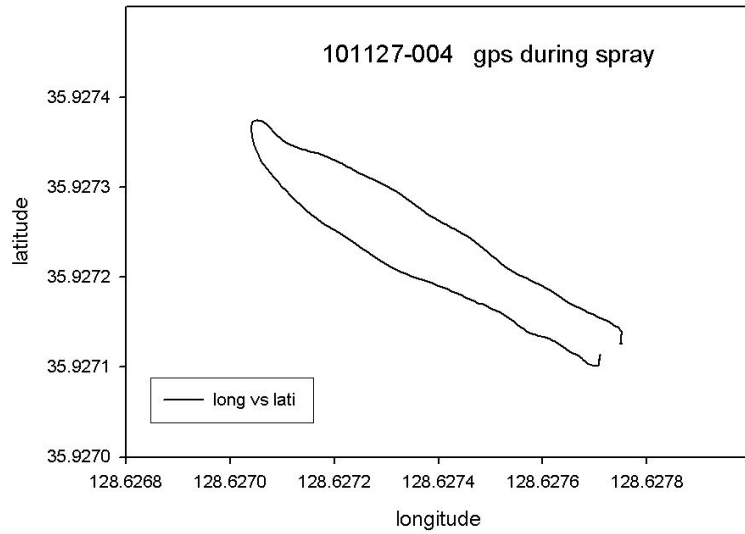


그림 3-51(a) 자동 자세제어 조건에서의 살포 진행 경로

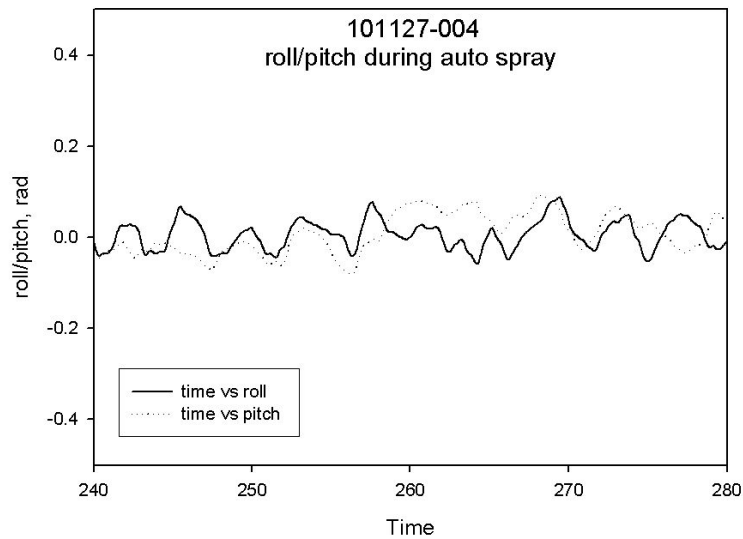


그림 3-51(b) 자동 자세제어 조건에서의 롤과 피치각 변화

그림 3-50과 3-51은 각각 수동 및 자동제어에 대한 구간 살포비행의 경로 및 자세데이터를 보였다. 균형기체에서의 살포자세는 롤각의 수평유지를 특징으로 하게 된다. 수동이든 자동이든 관행적인 농용 헬리콥터에서는 기체를 수평으로 유지할 수 없다는 동역학적인 이유를 이미 밝힌 바 있다(Koo 등, 2010). 자동의 자세제어는 기체를 균형하게 유지하지 않으며 단지 호버링 상태를 유지하는 목적으로 제어하며 균형으로 유지하려 하면 왼쪽으로 편류하는

행태를 보이게 된다. 이와 같이 관행적 농용방제헬리콥터는 물리적으로 동역학적인 근원적 롤 모멘트를 갖고 있으며 거양 테일부를 통하여 비로소 수평을 유지할 수 있게 되고 균평기체와 균일살포가 가능하게 된다.

그림 3-50의 수동 비행의 경우 숙련도가 높은 조종자에 의한 살포 경로를 볼 수 있다. 이와같이 비행 자세는 전적으로 조종자에 의존하게 되어 헬리콥터를 정지시키고 우측으로 이동시키고 후진시키는 과정에서 자세의 유지가 매우 어렵다는 것을 데이터에서 분석할 수 있다. ± 0.11 rad 즉 $\pm 6.9^\circ$ 정도의 롤 및 피치각의 변동폭을 경험하게 된다. 그러나 그 평균값은 0° 를 유지하고 있음을 주목하며 균평기체의 비행자세의 특징이라고 볼 수 있다.

그림 3-51의 자동비행은 이러한 어렵고 긴장된 조종과정을 조종자로 하여금 편히 조종할 수 있도록 도와주고 있다. 살포 경로가 약간 뾰족하게 되어있는 것을 볼 수 있지만 이미 살포구역을 넘어 있으므로 살포는 단속이 되어있는 상태이다. 계획된 살포 영역을 넘어 살포 하지 않는다면 살포영역 밖의 비행경로는 문제가 되지 않는다. 또한 자동 제어를 통한 자세제어에서는 일정한 롤과 피치각을 유지하고 ± 0.05 rad 즉 $\pm 2.8^\circ$ 정도의 변동폭을 유지하면서 균평을 유지하고 있음을 알 수 있다. 이와 같이 수동 또는 자동제어에 관계없이 균평기체는 물리적인 롤 모멘트의 상쇄에 의하여 구현되었다.

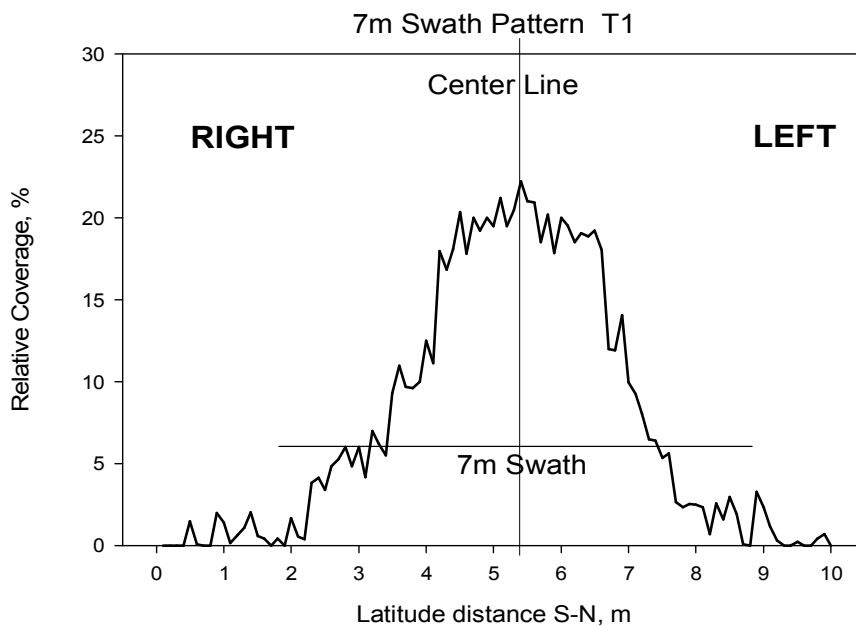


그림 3-52 균평기체의 수동 조종 구간비행에 대한 균등한 살포분포

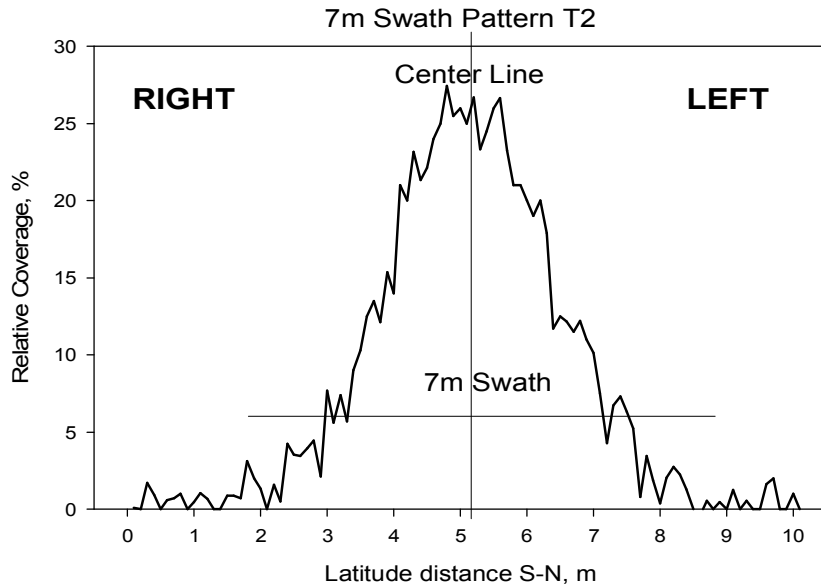


그림 3-53 균평기체의 자동조종 구간살포 비행과 균등한 살포량분포

그림 3-52와 그림 3-53은 각각 수동 및 자동 비행으로 수행한 살포작업의 분포결과이다. 결론적으로 수동과 자동 공히 좌우 균일도가 우수한 것으로 평가되었다. 비행시 중심을 맞춰 유지하지 못하여 결과에서 살포 분포의 중심점이 약간 왼쪽 즉 남동(SE)쪽으로 이동한 것으로 판단되었다. 제1 반복인 수동의 경우 최대 약 20% 정도의 피복율을 보였고 제2 반복의 경우는 25%를 상회하였다. 이는 살포 분포가 중심으로 집중하는 경향을 보이며 중심에 살포량이 많아졌음을 알 수 있다. 이는 바람이나 후류의 영향으로 나타나는 현상으로 생각된다. 살포폭을 약 7 m로 간주하고 이론적으로 겹치는 살포폭 분석을 실시하면 CV값이 20% 정도로 나타나는 것을 알 수 있다.

균평기체의 연구의 목표는 이러한 살포분포가 우측으로 편중되지 않는 균평기체와 살포장치를 통합하므로써 방제효과를 제고하는데 있으므로 이에 그 성능을 검증하였고 목표를 달성하였다. 이와 같이 향상된 살포 성능은 균평기체의 시장성과 적용성을 갖게 하며 이러한 경쟁력은 외국 의 농용방제 헬리콥터와 경쟁력을 갖출 뿐 아니라 수출의 가능성을 열어주는 연구이다.

다. 균평기체의 성능 및 살포분포

소형무인 헬리콥터를 이용한 항공방제기술은 효율적이며 안정된 생산과 농업종사자의 작업환경을 개선하고 생력화할 수 있다. 관행적 회전익기는 로터의 사이클릭 피치를 기울여 편중된 불균일한 하향풍(downwash)이 형성된다. 그러나 본 연구에서 개발된 거양 테일부의 균평 회전익기의 성능을 분석한 결과 자세의 좌우 균평과 살포량의 좌우 균일도가 제고된 것으로 평가되었다. ULV 살포기술의 핵심적인 균평 하향풍이 효율적으로 분포되었고, 살포량의 균일한 방제효과를 제고한 것으로 검증되어서 결과를 아래에 정리하였다.

- ① 이론적 고찰과 실험적 접근을 통하여 롤 모멘트의 크기를 추정하였고 균평기체의 거양테일부의 높이를 설계하여 테일로터를 주로터의 위치까지 거양하여 구현하였다
- ② 주로터는 테일로터의 궤적에서 최소 200 mm 이상 떨어지게 제작하였고 유체역학적 난류의 영향을 최소화하기 위하여 테일로터의 회전방향은 상위평면에서 뒤로(aft) 돌도록 하였다.
- ③ 거양식 테일부의 구동을 위하여 굴곡형 벨트구동을 선택하고 효율적인 구동을 위하여 고안한 폴리의 모습으로 동력 전달의 간편한 구조와 동력의 손실이 최소가 되는 구조로 구현하였다.
- ④ 균평기체의 정지비행의 살포분포는 형광염료 희석수를 면사실에 살포하여 부착농도를 비교하는 WRK string 방법을 사용하였고 균평한 비행을 목도 하였을 뿐 아니라 살포량 분포분석에서도 좌우가 균일도하였다.
- ⑤ 50 m 구간 살포비행의 분포는 모의경작지에서 감수지방법을 사용하여 균평 비행 성능의 측정 및 균일도를 측정함바 수동과 자동 공히 좌우 균일도가 개선된 것으로 평가되었다.

살포량의 분포가 편중되지 않는 균평기체와 살포장치를 통합하므로써 방제효과를 제고하였고 그 성능을 검증하였다. 이와 같이 향상된 살포 성능은 균평기체의 시장성과 적용성을 갖게 하며 이러한 경쟁력은 외국의 농용방제 헬리콥터와 경쟁력을 갖출 뿐 아니라 수출의 가능성을 열어주었다.

공백

제 4 장 조종자 친화 자세제어시스템 개발

제 1 절 서 론

본 연구의 최종 목적은 우리의 실정에 맞는 소형 회전익기를 개발하여 항공 방제를 무인화 하는데 있어서 작업효율을 제고하는 균형 기체를 적용하고, 조종자의 편리함을 도모하는 자세 제어장치를 개발하여 작업자와 환경을 동시에 보호하는 지속적 농업에 기여함에 있다. 농업 회전익기의 균형 기체설계 및 조종자 친화 비행제어 시스템 개발의 세부 연구의 목표는 (1) 농업 회전익 균형기체의 적용설계 및 개발과 (2) 조종자 친화 자세제어시스템 개발에 있다.

주관기관의 세부과제인 효율적인 균형 비행을 위한 기체의 적용설계에 이어서 본 장에서는 협동과제인 조종자 친화 자세제어시스템 개발의 세부연구내용을 기술하고자 하며 주요 내용은 다음과 같다.

◆ 조종자 친화 자세제어 시스템 개발

- 자세 측정·제어 모듈 개발
- 비행 데이터 저장(전송)모듈 개발
- 편류제어 모듈 개발
- 양방향 표시장치 및 실용 조종기 개발
- 비상 정지(착륙) 모듈 개발

최근에 MEMS 기술을 이용한 관성 센서들이 개발되고 DSP(digital signal processor)와 같이 빠르고 효율적인 프로세서를 바탕으로 한 정확하고 소형이며 저가의 IMU(inertial measurement unit)가 가능하게 되었다. 따라서 앞으로 더욱 손쉽게 GPS를 통합한 AHRS(attitude and heading reference system) 시스템을 용이하게 적용될 수 있었다. 여러 연구소와 대학 연구실에서는 UAV를 위한 비행제어 시스템을 개발하면서 다양한 프로세서와 센서 등을 선택하여 비행조종 컴퓨터 시스템을 구성하고 있다.

제어기를 개발하고 검증하기 위해서는 비행시험을 위한 신뢰성이 우수한 기

체와 탑재 비행제어 시스템의 확보가 핵심이다. 따라서 본 연구에서는 이러한 제어기 개발을 위한 균평기체의 테스트베드를 구성하고(그림 4-1) 다양한 신호처리 및 고속 연산에 유리하고 소형회전의 무인항공기를 실시간으로 제어 가능한 DSP를 이용하여 적절한 센서의 선택과 탑재 컴퓨터 설계를 수행하였다.



그림 4-1 헬리콥터 자세제어기를 개발하기 위한 균평기체 테스트베드

본 연구의 관심 목표인 농업 무인 헬리콥터는 총중량 50-100kg, 고도 150m 이내의 소형경량, 회전의 수직이착륙기인 VTOL-UAV, VR(visible range)급으로 분류된다. 현재 무인비행체 분야에서 가장 앞선 국가인 미국과 이스라엘을 중심으로 군수와 민수분야에 무인비행체 개발 프로그램들이 진행되고 있으며 이중 1/3은 회전의 항공기이다. 무인항공기 산업은 민수분야로 점차 확대되어 농약 및 비료의 항공 살포, 산불 감시, 교통 정보 파악, 항공 지도 제작, 재해 정보 수집 등의 목적으로 사용되고 있으며 조종자와 운용자의 편의를 위한 제어시스템의 탑재를 요구하고 있다.

제 2 절 자세 측정 및 비행 데이터 저장 모듈 개발

1. 자세 측정 모듈

가. 센서의 선정과 성능 평가

(1) 센서의 요구 조건

저가, 저전력 및 소형의 IMU를 구성하기 위한 MEMS 센서는 6자유도(3축 병진, 3축 회전) 운동 및 자세 추정에 요구되는 기본적인 성능을 만족하여야

한다. 표 4-1은 IMU 구성을 위한 MEMS 센서의 성능 요구사항을 요약한 것이다. 무인헬리콥터의 특성상 센서의 소모 전력이 최소화 되어야 하고 센서의 입력 전압은 3.3V 또는 5V로 규격화 되어야 한다. 센서의 출력은 아날로그 또는 SPI(serial peripheral interface)로 하여 프로세서 내의 10bit ADC를 통해 센서의 출력을 입력 받거나, 프로세서의 SPI 통신 기능을 이용해 디지털 값으로 변환된 데이터를 입력 받도록 하였다. 그리고 방제용 무인헬리콥터의 특성상 고온에서도 운용이 가능해야 하며, 센서 데이터 출력 속도는 40Hz 이상의 성능을 가져야 한다. 각속도와 가속도의 측정 범위는 방제용 무인헬리콥터의 운동 특성을 고려하여 각각 $\pm 150\text{deg/s}$ 와 $\pm 2\text{g}$ 로 설정하여 센서의 분해능을 높일 수 있도록 하였다. 센서의 중량 및 부피를 최소화하기 위해 가급적 소형의 센서를 선택하였다.

표 4-1 MEMS 센서의 선정을 위한 제원

항목	요구조건
입력 전압(V)	3.3 or 5
입력 전류(mA)	<500
출력형태	Analog or SPI
ADC 분해능(bit)	>10
사용가능 온도 범위(°C)	-20~80
데이터 레이트(Hz)	>40
각속도 측정범위(deg/s)	± 300
가속도 측정범위(G)	± 2
무게(g)	<500
크기(mm)	<50×50

(2) 자세 측정 센서

표 4-2에는 본 연구에 사용된 자이로 센서의 제품 특성을 보였다. 본 연구에서는 3축의 자세각(롤, 피치, 요) 측정을 위해 두 가지의 자이로 센서를 사용하였다. 롤 각과 피치 각 측정에는 2축 측정이 가능한 LPR530AL 센서를 사용하였고, 요(yaw) 각 측정에는 LY530ALH 센서를 사용하였다. 자이로 센서를 통해 얻어지는 각 축 방향의 각속도값을 적분하여 각 축방향의 각 변위를 연산할 수 있다.

표 4-2 자이로 센서 제품 특성

Model: LY530ALH (Analog Yaw-rate gyro.), LPR530AL (Roll & Pitch analog gyro.) Manufacturer : STMicroelectronics					
Parameter	Test Conditions	Min.	Typ.	Max.	Unit
Measurement range	4x OUT (amplified)		±300		°/sec
	OUT (not amplified)		±1200		°/sec
Sensitivity	4x OUT (amplified)		3.33		mV/°/sec
	OUT (not amplified)		0.83		mV/°/sec
Sensitivity change vs temperature	Delta from 25°C (LY530ALH)		0.05		%/°C
	" (LPR530AL)		0.03		%/°C
Zero-rate level change Vs temperature	Delta from 25°C		0.05		°/sec/°C
Bandwidth			140		Hz
Operating temp. range		-40		+85	°C

표 4-3 가속도 센서 제품 특성

Model: ADXL345(3-Axis, ±2 g/ ±4 g/ ±8 g/ ±16 g) Manufacturer : ANALOG DEVICES					
Parameter	Test Conditions	Min.	Typ.	Max.	Unit
Measurement range	User selectable	±2	4,8	16	g
Output Resolution	Each axis				
All g Ranges	10-bit resolution		10		Bits
±2 g Range	Full resolution		10		Bits
±4 g Range	Full resolution		11		Bits
±8 g Range	Full resolution		12		Bits
±16 g Range	Full resolution		13		Bits
Sensitivity at					
X _{out} , Y _{out} , Z _{out}	±2 g, 10-bit or full resolution	232	256	286	LSB/g
X _{out} , Y _{out} , Z _{out}	±4 g, 10-bit resolution	116	128	143	LSB/g
X _{out} , Y _{out} , Z _{out}	±8 g, 10-bit resolution	58	64	71	LSB/g
X _{out} , Y _{out} , Z _{out}	±16 g, 10-bit resolution	29	32	36	LSB/g
Sensitivity change vs temperature			±0.01		%/°C
Measurement Rate	User selectable	6.25		3200	Hz
Operating V Range		2.0	2.5	3.6	V
Operating Temp. range		-40		+85	°C

표 4-3은 본 연구에 사용된 가속도 센서의 특성표이다. 본 연구에서는 3축 가속도 측정이 가능한 Analog Divice 사의 ADXL345 센서를 사용하였다. 이 센서는 가속도 측정 범위를 선택할 수 있으며, 본 연구에서는 ±2g로 설정하여 측정 범위를 작게 하고, 10bit의 분해능으로 가속도 값을 정밀하게 측정할 수 있도록 하였다.

표 4-4는 본 연구에 사용된 지자기 센서의 특성 표이다. 본 연구에서는 3축 지자기 측정이 가능한 Honeywell 사의 HMC5843 센서를 사용하였다. 이 지자기 센서를 이용해 자북 방향에 대한 기체의 기울기를 측정하여 요각의 절대 위치를 연산할 수 있다. 지자기 센서는 엔진의 자기성질에 영향을 미치므로 GPS 수신기와 함께 테일룸에 장착하였다.

표 4-4 지자기 센서 제품 특성

Model: HMC5843 (3-Axis Digital Compass IC)					
Manufacturing Co.: Honeywell					
Parameter	Test Conditions	Min.	Typ.	Max.	Unit
Supply voltage	AVDD Referenced to AGND	2.5		3.3	V
	DVDD Referenced to DGND	1.6	1.8	2.0	V
Field Range	Full scale-total applied field	-4		+4	
Measurement Period	Output Rate=50Hz(10Ha typ.)			10	gauss
Mag Dynamic Range	3-bit gain control			1.0	msec
Bandwidth	-3dB point	±0.7			gauss
Resolution	AVDD=3.0V, GN	±4-0			kHz
Operating temperature	Ambient	7			m-gauss
		-30		+85	°C

(3) MEMS 센서의 성능 평가

(가) 진자 실험 장치

자이로 센서와 가속도 센서의 성능을 평가하기 위하여 그림 4-2와 같이 진자 기구를 제작하였다. 진자의 추는 길이 800mm, 직경 40mm의 철제 봉과 봉의 하단에 부착된 100×200×10mm의 철판으로 구성하였다. 진자의 회전축에는 Autonics 사의 multi turn absolute encoder(EPM50S8 -1013-B-PN-24)를 그림 4-2와 같이 설치하여 추의 회전각도 변위 데이터를 수집하였다.

진자의 각도는 엔코더 값을 기준으로 하였으며, 외력의 영향 없이 정지되어 있는 상태를 0°로 하였다. 실험은 추의 각도가 15° 및 30°인 상태에서 중력에 의한 자유 진자운동을 시키는 방법으로 하였고, 이러한 진자 운동 시 출력되는 가속도 센서 데이터, 자이로 센서 데이터와 엔코더 데이터는 시리얼 통신을 통하여 수집하였다. 수집된 센서 데이터 값은 그림 4-3에 표시한 진자 운동의 이론적인 계산값과 비교하여 편차 및 정확도를 평가하였다.

진자의 가속도는 진자에 작용하는 토크의 결과로 발생하므로 $\tau = I_0 \alpha$ 및 $a_t = \alpha L$ 의 관계로부터 시간과 각도에 관한 식을 이용해 식 (4-1)과 같은 근사식을 유추하였다.

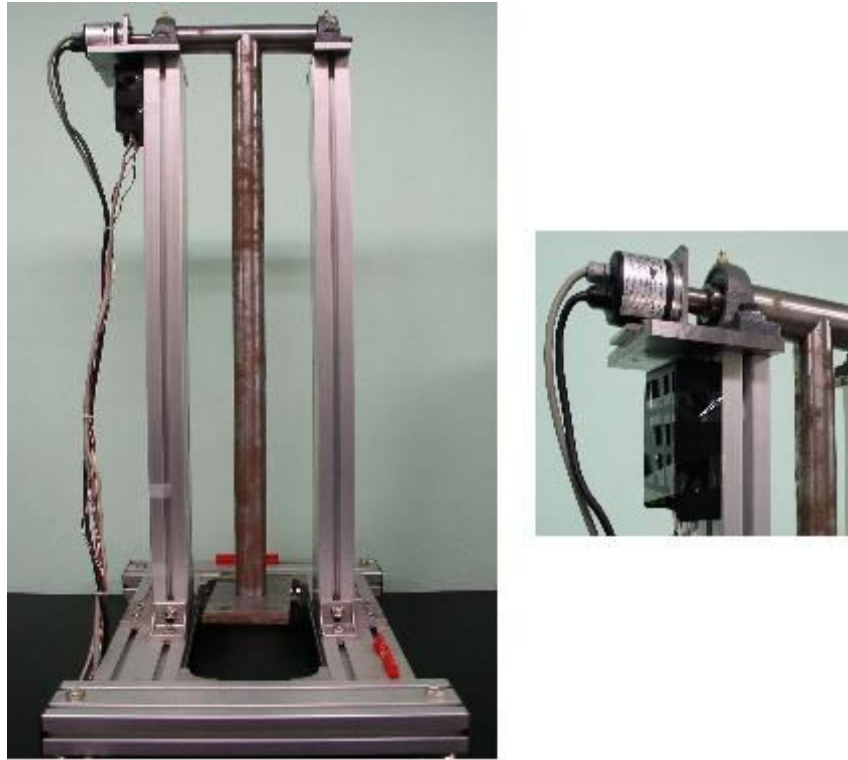


그림 4-2 진자 실험장치

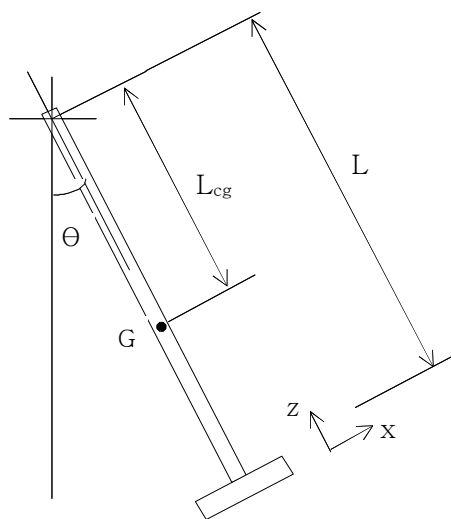


그림 4-3 진자의 가속도 및 각속도 계산을 위한 진자의 모식도

$$\theta(t) = \theta_{\max} \cos\left(\sqrt{\frac{mgL_{cg}}{I_0}} t\right) \quad (4-1)$$

센서에 작용하는 가속도는 중력 가속도 성분과 운동 가속도 성분의 합이므로 x 축 및 z 축 방향 가속도 식을 구하였다. 진자는 회전 운동으로 인하여 진자 추를 축으로 하는 방향으로 원심력의 영향이 있으므로 z 축 방향에 구심 가속도 성분을 추가하여 식 (4-2)를 유추하였고, 가속도에 대한 이론값 계산에 이용하였다. 그리고 식 (4-1)을 미분하여 각속도에 관한 식 (4-3)을 구하였으며, 이를 센서의 각속도 평가의 기준이 되는 이론값으로 이용하였다.

$$a_x = -g \sin\theta + mg\theta L_{cg} L / I_0 \quad (m/s^2) \quad (4-2)$$

$$a_z = -g \cos\theta - L\omega^2 \quad (m/s^2)$$

$$\omega = -\theta_{\max} \sqrt{\frac{mgL_{cg}}{I_0}} \sin\left(\sqrt{\frac{mgL_{cg}}{I_0}} t\right) \quad (rad/s) \quad (4-3)$$

여기서

- τ : Torque(N·m)
- α : Angular acceleration(rad/s²)
- a_t : Tangential acceleration(rad/s²)
- a_x : Acceleration in x direction(m/s²)
- a_z : Acceleration in y direction(m/s²)
- G : Center of gravity
- I_0 : Mass moment of inertia (2.7092kg·m²)
- L : Distance of sensor from pivot (0.78m)
- Lcg : Distance of G from pivot (0.4672m)
- g : Acceleration of gravity
- θ : Angle(rad)
- m : mass (9.4904kg)
- ω : Angular speed(rad/s)
- θ_{\max} : Maximum angle of pendulum(rad)
- t : time(s)

본 실험에서 사용한 진자 장치의 제원 및 재질에 의해서 식 (4-2)와 (4-3)을 다음의 식 (4-4), (4-5)와 같이 정리할 수 있다.

$$a_x = -g \sin\theta + 1.2766 g \theta \quad (m/s^2) \quad (4-4)$$

$$a_z = -g \cos\theta - 0.78 \omega^2 \quad (m/s^2)$$

$$\omega = -4.005 \theta_{\max} \sin(4.005t) \quad (rad/s) \quad (4-5)$$

(나) 자이로 센서의 성능 평가

엔코더 및 시간 데이터에 의한 값과 각속도와 자이로 센서에서 출력된 데이터 값을 식 (4-4)와 (4-5)에 의해 계산된 이론적 근사값과 비교하였다. 진자 운동은 본 실험에서 설정한 x 축 방향으로만 운동하므로 x 축 방향의 자이로 값만 변화가 있었으며, 나머지 2 축에 대해서는 자이로 센서 값의 변화가 없었다.

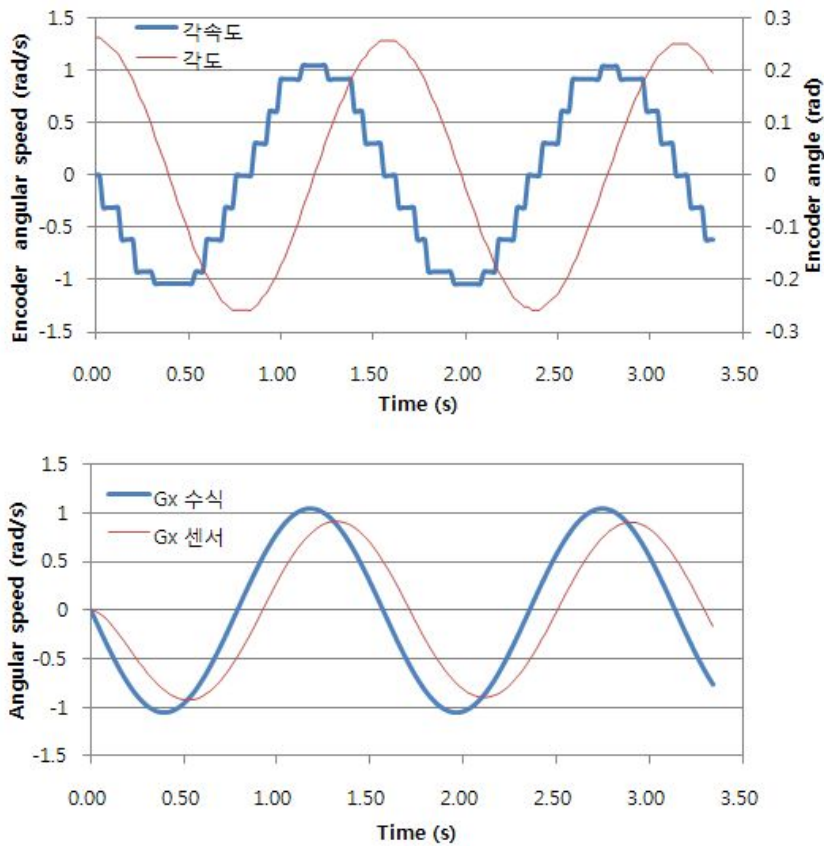


그림 4-4 이론값, 자이로 센서값, 엔코더 값에 의한 각속도 비교(진폭 $\pm 15^\circ$)

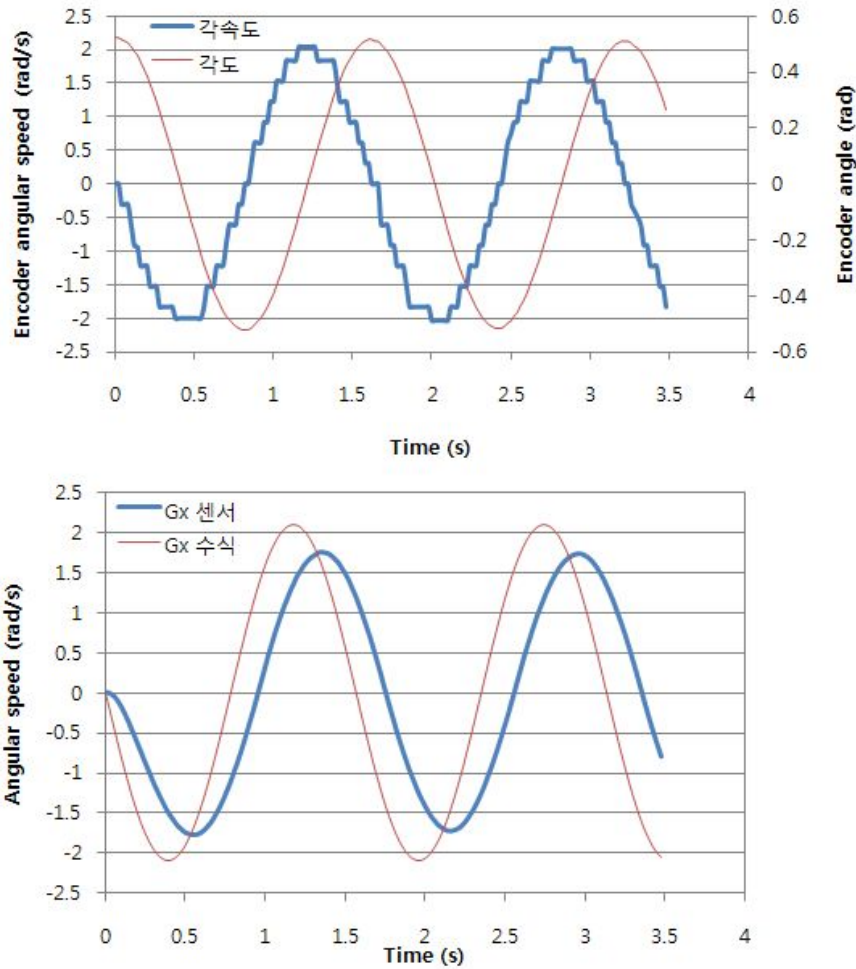


그림 4-5 이론값, 자이로 센서값, 엔코더 값에 의한 각속도 비교(진폭 $\pm 30^\circ$)

엔코더 데이터를 기준으로 하였을 때 자이로 센서 데이터는 peak 값 비교에서 평균 0.11 초의 시간 차이를 나타내었다. 센서의 설치 위치가 진자 추의 중심축에서 x 축 방향으로 -53mm 위치에 설치되어 있어서 진자 추와 -3.79° 의 각을 형성하여 peak 값 발생이 지연되므로 실제 시간 지연은 0.05 초로 나타났다. 이는 엔코더의 샘플링 타임과 센서 신호의 샘플링 타임의 차이로 생각된다.

엔코더 데이터에 의한 각속도 그래프에서 최대와 최소 각속도 지점에서 순간 각속도 값이 불안정하게 나타났다. 이는 엔코더 데이터와 시간 데이터의 샘플링 타임 차이로 인해 발생한 것으로 생각된다.

진자 추의 운동 진폭이 $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$ 일 때 엔코더 각도, 엔코더 각도에 의한 각속도, 식 (4-5)에 의해 이론적으로 계산한 각속도 및 센서 출력 값을 그

림 4-4와 그림 4-5에 나타내었다. 센서 출력값은 이론값과 엔코더에 의한 각속도 값에 비해 다소 작게 나타났다. 엔코더에 의한 각속도 값 및 센서 값에 대한 이론값과의 편차, 그리고 엔코더에 의한 각속도 값과 센서 값의 편차에 대한 편차의 평균값, 편차 rms값 및 정확도를 분석한 결과를 표 4-5에 나타내었다. 자이로 센서의 정확도는 표시값의 약 4.5% 내외인 것으로 평가되었다.

표 4-5 진자 실험 장치를 이용한 자이로 센서 데이터 분석 결과

비교 데이터	진폭 $\pm 15^\circ$			진폭 $\pm 30^\circ$		
	편차평균 (rad/s)	편차 rms(rad/s)	정확도 (%)	편차평균 (rad/s)	편차 rms(rad/s)	정확도 (%)
엔코더각속도 / 이론값	0.1034	0.1264	4.93	0.1514	0.1844	3.62
센서값/이론값	0.0906	0.1033	4.32	0.2389	0.2695	5.72
센서값 /엔코더각속도	0.1134	0.1467	4.62	0.1902	0.2300	4.43

(다) 가속도 센서의 성능 평가

진자 실험 장치에서 가속도 센서의 성능 평가는 식 (4-4)에 의해 계산된 이론값과 가속도 센서 데이터 값을 비교하여 실행하였다. 진자 운동의 특성상 x 축 방향(진자의 회전 방향)과 z 축 방향(지면에 수직 방향)의 가속도가 변화하므로 x, z 두 개의 축에 대하여 가속도 값을 비교하였다.

진자의 운동 범위 $\pm 15^\circ$ 및 $\pm 30^\circ$ 에서 x 및 z 축의 가속도에 대한 이론값과 센서값을 그림 4-6과 그림 4-7에 나타내었다. 센서가 진자 추의 축에서 -53 mm 벗어난 지점에 설치되어 진자 추의 중심축에 대하여 3.79° 의 각을 이루고 있다. 이런 원인으로 추의 진자 운동에서 2 곳의 상사점의 가속도 센서의 높이 차이가 발생하므로 z 축에 대한 가속도 값에서 차이가 있었다. 엔코더의 샘플링 타임과 센서 신호의 샘플링 타임의 차이로 인하여 평균 0.047 sec의 시간 지연이 있었다.

진자 추의 운동 범위 $\pm 15^\circ$ 및 $\pm 30^\circ$ 에서 x 축과 z 축 가속도의 이론값에 대한 센서 데이터 값을 비교하여 편차 및 정확도를 표 4-6에 나타내었다. 진자 추의 진폭의 증가에 따라서 x, y 축에 대한 이론값과 센서값의 편차 및 오차 비율이 증가함을 보였고 x 축 방향에 대하여 편차 폭이 증가하였다. x 축

방향에 대한 센서 값에서 간헐적으로 들출되는 데이터가 나타나서 편차가 증가한 것으로 보인다. 본 연구에 사용된 가속도 센서의 정확도는 표시값의 약 4% 내외인 것으로 평가되었다.

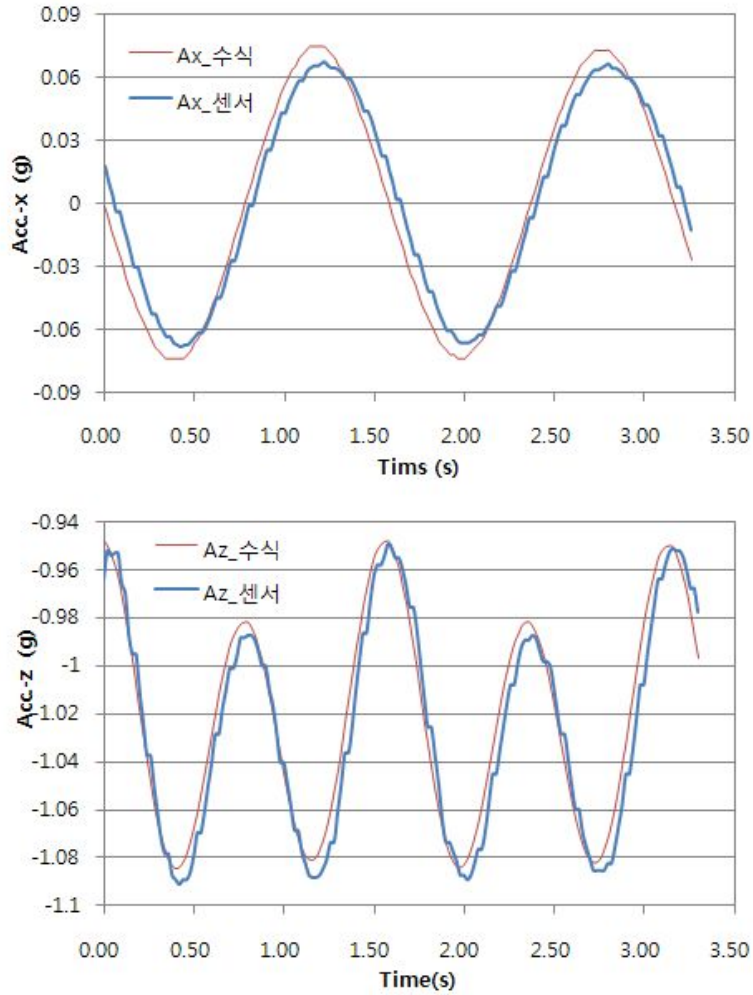


그림 4-6 x, z-축 방향의 가속도 이론값과 센서값의 비교(진폭 $\pm 15^\circ$)

표 4-6 진자 실험 장치의 이론 가속도 값과 센서의 출력값 비교

축	진폭 $\pm 15^\circ$			진폭 $\pm 30^\circ$		
	편차 평균(g)	편차 rms(g)	정확도(%)	편차 평균(g)	편차 rms(g)	정확도(%)
x	0.00523	0.00582	3.53	0.02243	0.02508	6.74
z	0.00534	0.00656	3.91	0.02030	0.02716	4.16

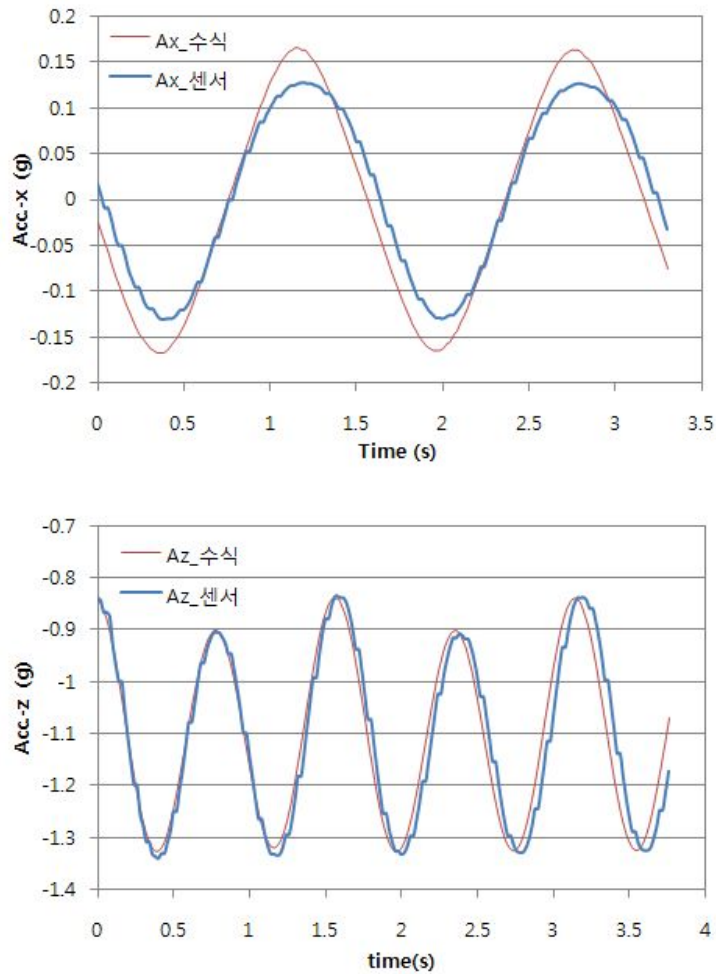


그림 4-7 x, z-축 방향의 가속도 이론값과 센서값의 비교(진폭 $\pm 30^\circ$)

나. 자세 추정 알고리즘

항공기나 인공위성의 위치와 자세를 측정하는 항법(navigation)분야에서 절대적으로 많이 사용되는 자세추정 알고리즘은 칼만 필터이다. 칼만 필터의 주목적은 잡음제거와 상태변수의 추정인데 가속도계(accelerometer)와 자이로스코프(gyroscope: 자이로)로 자세를 계산하는 문제를 해결할 수 있다. 가속도계나 자이로는 관성(inertial) 좌표계에 대한 측정값을 출력하므로 관성항법 센서라고 부르는데 관성항법 센서로 위치와 자세 등을 측정하는 항법을 관성항법이라 하고 자세뿐만 아니라 위치와 속도까지 다룬다.

가속도와 각속도를 이용하여 수평면에 대해 헬리콥터가 기울어진 세 개의 각도 중에서 롤각(ϕ)과 피치각(θ)을 먼저 계산하게 되며, 요각(ψ)은 이후 지자기센서 출력에 의하여 계산하며 칼만 필터를 적용한다.

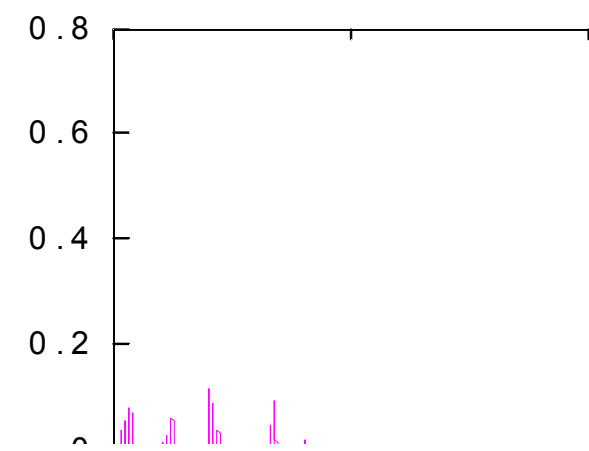
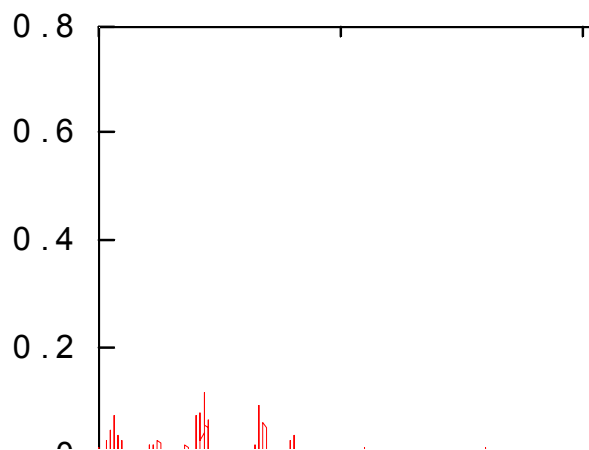
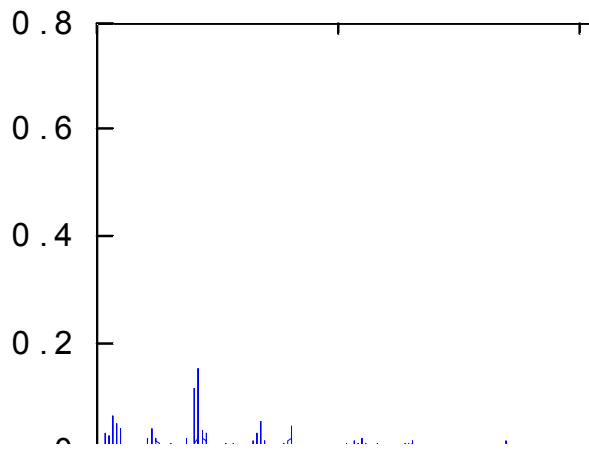


그림 4-8 3축 자이로 센서의 전형적인 데이터

(1) 자이로를 이용한 자세 결정

자이로로 측정한 각속도를 적분해서는 오일러각을 구할 수 없다. 자이로는 오일러각의 변화율($\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\varphi}$)이 아니라 헬리콥터의 동체 각속도(p, q, r)를 측정하기 때문이다. 따라서 자이로의 측정값을 오일러각의 변화율로 바꿔서 적분한다. 동역학 분야에서 오일러각과 각속도의 관계는 식 (4-6)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi / \cos\theta & \cos\phi / \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4-6)$$

이 식에 자이로의 측정 각속도(p, q, r)를 대입해서 적분하면 자세를 계산할 수 있다. 그림 4-8과 같이 센서 값에는 근원이 다른 여러 오차가 포함되어 있어 적분과정에서 오차가 발생한다. 계산된 자세에 오차가 점차 누적되기 때문에 센서가 아주 정밀하거나 운용시간이 짧지 않으면 실제 자세각을 나타내기 어렵다. 즉 각속도를 적분하여 얻은 자세는 동적 움직임은 잘 나타내지만 점차 오차가 누적되어 실제값에서 멀어지므로 자세각의 행태를 판단하는데 사용될 수 있다.

(2) 가속도를 이용한 자세 결정

가속도계로 측정한 가속도(a_x, a_y, a_z)에는 중력 가속도와 속도의 크기나 방향이 바뀔 때 생기는 가속도가 포함되어 있고, 이를 수식으로 표현하면 식(4-7)과 같다. 또한 실제 데이터는 그림 4-9에서 보는 바와 같다.

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & w & -v \\ -w & 0 & u \\ v & -u & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} \sin\theta \\ -\cos\theta \sin\phi \\ -\cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} \quad (4-7)$$

여기서 u, v, w 는 병진 선형속도 그리고 p, q, r 은 회전 각속도이며, g 는 중력가속도이다. 식 (4-7)에서 마지막 항에는 롤각(ϕ)과 피치각(θ)이 포함되어 있어 나머지 항의 값을 알면 자세각들을 계산할 수 있다. 가속도 (a_x, a_y, a_z)와 각속도 (p, q, r)는 측정값이며, 중력가속도(g)도 이미 알고 있는 값이다. 선형속도 (u, v, w)와 선형 가속도 ($\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$)는 계산할 수 없으나, 특별히 시스템

이 정지해 있거나 일정한 속도로 직진하는 조건이라면 다음과 같은 조건을 적용할 수 있다. 시스템이 정지해 있을 때는 이동 속도와 이동 가속도 식(4-8)과 같이 모두 0으로 가정된다.

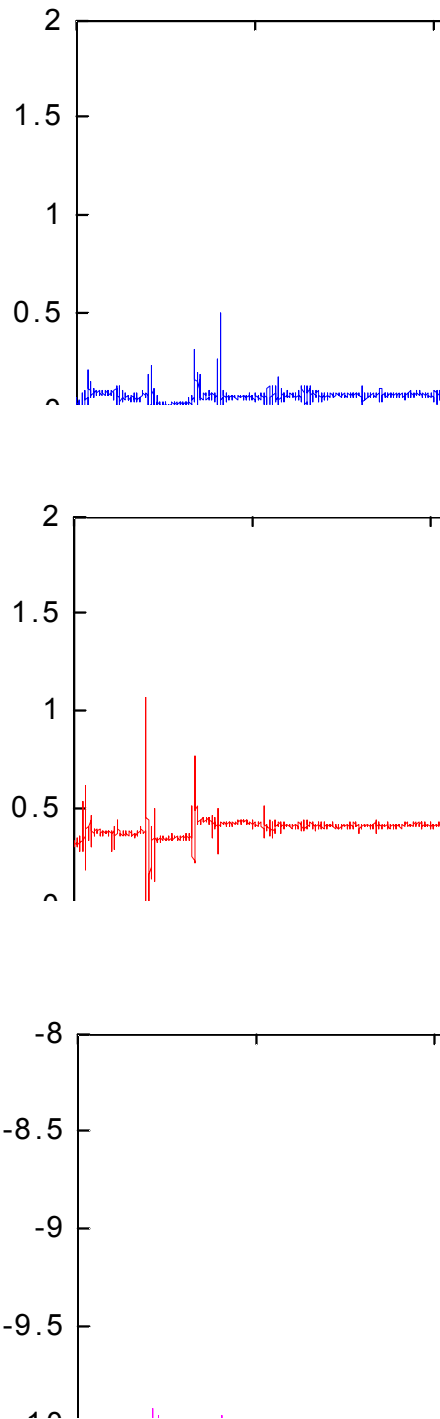


그림 4-9 3축 가속도센서에 전형적인 데이터

$$\begin{aligned} \dot{u} = \dot{v} = \dot{w} &= 0 \\ u = v = w &= 0 \end{aligned} \quad (4-8)$$

또한 일정한 속도로 직진하는 경우에도 이동 가속도 $(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w})$ 는 식 (4-9)와 같이 0이고 자세변화가 없으니 각속도 (p, q, r) 도 0으로 가정할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{u} = \dot{v} = \dot{w} &= 0 \\ p = q = r &= 0 \end{aligned} \quad (4-9)$$

두 경우 모두 위 식의 우변에 있는 첫 번째 항과 두 번째 항이 0이 되고 다음과 같이 간단한 식 (4-10)이 되고 이 식에서 다음과 같은 롤각과 피치각의 근사식 (4-11)을 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = g \begin{bmatrix} \sin \theta \\ -\cos \theta \sin \phi \\ -\cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (4-10)$$

$$\phi = \sin^{-1}\left(\frac{-a_y}{g \cos \theta}\right), \quad \theta = \sin^{-1}\left(\frac{a_x}{g}\right) \quad (4-11)$$

등속 헬리콥터 처럼 움직이는 속도가 충분히 느리거나 속도의 크기와 방향이 빠르게 변하지 않는 경우에 자세각을 구할 수 있을 것으로 생각되며, 일반적인 농용 헬리콥터는 제자리 비행이나 일정 속도로 비행하므로 이런 가정에 무리가 없다. 자이로 데이터와는 다르게 가속도로 계산한 자세각은 오차가 누적되지 않는다. 가속도계는 오차를 발산하지 않지만 범위 안에서 큰 절대오차를 유지하는 특징을 보인다.

(3) 방위각(요각)의 결정

요각은 지자기(magneto-resistive sensor) 센서의 출력 값을 자세 기울기에 대하여 보정하여 식 (4-12)로 계산할 수 있다. 그림 4-10은 자북(Hnorth)에 대한 방위각(ψ , azimuth or heading)을 계산하는 원리와 자세각의 기울기가 있을 경우 센서의 출력 값을 보정하는 기준을 보인다. 식 (4-13)은 센서의

출력 M_X, M_Y, M_Z 값을 수평면(horizontal plane)에 대한 값으로 환산한 것으로 식 (4-12)의 방위각 계산을 보정해 준다. 그림 4-11은 GPS와 함께 테일 붐에 장착된 3축 지자기 센서의 출력 데이터를 나타낸 것이다.

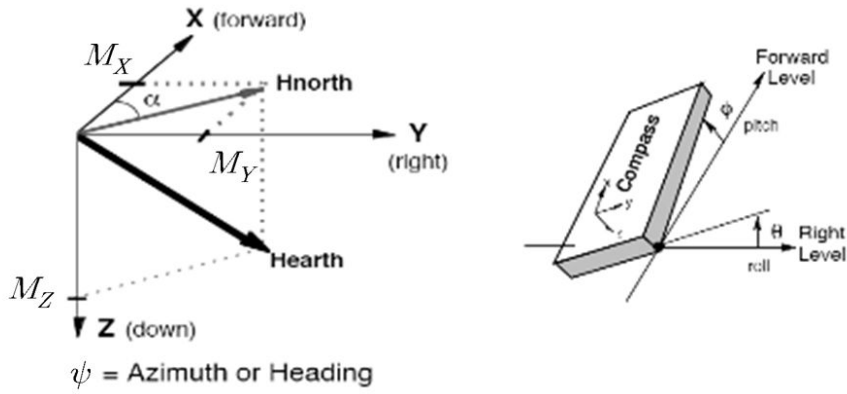


그림 4-10 지자기 센서의 계산 원리와 자세각에 대한 보정(Caruso, 2000)

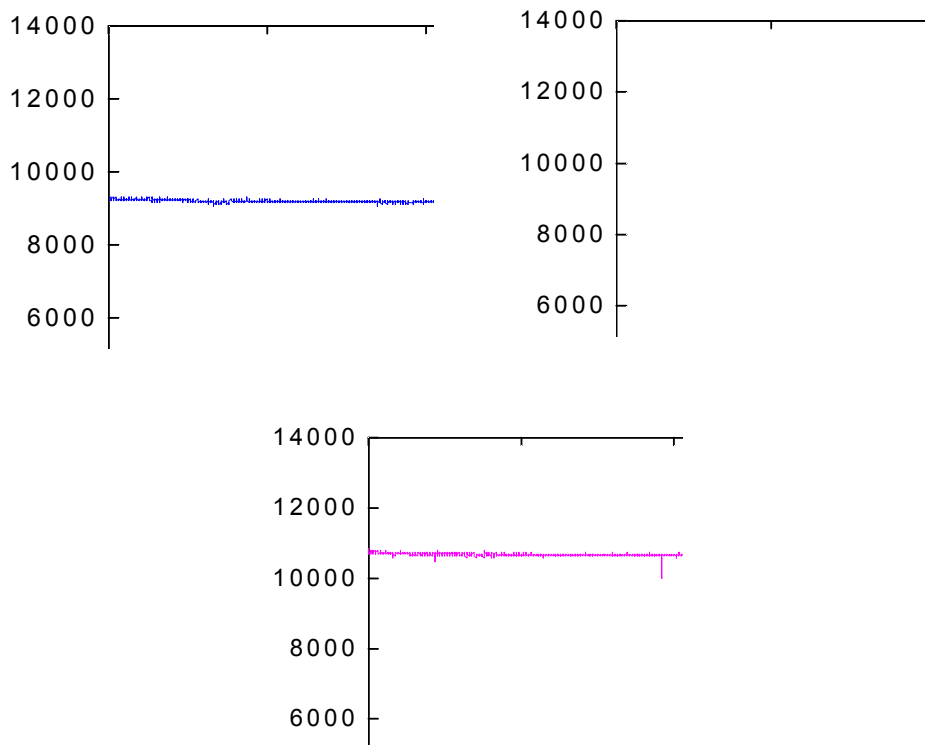


그림 4-11 3축 지자기 센서의 출력 데이터

$$\psi = \begin{cases} 180 - \frac{180}{\pi} \tan^{-1}\left(\frac{Y_H}{X_H}\right) & \text{if } X_H < 0 \\ -\frac{180}{\pi} \tan^{-1}\left(\frac{Y_H}{X_H}\right) & \text{if } X_H > 0, Y_H < 0 \\ 360 - \frac{180}{\pi} \tan^{-1}\left(\frac{Y_H}{X_H}\right) & \text{if } X_H > 0, Y_H > 0 \\ 90.0 & \text{if } X_H = 0, Y_H < 0 \\ 270.0 & \text{if } X_H = 0, Y_H > 0 \end{cases} \quad (4-12)$$

$$X_H = M_X \cos(\phi) + M_Y \sin(\theta) \sin(\phi) - M_Z \cos(\theta) \sin(\phi) \quad (4-13)$$

$$Y_H = M_Y \cos(\theta) + M_Z \sin(\theta)$$

비행체의 방향이 자북(Hnorth)과 일치하면 $M_X = X_{\max}$, 자북의 반대방향이면 $M_X = -X_{\max}$, 자북에 수직방향이면 $M_X = 0$ 의 출력이 되어 진북(true north)대한 방위각은 앞에서 구한 자북에 대한 방위각(ψ)에서 해당 지역의 편각 (declination angle)을 보정해 사용할 수 있다.(편각: 서울 8°1' W, 대전 7°38' W, 대구 7°30' W, 광주 7°12' W, 부산 7°19' W).

방위각에 대한 계산은 롤각(ϕ)과 피치각(θ)을 자이로와 가속도의 관성항법에 의하여 우선 구하고 상기 식 (4-12)와 (4-13)를 이용하여 요각(ψ)을 구하므로써 이후 칼만 필터를 적용하기 위하여 다음 단계인 쿼터니언으로 변환하는 과정을 시행한다. 농용헬리콥터와 같이 기울기의 정도가 심하지 않을 때에는 주로 M_x 와 M_y 의 값의 비가 방위각(요각)으로 근사될 수 있었다. 방위각은 자북에서 0 값이며 동(E)-남(S)으로 돌면서 $+\frac{\pi}{2} \sim +\pi$ rad 값을 갖고, 북(N)

에서 서(W)-남(S)으로 돌면서 $-\frac{\pi}{2} \sim -\pi$ rad 값을 갖게 된다.

(4) 융합센서를 통한 자세 결정

가속도계로 구한 자세는 시간이 지남에 따라 오차가 커지지 않고 일정 범위 안에 머무르는 장점을 가졌고, 자이로는 자세 변화는 잘 감지하지만 시간이 지나면 오차가 누적되어 발산하는 문제가 있다. 즉 단기적으로는 자이로 자세가 신뢰성이 있고 장기적으로는 가속도 자세가 변하지 않아 두 센서는 상호 보완하여 사용한다(안, 2004).

자이로와 가속도계의 센서 융합 원리를 개념적으로 표현하면 자이로의 자세 오차를 가속도계로 보정하도록 하면 가속도계로 결정한 자세가 칼만 필터의 입력값이 되고 측정자세를 보정하는 것이다. 즉, 각속도 자세는 발산하므로 보정값으로 사용하기에 적합하지 않다. 자이로와 가속도계의 센서 융합에 필요한 시스템 모델은 다음과 같이 자세의 물리량을 자세의 상태변수로 선택한다.

$$x = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \varphi \end{bmatrix} \quad (4-14)$$

시스템모델은 다음의 자이로 각속도와 오일러각 사이의 관계식을 식 (4-15)와 식 (4-16)과 같이 표현해서 나타내야 칼만 필터에 적용이 가능하므로 오일러각 대신 쿼터니언으로 표현한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \sin \phi \tan \theta \cos \phi \tan \theta \\ 0 \cos \phi - \sin \phi \\ 0 \sin \phi \sec \theta \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4-15)$$

$$x_{k+1} = Ax_k + w_k ; \quad (4-16)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \varphi \end{bmatrix} + w$$

여기서, x_k : 상태변수, x_{k+1} : 상태변수 예측값, w_k : 잡음

$$q_0 = \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \quad (4-17)$$

$$q_1 = l_1 \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)$$

$$q_2 = l_2 \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)$$

$$q_3 = l_3 \sin\left(\frac{\phi}{2}\right)$$

쿼터니언은 자세를 적분하거나 표현할 때 특이성을 나타내지 않으므로 이점이 있는 것으로 알려져 있다. 쿼터니언을 이용해서 항공기의 자세를 표현하는 방법은 강체를 임의의 자세에서 다른 임의의 자세로 변환할 때 한 번의 회전으로 변환할 수 있다는 원리에 바탕으로, 쿼터니언 (q_0, q_1, q_2, q_3)은 주축 벡터와 주각을 이용해서 다음 식(4-17)과 같이 정의된다. 따라서 쿼터니언 변수는 다음과 같은 조건식 (4-18)을 만족하게 된다.

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1 \quad (4-18)$$

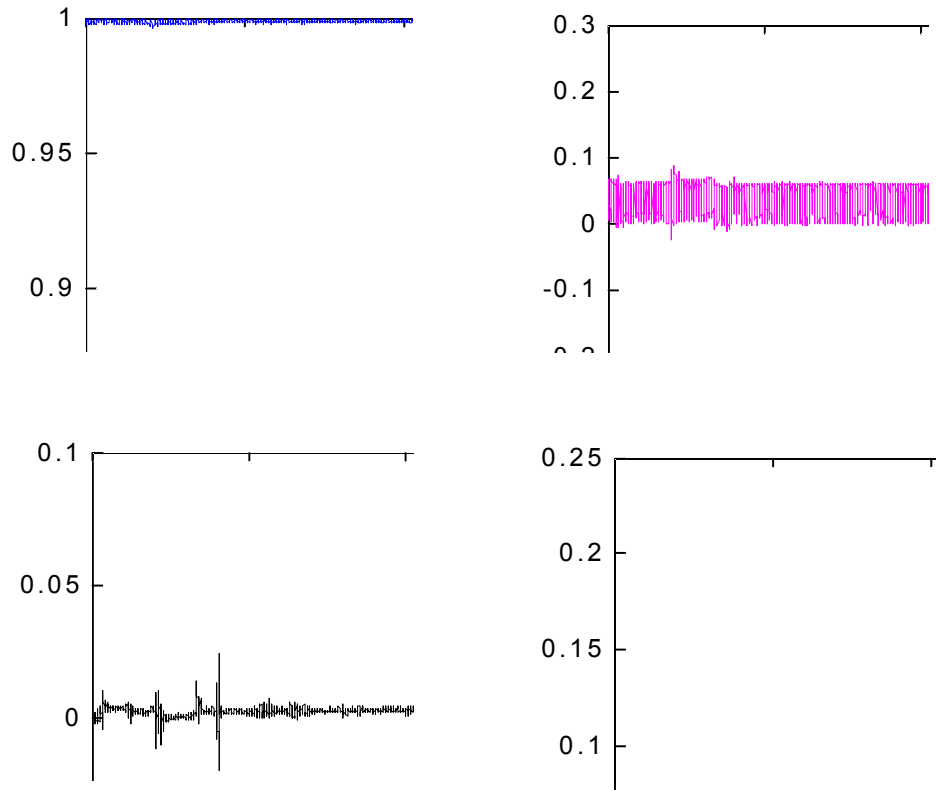


그림 4-12 칼만 필터를 거치기 전의 쿼터니언으로 표현된 자세 측정치

따라서 상태변수를 다음 식(4-19)와 같이 표현하였고 쿼터니언과 각속도의 변환 관계식 (4-20)은 잘 알려져 있다. 그림 4-12은 쿼터니언으로 표현된 자세값으로 칼만 필터의 과정을 거치지 않은 자세의 원시데이터에 가깝다.

$$x = \begin{Bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{Bmatrix} \quad (4-19)$$

$$\begin{Bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{Bmatrix} \quad (4-20)$$

상태변수를 쿼터니언으로 표현하면 칼만 필터의 시스템 모델을 다음 식 (4-21)로 표현할 수 있다. 자세를 쿼터니언으로 표현하든 오일러각으로 표현하든 물리적인 자세는 같게 되며, 식 (4-21)은 이산(Discrete) 시스템으로 표현한 시스템 모델이다.

$$\begin{Bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{Bmatrix}_{k+1} = \left(I + \Delta t \cdot \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \right) \begin{Bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{Bmatrix}_k \quad (4-21)$$

위의 식에서 시스템 모델의 행렬 A는 다음 식 (4-22)와 같이 정의된다.

$$A = I + \Delta t \cdot \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \quad (4-22)$$

A 행렬은 상수가 아니고 각속도 측정치가 포함되어 있어 각속도에 따라 행렬 A은 바뀌게 된다. 시스템 모델의 상태변수는 쿼터니언으로 변환되었으므로, 가속도로 계산한 오일러각을 측정값도 다음 식 (4-23)으로 쿼터니언으로 바꿔서 사용하였다.

$$\begin{Bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \end{Bmatrix} \quad (4-23)$$

(5) 센서 융합 칼만 필터

본 연구에서는 칼만 필터를 무인헬리콥터 자세 측정 모델에 적용하여 각 축의 자세각을 추정하였다. 이산시간 칼만 필터 알고리즘의 흐름도는 그림 4-13과 같으며, 실제 측정에 의한 데이터와 시간 변화에 따라 변화된 값의 필터링 과정을 나타낸 것이다.

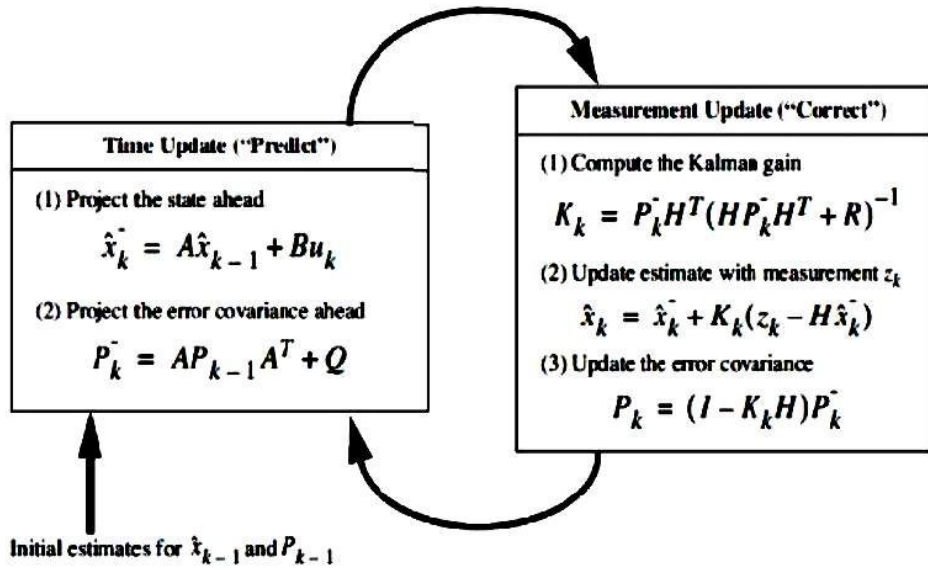


그림 4-13 이산 칼만 필터 알고리즘의 흐름도

이산시간 칼만 필터를 차분 방정식 형태로 표현하면 식 (4-24)~(4-26)과 같다. 각 변위 A는 자이로 센서의 출력을 이용하여 얻을 수 있다.

$$\bar{x}_{k+1} = \bar{A}\bar{x}_k + \bar{B}u_k \quad (4-24)$$

$$\phi_{k+1} = \phi_k + \omega_x \cdot dt - b_k \cdot dt + w_\phi \quad (4-25)$$

$$\bar{x}_{k+1} = \bar{A}\bar{x}_k + \bar{B}u_k + \bar{w}_k \quad (4-26)$$

여기서, ϕ 는 각, b 는 자이로 바이어스, ϕ_{k+1} 는 현재 시각에서의 각, ϕ_k 는 이전시간의 각, A는 각 변위이다.

칼만 필터의 측정 요소 중 측정치는 한정된 오차 성분을 갖는 센서로부터 직접 관측 가능한 또는 측정 가능한 상태변수를 측정치로 결정하게 되므로, 자세각 측정 시스템에서는 가속도 센서를 이용한 롤 각을 측정치로 한다. 가속도계를 이용한 롤각 값은 적분을 하지 않기 때문에 시간에 관계없이 모듈을 흔들지 않거나 해서 가속이 없는 경우에 비교적 정확하게 오차가 한정된 롤각을 측정할 수 있다. 측정치 행렬(\bar{H})은 시스템 모델식에서 사용하지 않는 가속도계를 이용하여 자체적으로 롤각을 계산할 수 있는 향으로 아래와 같이 결정

하게 되고 여기서, 측정치에는 잡음이 존재할 수 있으므로 잡음을 Gaussian random noise라고 하고, v_k 로 나타낸다.

$$y_k = \bar{H}\bar{x}_k + v_k \quad (4-27)$$

$$\phi_k = [1 \ 0] \begin{bmatrix} \phi_k \\ b_k \end{bmatrix} + v_k \quad (4-28)$$

자세 측정을 위한 칼만 필터 공식에 들어갈 변수들은 다음 식 (4-29)와 같이 정의하여 그 값을 얻을 수 있다.

$$\bar{x}_k = \begin{bmatrix} \phi_k \\ b_k \end{bmatrix}, \bar{A} = \begin{bmatrix} 1 & -dt \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \bar{H} = [1 \ 0], \bar{Q} = E[\bar{w}_k \bar{w}_k^T], R = E[v_k v_k^T] \quad (4-29)$$

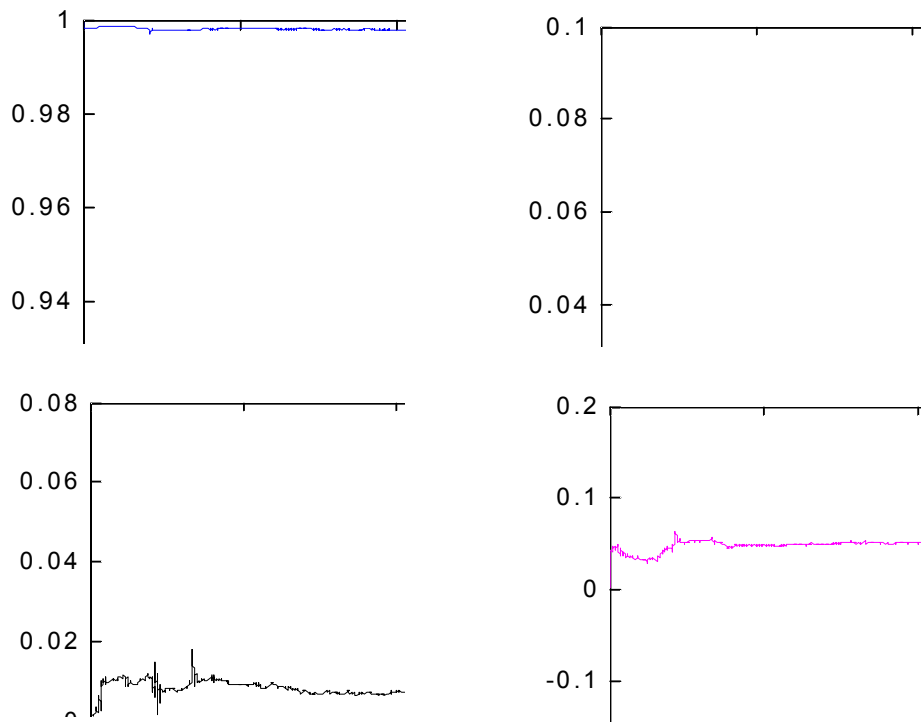


그림 4-14 칼만 필터링이 완료된 후의 쿼터니언 (R=10, Q=0.0001)

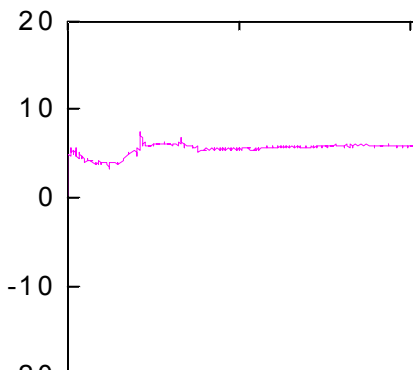
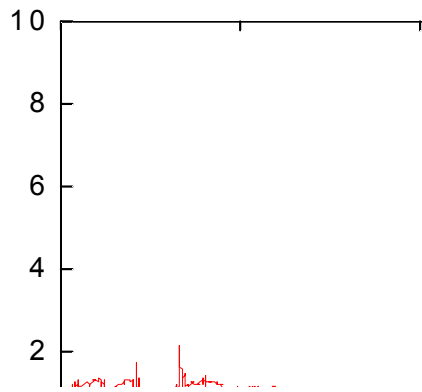
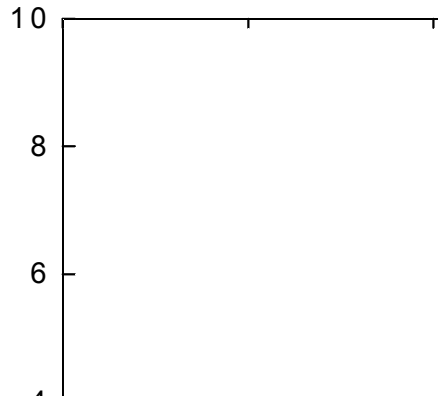


그림 4-15 칼만 필터를 적용한 최종 롤, 피치, 요 자세각 계산결과

그림 4-14는 칼만 필터의 처리가 완료되어 안정된 자세추정치를 쿼터니언으로 나타낸 것이다. 이때 사용한 공분산 행렬 Q 와 R 은 각각 10과 0.0001이었다. R 이 커지면 칼만 이득은 작아지며 추정값 계산에 측정값이 반영되는 비율이 작아지게 되고, 예측값의 반영비율은 높아져서 추정값의 영향을 덜 받게

되고 추정값의 변화가 줄어든다. Q 값이 커지면 오차 공분산 예측값이 커지고 칼만 이득도 커지면서 측정값의 반영비율이 커지게 된다. 즉 완만한 추정치를 얻기 위해서는 R 값을 증가시키고 Q 값을 감소시키는 방법으로 조정한다.

구현과정의 알고리즘은 먼저 자이로의 측정 각속도를 가지고 시스템 행렬 A를 구성하고, 다음 가속도계로 오일러각을 계산하여 쿼터니언으로 변환하고 칼만 필터의 측정값으로 입력된다. 칼만 필터의 알고리즘에 따라 자세의 추정 과정을 반복하게 되고 다음 식 (4-30)을 이용하여 쿼터니언을 오일러각으로 다시 변화하여 표시하였다(김 등, 2004). 그림 4-15은 최종적으로 얻은 자세각으로서 롤, 피치, 요각으로 표현한 것이다.

$$\theta = \sin^{-1}[-2(q_1q_3 - q_0q_2)] \quad (4-30)$$

$$\phi = \cos^{-1}\left[\frac{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}{\sqrt{1 - 4(q_1q_3 - q_0q_2)^2}}\right] \pm [2(q_2q_3 - q_0q_1)]$$

$$\psi = \cos^{-1}\left[\frac{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}{\sqrt{1 - 4(q_1q_3 - q_0q_2)^2}}\right] \pm [2(q_1q_2 + q_0q_3)]$$

(6) MEMS IMU의 자세 추정 성능 평가

(가) 짐벌 제작

짐벌 실험 장치는 470 × 180 × 455 mm의 크기로 제작 되었으며, 프레임 상부에는 회전 장치를 설치하여 150 × 120 × 40 mm의 사각형 구조물이 회전하여 피치 운동을 하도록 제작하였다. 그리고 이 사각형 구조물 내부에 100 × 60 × 30 mm의 구조물이 외부의 사각형 구조물과 직교하여 회전하게 설치되어 롤 운동을 할 수 있도록 하였다. 요 운동을 위해서는 내부의 가장 작은 사각형 구조물의 중심에 직경 15 mm, 길이 230 mm의 철제 봉을 설치하여 봉을 축으로 하는 회전 운동을 하도록 제작하였다.

롤, 피치 및 요 운동을 하는 각각의 회전축에는 회전각을 측정하기 위해서 3개의 absolute rotary encoder(EP58HB8-1024-2R-N-5, Autonics)를 각 축에 부착하였다. 명확한 피치, 롤 및 요 움직임을 부여하기 위하여 10:1의 기어비를 갖는 geared stepping motor(A50K-M566W-G10, Autonics 사)를 각 축에 그림 4-16과 같이 장착하여 0.072°/step의 분해능으로 피치(x 축), 롤(y 축), 요(z 축) 운동을 구현하였다.

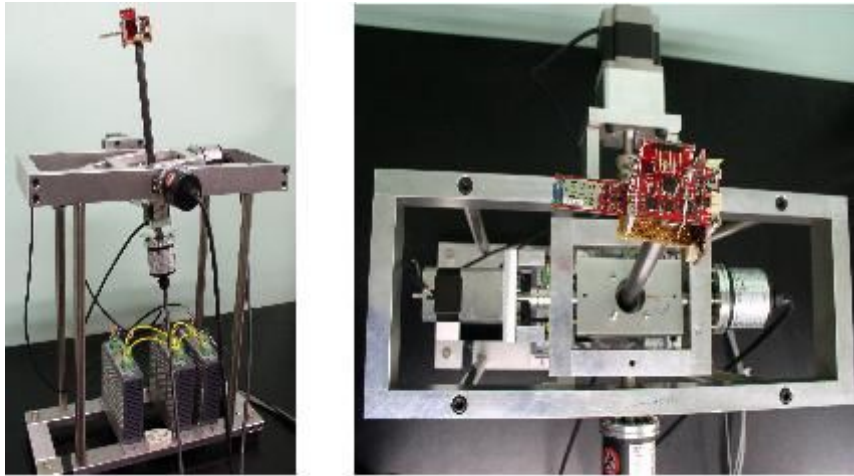


그림 4-16 짐벌 구동부 및 센서부

표 4-7은 엔코더 데이터 수집을 위한 USB-DAQ 보드의 특성표이다. 엔코더 데이터는 USB용 다기능 데이터 수집장치(NI USB-6008, National Instrument 사)를 이용하여 수집하였다. 이 장치는 아날로그 입력 및 출력 채널, 디지털 I/O와 카운터/타이머를 하나의 plug & play 디바이스에 통합하여 측정 및 데이터 로깅 어플리케이션에 적용할 수 있다.

표 4-7 DAQ 장치의 제품 특성

Parameter	Value	Parameter	Value
Analog Inputs (ch)	8	Output Resolution (bit)	12
Input Resolution (bit)	12	Output Rate (Hz)	150
Max Sampling Rate (kS/s)	10	Digital I/O Lines (ch)	12
Analog Outputs (ch)	2	32-Bit Counter (ch)	1

그림 4-17과 같이 요(yaw) 움직임의 회전축이 되는 철제 봉의 끝부분에 센서 거치판을 고정하고, 이 판 위에 센서가 장착된 보드를 설치하였다. 이와 같은 구조로 인하여 센서는 짐벌의 회전 중심에서 요 축 방향으로 220mm 이격된 공간에 위치함으로써 센서의 변위가 증폭되도록 하였다. 또한 각 센서 축 간의 상관관계와 특성을 비교 관찰하기 위하여 센서들의 각축이 교차 되도록 3개의 IMU를 그림 4-18과 같이 구성하여 설치하였다.

센서에 공급되는 전원은 직류전원 공급 장치(PL-3005S, Protek 사)를 이용하여 DC 5V를 공급하였다. 짐벌 실험 장치에서 센서의 출력 데이터 수집을 위한 센서와 컴퓨터 사이의 통신은 RS232 시리얼 통신과 근거리 통신인 블루투스를 이용하였다.



그림 4-17 짐벌에 부착된 AHRS

(나) 자세 추정 성능 검증

롤, 피치 측정 값을 엔코더 데이터와 비교하였다. 그림 4-18와 그림 4-19는 엔코더 각도와 롤, 피치 각을 비교한 것이며, 엔코더 각도를 기준으로 하여 센서의 롤 각과 피치 각의 편차 및 정확도를 분석한 결과를 표 4-8에 나타내었다. 센서에 의한 롤 각도 값은 엔코더에 의한 각도보다 전체적으로 평균 1.8° 작은 값을 나타내었고, 피치 각과 엔코더에 의한 각도 값을 비교하면 피치 각이 전체적으로 평균 0.9° 크게 나타났다.

짐벌 실험 장치에서 롤, 피치의 움직임은 stepping motor에 의한 저속의 등 각속도 운동 때문에 각각의 움직임에 대한 가속도 값은 운동 가속도 성분을 나타내지 않아서 센서값의 자세에 따른 중력가속도 성분에 상응하였다.

표 4-8 롤과 피치의 엔코더 각도와 센서 각도의 비교

	편차 평균(deg)	편차 rms (deg)	정확도(%)
Roll	1.7020	1.8234	2.81
Pitch	0.9256	1.1159	1.53

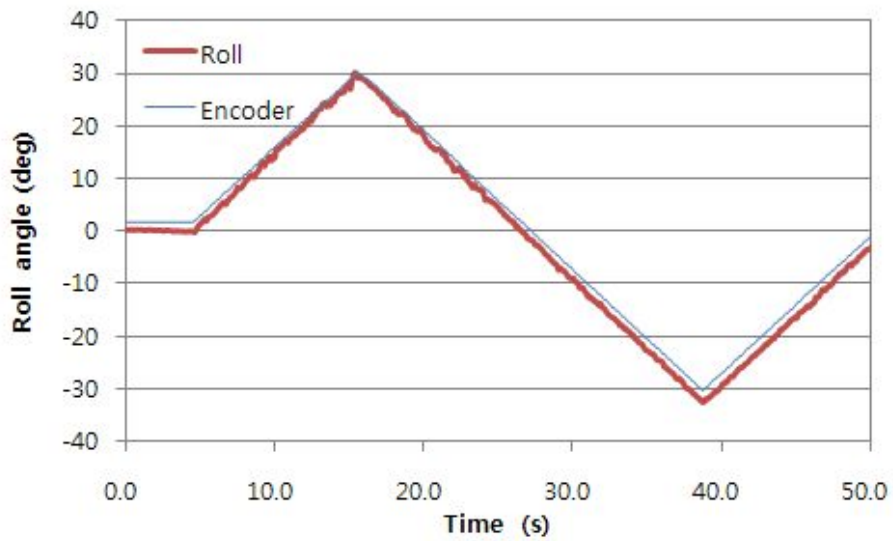


그림 4-18 엔코더 각도와 센서 Roll 각 비교

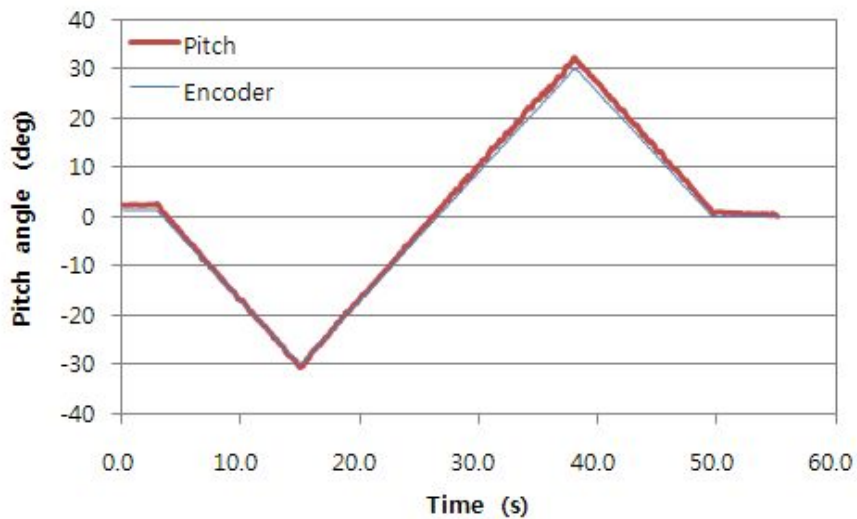


그림 4-19 엔코더 각도와 센서 Pitch 각 비교

2. 비행 자세 모니터링 및 저장 모듈 개발

가. 무인 헬리콥터 자세 모니터링

그림 4-20은 개발과정 동안 편의를 위하여 Labview를 이용하여 개발한 모니터링 지상시스템 화면으로서 IMU센서 데이터와 비행체 자세각을 모니터링

하였다. 또한 GPS 수신 모듈을 이용하여 무인 헬리콥터의 이동궤적을 2차원 평면상에 표시하였다.

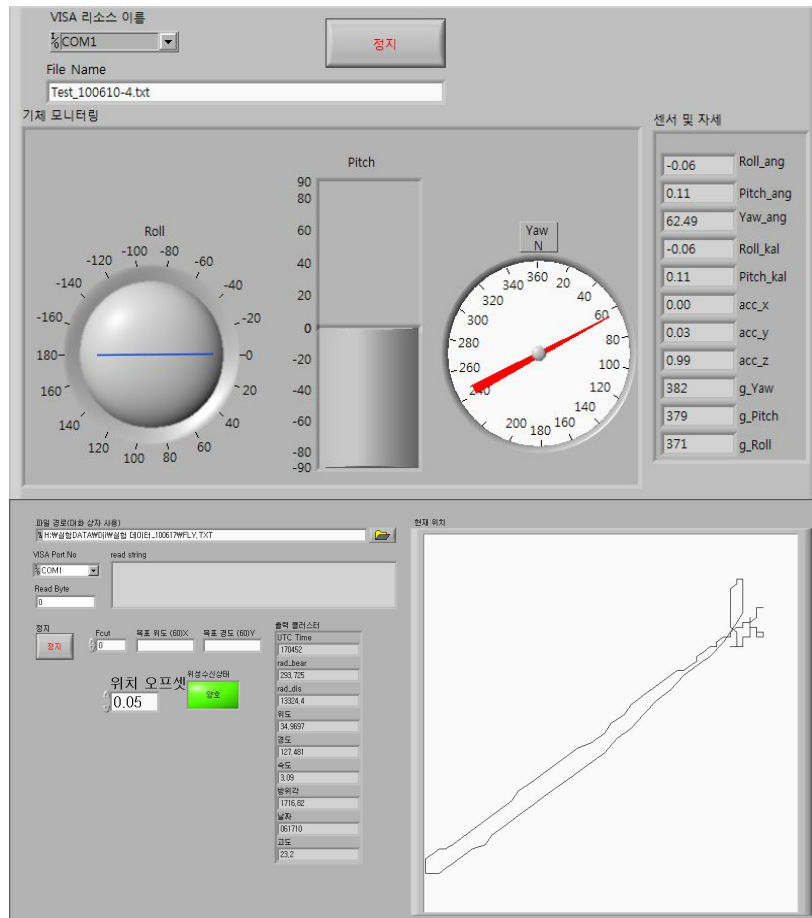


그림 4-20 무인헬리콥터 모니터링 프로그램

관성운동 측정을 위한 센서로는 3축의 가속도 센서, 각속도센서 및 지자기 센서가 사용되어 측정값이 표시되었으며, 계산된 기체의 롤, 피치 및 요 각을 개발자가 확인하기 쉽도록 그래픽으로 표시하였다. 이들의 데이터는 블루투스 통신 모듈(표 4-9)을 이용하여 비행 데이터를 지상시스템의 컴퓨터로 전송하였다.

표 4-9 블루투스 임베디드 모듈 FB755A의 제원

전압	3.3V single supply operation
Bluetooth Version	V2.0 + EDR
profile	GAP, SPP
주파수대역	2.4GHz ISM Band
수신감도	-83dBm
송신출력	16dBm
통신거리	100M 이상 (Class1)
interface	UART (TTL level)
안테나	다이폴 안테나
동작온도	-20~70℃



그림 4-21은 저장 데이터 분석 프로그램의 화면으로서 데이터 저장 장치를 통해 저장된 비행 데이터를 디코딩하여 그래프로 분석할 수 있게 하였다. 프론트 패널의 상단부는 저장된 비행데이터 파일의 경로를 보여주고, 파일 경로의 하단부에는 각 채널별로 사용자가 필요한 데이터를 선택할 수 있으며, 선택한 데이터의 크기를 확대하거나 위치를 이동할 수 있게 함으로써 각 파라미터의 상관관계를 해석하는데 유용하게 활용할 수 있었다. 그래프는 각 채널별 데이터를 동기화하여 하나의 그래프에 표시함으로써 사용자가 원하는 데이터를 비교분석할 수 있다. 개별 그래프의 탭에는 각 채널별 데이터를 각각의 그래프로 확인할 수 있도록 구성하였다.

이러한 자세 모니터링과 데이터 분석 프로그램은 제어기의 개발을 돕기 위하여 구성되었고 추후 지상시스템(ground station)과 살포 관리시스템으로 발전시킬 수 있지만 가시거리에서 작업하는 농용헬리콥터의 경우 현실적으로 필요성이 낮은 시스템인 것으로 생각된다.

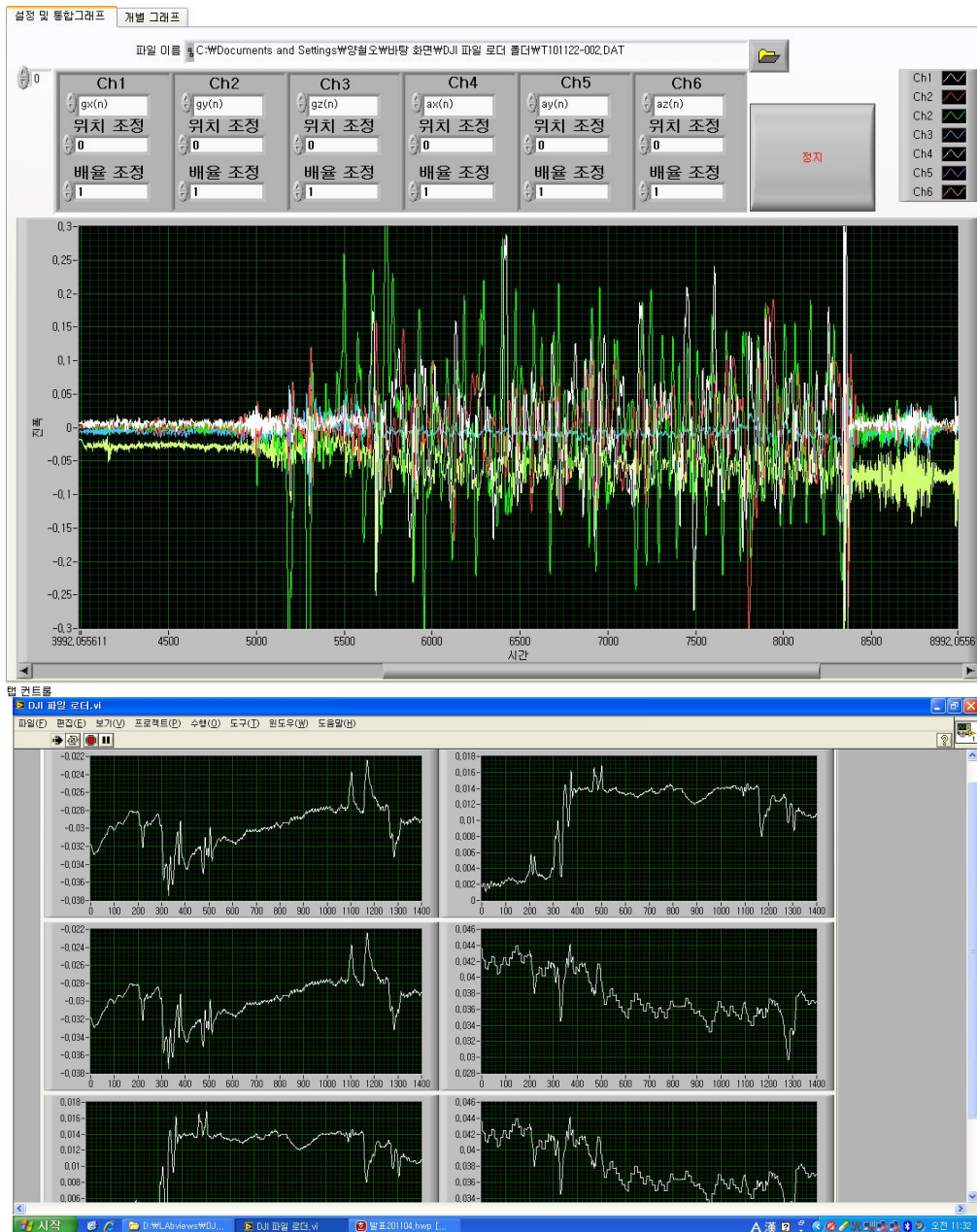


그림 4-21 저장 데이터 모니터링 및 분석 프로그램

나. 비행 데이터 저장 모듈 개발

(1) SD 카드

본 연구에서 사용된 SD(secure digital) 카드는 플래시메모리로서 보안기능 갖는 비행기록장치를 위해 사용되었고 SD-COM5(ELPOT)의 제원은 표 4-10과 같다. 본 연구에 사용한 SD카드는 FAT16 파일 시스템을 사용하고 카드의 용량은 최대 2Gbyte까지 지원된다. 전송모드는 1bit 모드, 4bit 모드, SPI 모

드 총 3가지이다. 1bit 모드와 4bit 모드는 SDIO(secure digital input output) 인터페이스로 동작하고, SDIO를 제어하기 위해서는 외부에 SDIO 컨트롤러가 필요하다. 시리얼 통신인 SPI 모드인 경우 4bit 모드에 비해 성능이 감소된다는 단점이 있지만 대부분의 MCU가 SPI 인터페이스를 지원하므로 사용하기 편한 장점이 있다. DSP의 경우에도 SPI 인터페이스를 지원해주므로 본 연구에서는 SPI 모드를 사용하였다.

표 4-10 SD 카드 (CD_COM5)의 제원

Memory size	max 2Gbyte
Power Source	5.0 V
Default mode	0~25MHz에 최대 12.5MB/sec (using 4 parallel data line)
High-Speed mode	0~50MHz에 최대 25MMB/sec (using 4 parallel data line)
Correction of memory field errors	
Password Protection of cards (CMD42 - LOCK_UNLOCK)	
Write Protect using mechanical switch	
Card Detection (Insertion/Removal)	

표 4-11 SPI 모드의 핀 구성 및 제원

Pin #	Name	Type	SPI Description
1	CS	I	Chip Select (Active low)
2	DataIn	I	Host to Card Commands and Data
3	VSS1	S	Supply Voltage Ground
4	VDD	S	Supply Voltage
5	CLK	I	Clock
6	VSS2	S	Supply Voltage Ground
7	DataOut	O	Card to Host Data and Status
8	Reserved	I	Reserved
9	Reserved	I	Reserved

(가) SPI 모드

SPI 모드는 플래시 기반의 SD 메모리 카드에서 제공하는 보조 통신 프로토콜로 구성되어 있다. SD 메모리 카드 프로토콜과 유사하게 SPI 메시지는 command, respond and data-block token으로 구성된다. MCU와 카드 간의 모든 통신은 MCU(master)가 제어한다. 통신은 CS(chip select)를 Low 신호로 주면서 SPI bus에 데이터 전송을 시작한다. 표 4-11은 핀 구성 및 제원을 나타낸다.

(나) 초기화

그림 4-22는 SPI 모드에서 사용되는 명령 흐름도로서 부팅 직후 SDIO 모드로 되어 있으므로 이를 SPI 모드로 바꾸기 위해 CMD0 명령을 내린다. CMD8 명령은 전압 확인 및 SD 카드의 규격을 확인하고 응답으로 R7을 받는다. CMD58은 호스트에 의해 원하는 입력 전원과 일치하지 않는 카드를 식별할 수 있는 메커니즘과 SD 메모리 카드 호스트를 제공한다. ACMD41 명령은 시작을 위한 초기화와 초기화가 마무리가 되었는지를 검사한다.

(다) 데이터 읽기와 쓰기

그림 4-23(a)와 (c)는 저장된 단일의 데이터 블록이나 복수의 블록의 데이터를 읽는 방법을 설명한다. MCU에서 명령어로 CMD17과 CMD18은 각각 단일의 데이터 블록과 복수의 데이터 블록을 읽는데 사용된다. MCU가 명령을 보내면 SD 카드가 응답과 데이터 블록을 MCU로 보내준다. 복수의 블록을 읽는 경우에는 블록 뒤에 16bit CRC를 붙여 매번 전송한다. 전송을 정지하는 명령 CMD12을 내려 전송하는 동작을 멈출 수 있다. 그림 4-23(b)와 같이 데이터 검색에 오류가 발생한 경우는 데이터 블록 대신에 특별한 데이터 에러 토큰을 MCU로 보낸다.

그림 4-23(d)와 (e)와 보는 바와 같이 읽기와 마찬가지로 단일의 데이터 블록이나 복수의 데이터 블록을 명령어를 통해 전송할 수 있다. 명령어로 CMD24과 CMD25를 보내면 SD 카드에서 응답 토큰을 이용해 응답을 하고 MCU가 보낼 데이터 블록을 기다린다. 모든 데이터 블록에는 1바이트의 start block token이 앞에 붙는다. 데이터 블록을 받은 SD 카드는 data

response-token을 붙여 응답한다. 복수의 블록을 쓰는 경우에는 다음 블록이 시작할 때 'Start Block' 토큰 대신에 'Stop Tran' 토큰을 보내면서 전송을 끝낸다.

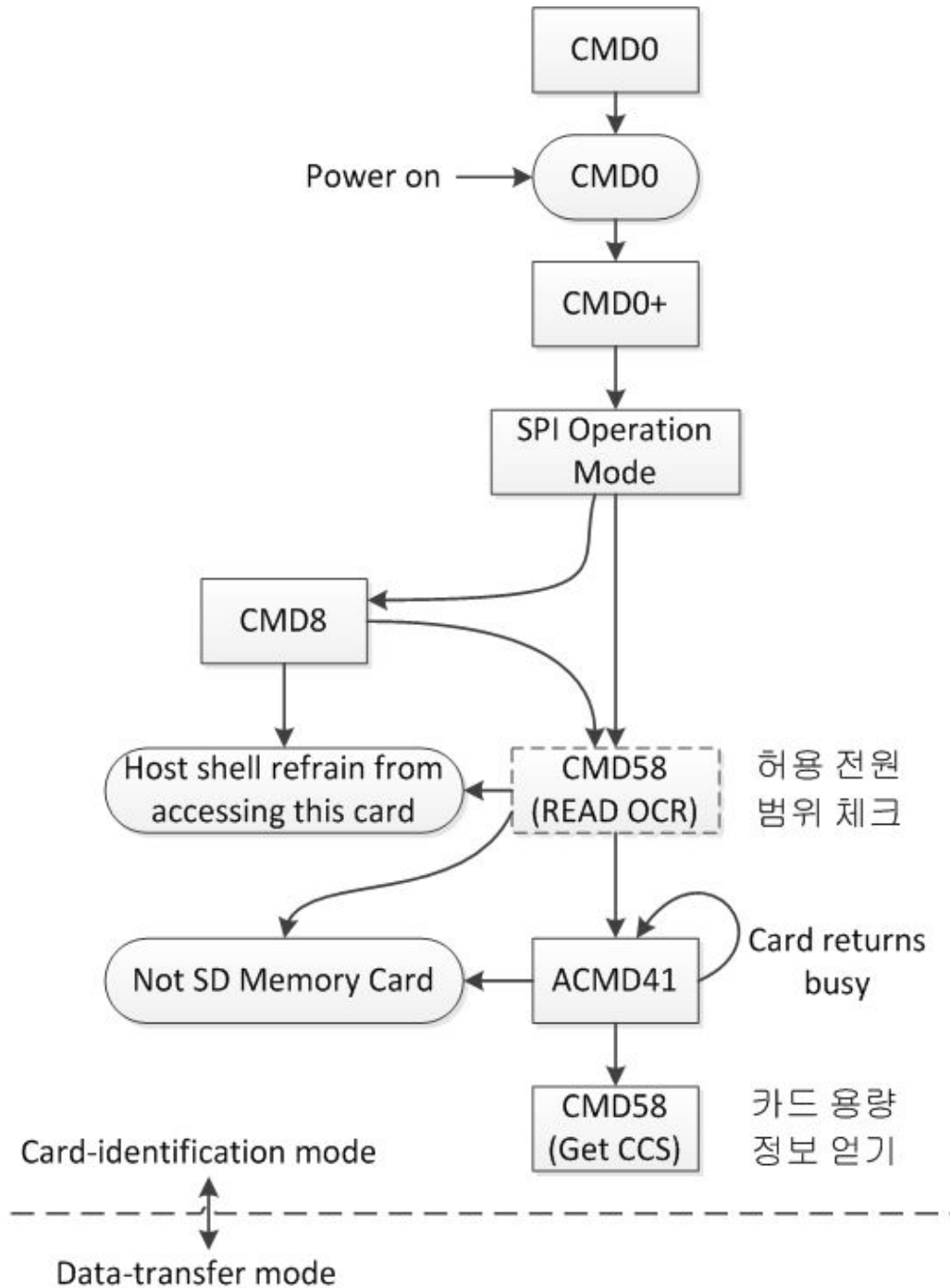
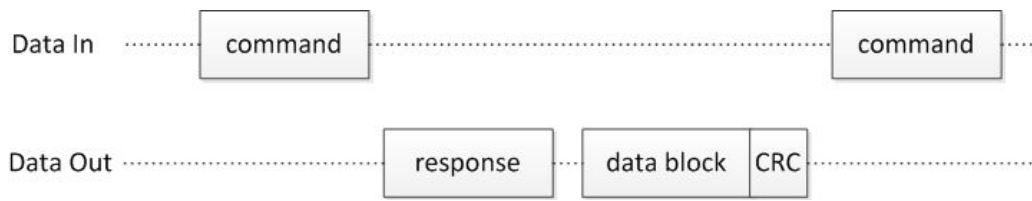
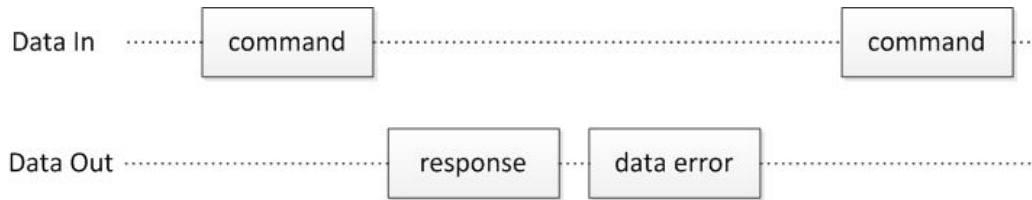


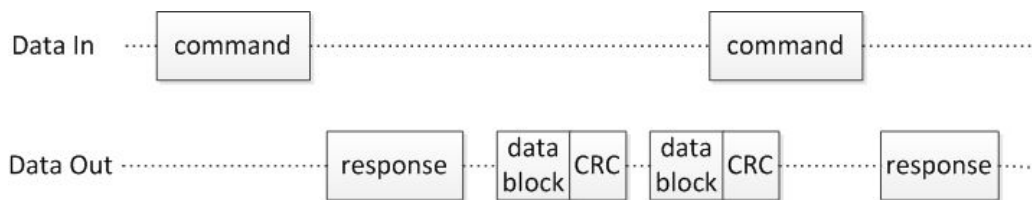
그림 4-22 SPI 모드에서의 SD 메모리 카드 명령 흐름도



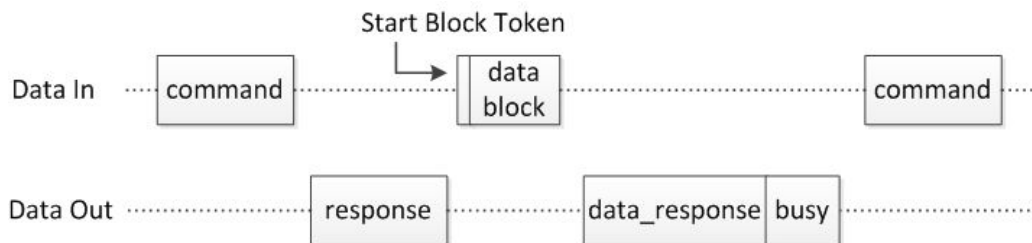
(a) Single block read operation



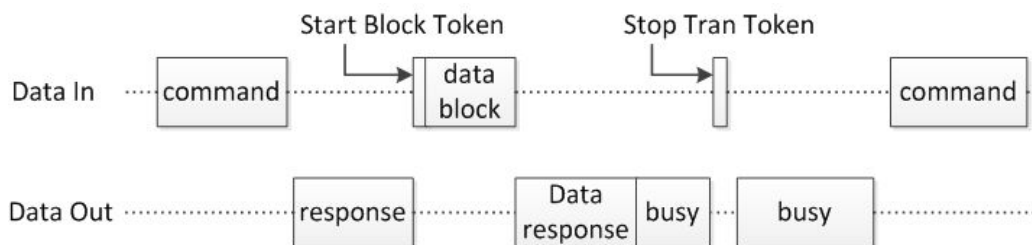
(b) Read operation – data error



(c) Multiple block read operation



(d) Single block write operation



(e) Multiple Block Write Operation

그림 4-23 SD카드의 전송방법

(2) 암호화 알고리즘

암호화 알고리즘은 암호화와 복호화가 실시간으로 처리가 가능하고 구현이 용이한 대칭키(symmetry) 알고리즘을 사용한다. 대칭키 방식은 메시지의 전송과정에서 저장된 내용을 복호화 하는데 비밀성 유지를 보장해 주는 대표적인 암호 기술이다. 각종 센서 데이터, GPS 신호, 조종데이터의 메시지는 일정한 크기로 블록화하고 세부적으로 row transposition ciphers 방법을 사용하여 열을 8줄로 하고 남은 공백은 정해진 문자로 채워 넣는다. 암호문의 순서는 행으로 읽고 열에 키를 부여하는 동시에 XOR 연산을 수행하여 빠른 실행 속도를 가지면서 해석이 어려운 암호문을 만들어 SD 카드에 저장한다. 복호화의 경우는 암호화의 역순으로 동일한 키 값을 가지고 재배치를 하여 원문을 해독할 수 있다.

제 3 절 자세 제어 모듈 개발

1. CIPHER를 이용한 헬리콥터의 동특성 분석

가. CIPHER 프로그램 개요

비행 데이터를 분석하기 위하여 고정익 및 회전익 비행체의 주파수 응답 해석을 위해 개발된 CIPHER 프로그램(version 5.4.01, US Army Aeroflightdynamics Directorate, CA, USA)을 이용하였다. CIPHER(Comprehensive Identification from FrEQUENCY Responses)는 그림 4-24와 같이 6개의 프로그램 모듈 및 유틸리티로 구성되어 있다. 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. COMPOSITE은 복수의 window에 대한 주파수 분석 결과를 종합하여 coherence값이 향상된 주파수 응답을 구하는 기능을 수행하며, NAVFIT을 이용하여 SISO 입·출력에 대한 전달함수를 계산할 수 있다. DERIVID는 SISO

또는 MIMO 상태공간 모형의 추정에 사용되며, VERIFY를 이용하여 추정된 모형의 적합도를 검증할 수 있다(Tischler and Remple, 2006). 본 연구에서는 FRESPID, MISOSA, COMPOSITE, NAVFIT 및 DERIVID 모듈을 사용하여 소형 헬리콥터의 수동 비행에 대한 주파수 응답을 해석하였다.

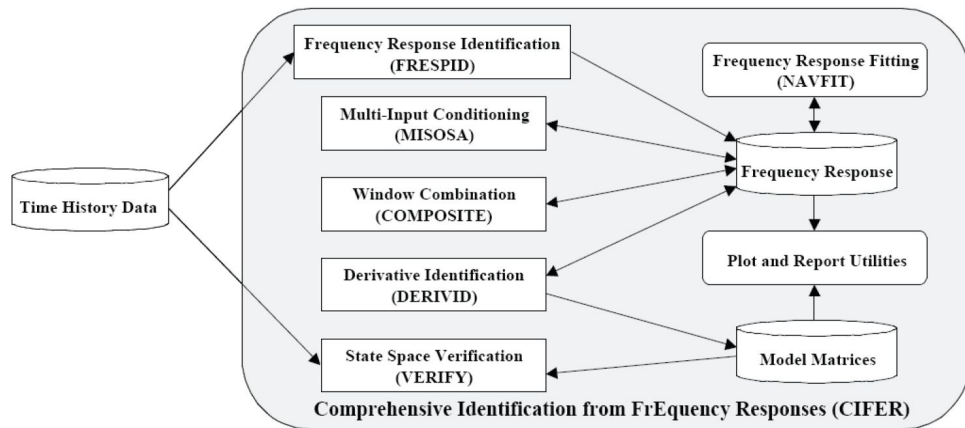


그림 4-24 CIFER 프로그램의 모듈 구성

나. 주파수 응답 해석을 위한 비행시험

(1) 조종기 조종간 위치 모니터링

무인 헬리콥터의 제어기 설계를 위해 조종기 입·출력에 따른 헬리콥터의 자세 변화를 해석함에 있어서 조종기 입력 신호의 분석이 필요하다. 그러나 RC 헬리콥터는 스와시 방식에 따라 조종기의 출력 신호가 달라질 수 있고 한 개의 조종간 조작에도 여러 개의 서보 출력이 변화하는 특성을 가지므로 서보 출력 신호만으로 조종기의 입력 신호 데이터를 분석하기는 어렵다. 따라서 조종기 입력 신호를 데이터화 하고 저장할 수 있는 장치가 필요하였고 조종기 입력신호 데이터의 분석을 위해서 별도의 조종간 위치 전송장치를 구성하였다.

조종간 위치 전송장치를 구성하기 위하여 ATmega128 MCU(Atmel, 8 bit)를 사용하였다. 동작 클록은 16MHz로 대부분의 명령어들이 1사이클에 16 MIPS의 처리량을 가지며, 주변 장치로는 4개의 타이머, PWM, ADC 채널과 외부 통신을 위한 I2C, SPI, UART 채널 등을 내장하고 있다.

그림 4-25는 조종기 입력신호를 분석하기 위해 개발한 조종간 위치 전송장

치의 구조를 나타낸 것이다. MCU에 내장된 ADC를 이용하여 조종간 내부의 가변저항 양단의 전압을 측정하고, 각 채널 별로 데이터 필터링을 위해 16개 데이터의 평균값을 계산하였다. MCU 내부의 타이머 신호를 이용하여 얻은 시간 정보를 조종간 위치 데이터에 추가하여 표 4-12와 같은 데이터 패킷을 100Hz의 속도로 블루투스 모듈을 통해 무선 전송하도록 하였다.

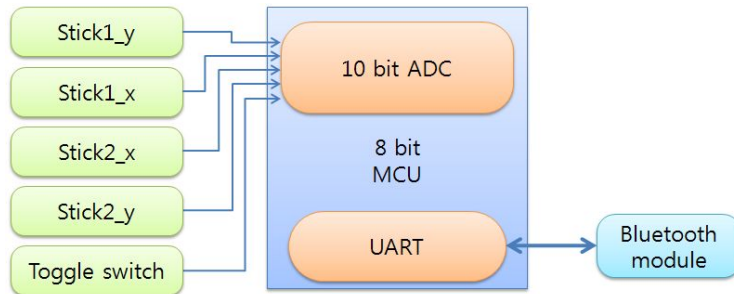


그림 4-25 조종간 위치 전송장치의 구성

표 4-12 조종간 위치 전송을 위한 데이터 패킷의 포맷

Start	Stick positions				Toggle switch position	Timer	End
A	Stick1_y	Stick1_x	Stick2_x	Stick2_y	Auto/Manual/Off	100 Hz	Z

그림 4-26은 본 연구에서 사용한 상용 RC 조종기(Futaba T10CHG)와 자체 제작한 조종기 조종간 및 토글 스위치의 위치 전송장치를 나타낸 것이다. 상용 조종기에서 입력신호를 읽어 들이기 위해서 조종기 내부의 가변저항 양단의 전압을 10 bit의 데이터로 ADC 변환하고 변환된 데이터를 블루투스 모듈을 통해 무선 전송할 수 있도록 구성하였다.

표 4-13은 조종간 조작에 따른 헬리콥터의 동작을 나타낸 것이다. Stick1_y (elevator, pitch)는 좌측 조종간의 상하 조작으로 헬리콥터의 전·후진을 제어하며, Stick1_x(rudder, yaw)는 좌측 조종간의 좌우 조작으로, 헬리콥터의 방향을 제어한다. 또한 Stick2_x(aileron, roll)는 우측 조종간의 좌우 조작으로 헬리콥터의 좌우 이동을 제어하며, Stick2_y(collective pitch, heave)는 우측 조종간의 상하 조작으로 헬리콥터의 상승·하강을 제어한다.

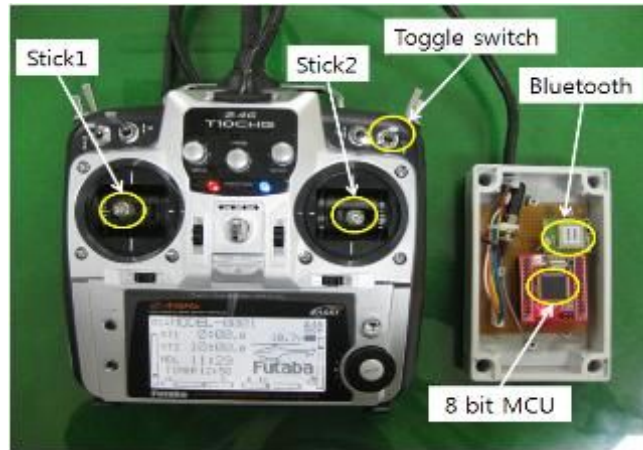


그림 4-26 RC 조종기의 조종간 위치 전송장치

표 4-13 조종간의 조작에 따른 헬리콥터의 운동

Control input	Command	Fuselage attitude
Stick1_y	Elevator	Pitch
Stick1_x	Rudder	Yaw
Stick2_x	Aileron	Roll
Stick2_y	Collective pitch	Heave
3-position toggle switch	Mode selection	Auto/Manual/Off

그림 4-27은 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 레코드의 시작과 끝을 표시하는 문자 A와 Z 사이의 시간 및 조종간 위치 데이터를 분리하여 각 채널별 데이터를 백분율로 환산함으로써 조종간 위치가 중앙일 때 50을 기준으로 조종간의 위치에 따라 0~100%의 값을 출력하도록 하였다.

조종기 조종간 내부의 가변저항에 존재하는 오프셋 오차를 제거하기 위해 조종간 위치의 최대 및 최소값의 평균을 구한 후 조종간의 위치를 백분율로 환산하여 그래프에 표시하고 저장하였다.

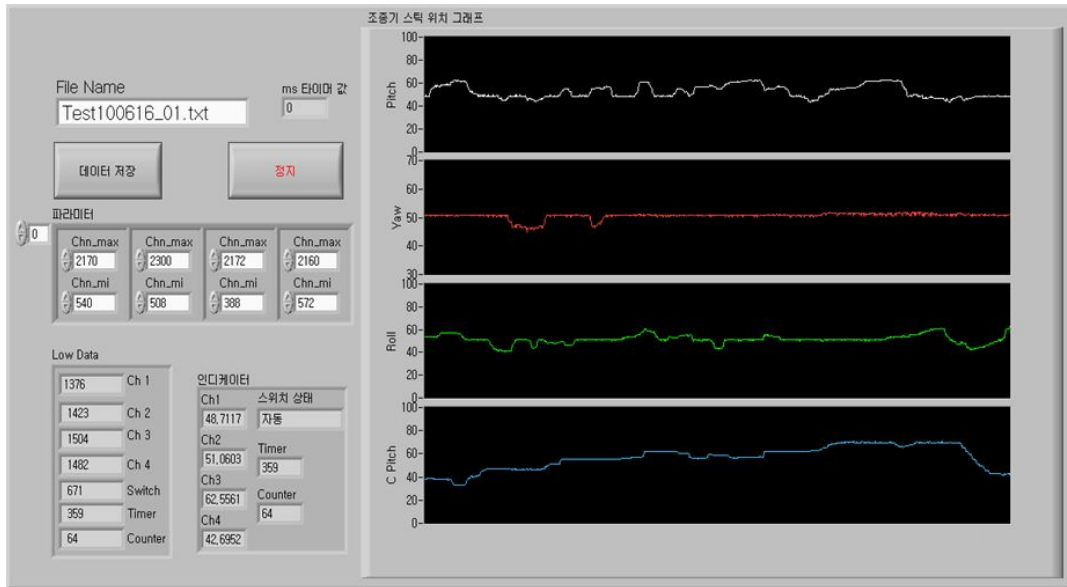


그림 4-27 조종간 위치 모니터링 프로그램

(2) 비행 시험

본 연구에서 개발한 조종간 위치 전송장치를 활용하여 조종기의 제어 입력에 따른 헬리콥터의 동적 특성을 분석할 수 있었다. 본 연구에서는 collective pitch(heave), aileron(roll), elevator(pitch) 및 rudder(yaw) 축에 대한 비행 시험을 실시하였다. 그림 4-28은 소형 헬리콥터의 동적 파라미터를 추정하기 위하여 실시한 비행시험 입력으로 rudder 조종간(yaw 축)과 토글 스위치의 조작 위치를 나타낸 것으로서, 3회의 frequency sweep과 2회의 doublet 시험에 사용된 조종간 위치를 시간에 따라 표시하였다.

각 시험을 구분하기 위하여 토글 스위치를 약 1초간 조작함으로써 조종기의 조작 신호와 헬리콥터에 탑재된 관성항법 시스템으로 측정된 헬리콥터의 자세 정보를 동기화 할 수 있도록 하였다. 그림 4-29는 헬리콥터에 탑재된 자료수집장치를 이용하여 저장한 rudder 서보 입력과 토글 스위치 위치를 나타낸 것이다. 그림 4-28과 4-29를 비교함으로써 조종기의 조종간 조작에 따른 헬리콥터의 서보 제어 입력을 확인할 수 있다.

그림 4-30과 4-31은 각각 collective pitch에 대한 조종간의 조작 입력과 이에 따른 collective pitch 서보의 제어 입력 신호를 나타낸 것이다. Rudder의 경우와는 달리 조종간의 조작량과 서보 입력값 사이에 비례 관계가 성립하지 않는다는 것을 확인할 수 있다.

그림 4-32는 조종기 각 조종간 채널의 조작에 따른 서보 입력값의 변화를 나타낸 것으로서 collective pitch, elevator 및 aileron 서보의 경우에 기본 커브에 대한 지수함수 형태의 조정이 수행되었음을 확인할 수 있다.

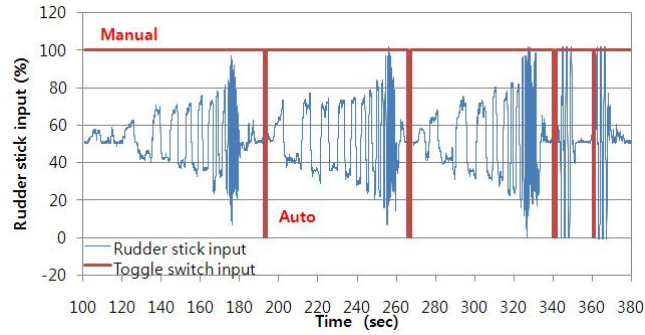


그림 4-28 Rudder stick의 조종 위치 및 토글 스위치 조작 데이터

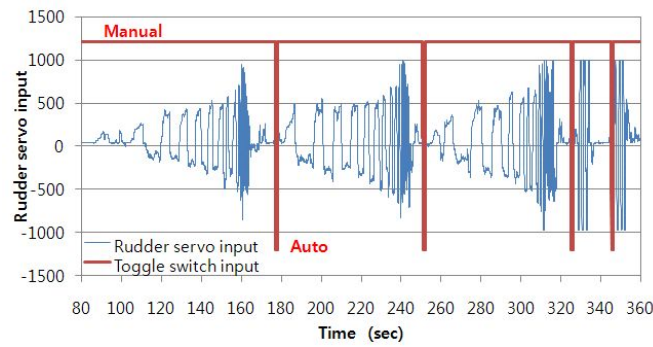


그림 4-29 Rudder servo의 조작량과 토글 스위치 조작 데이터

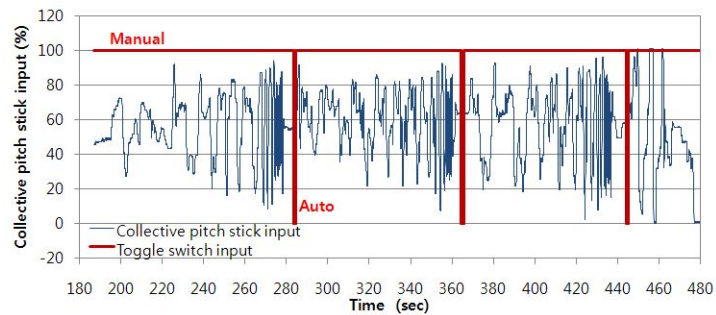


그림 4-30 Collective pitch의 조종 위치 및 토글 스위치 조작 데이터

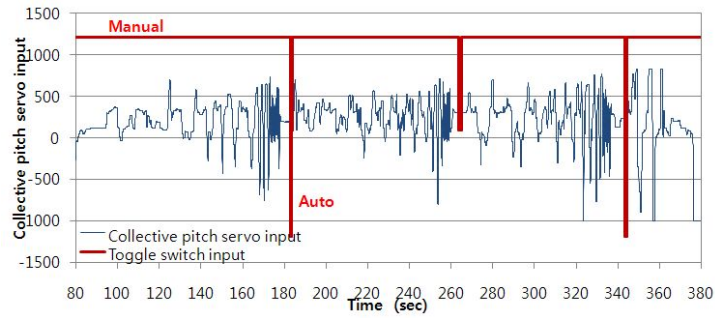


그림 4-31 Collective pitch servo의 조작량과 토글 스위치 조작 데이터

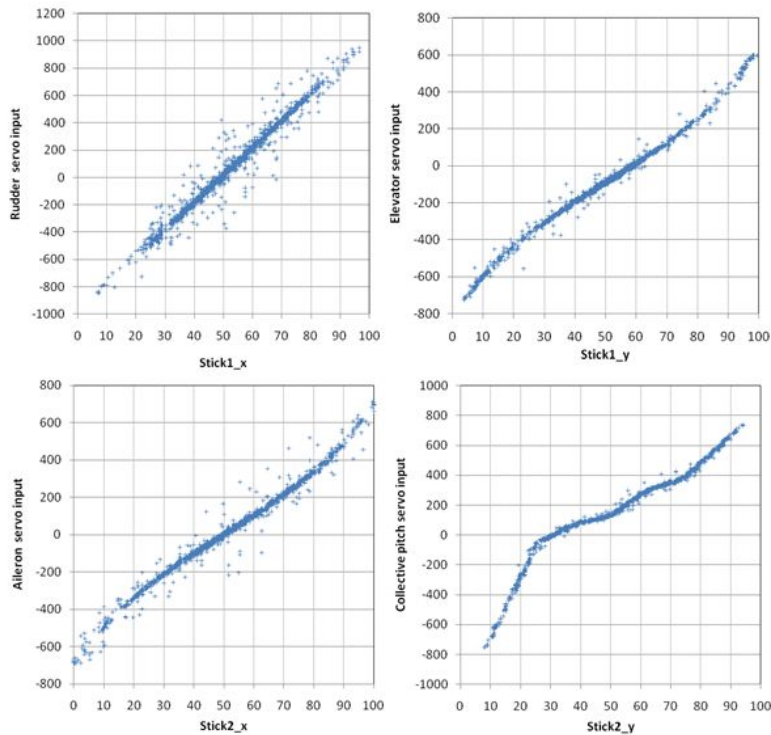


그림 4-32 각 조종간 채널의 서보조작 커브

헬리콥터의 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, MEMS-AHRS를 헬리콥터에 장착하여 기체의 자세 정보를 50 Hz의 샘플링 속도로 수집하였다.

동적 모형 구축을 위한 비행시험은 조종입력 채널인 aileron, elevator, rudder 및 collective pitch에 대하여 각각 3회의 주파수 sweep 신호를 가하

여 수행하였다. 12개의 sweep 신호의 평균 지속시간은 121초이었으며, 각 sweep 신호에 0.05~3 Hz의 주파수 성분이 고르게 포함되도록 조종기의 조종간을 조작하였다. 비행시험은 충남 아산시에 위치한 (주)한성 T&I 본사의 나대지에서 수행하였다.

그림 4-33은 비행시험 데이터의 예시로서 elevator sweep 입력(δ_{elev})과 그에 따른 기체 피치각(θ)의 변화를 나타낸 것이다. 그림으로부터 elevator sweep 신호를 만들기 위해 조종기의 조종간을 저주파 신호의 경우에는 대략 30~60%의 범위에서, 고주파 신호의 경우에는 10~85%의 범위에서 조작한 것을 확인할 수 있으며, 이에 따라 기체의 피치각이 대략 ± 0.5 radian($\pm 29^\circ$)의 범위 내에서 조종된 것을 알 수 있다.

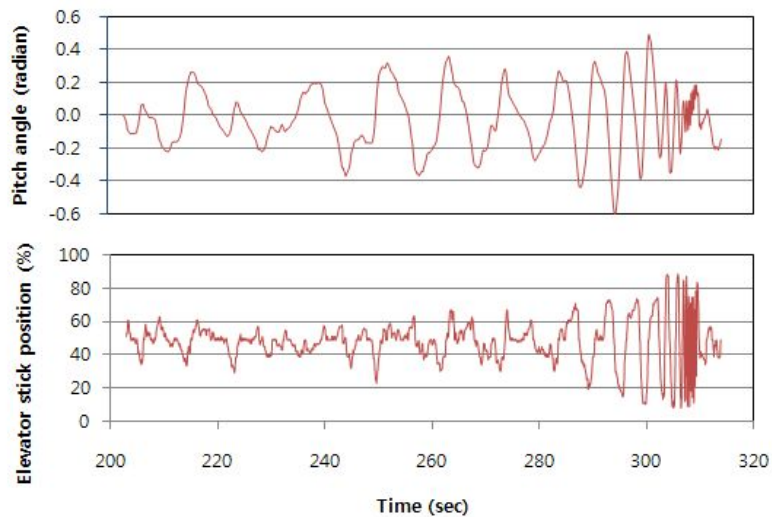


그림 4-33 Time history data of an elevator sweep test (δ_{elev}, θ)

다. 주파수 응답 해석

(1) FRESPID 분석

헬리콥터의 동적 모델링을 위한 주파수 응답 해석에 있어서 입력변수는 조종기 조종간의 위치인 δ_{ail} , δ_{elev} , δ_{rud} 및 δ_{col} 로 설정하였으며, 각각은 서보 출력이 0인 점을 기준으로 ± 1 의 범위를 갖도록 환산하였다. 또한 출력은 3축 방향의 속도(u, v, w), 각속도(p, q, r) 및 가속도(a_x, a_y, a_z)로 설정하였다(Tischler and Remple, 2006).

CIFER 프로그램은 주파수 해석을 위해 그림 4-34에서 보는 바와 같은 Hanning window를 사용하여 chirp z-transform을 통해 각각의 주파수 성분에 대한 크기와 위상을 계산한다. FRESPID 분석을 위한 window의 크기 (T_{win})는 각 축의 frequency sweep 시험에 소요된 시간(T_{rec})을 고려하여 표 4-14과 같이 5개씩을 선정하였다.

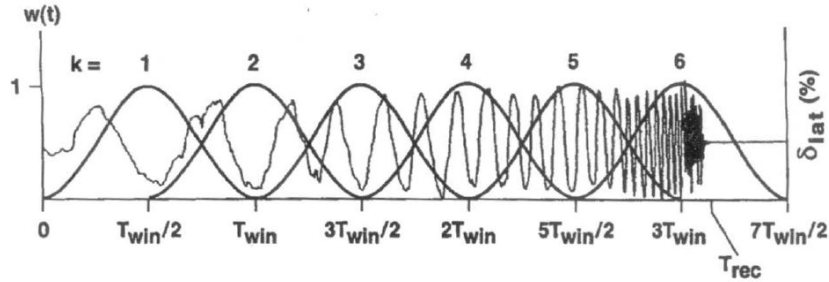


그림 4-34 주파수 응답 해석을 위한 Hanning window

표 4-14 비행시험 데이터의 주파수 응답 해석을 위한 윈도우 크기의 선정

Test	Window size, T_{win} (s)				
	A	B	C	D	E
Collective pitch sweep	38	30	20	15	10
Roll sweep	50	40	30	20	10
Pitch sweep	50	40	30	20	10
Yaw sweep	35	30	20	15	10

FRESPID 분석은 각각의 주파수에 대한 크기와 위상 및 coherence 함수 값을 제공한다. Coherence는 식 (4-31)와 같이 정의되며, 주파수 f 에 대한 출력 스펙트럼 G_{yy} 가 입력 스펙트럼 G_{xx} 에 의해 선형적으로 연관된 정도를 나타낸다. Coherence는 0과 1 사이의 값을 가지며, 입력과 출력이 완전하게 선형의 관계를 가지며 출력이 전적으로 입력에 의해서만 결정되는 경우에는 coherence 값은 1이 된다. 일반적인 경우에는 출력에 포함된 잡음, 입출력 사이의 비선형 관계, 알려지지 않은 또는 측정되지 않은 입력에 의한 잡음 등의 영향으로 coherence 값이 1보다 작다. 개략적으로 coherence 값이 0.6 이상이면 주파수 응답 해석이 비교적 정확하다고 판정할 수 있다.

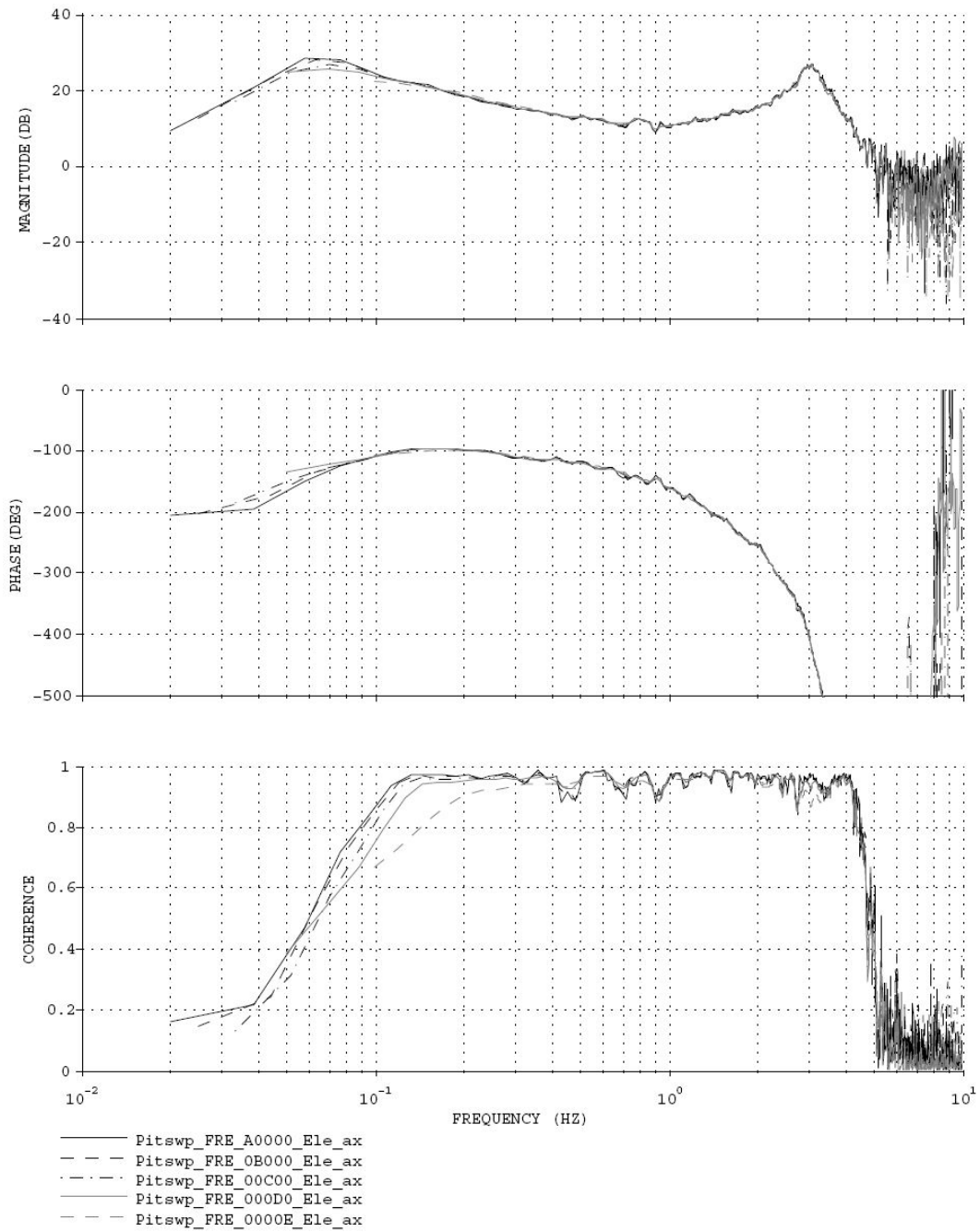


그림 4-35 전달함수 a_x/δ_{elev} 에 대한 FRESPID 분석 결과

$$\widehat{\gamma}_{xy}^2(f) = \frac{|\widehat{G}_{xy}(f)|^2}{|\widehat{G}_{xx}(f)| |\widehat{G}_{yy}(f)|} \quad (4-31)$$

여기서 $\widehat{\gamma}_{xy}^2(f)$: coherence function

$|\hat{G}_{xx}(f)|$: input autospectrum

$|\hat{G}_{yy}(f)|$: output autospectrum

$|\hat{G}_{xy}(f)|$: cross spectrum

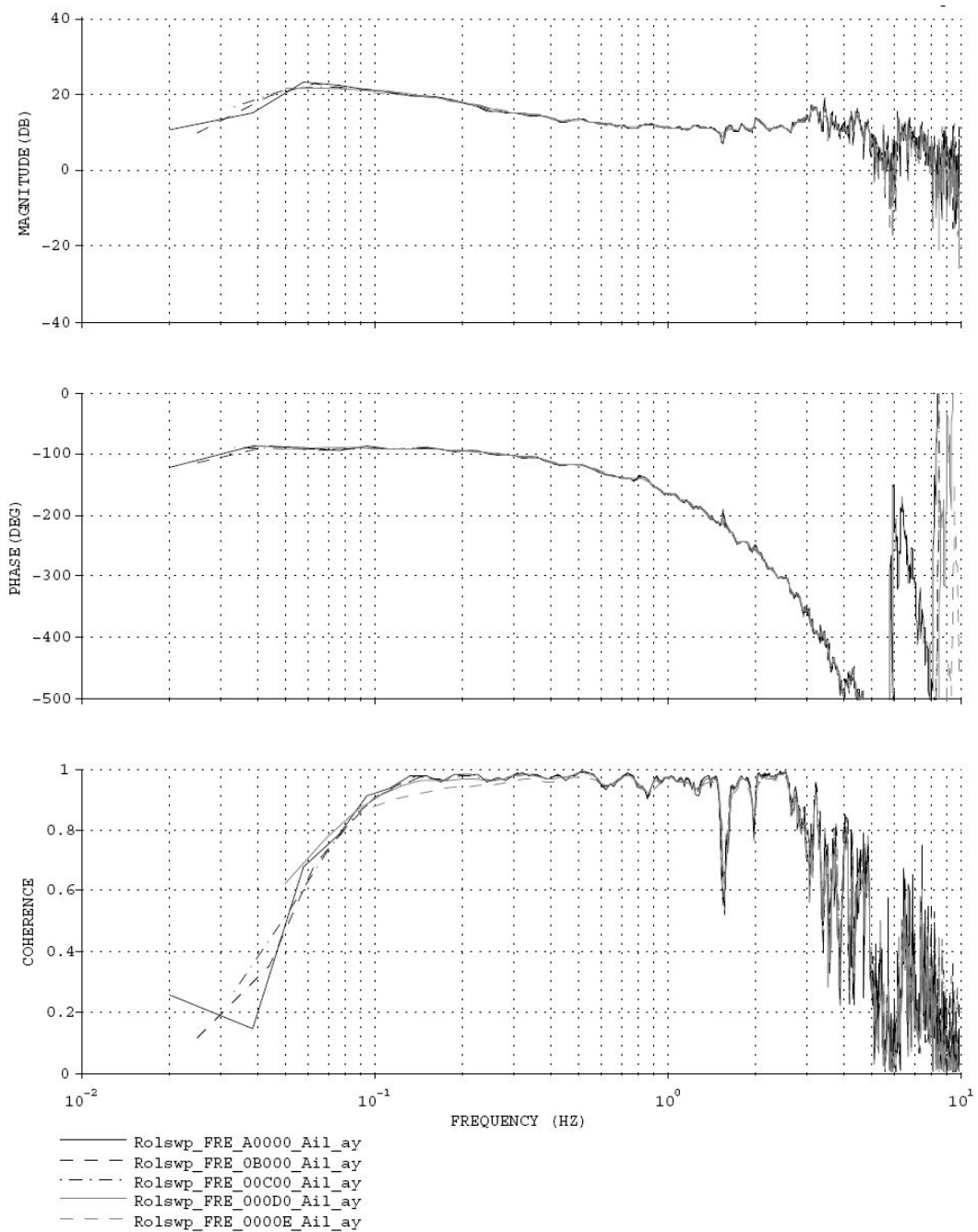


그림 4-36 전달함수 a_y/δ_{ail} 에 대한 FRESPID 분석 결과

그림 4-35는 전달함수 a_x/δ_{elev} (입력: elevator stick position, 출력: a_x)에 대한 크기, 위상 및 coherence 값을 0.026~10Hz의 주파수 대역에 대하여 표시한 것이다. Window의 크기 T_{win} 에 따라 다소의 차이는 있지만 0.06~4.5Hz의 주파수에서 coherence 값이 0.6을 상회하는 것으로 나타났다.

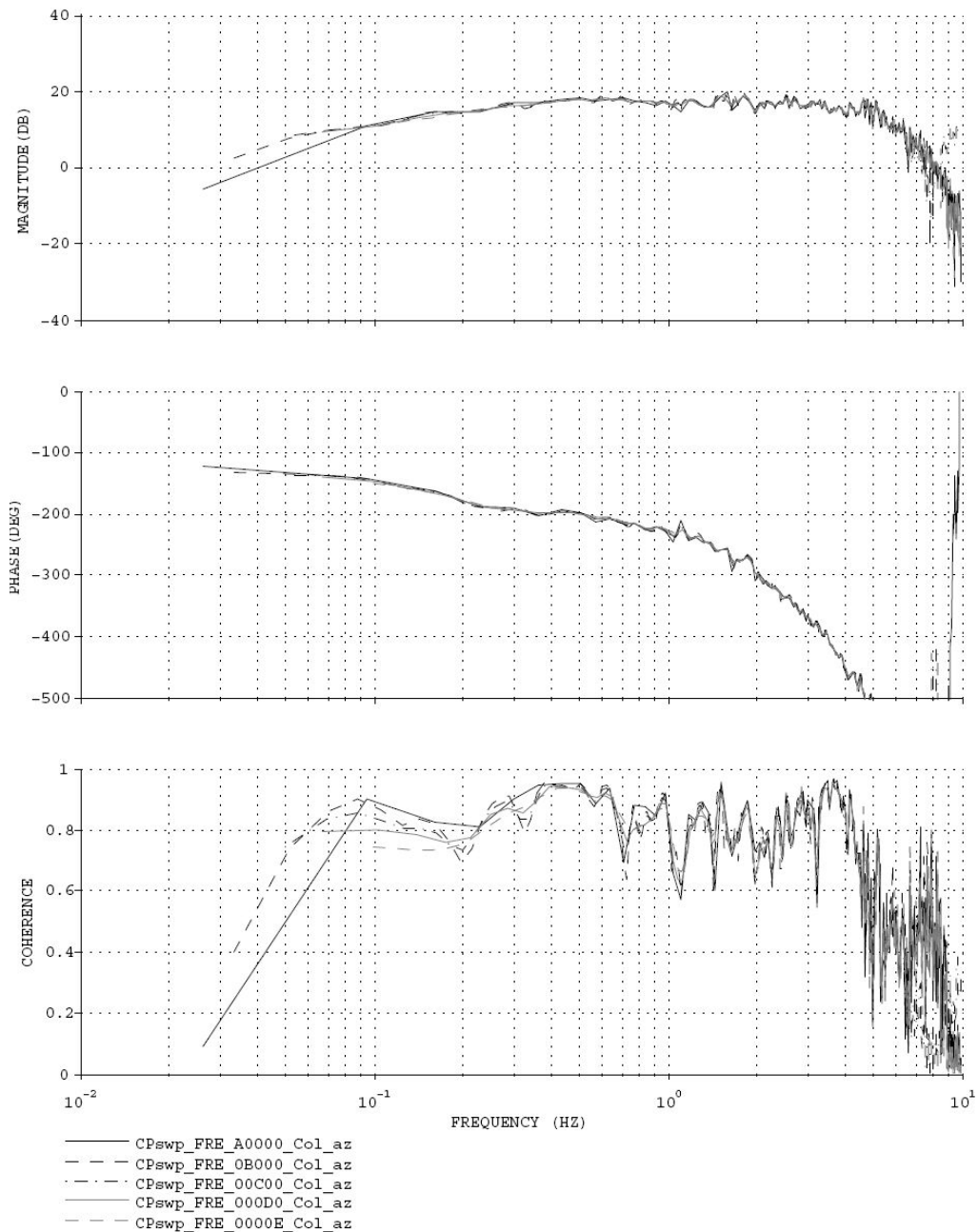


그림 4-37 전달함수 a_z/δ_{col} 에 대한 FRESPID 분석 결과

동일한 방법으로 전체 4개의 입력과 9개의 출력 변수에 대한 FRESPID 분석을 실시하였으며, 그림 4-36, 4-37 및 4-38는 주축(primary axis) 응답에 해당하는 a_y/δ_{ail} , a_z/δ_{col} 및 r/δ_{rud} 에 대한 결과를 예시로 제시한 것이다.

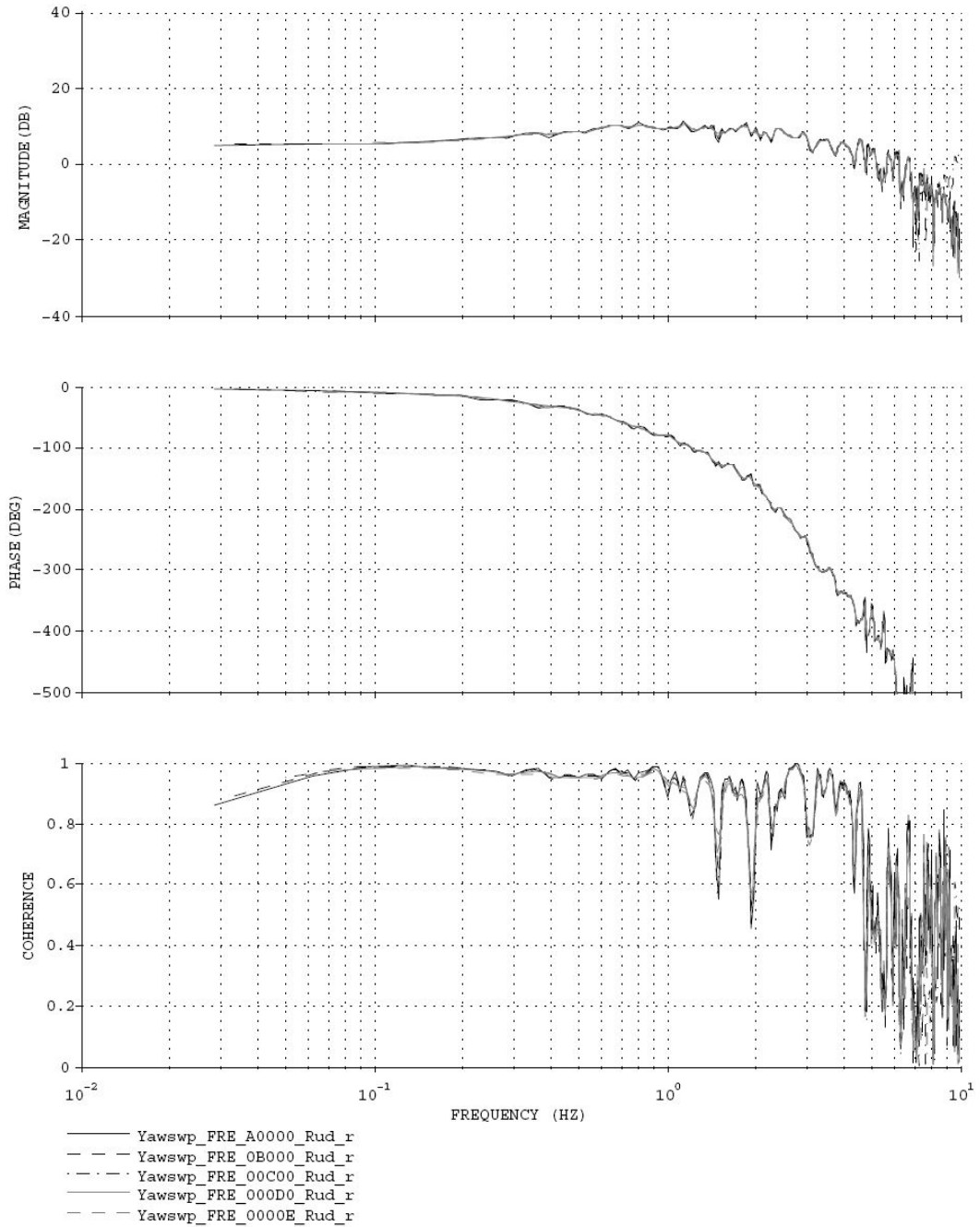


그림 4-38 전달함수 r/δ_{rud} 에 대한 FRESPID 분석 결과

(2) COMPOSITE 분석

COMPOSITE은 복수의 윈도 크기(window size, T_{win})에 대한 주파수 해석 결과를 종합하여 coherence 값이 향상된 주파수 응답 함수를 생성한다. 따라서 헬리콥터의 동특성 해석에 있어서는 각각의 윈도에 대한 해석 결과를 이용하는 것 보다는 다양한 크기의 윈도에 대한 해석 결과를 COMPOSITE으로 통합한 후 처리하는 것이 바람직하다. 그림 4-39는 조종기 각 입력 채널에 대한 주축의 응답에 해당하는 전달함수 a_x/δ_{elev} , a_y/δ_{ail} , a_z/δ_{col} 및 r/δ_{rud} 에 대하여 각각 5개의 윈도를 COMPOSITE을 이용하여 결합한 결과를 나타낸 것이다.

전달함수 모형 및 MIMO 상태공간 모형의 추정에 사용되는 파라미터를 결정함에 있어서 4개의 입력과 9개의 출력에 대한 각 주파수 스위프 시험의 결과로부터 유의한 입출력 조합 및 주파수 범위를 설정하는 것이 요구된다. 표 4-15부터 4-18까지는 각각 collective pitch, elevator, aileron 및 rudder 시험 결과에 대한 COMPOSITE 분석으로부터 coherence 값이 0.6 이상인 연속된 주파수 범위 $f_{min} \sim f_{max}$ 를 식 (4-32)의 가이드라인(Tischler and Remple, 2006)에 따라 구하여 정리한 것이다.

$$\log\left(\frac{f_{max}}{f_{min}}\right) \geq 0.3 \quad (4-32)$$

표 4-15 Collective-pitch sweep test 결과 ($\gamma^2 > 0.6$ 인 주파수 범위, Hz)

출력 \ 입력	δ_{col}^*	δ_{ail}	δ_{elev}	δ_{rud}
u	-	-	0.1 ~ 1.0	-
v	-	0.05 ~ 1.0	-	-
w	0.035 ~ 1.8	-	-	-
p	-	0.18 ~ 1.8	-	-
q	-	-	0.1 ~ 1.5	-
r	-	-	-	-
a_x	-	-	0.1 ~ 1.5	-
a_y	-	0.05 ~ 1.5	-	-
a_z	0.04 ~ 5.0	-	-	-

*는 주 입력(primary input)을 나타냄

표 4-16 Roll sweep test 결과 ($\gamma^2 > 0.6$ 인 주파수 범위, Hz)

출력 \ 입력	δ_{ail}^*	δ_{elev}	δ_{rud}	δ_{col}
u	-	0.2 ~ 0.6	-	-
v	0.06 ~ 1.5	0.03 ~ 0.1	-	-
w	-	-	-	0.03 ~ 1.3
p	0.06 ~ 5	0.04 ~ 0.09	-	-
q	0.09 ~ 0.2	-	0.15 ~ 3	-
r	0.09 ~ 0.2	-	0.15 ~ 3	-
a_x	-	0.2 ~ 1.2	-	-
a_y	0.06 ~ 4	0.03 ~ 0.09	-	-
a_z	-	-	-	0.15 ~ 4

※는 주 입력(primary input)을 나타냄

표 4-17 Pitch sweep test 결과 ($\gamma^2 > 0.6$ 인 주파수 범위, Hz)

출력 \ 입력	δ_{elev}^*	δ_{ail}	δ_{rud}	δ_{col}
u	0.07 ~ 2	0.023 ~ 0.13	-	-
v	-	0.04 ~ 1.1	-	-
w	-	-	-	0.04 ~ 1
p	2 ~ 5	0.04 ~ 1.5	-	-
q	0.06 ~ 5	0.03 ~ 0.13	-	-
r	-	-	0.7 ~ 1.4	-
a_x	0.07 ~ 5	0.023 ~ 0.13	-	-
a_y	2 ~ 5	0.053 ~ 1.3	-	-
a_z	-	-	-	0.12 ~ 1.5

※는 주 입력(primary input)을 나타냄

표 4-18 Yaw sweep test 결과 ($\gamma^2 > 0.6$ 인 주파수 범위, Hz)

출력 \ 입력	δ_{rud}^*	δ_{ail}	δ_{elev}	δ_{col}
u	-	-	-	-
v	-	0.05 ~ 0.5	-	-
w	-	-	-	0.18 ~ 0.8
p	-	0.043 ~ 1.5	-	-
q	-	-	0.08 ~ 3	-
r	0.03 ~ 4.5	-	-	-
a_x	-	-	0.1 ~ 3	-
a_y	1.6 ~ 4.5	0.05 ~ 0.7	2.5 ~ 5	-
a_z	-	-	-	0.2 ~ 0.8

주: ※는 주 입력(primary input)을 나타냄

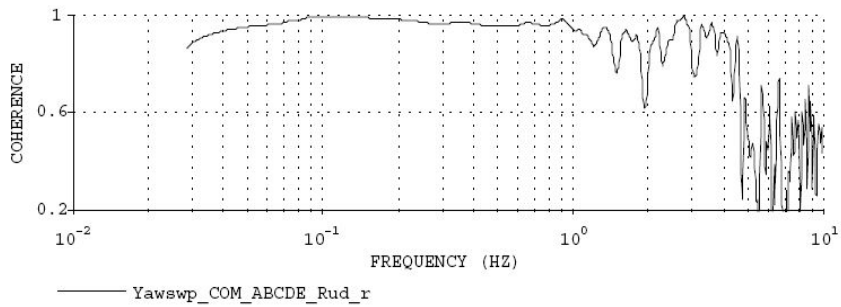
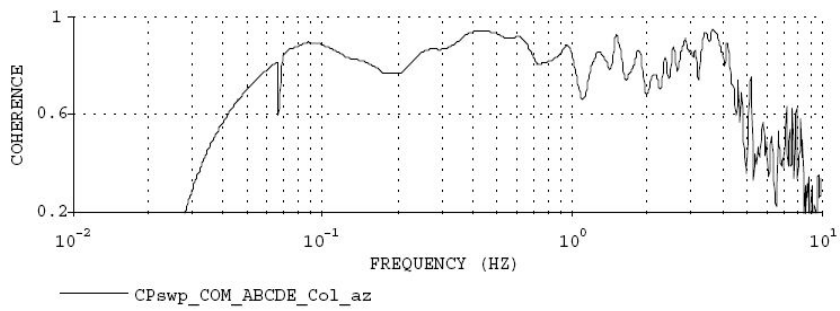
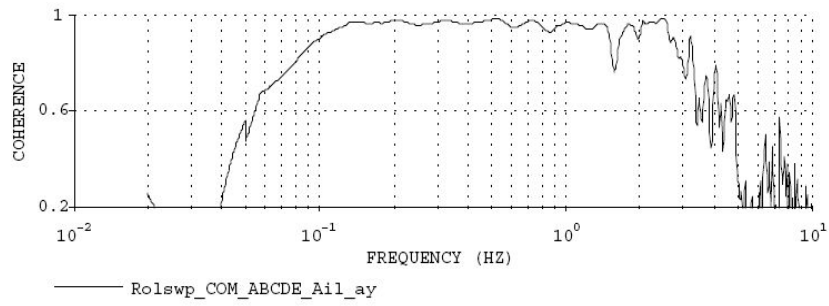
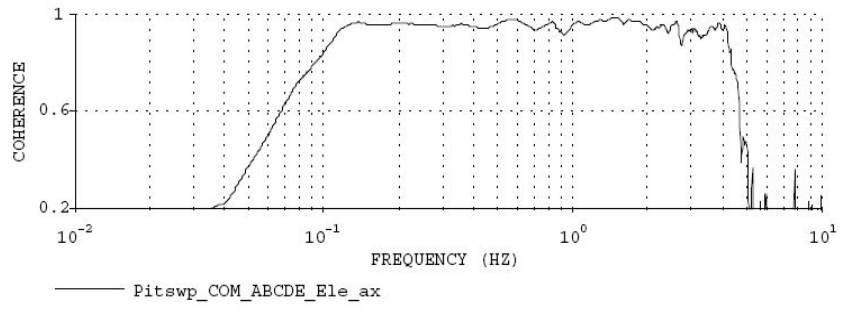


그림 4-39 COMPOSITE 처리 결과(a_x/δ_{elev} , a_y/δ_{ail} , a_z/δ_{col} , r/δ_{rud})

(3) MISOSA 분석

MISOSA를 이용하여 MISO(multi-input single-output) 상황에서 여러 입력 변수들이 출력에 미치는 영향을 해석할 수 있다. 예를 들어 conditioned frequency response $r/\delta_{rud} \cdot \delta_{ail}$ 는 비행시험에서 조종자가 aileron 입력(δ_{ail})을 전혀 가하지 않고 단지 rudder 입력(δ_{rud})만을 사용한 경우에 얻어질 수 있는 z -축 방향의 각속도(r) 응답을 나타내며, 이때의 coherence는 식 (4-33)과 같이 partial coherence로 표시된다.

$$\gamma_{\delta_{rud}^r \cdot \delta_{ail}}^2 = \frac{|G_{\delta_{rud}^r \cdot \delta_{ail}}|^2}{|G_{\delta_{rud}^r \cdot \delta_{ail}}| |G_{rr \cdot \delta_{ail}}|} \quad (4-33)$$

한편, MIMO(multi-input multi-output) 해석에서는 여러 입력 변수들이 각각의 출력에 미치는 영향의 분석이 필요하며, 이를 식 (4-34)와 같이 multiple coherence로 표시한다.

$$\gamma_{\delta_{rud}^r \delta_{ail} : r}^2 = \frac{(r/\delta_{rud}) G_{\delta_{rud}^r}^* + (r/\delta_{ail}) G_{\delta_{ail}^r}^*}{G_{rr}} \quad (4-34)$$

식 (4-33)은 출력(r)의 변이 중에서 분석에 사용된 모든 입력(이 경우에는 δ_{rud} 와 δ_{ail})의 선형 관계에 의해 설명될 수 있는 부분을 나타낸다. 따라서, 출력에 잡음이 존재하거나, 비선형 관계가 존재하거나, 분석에 포함되지 않은 또 다른 입력 변수가 출력에 영향을 미치는 경우에는 그 값이 1 보다 작게 된다.

그림 4-40은 출력 a_y 에 미치는 입력 δ_{ail} , δ_{ele} , δ_{col} , δ_{rud} 의 영향을 분석하여 각각의 partial coherence를 나타낸 것으로서, 0.07Hz 이상의 주파수에서는 aileron 입력이 y -축 방향의 가속도를 지배하는 반면, 0.08Hz 이하의 저주파 영역에서는 오히려 elevator 입력에 의해 y -축 방향의 가속도가 더 큰 영향을 받는 것으로 나타났다. 그림 4-41은 각각의 조종간 입력이 y -축 방향의 각속도 q 에 미치는 영향을 분석한 결과로서 전반적으로 rudder 입력의 영향이 가장 지배적이며, 0.08~0.25Hz의 주파수에서는 aileron 입력이,

0.05~0.07Hz 범위에서는 elevator 입력이 다소 영향을 미치는 것으로 분석되었다.

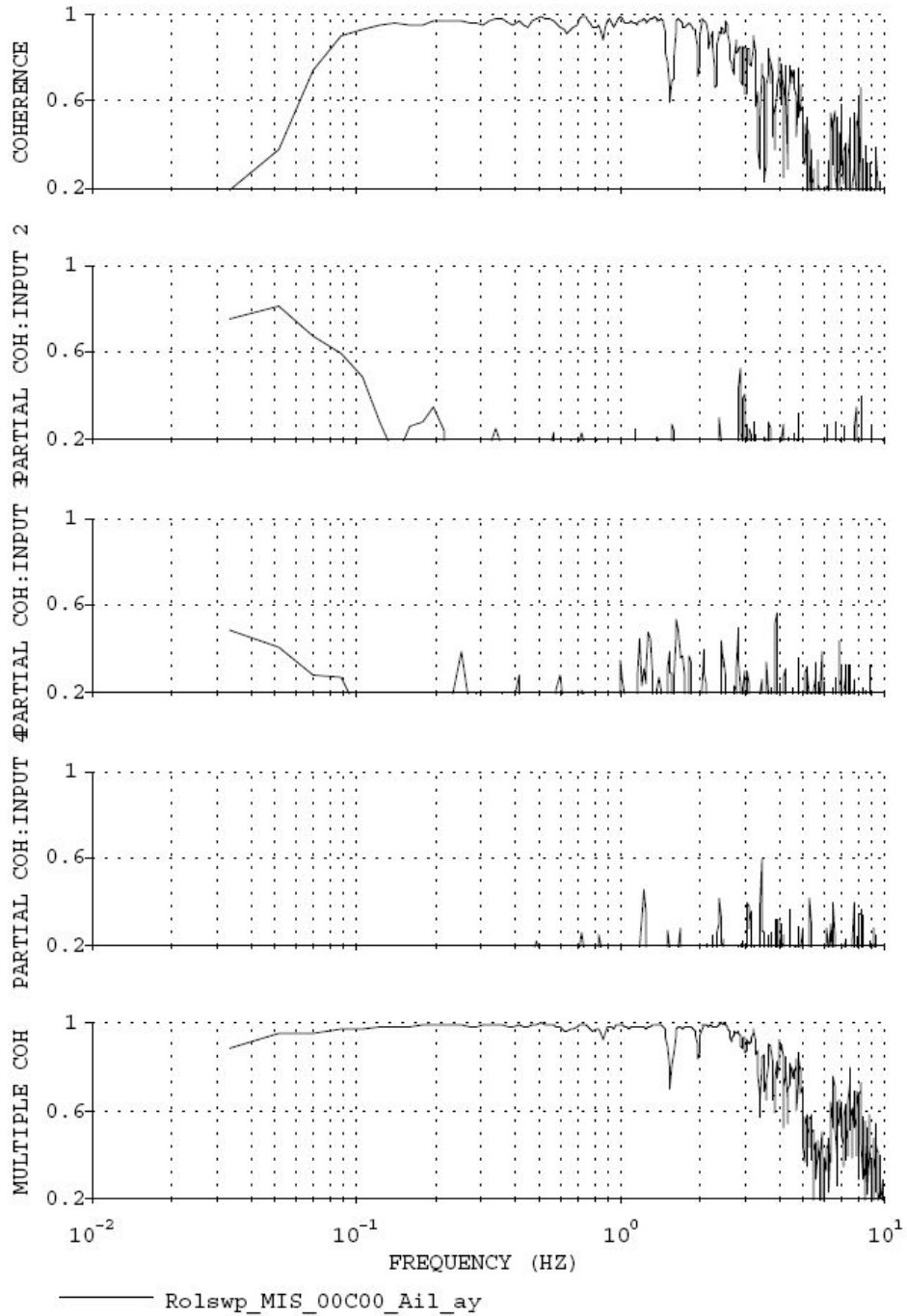


그림 4-40 MISOSA 분석 결과(위로부터 a_y 에 미치는 δ_{ail} , δ_{ele} , δ_{col} , δ_{rud} 의 영향)

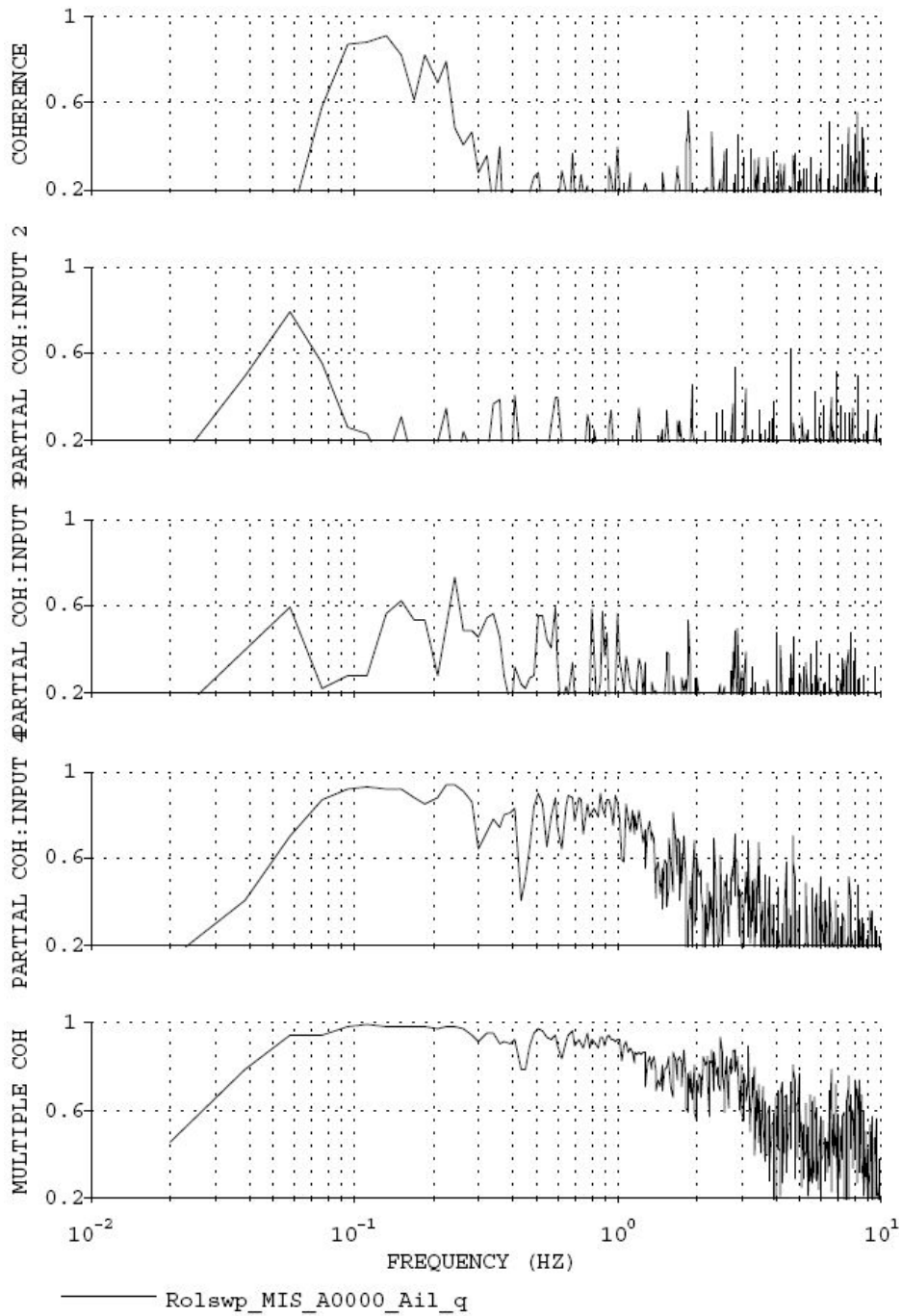


그림 4-41 MISOSA 분석 결과(위로부터 q 에 미치는 δ_{ail} , δ_{ele} , δ_{col} , δ_{rud} 의 영향)

(4) NAVFIT 분석

NAVFIT은 COMPOSITE 분석 결과로부터 식 (4-35)과 같은 SISO 입·출력에 대한 전달함수 모형을 도출한다. 식에 표시된 미지의 파라미터를 구하기 위하여 전달함수 모델과 비행 데이터의 주파수 해석 결과를 이용한 최적화를 수행하여 식 (4-36)와 같은 cost function 값을 최소로 하는 파라미터를 제공한다. 일반적으로 비행 데이터의 분석에서는 cost function J 값이 100보다 작은 모델은 만족할만한 것으로 평가된다(Tischler and Remple, 2006).

$$T_{model} = \frac{(b_0 s^m + b_1 s^{m-1} + \dots + b_m) e^{-\tau s}}{s^n + a_1 s^{n-1} + \dots + a_n} \quad (4-35)$$

$$J = \frac{20}{n_\omega} \sum_{\omega_1}^{\omega_{n_\omega}} W_\gamma [W_g (|\hat{T}_{data}| - |T_{model}|)^2 + W_p (\angle \hat{T}_{data} - \angle T_{model})^2] \quad (4-36)$$

여기서, $|$ = magnitude (dB) at each frequency ω

\angle = phase (deg) at each frequency ω

n_ω = number of frequency points

ω_1 and ω_{n_ω} = starting and ending frequencies of fit

W_γ = coherence weighting to emphasize most reliable data

W_g = weighting on gain error

W_p = weighting on phase error

COMPOSITE 분석에서 입·출력 사이의 상관관계가 높은 것으로 나타난 w/δ_{col} , a_z/δ_{col} , v/δ_{ail} , p/δ_{ail} , a_y/δ_{ail} , q/δ_{elev} , a_x/δ_{elev} 및 r/δ_{rud} 에 대한 전달함수 모형을 DERIVID를 이용하여 구하였다. 비교적 작은 J 값이 얻어진 결과를 정리하면 표 4-19와 같다. 또한 그림 4-42부터 4-49까지는 전달함수 p/δ_{ail} 과 a_x/δ_{elev} 에 대한 비행시험 결과와 NAVFIT을 이용한 전달함수 추정 결과를 나타낸 것이다. 그림에서 m 은 전달함수 분자의 차수를, n 은 분모의 차수를 나타낸 것이다. 전달함수의 분자와 분모의 차수를 증가시키면 NAVFIT을 통하여 비행시험 결과에 매우 근접한 크기 및 위상 선도를 얻을 수 있다. 그러나 어느 차수의 함수가 가장 적합한 지에 대한 정보는 제공되지 않는다.

표 4-19 NAVFIT을 이용한 주요 입·출력 변수의 전달함수 추정 결과

전달 함수	주파수 범위(Hz)	모형	Cost value, J
w/δ_{col}	0.04 ~ 2	$\frac{-548811e^{-0.2067s}}{(s+1.498)(s+51897)}$	123.2
		$\frac{25.29(s+4.377)e^{-0.3885s}}{(s-15.35)(s+0.9045)}$	104.1
a_z/δ_{col}	0.04 ~ 5	-	
v/δ_{ail}	0.06 ~ 1.5	$\frac{6.38(s+1.423)e^{-0.437s}}{(s-0.4221)(s+0.3466)}$	9.0
p/δ_{ail}	0.06 ~ 5	$\frac{27.6e^{-0.203s}}{s+29.3}$	54.0
		$\frac{388.5e^{-0.161s}}{s^2+24.1s+421.3}$ ($\zeta=0.586, f=3.3\text{Hz}$)	41.2
		$\frac{-22.0(s+1.65)e^{-0.274s}}{(s-20.9)(s+2.05)}$	38.6
		$\frac{384(s-0.431)e^{-0.158s}}{(s-0.608)(s^2+23.6s+398)}$ ($\zeta=0.592, f=3.2\text{Hz}$)	28.2
a_y/δ_{ail}	0.06 ~ 3	$\frac{55632(s+2.481)e^{-0.348s}}{(s-0.120)(s+16784)}$	71.4
		$\frac{-49255(s-1.615)(s+3.451)e^{-0.330s}}{(s-13836)(s-2.812)(s+0.121)}$	26.3
q/δ_{elev}	0.07 ~ 4	$\frac{-352e^{-0.203s}}{s^2+5.2s+350}$ ($\zeta=0.139, f=3.0\text{Hz}$)	49.1
a_x/δ_{elev}	0.07 ~ 5	$\frac{115(s+3.84)e^{-0.300s}}{(s-0.246)(s^2+4.10s+378)}$ ($\zeta=0.11, f=3.1\text{Hz}$)	68.7
		$\frac{23.8(s+4.06)(s+43.71)e^{-0.320s}}{(s-0.236)(s^2+4.25s+371)}$ ($\zeta=0.110, f=3.1\text{Hz}$)	66.7
		$\frac{49592(s+3.611)e^{-0.281s}}{(s-0.232)(s+40.24)(s^2+4.10s+396)}$ ($\zeta=0.101, f=3.2\text{Hz}$)	74.7
		$\frac{1101(s+0.493)(s+4.08)e^{-0.300s}}{(s-0.283)(s+0.574)(s^2+4.02s+378)}$ ($\zeta=0.103, f=3.1\text{Hz}$)	68.1
r/δ_{rud}	0.03 ~ 5	$\frac{10.3e^{-0.210s}}{s+44.7}$	68.1
		$\frac{999e^{-0.161s}}{s^2+22.4s+442}$ ($\zeta=0.532, f=3.3\text{Hz}$)	58.7
		$\frac{54.9(s+2.32)e^{-0.195s}}{(s+3.85)(s+16.70)}$	30.8

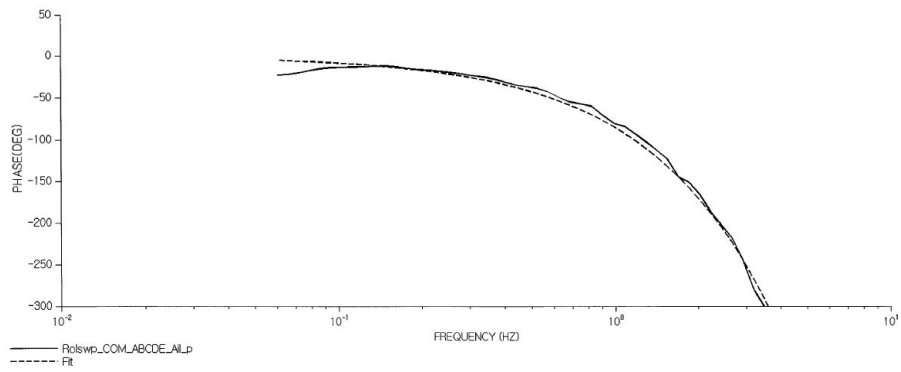
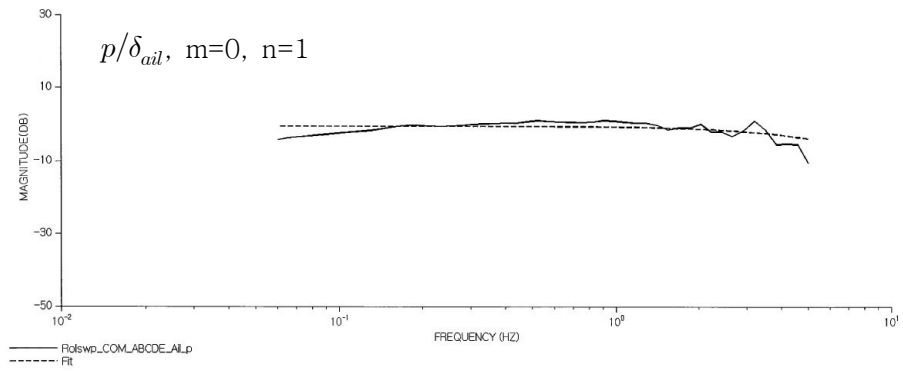


그림 4-42 전달함수 p/δ_{ail} 의 크기 및 위상 선도($m=0$, $n=1$)

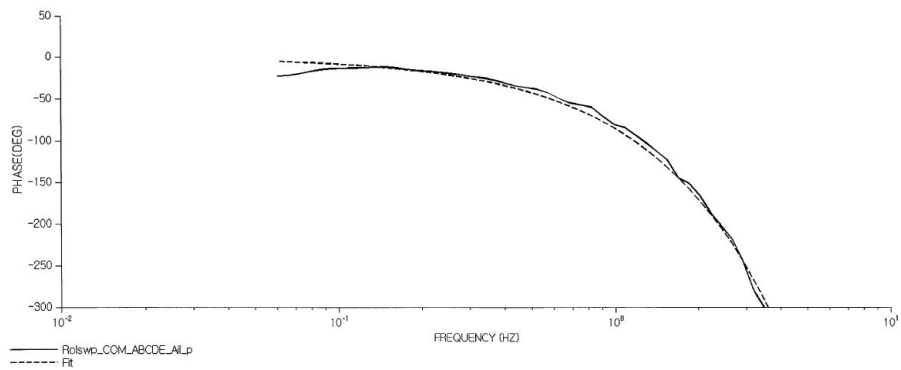
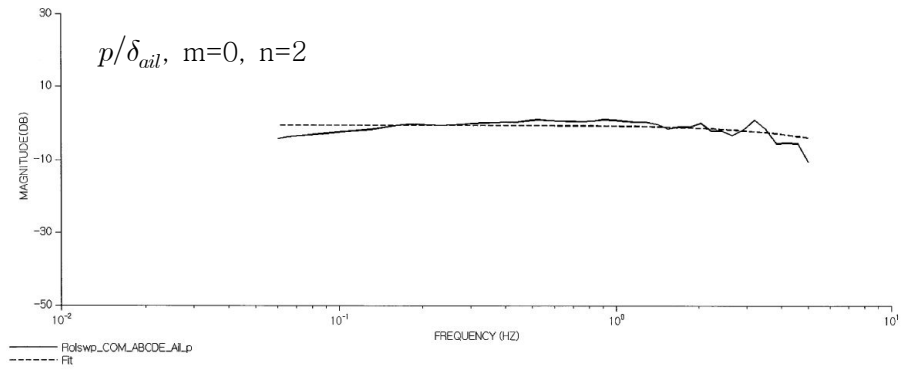


그림 4-43 전달함수 p/δ_{ail} 의 크기 및 위상 선도($m=0$, $n=2$)

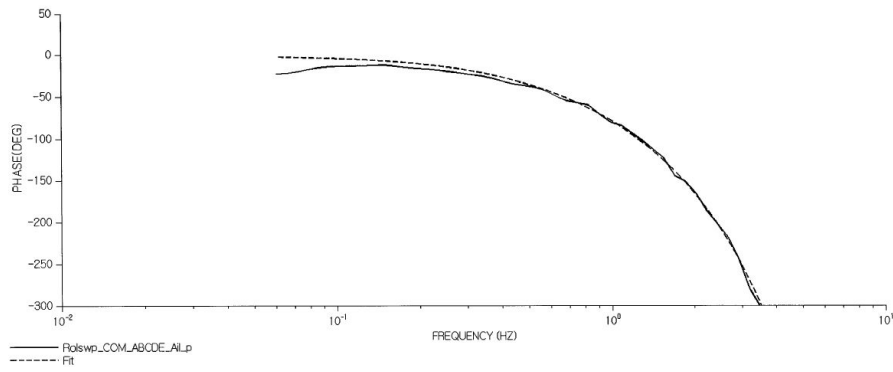
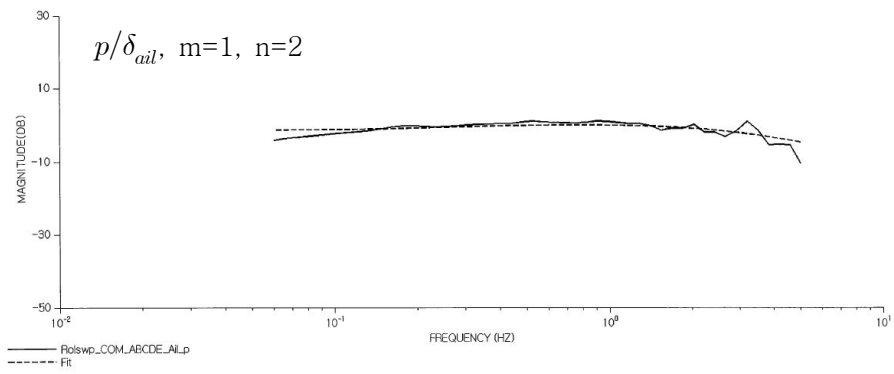


그림 4-44 전달함수 p/δ_{ail} 의 크기 및 위상 선도($m=1$, $n=2$)

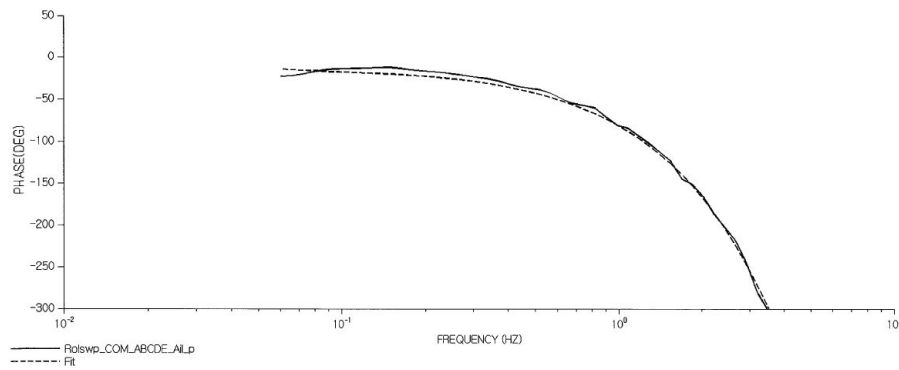
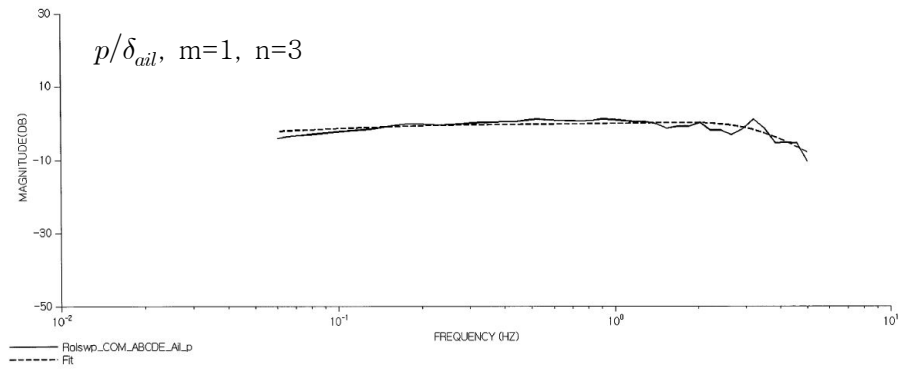


그림 4-45 전달함수 p/δ_{ail} 의 크기 및 위상 선도($m=1$, $n=3$)

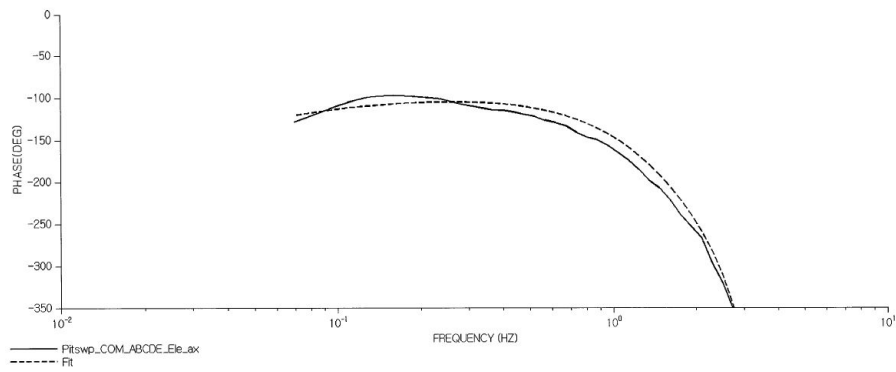
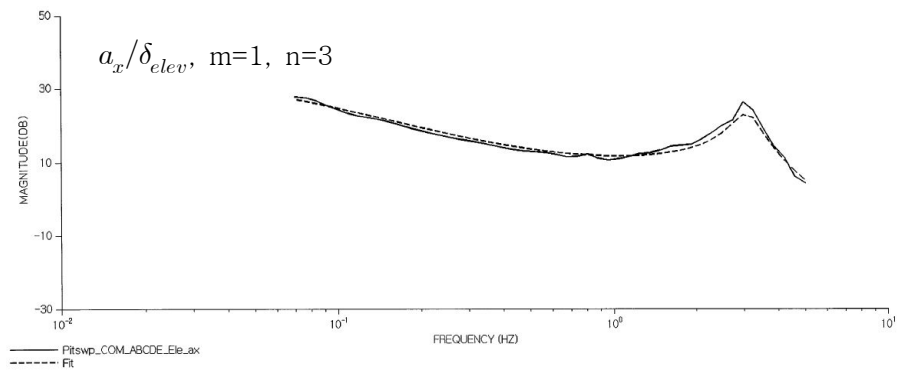


그림 4-46 전달함수 a_x/δ_{elev} 의 크기 및 위상 선도($m=1$, $n=3$)

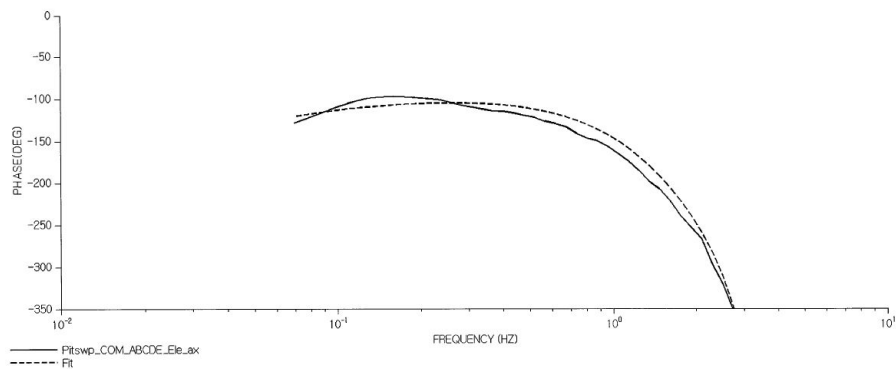
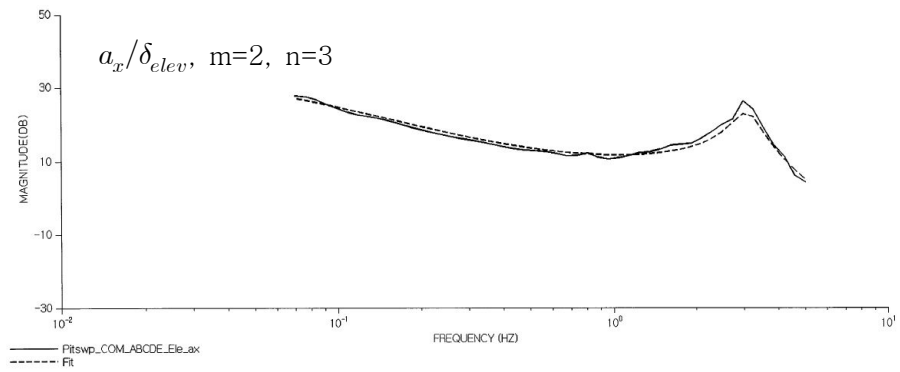


그림 4-47 전달함수 a_x/δ_{elev} 의 크기 및 위상 선도($m=2$, $n=3$)

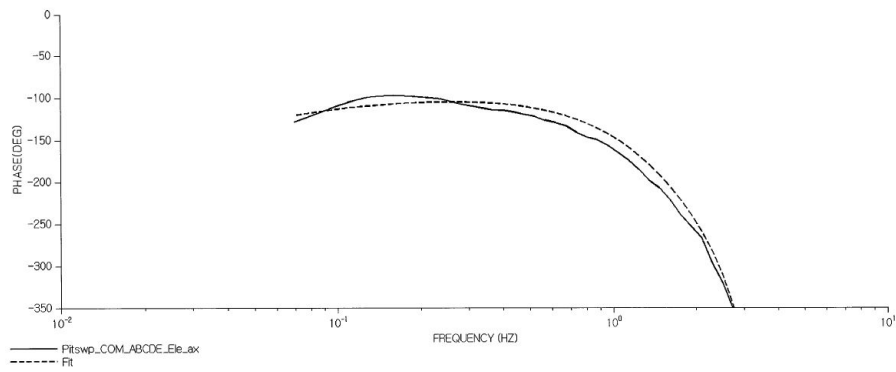
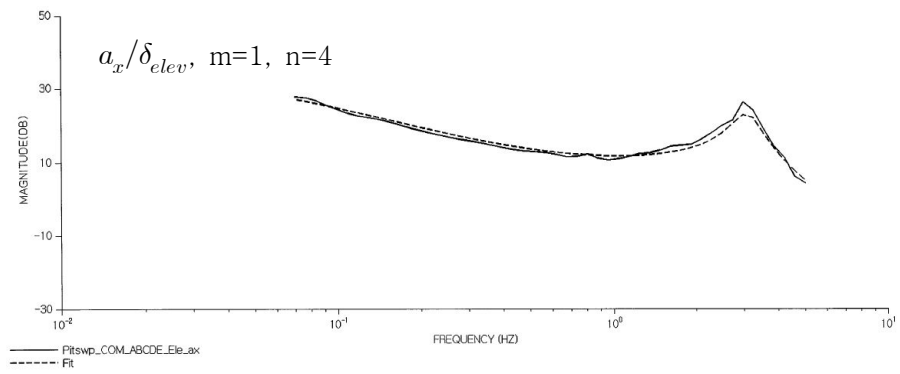


그림 4-48 전달함수 a_x/δ_{elev} 의 크기 및 위상 선도($m=1$, $n=4$)

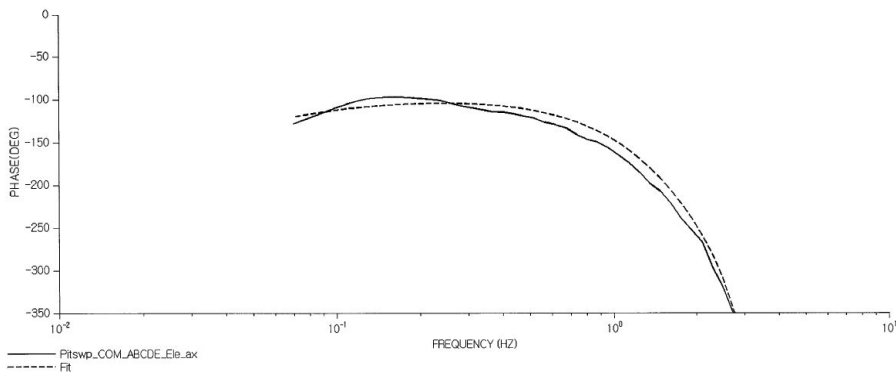
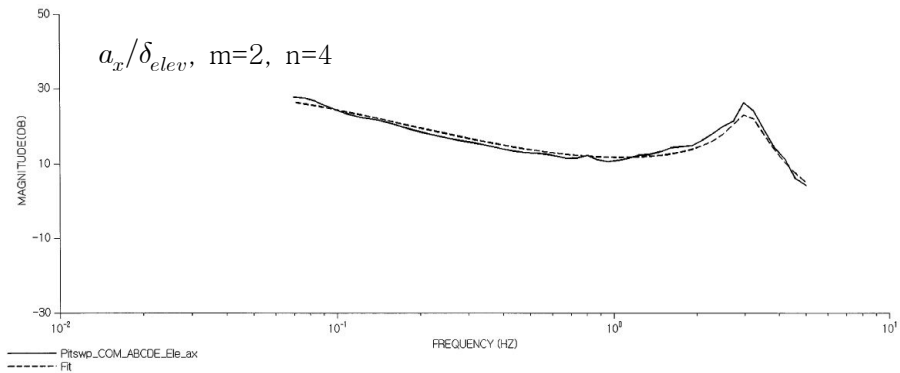


그림 4-49 전달함수 a_x/δ_{elev} 의 크기 및 위상 선도($m=2$, $n=4$)

(5) DERIVID 분석

CIFER의 DERIVID 분석 도구는 비행 데이터로부터 헬리콥터의 상태공간 모형 추정에 이용할 수 있으며, 모형의 구조는 식 (4-37)와 같다.

$$\begin{aligned} M\dot{x} &= Fx + Gu(t - \tau) \\ y &= H_0x + H_1\dot{x} \end{aligned} \quad (4-37)$$

SISO 모형의 경우에는 식 (4-38)와 같이 observable canonical form으로 표현되며, 식 (4-39)의 전달함수를 식 (4-40)의 행렬식으로 표현한 것에 해당한다. 따라서 SISO canonical form의 상태변수의 수는 전달함수의 차수와 같다.

$$T(s) = \frac{y}{u}(x) = \frac{(b_1s^{n-1} + b_2s^{n-2} + \dots + b_n)e^{-\tau s}}{s^n + a_1s^{n-1} + \dots + a_n} \quad (4-38)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ \dot{x}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & -a_n \\ 1 & 0 & 0 & \dots & 0 & -a_{n-1} \\ 0 & 1 & 0 & \dots & 0 & -a_{n-2} \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 & -a_{n-3} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 1 & -a_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_n \\ b_{n-1} \\ b_{n-2} \\ b_{n-3} \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ b_1 \end{bmatrix} u \quad (4-39)$$

$$y = [0 \ 0 \ 0 \ \dots \ 0 \ 1] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} = x_n \quad (4-40)$$

$$M = I_{n \times n}, \quad H_1 = 0 \quad (4-41)$$

DERIVID는 상태방정식의 계수를 추정함에 있어서 cost function 이외에 계수의 정확도에 해당하는 Cramer-Rao ratio(CR-%)와 계수의 불감도 (insensitivity)에 해당하는 INSENS-% 값을 제공함으로써 모형에 포함된 변

수 중 여분의 변수(redundant variable)를 제거할 수 있는 기준을 제시한다. 즉, cost value J 값이 100보다 작으며 차수가 충분히 높은 모델에서 시작하여 INSENS-%가 10보다 큰 변수를 소거하는 과정을 반복하여 여분의 변수를 소거한 후 마지막으로 정확도 CR-%가 20% 이내에 들도록 변수를 선정하는 과정을 반복함으로써 최적의 SISO 모델을 선정할 수 있다.

여기에서는 표 4-19에서 보는 바와 같이 후보 전달함수들이 다수로 나타난 p/δ_{ail} 과 a_x/δ_{elev} 에 대한 DERIVID 분석 결과를 제시하였다. 우선 p/δ_{ail} 모형의 경우에는 다음 식과 같이 $m=1$, $n=3$ 차수에서 시작하였다($b_1 = 0$).

$$\frac{p}{\delta_{ail}}(s) = \frac{(b_1s^2 + b_2s + b_3)e^{-\tau s}}{s^3 + a_1s^2 + a_2s + a_3} \quad (4-42)$$

각 계수의 초기치로는 NAVFIT의 결과로부터 얻어진 전달함수의 계수를 사용하였다. 이 모델에 대한 DERIVID 분석 결과는 그림 4-50과 같다(average $J=34.1$). 이 표들에서 $MA_i = -a_i$ ($i = 1, 2, 3$)이다.

표 4-20 p/δ_{ail} 에 대한 DERIVID 분석(과정 1)

PARAM	VALUE	CR_BOUND	CR-%	INSENS-%
MA3	180.6	152.2	84.29	6.067
MA2	-347.8	70.28	20.21	2.259
MA1	-19.80	4.243	21.43	4.710
B3	-115.2	126.0	109.3	8.064
B2	334.9	70.21	20.97	2.069
Tau	0.1597	8.504E-03	5.326	1.541

위 표(4-20)에서 보는 바와 같이 모든 계수의 INSEN-%는 10보다 작아서 가이드라인을 만족하는 반면, 변수 b_3 의 오차(CR-%)가 109.3%로 과도하게 큰 것을 알 수 있다. 따라서 식 (4-43)의 모델에서 $b_3 = 0$ 로 설정하고 모델을 다시 추정하였으며, 그 결과는 다음 표 (4-21)과 같다(average $J=40.6$).

표 4-21 p/δ_{ail} 에 대한 DERIVID 분석(과정 2)

PARAM	VALUE	CR_BOUND	CR-%	INSENS-%
MA3	36.64	18.85	51.44	24.18
MA2	-358.2	68.81	19.21	2.025
MA1	-19.53	3.994	20.45	4.685
B2	323.6	64.70	19.99	1.978
Tau	0.1607	8.336E-03	5.186	1.531

두 번째 결과에서는 MA3의 INSENS-%가 10% 이상으로 과도하게 큰 것을 알 수 있다. 따라서 $a_3 = 0$ 으로 설정하고 다시 반복하여 다음 표 4-22와 같은 결과를 얻었다(average J=47.0). 모든 변수가 불감도 기준(INSENS-% < 10%)와 정확도 기준(CR-% < 20%)을 대략적으로 만족하여 최적의 모형으로 평가되었다.

표 4-22 p/δ_{ail} 에 대한 DERIVID 분석(과정 3)

PARAM	VALUE	CR_BOUND	CR-%	INSENS-%
MA2	-370.1	74.37	20.10	2.008
MA1	-20.40	4.267	20.92	4.652
B2	332.1	69.51	20.93	1.978
Tau	0.1627	8.426E-03	5.178	1.512

따라서 최종 전달함수는 식 (4-43)와 같으며, 극점의 감쇠비 $\zeta = 0.530$, 고유진동수 $f = 3.1\text{Hz}$ 로 나타났다.

$$\frac{p}{\delta_{ail}}(s) = \frac{332.1e^{-0.163s}}{s^2 + 20.4s + 370} \quad (4-43)$$

식 (4-43)에 의한 전달함수 추정 결과를 그림으로 나타내면 그림 4-50과 같다.

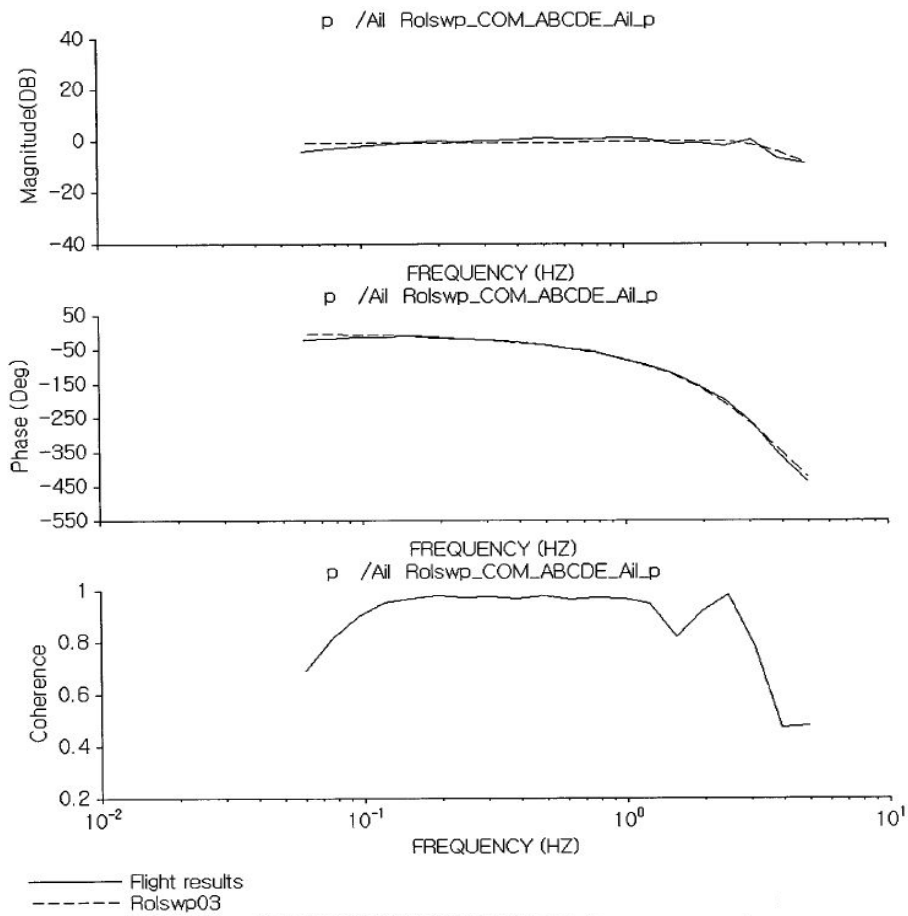


그림 4-50 전달함수 p/δ_{ail} 에 대한 DERIVID 추정 결과

동일한 방법으로 a_x/δ_{elev} 에 대한 최적 전달함수 모델을 도출하였으며, 그 최종 분석 결과는 다음 표 4-23과 같다(average J=56.5). 최종 전달함수는 식 (4-44)와 같으며, 극점의 감쇠비(ζ)는 0.161, 고유진동수는 3.1 Hz이었다. DERIVID를 이용한 a_x/δ_{elev} 에 대한 최적의 전달함수 추정결과를 비행 데이터의 주파수 응답과 비교하면 그림 4-51과 같다.

표 4-23 a_x/δ_{elev} 에 대한 DERIVID 분석 결과

PARAM	VALUE	CR_BOUND	CR-%	INSENS-%
MA3	2.348E+03	278.5	11.86	2.290
MA2	-336.8	19.22	5.706	2.237
B4	-2.294E+04	3.174E+03	13.84	3.075
B2	1.438E+03	125.8	8.746	3.200
Tau	0.2906	5.324E-03	1.832	0.7268

$$\frac{a_x}{\delta_{elev}}(s) = \frac{1438(s + 3.99)(s - 3.99)e^{-0.291s}}{s(s - 6.25)(s^2 + 6.25s + 376)} \quad (4-44)$$

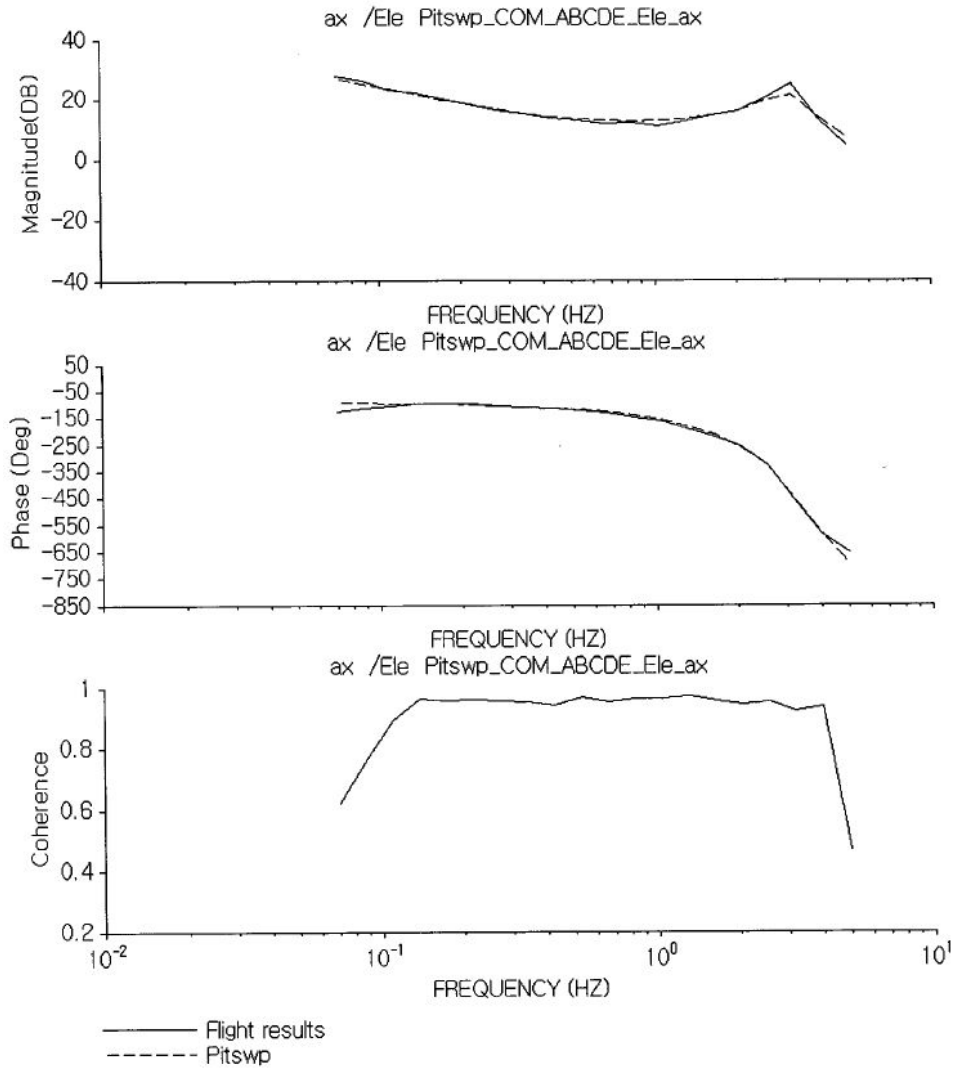


그림 4-51 전달함수 a_x/δ_{elev} 에 대한 DERIVID 추정 결과

2. 자세제어 알고리즘

가. 자세제어 알고리즘 개요

헬리콥터를 제어하기 위하여 가장 우선되어야 할 부분은 헬리콥터의 자세를 유지하는 것이다. 종 방향에 대한 자세제어는 피치각(θ)과 피치 변화율(q)을 되먹임하여 산출한 최적의 종 방향 사이클릭 조종 입력을 이용하였고 횡방향에 대한 자세제어는 롤각(ϕ)과 롤 변화율(p)을 피드백하여 최적의 횡 방향 사이클릭 조종 입력을 식 (4-44) 및 (4-45)과 같이 계산하였다.

$$\delta_{lon} = k_{\theta}(\theta_{cmd} - \theta) - k_q q \quad (4-44)$$

$$\delta_{lat} = k_{\phi}(\phi_{cmd} - \phi) - k_p p \quad (4-45)$$

이 때 사용되는 이득값은 최상의 제어 상태를 유지할 수 있도록 적절하게 조절하였으며, 이는 반복된 시뮬레이션을 통해 결정하였다. 여기서 종 방향의 경우 댐핑이 너무 적고 횡 방향의 경우 근이 불안정 영역에 있어 위와 같은 자세 제어기로는 헬리콥터의 자세를 유지할 수가 없다. 따라서 그림 4-57에서 보는 바와 같이 속도 제어기를 내부에 유지하고 외부 루프에 자세 제어기를 위치 시켜 안정된 제어를 유지할 수 있도록 하였다. 또한 내부 루프는 외부의 제어 루프보다 빠르게 동작하도록 설계함으로써 보다 안정되게 동작할 수 있도록 하였다.

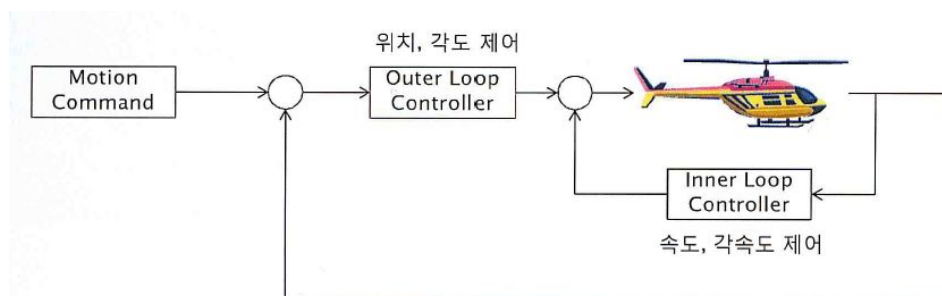


그림 4-52 자세 및 속도 제어기

헬리콥터의 방향 제어는 주로터의 토크를 감소시켜주는 테일로터의 피치를 사용하여 제어를 한다. 테일로터 피치의 증감에 따라 좌우로 방향을 움직여 방향을 조절한다. 정확한 요구 방향각으로 헬리콥터를 제어하기 위해서 헬리콥터의 방향각을 피드백 하였고 잔류편차 제거 성능이 뛰어난 비례적분제어를 사용하였다.

나. CIFER 분석 결과를 활용한 자세제어 시뮬레이션

CIFER 프로그램으로 분석한 조종기 입력과 헬리콥터 동작 사이의 전달함수를 이용하여 자세제어 알고리즘에 대한 컴퓨터 시뮬레이션을 수행하였다. 여기에서는 MATLAB R2010b 버전과 Simulink(MathWorks, Inc)를 사용하여 롤 각속도(p)와 요 각속도(r)에 대한 PID 제어 알고리즘의 적용 결과를 예로 제시하였다.

그림 4-53은 p 를 제어하기 PI 제어 회로의 블록선도이며, 단위 계단함수 입력에 대한 몇 가지 제어동작의 출력을 구하였다. 그림 4-54는 비례제어 ($K_i = 0$)의 결과로서 출력에 오버슈트가 나타나며, 정상상태 오차가 존재함을 알 수 있다. 그림 4-55는 비례적분제어의 결과로서 비례제어 상수(K_p)와 적분제어 상수(K_i)의 적절한 선택을 통해 출력의 불규칙한 변이와 정상상태 오차를 제거할 수 있음을 확인할 수 있다. $K_p = 0.1$, $K_i = 1$ 인 경우의 지연시간은 약 0.7초로 나타났다.

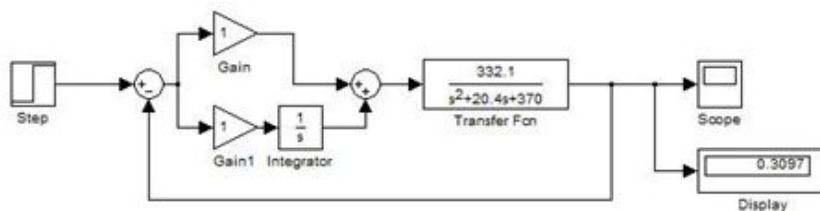
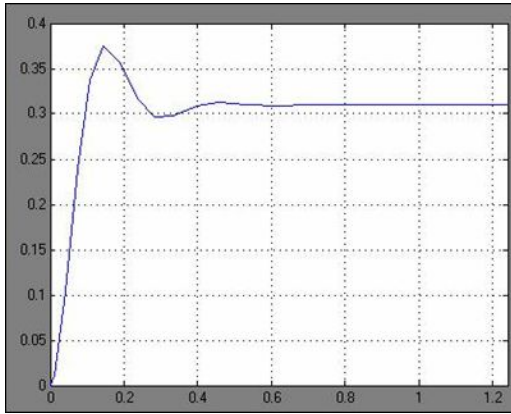


그림 4-53 롤 각속도(p) 제어를 위한 PI 제어 회로의 블록 선도



(a) $K_p = 0.5$

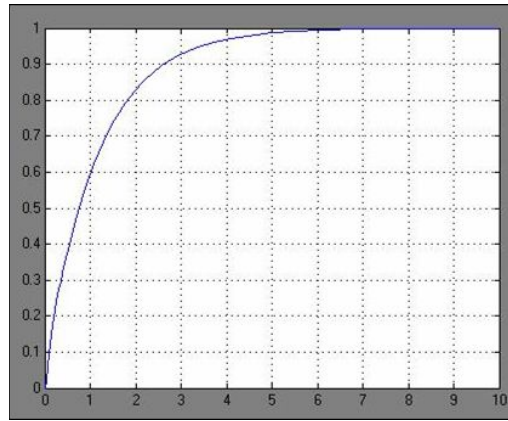


(b) $K_p = 2$

그림 4-54 비례제어 동작에 의한 p 제어 결과



(a) $K_p = 1, K_i = 2$



(b) $K_p = 0.1, K_i = 1$

그림 4-55 비례적분제어 동작에 의한 p 제어 결과

그림 4-56은 요 각속도(r)를 제어하기 PI 제어 회로의 블록선도이며, 앞서 서와 마찬가지로 단위 계단함수 입력에 대한 몇 가지 제어동작의 출력을 구하였다. 그림 4-57은 비례제어의 결과로서 출력에 오버슈트가 나타나고 정상상태 오차가 존재하며 동작속도가 너무 빨라서 헬리콥터의 조종 안정성이 저하됨을 알 수 있다. 그림 4-58은 비례적분제어의 결과로서 비례제어 상수와 적분제어 상수의 적절한 선택을 통해 정상상태 오차가 제거됨을 확인할 수 있다. $K_p = 0.1, K_i = 0.3$ 인 경우의 지연시간은 약 1초로 나타났다.

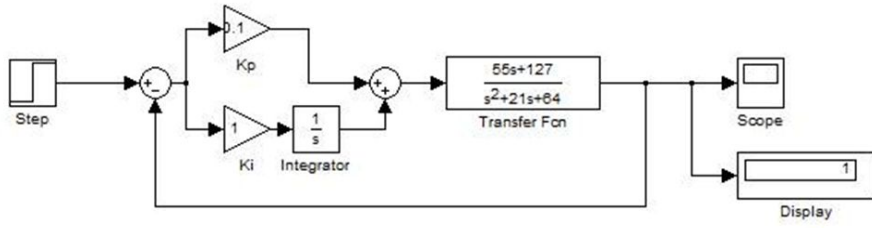
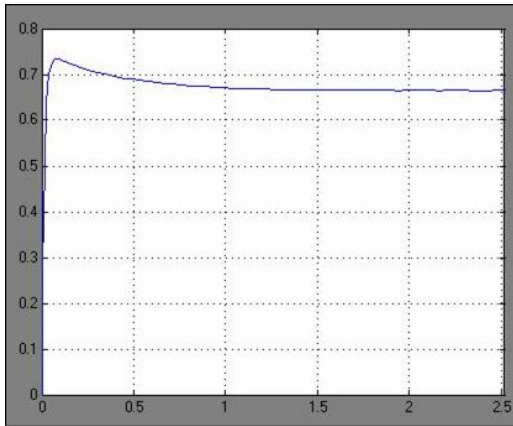
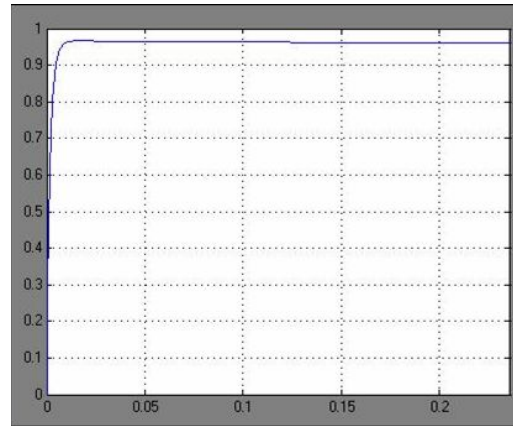


그림 4-56 요 각속도(r) 제어를 위한 PI 제어 회로의 블록 선도

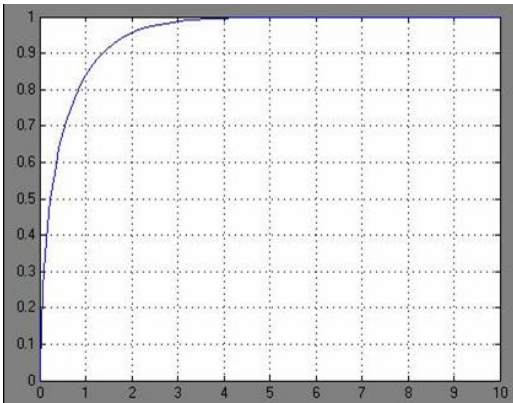


(a) $K_p = 1$



(b) $K_p = 10$

그림 4-57 비례제어 동작에 의한 r 제어 결과



(a) $K_p = 0.1, K_i = 1$



(b) $K_p = 0.1, K_i = 0.3$

그림 4-58 비례적분제어 동작에 의한 r 제어 결과

3. 자세측정 및 제어 시스템 구성

본 연구에서 사용한 TMS320F28335 DSP는 다양한 기능의 주변회로 (ePWM, HRPWM, eCAP, eQEP 등), 고속 연산능력(150MHz), 외부 메모리 확장기능을 갖고 있으며, DMA(Direct Memory Access)와 FPU(Floating Point Unit) 기능도 갖추고 있어 본 연구에 채용하였으며 주요 제원은 표 4-24와 같다.

표 4-24 제어기에 사용된 TMS320F28335 DSP의 제원

CPU	32bit 정수형 C28X Core + FPU
연산능력	150MHz / 150MMAC / 300MFLOPS
메모리	RAM :68KByte / OTP : 2KByte / Flash : 512KByte
외부 인터페이스	16bit/32bit EMIF, 최대 4MByte
DMA	6 CH
타이머	32bit CpuTimer 3개 / 16bit 범용 6개 / Watchdog 1개
PWM	12+ 6(HiRes) CH / 6.67nsec (HiRes 150psec)
CAP/QEP	6 개 / 2개
ADC	12bit / 16 CH / 최대 12.5MSPS
GPIO	88개
통신	SCI 3개 / SPI 1개 / I ² C /eCAN 2개 등
부트모드	Flash, SPI, SCI, 내부 RAM, OTP 등 총 16가지
전압	Core : 1.9V / 1.8V , I/O : 3.3V
온도범위	A버전 : -40~85℃ / S버전 : -40~125℃
	

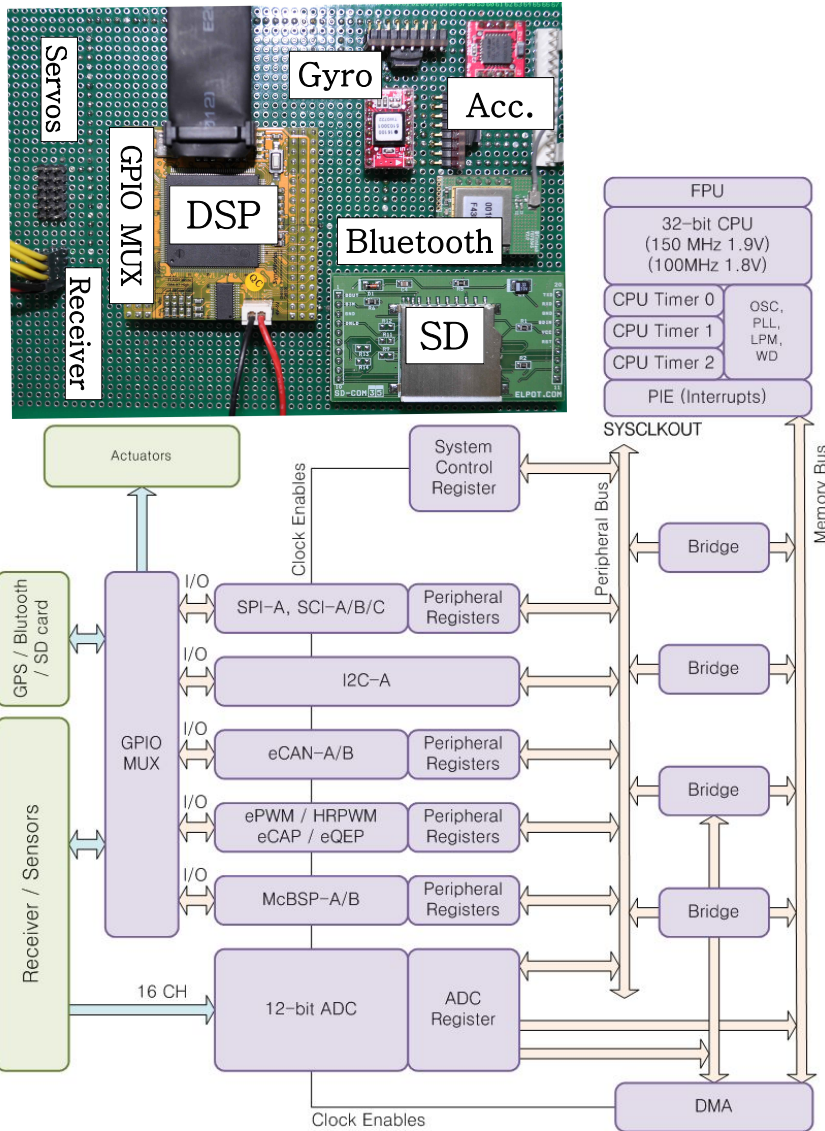


그림 4-59 DSP를 기초로한 자세측정 및 제어 시스템 구성도

일반적인 MCU는 정수형 프로세서로서 비례식으로 소수를 처리하거나 소프트웨어로 소수를 처리하기 때문에 시간이 많이 걸린다. 그러나 FPU가 지원되는 TMS320F28335는 소수 연산을 하드웨어적으로 빠르게 처리할 수 있다. 초당 300MFLOP(3억회)의 소수연산을 처리 할 수 있는 고속 CPU이기 때문에 본 연구의 회전익기의 AHRS 및 자세제어에 적용하기에 적합하다 (표 4-24).

조종기에서 전송되는 최대 6채널의 PWM 신호를 eCAP 모듈을 통해서 제

여기의 입력신호로 사용할 수 있는 기능을 갖고 있으며, 연산된 제어 값을 다시 최대 18채널을 PWM 신호를 6.67 nsec/bit의 분해능으로 정밀하게 출력하여 서보모터를 미세하게 컨트롤 할 수 있는 기능을 갖고 있다. 각종 아날로그 센서정보를 읽기 위해 사용하는 ADC 기능은 12bit의 분해능으로 16개의 채널을 갖고 있으며 최대 샘플링 속도는 12.5M/s 이다. Chip select나 비상신호 전달을 위하여 사용되는 편인 GPIO는 88개가 준비되어 있어 다양하게 사용되었다.

통신기능에 있어서는 SCI, SPI와 I²C가 있는데 SCI는 GPS 및 블루투스 통신을 위하여 사용되었고, SPI는 SD카드의 저장기능에 사용되었으며 I²C는 각종 센서와 데이터 전송을 위해 사용되었다. DMA는 CPU의 관여 없이 주변회로가 직접 메모리에 접근할 수 있는 기능으로 데이터 이동에 필요한 시간을 획기적으로 줄인다.

그림 4-59는 DSP를 기본으로 한 무인 헬리콥터 자세 측정 및 제어 시스템과 그 구성을 프로세서 내부의 기능관점에서 미시적으로 나타낸 것이다. GPIO MUX는 외부장치로부터 데이터를 목적에 맞게 내부기능과 연결한다. 가속도센서와 지자기 센서는 I2C를 이용하여 100KHz의 속도로 데이터를 읽어 들였으며, 자이로센서와 SD 카드는 SPI 통신을 이용하여 데이터를 각각 8MHz와 25MHz의 속도로 읽어 들였다. 수신기로 들어오는 PWM신호들은 eCAP을 사용하여 신호를 캡처하여 디지털 값으로 변환하였으며 GPS 신호와 블루투스 신호는 9600bps의 속도로 읽도록 하였다. GPIO MUX는 이러한 각종 신호를 기능에 맞게 내부모듈에 분배하게 된다.

조종기에서 조작한 명령은 수신기를 통하여 PWM 신호로 들어오게 되는데 PWM의 폭은 신호의 크기를 나타낸다. 이러한 명령은 CPU에서 PID 알고리즘에 입력 값으로 넣기 위하여 디지털 값으로 캡처해야 하며 이때 사용하는 모듈이 eCAP으로서 6.66nsec의 분해능으로 캡처 함으로써 정밀한 입력치를 제공하였다. 또한 PID 제어기에서 계산된 제어 값을 서보 모터로 출력할 PWM 신호를 생성하기 위해서 ePWM 모듈을 사용하였다. CPU에 제공된 디지털 값을 200nsec/bit 분해능으로 PWM 신호를 생성하고 GPIO MUX를 통하여 액추에이터를 구동하였다.

센서 데이터값 획득의 loop 시간은 100Hz로 설정하였으며 이러한 센서값은

칼만필터 알고리즘을 통하여 자세값과 기체고정 좌표의 가속도 값을 안정시켰으며 룬앵쿠타 (Runge-Kutta) 적분을 통하여 기체고정 좌표의 속도값으로 변환하였다. PID제어기에서는 4장 3절에서 이미 언급한 바와 같이 요 제어루프와 pitch, 롤 제어루프의 제어과정을 거치게 되고 상기한 바와 같이 제어치들은 PWM 신호로 변환되어 기체의 자세를 제어하게 된다. 이후 생성된 자세 및 비행운동 데이터들은 50Hz의 속도로 SD 카드에 저장시키며 필요에 따라 블루투스를 통하여 지상시스템으로 전송하게 된다.

본 농용헬리콥터의 자세제어에서 GPS 값은 10Hz 속도로 샘플링이 되지만 그 정확도를 높이기 위하여 0.2초마다 요 자세각의 보정과 비상제어시 편류제어에 사용되며, GPS의 위치신호는 SD 카드에 저장된다. 본 연구에서 GPS 신호는 경로비행 제어에 사용되지 않으며 가시거리 이내에서 살포작업을 주로 하는 농용 헬리콥터는 이러한 기능이 무의미하다.

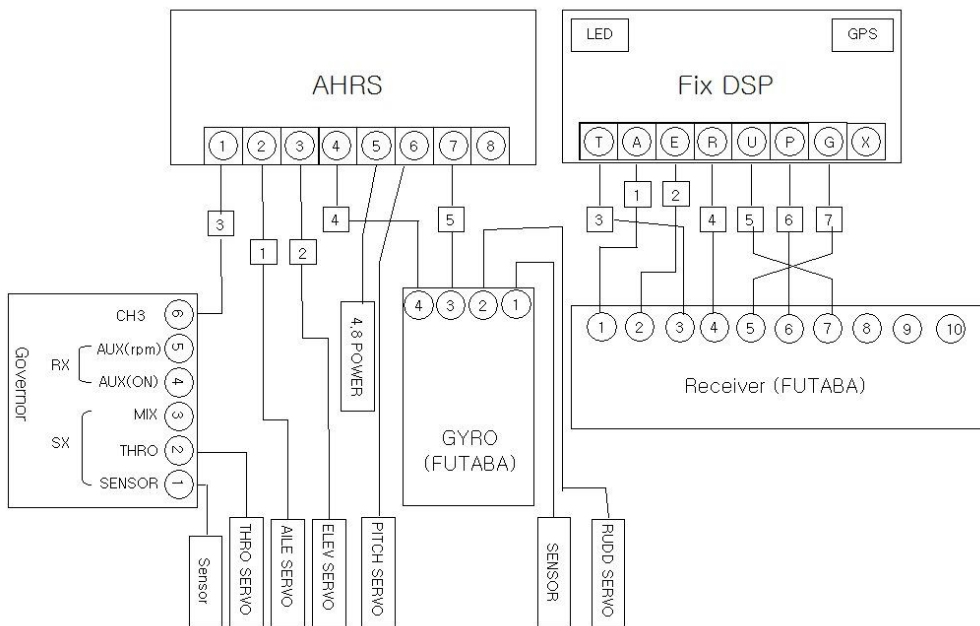


그림 4-60 자세제어기와 서보, 수신기 및 거버너와의 채널 구성도

그림 4-60은 상기한 DSP 제어기 모듈과 함께 헬리콥터의 자세 제어를 위하여 구성된 수신기 (Futaba, R6014FS), 서보 모터, 엔진 거버너, 수동시 작동하는 요 자이로와 같은 기존의 사용제품과의 구성을 나타내었으며, 엔진스

로틀 서버는 거버너를 통하여 CH1(Sin0)에 배정하여 엔진이 이이들 상태를 벗어나 상승하면 특정 회전수(5500 rpm)을 유지 하도록 하였다. 스와시에 연결되어 자세를 제어할 3 서보는 aileron(CH2, Sin1), elevators(CH3, Sin2) 및 pitch(CH6, Sin5) 등이며 이들은 DSP의 GPIO MUX와 인터페이스를 형성하였다. 테일부 로터에 장착된 rudder 서보는 방위각을 조종하게 되는데 수동/자동 선택 (조종기의 C switch, CH5, Sin4) 에 따라서 수동의 경우 사용될 요 자이로를 통하여 4번 채널 (sin3)에 구성되었다. 사용된 수신기는 2.4GHz를 사용하는 12채널로서 CH7 (수동 자이로 감도)까지만 사용하였다. 이후 본 장 5절에서는 원격시동, 엔진정지와 방제 펌프의 조작, 비상명령 등을 위한 회로의 구성이 추가되었다.

4. 자세제어 시험

그림 4-61에서와 같이 대구 인근 금호강 둔치에서 균평기체의 자세 상태변수들의 반응과 제어성능을 시험하였다. 제 3 장의 구간살포 비행을 시행했던 곳과 같은 장소로서 거리 50m에 폭 15m를 설정하였고, 비행자세측정 시스템을 이용하여 상태변수들을 측정하였다. 이론적인 반응의 정도보다 실제 살포비행에서 일어나는 조건들에 충실하여 운동 상태변수들의 반응을 분석하였고 수동(제1 비행) 및 자동 비행(제2 비행)으로 실시하여 변수들의 반응을 비교하였다.

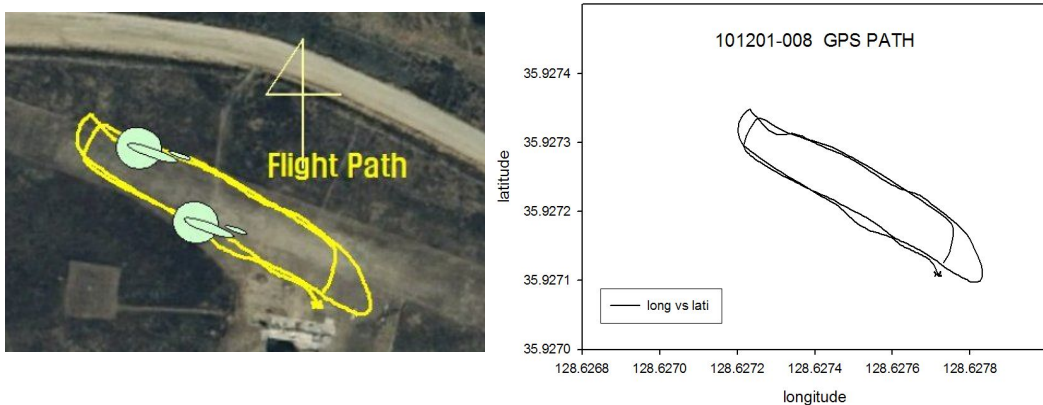


그림 4-61 균평기체의 자세제어 시험을 위한 비행구역의 설정

표 4-25 자세제어를 위한 서보의 번호지정과 역할

CH# (신호No.)	명칭	스와시 서보위치	Maneuvering			
			Heave	Roll	Pitch	Yaw
			상승/하강	우/좌	전진/후진	CCW/CW
CH1(0)	Throttle	engine	Δ/∇	(\pm)	(\pm)	-
CH2(2)	Aileron	right	Δ/∇	Δ/∇	Δ/∇	-
CH3(3)	Elevator	fwd	Δ/∇	정지	∇/Δ	-
CH4(3)	Rudder	tail	-	-	-	Δ/∇
Ch6(5)	Pitch	left	Δ/∇	Δ/∇	Δ/∇	-

1. Δ/∇ 증감움직임, 2. - 관련없음, 3. (\pm) 약간의 증감이 병행됨

표 4-25는 자세제어에 관련된 서보의 일반적 조작반응을 정리한 것으로서 서보의 증감(Δ/∇)의 방향과 실제 서보의 값과는 장착 방향과 증감 방향에 따라 반대가 될 수 있다. 실제로 throttle(Sin0와 Sout0), Elevator(Sin2와 Sout2) 및 Pitch 서보들은 (Sin5와 Sout5)는 반전되어 있어 명령치(조종간 조작)와 서보 출력은 반대로 구동되고 비로소 증감명령을 제대로 수행할 수 있었다.

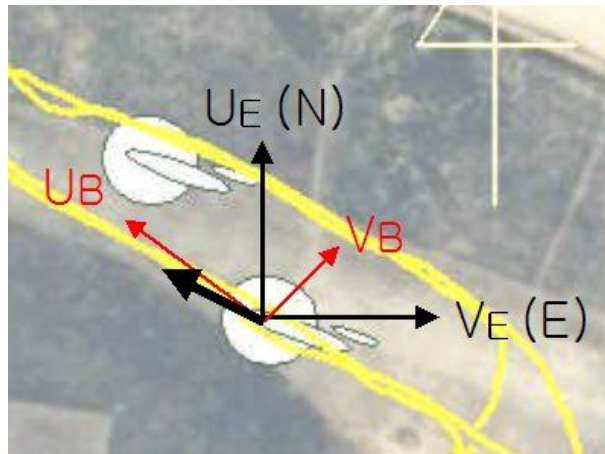


그림 4-62 기체고정좌표 및 지면좌표계

제 3 장에서 이미 균평기체의 기능을 AHRS 기본자세각의 세밀한 검토를 통하여 균평한 롤각과 살포패턴이 이상적으로 균등하여 살포작업시 균일한 살포분포를 보일 것으로 기대하였다. 따라서, 실험실에서의 인위적 가진에 의한 분석 방법보다 기체의 자세제어의 관점에서 통합적 시각으로 데이터를 분석

하였다.

따라서 측정치에 해당하는 다음의 기체고정 좌표계 입력값 ($U_B, V_B, W_B, p, q, r, Ax_B, Ay_B, Az_B$)과 상기 Servo들의 명령치(조종간 입력, input)에 대한 반응치인($U_E, V_E, W_E, \phi, \theta, \psi, Ax_E, Ay_E, Az_E$) 지면좌표계 (NED)표현을 비교하여 제어의 결과로 얻어진 servo의 동작 출력을 비교함으로써 특성들을 파악하였다(그림 4-62).

가. 수동 및 자동 비행에서의 상태변수 비교

그림 4-68와 4-69에 보인 그래프는 수동 상태에서 실시한 비행에 대한 상태변수의 변화를 보여주고 있다. 수동 상태에서는 조종기의 조작이 그대로 서보의 출력으로 전달되어 제어기능 없이 모든 상태변수의 변화에 전달된다.

그림 4-61의 비행경로를 참조하면 1차 비행에서 전진 비행 후 우측 평행이동에 이어 후진으로 출발위치로 복귀하는 구간비행이다. 따라서 위의 그래프에는 전진 및 후진 비행의 부분을 표시하였다. 그림 4-62에 보인 좌표를 참조하여 기체고정 좌표 속도(U_B, V_B, W_B)는 주로 x 방향의 분속이 주도 하지만 y 방향의 분속은 헬리콥터가 진행방향에 대하여 약간의 요각을 이루고 비행하고 있음을 보였다. 후진에서는 음의 속도로 측정이 되고 중간 횡이동에서 y축 분속이 커진다. 자이로의 측정치는 (p, q, r) 기체진동과 각축 진자운동으로 변화를 보이고 있으나 칼만 필터 처리로 자세각을 계산할 수 있다. Shim et al.(2000)과 Kim and Shim (2003)에 의하면 일반적으로 요각의 운동은 롤 및 피치운동과 독립적인 것으로 알려져 있다.

살포비행시 높이를 유지하고 있다면 상하운동인 (W_B) 속도는 0을 유지해야 하지만 살포높이는 collective pitch 조종간의 위치에 달려있다. 데이터에서 보듯이 이는 상당히 어려운 임무이다. 이는 전적으로 조종간의 조작에 의한 수동비행의 경우 가속도를 유지하는 주 로터의 경사각을 안정되게 유지하기 어렵기 때문이다. 다음에 기술할 자동의 경우와 비교할 때, 그림 4-63에 보인 (Ax_B, Ay_B, Az_B) 가속도의 변이는 상대적으로 크며 이는 속도의 변이로 나타난다. 요각의 각속도 (r) 변이는 상대적으로 안정적인데 이는 기본적으로 상용 요측자이로를 기본으로 장착하고 있기 때문이다.

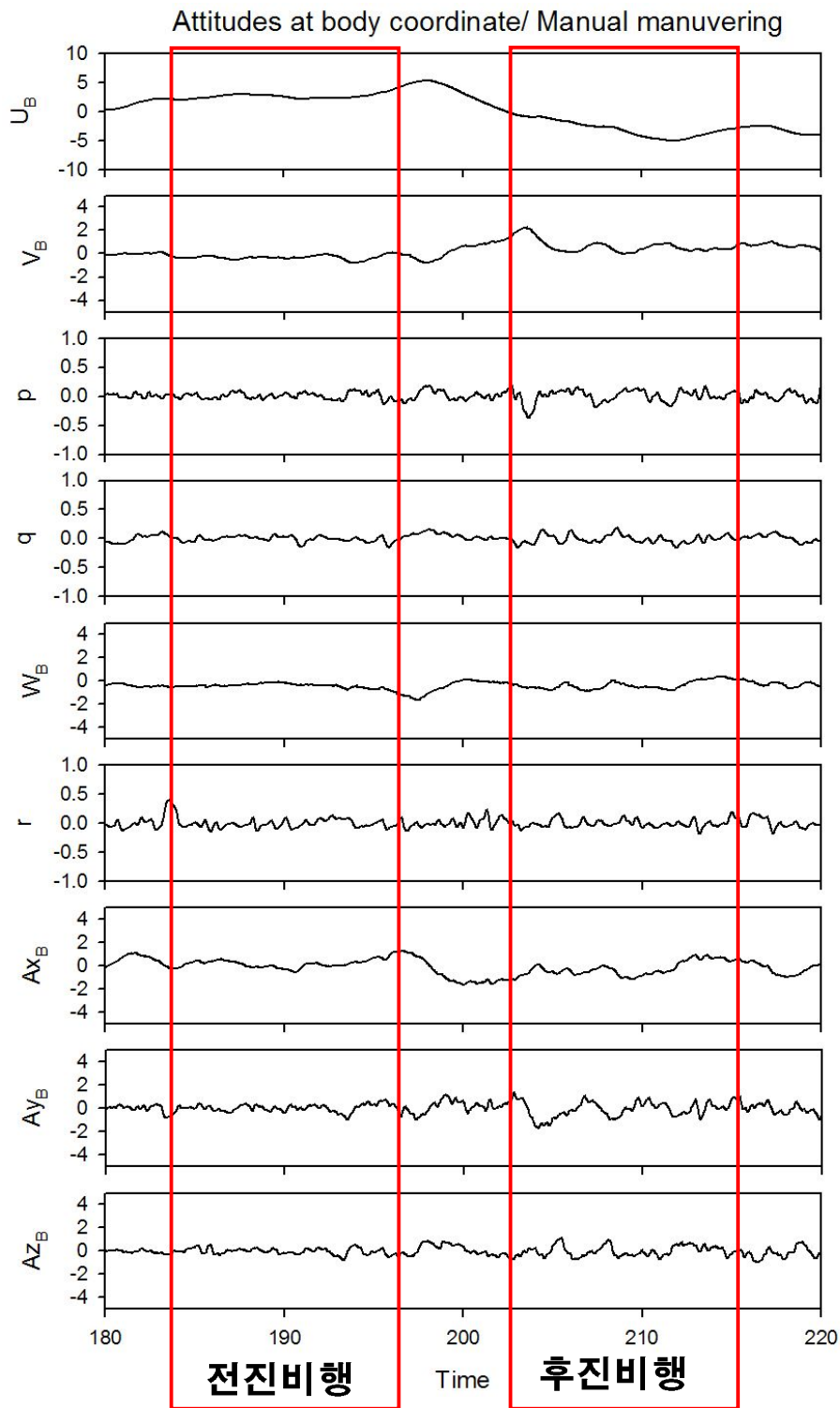


그림 4-63 수동비행에서 얻어진 기체고정좌표계의 선형운동 및 각 속도운동 측정치

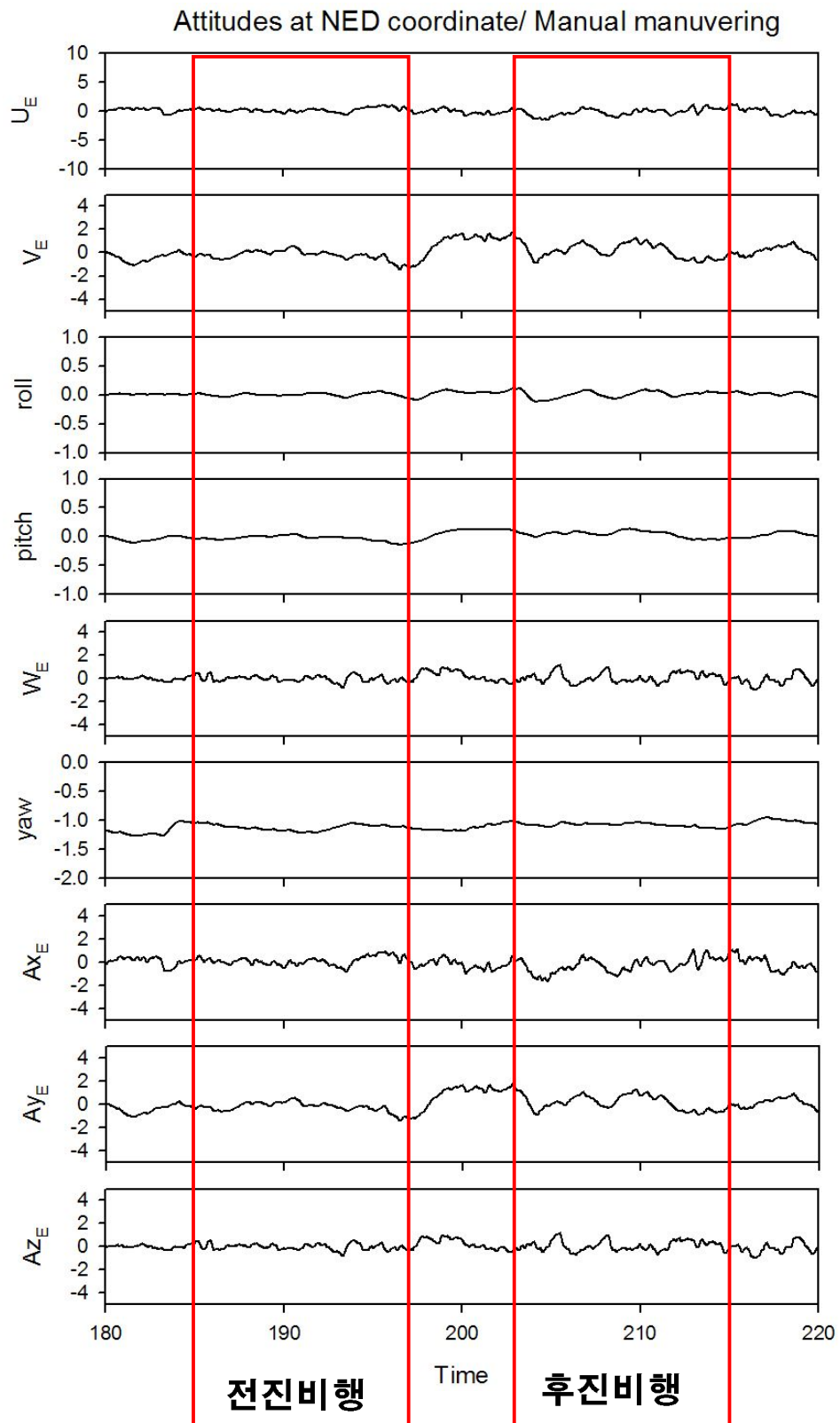


그림 4-64 수동비행에서 얻어진 지면좌표계 기준 선형운동 및 자세 계산치

그림 4-64에 보인 지면좌표계로 표시된 수동조종의 반응의 결과에서 E축의 분속 (V_E)이 나타나는데 이는 비행 방위각이 NWW (-65도: 295도cw)의 방향으로 그림 4-62의 좌표축 표현에서 (V_E) 분속이 전진시 음으로 후진시 양으로 나타난다. 후진시 일반적으로 속도와 방향을 유지하기 어려운데 이는 무게중심이 동체앞쪽에 치우쳐있는 상태에서 테일 로터가 진행방향에서 방향을 유지하려 하기 때문이다.

자세각(ϕ , θ , ψ)은 비교적 잘 유지하고 있는데 이는 실험에 참여한 조종자의 고도의 기능 때문이고 또한 그래프의 스케일을 키워 분석하였을 때 자동에 비하여 상당한 변이의 폭을 알 수 있었다. 제 3장에서 이미 지적했으나 균형기체의 균형행태를 (평균롤각 0) 유지함을 알 수 있었다. 요각의 계단상 움직임은 수동적인 진행방향의 교정 조종의 결과를 보였다. -70(NWW)도 방향으로 진행하려는 헬리콥터를 -60도 방향으로 주기적으로 조종해야 하는 결과를 보였다.

지면좌표계로 표현한 병진 속도의 진동변이(U_E , V_E , W_E)가 상기한 기체 고정좌표계의 것보다 큰 이유는 자세각의 변동이 진정되지 않기 때문이며, 이러한 진동수의 범위에 대한 CIPHER 제어분석이 필요하였다. 기체고정좌표의 병진가속도 성분 (Ax_B , Ay_B , Az_B)중 x 방향성분은 느린 주기의 진동을 나타냈고, y 방향성분은 보다 빠른 주기의 변동을 보였다. 이는 x 축의 회전각속도(p)의 영향이 추가된 것으로 분석되었다. 지면좌표계로 표현된 가속도 성분은 E방향(Ay_E)의 가속도가 느린 주기를 보이는데 이는 상기한 비행방향에 의한 변환 때문으로 상기한 분석과 동일하다.

그림 4-65와 4-66은 자동제어 상태에서 실시한 비행에 대한 상태변수의 변화를 보여주고 있다. 제어 상태에서는 조종기의 조종이 명령으로 간주되어 제어 과정을 통하여 안정된 자세를 유지하는 제어 추정값이 출력으로 전달되어 서보들의 작동을 관장하게 되며, 모든 상태변수의 변화를 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 hovering의 상태를 유지하려하고 명령이 작동하면 cruise의 상태를 유지하도록 작성되었다. 농용 무인헬리콥터의 비행임무는 선형적이며 급진적이지 않아서 고전적이 PID 제어과정을 통하여 충분한 제어가 이루어졌음을 알 수 있다.

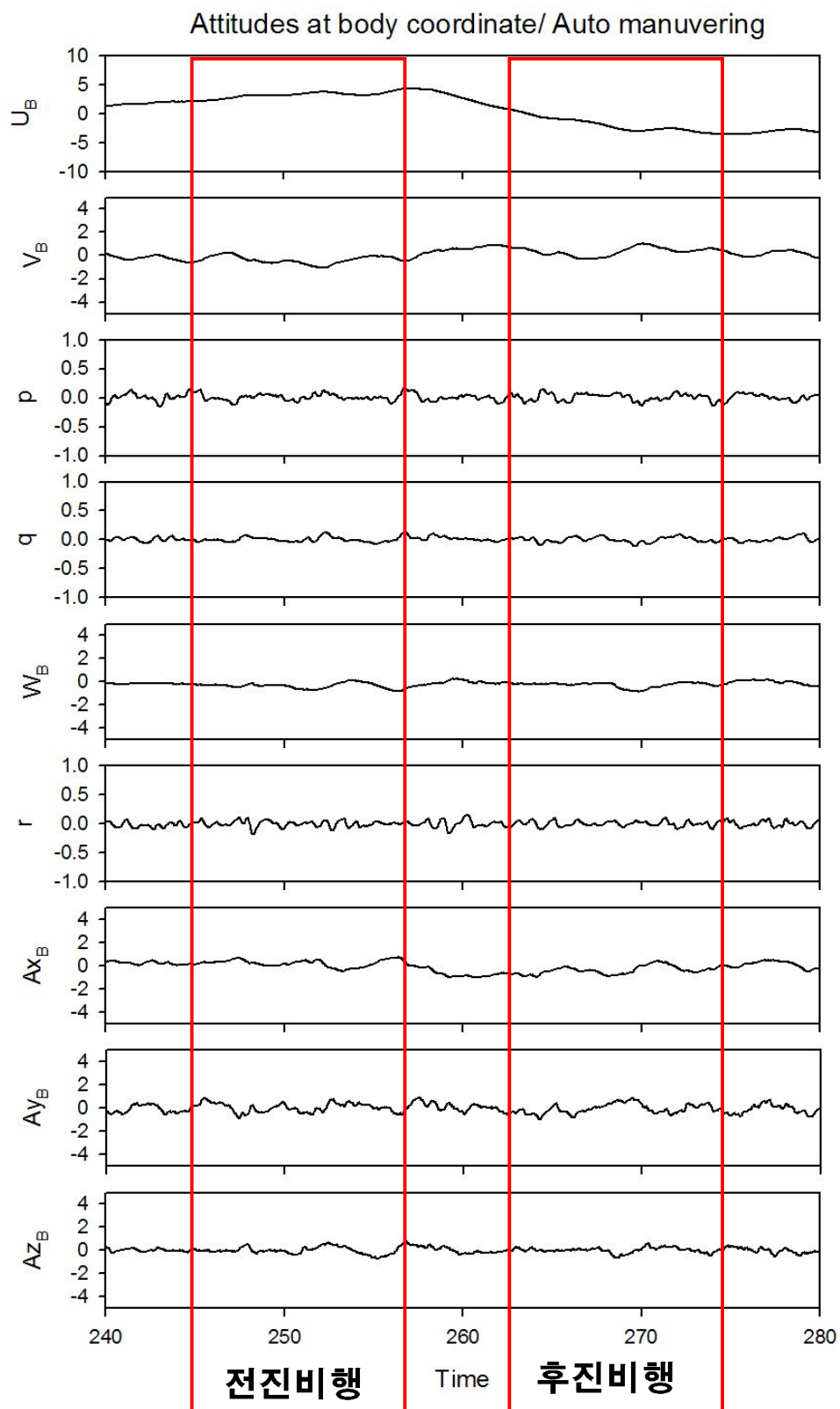


그림 4-65 자동비행에서 얻어진 기체고정좌표계의 선형운동 및 각속도 운동 측정치

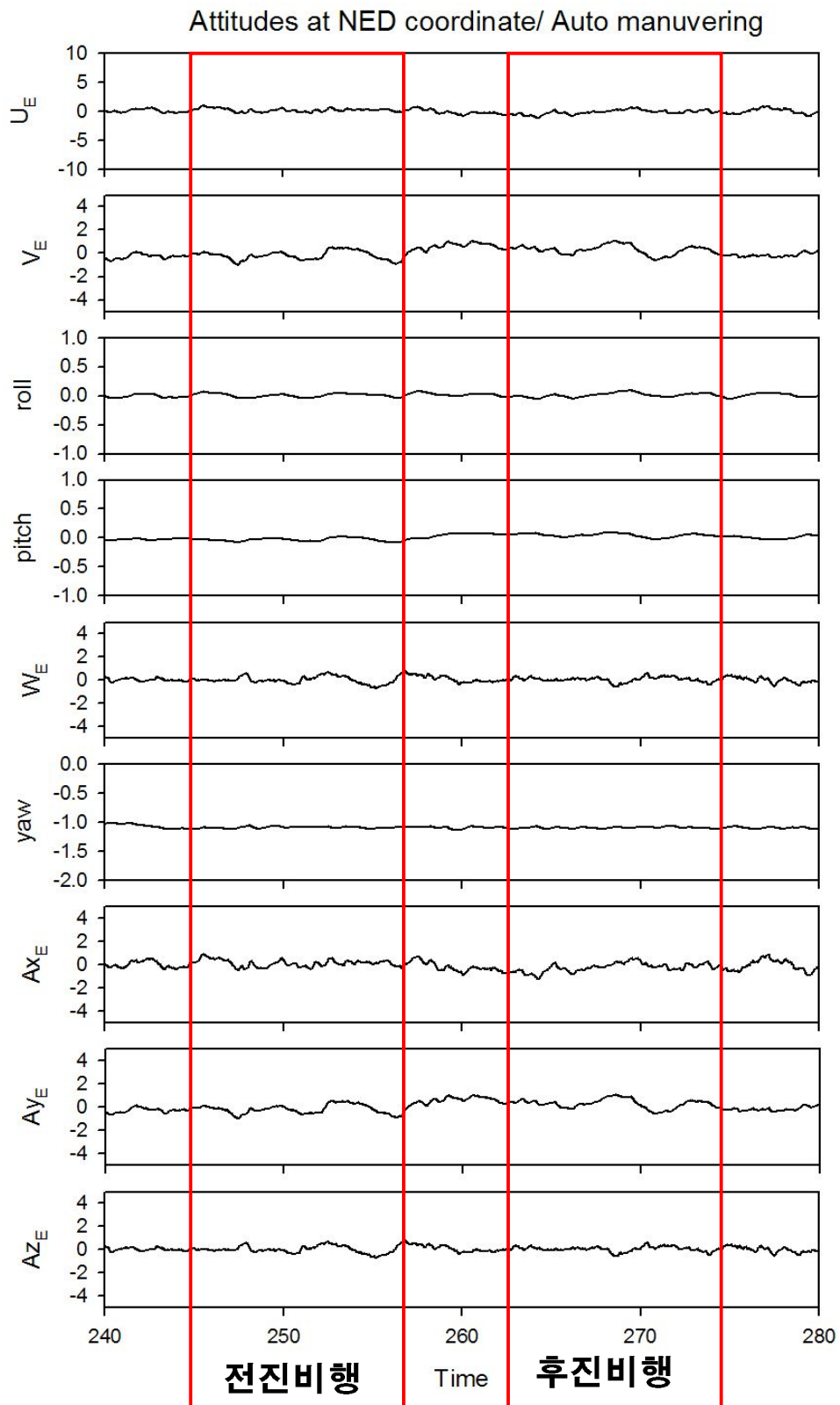


그림 4-66 자동비행에서 얻어진 지면좌표계 기준 선형운동 및 자세 계산치

그림 4-65에서 기체고정 좌표 속도(U_B, V_B, W_B)는 주로 x 방향의 분속이 주도하지만 약간 y 방향의 분속은 헬리콥터가 약간 진행방향에서 약간의 요각을 이루고 비행하고 있음을 보였다. 수동에 비하여 수월한 속도제어를 유지하였으나 등속에는 아직 미흡한 결과를 보였고 이는 등속제어의 목표가 포함되어 있지 않기 때문이었다. 이러한 등속도제어의 문제점은 구간이 충분히 길어서 상태의 변화가 유지되어야 함에도 불구하고 50m의 단거리에서는 제어 뿐 아니라 기체의 반응속도가 물리적으로 지연되기 때문으로 생각되었다. 자이로의 측정치(p, q, r)도 수동 데이터에 비하여 진정된 주기운동을 보이고 있으며 칼만 필터 처리로 충분한 자세각을 계산할 수 있었다.

살포비행 시 상하운동속도(W_B) 또한 안정된 상태를 보이고 있지만 근본적으로 높이에 대한 제어는 농용헬리콥터에 있어서 어려운 임무이다. 본 제어기에는 차압계 또는 DGPS 등 고도를 측정할 센서를 채용하지 않고 있는데, 이는 3-4m 정도의 고도를 충분한 정밀도를 갖고 측정할 수 있는 방법이 많지 않기 때문이다, 레이저 또는 음파를 이용한 거리측정기를 사용했을 때 논두렁이나 경사지에서의 제어가 곤란했다(Horio, 2004). 자동에서의 (Ax_B, Ay_B, Az_B) 가속도의 변이는 수동의 경우와 비교했을 때 상대적으로 안정되었으며, 요각의 각속도 (r)변이도 더욱 안정적으로 나타났다.

그림 4-66에 보인 지면좌표계로 표시된 제어의 반응의 결과에서 분속(V_E)이 나타나는데 이는 비행 방위각이 NWW(-60도: 290도cw)의 방향으로 전진시 음으로 후진시 양으로 나타난 것이다. 지면에 대한 속도의 제어가 비교적 어려웠던 점을 들면서 속도의 유지와 단거리에서의 가속의 문제는 농용헬리콥터가 해결해야 하는 과제로 제시하였다. 자세각(ϕ, θ, ψ)은 수동과 비교하여 잘 유지되었다. 균형 행태인 평균 롤각 0를 유지했으며, 요각은 -60도(NWW) 방향에서 유지되었음을 알 수 있었다.

기체고정좌표의 병진가속도 성분 중 (Ax_B, Ay_B, Az_B) x 방향성분은 느린 주기의 진동을 나타냈고, y 방향성분은 보다 빠른 주기의 변동을 보였는데 이는 회전각속도 (p)의 영향이 추가된 것이다. 지면좌표계로 표현된 가속도 성분은 (Ay_E)의 가속도가 느린 주기를 보이는데 이는 상기한 좌표변환 때문으로 생기는 현상이다.

지면에 대한 자세 (4-67, 4-68) 및 속도 (4-69, 4-70)의 제어 정도를 분석하기 위하여 스케일을 바꾸어 나타내었다. 그림 4-67의 수동 비행의 경우 자세의 유지가 매우 어렵다는 것을 데이터에서 분석할 수 있다. $\pm 0.11 \text{ rad}$ 즉 $\pm 6.9^\circ$ 정도의 롤 및 피치각의 변동폭을 경험하게 된다. 또한 자세제어의 결과에서는 일정한 롤과 피치각을 유지하면서 $\pm 0.05 \text{ rad}$ 즉 $\pm 2.8^\circ$ 정도의 변동폭에서 균형을 유지하고 있음을 알 수 있다. 그러나 이 진동폭은 아직 만족스럽지 못한 부분이며 그 변이진동의 주파수 또한 필터링 되어 자세의 움직임이 완만하게 조정되어야 할 것으로 생각된다. 이는 저가 센서의 분해능이 부족하며 제어기의 감쇠비가 낮은 것으로 생각되나 반응속도 면에서는 더욱 빨라져야 할 것으로 생각된다.

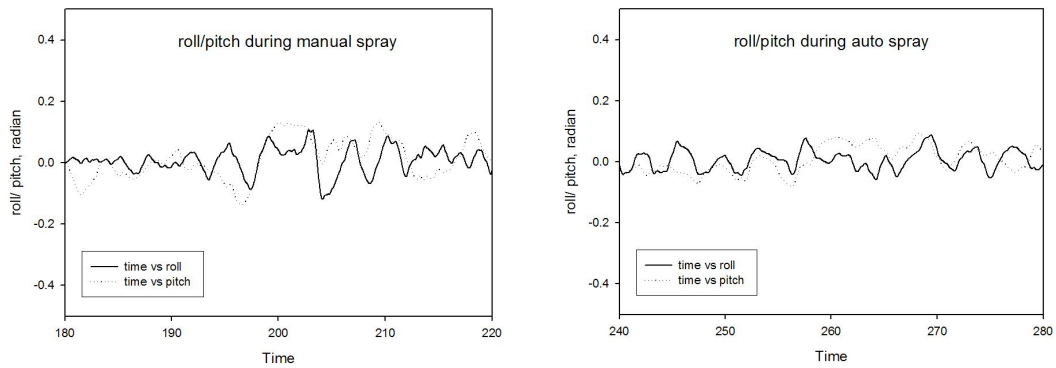


그림 4-67 수동조종에 의한 롤 및 피치각(a)과 제어에 의한 자세각 유지 (b)

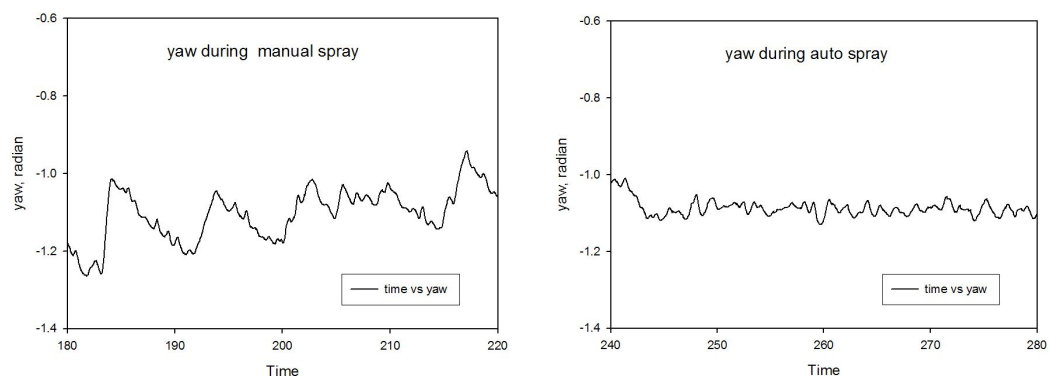


그림 4-68 수동조종에 의한 요각 변화(a)와 제어에 의한 요각의 안정(b)

상기한 바와 같이 수동이나 제어의 경우나 모두 균평기체의 평균 롤각을 영(0)에서 잘 유지함을 알 수 있다. 그림 4-68의 수동에서 요각의 계단상 움직임

임은 진행방향의 수동교정 조종의 결과이나, 제어에서는 -1.1 rad (63도: 목표 진행 방위각)에서 유지되고 있음을 알 수 있었다

그림 4-66에서 (W_E)는 살포높이를 유지하는 변수로서 작은 변이에서 평균 영(0)을 유지해야하고, 제어가 있는 경우 변이의 정도가 안정적인 것으로 나타났다. U_E , V_E 의 두 방향 분속이 살포속도를 나타내고 전후진의 비행방향에 따라 양과 음의 값을 나타내므로 살포속도 (V_R)은 다음 식 (4-46)과 같이 합속도로 표현하였고 그 결과는 그림 4-69와 같다.

$$V_R = \sqrt{U_E^2 + V_E^2} \quad (4-46)$$

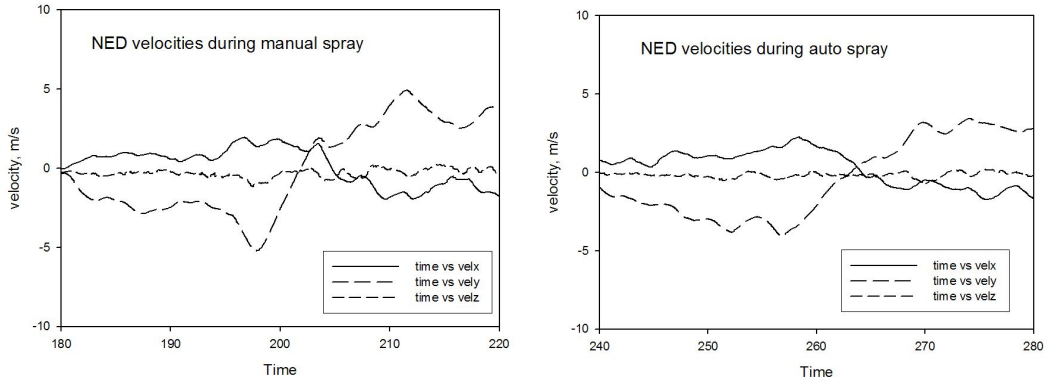


그림 4-69 수동조종에 의한 NED 속도(a)와 제어에 의한 속도 안정(b)

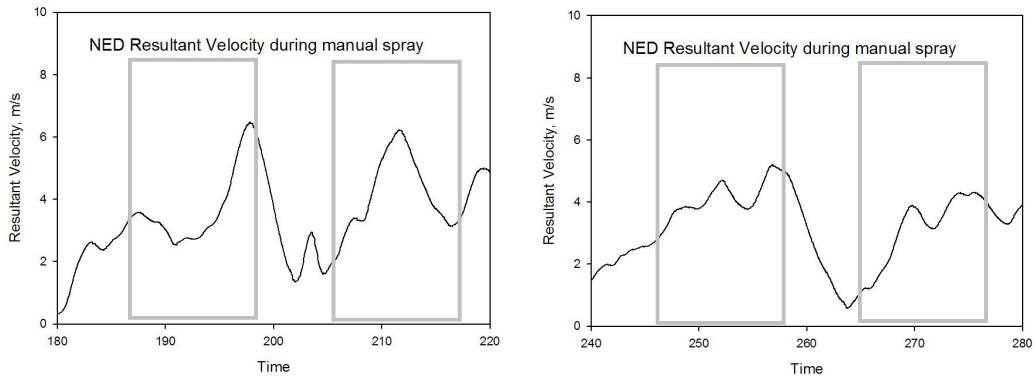


그림 4-70 전후진 살포구간 창에서의 수동조종 및 제어비행시의 살포 합속도

합속도는 방향과 상관없이 지면평면에 대한 살포속도를 표현한다. 수동과 제어의 경우를 비교할 때 살포 구간에서 속도의 변이는 제어의 경우가 더 나았지만 속도의 변이를 $\pm 5\%$ 이내로 안정시켜야 할 것으로 생각된다. 그림의 창 모양은 전진 및 후진살포의 구간을 각각 표시하는데, 살포구간 만을 보면 변이의 정도가 줄어들지만 시종점에서의 가속시간이 짧아져야 할 것으로 생각되며 이는 제 3 장의 비례 살포제어의 개념과 연관이 있다.

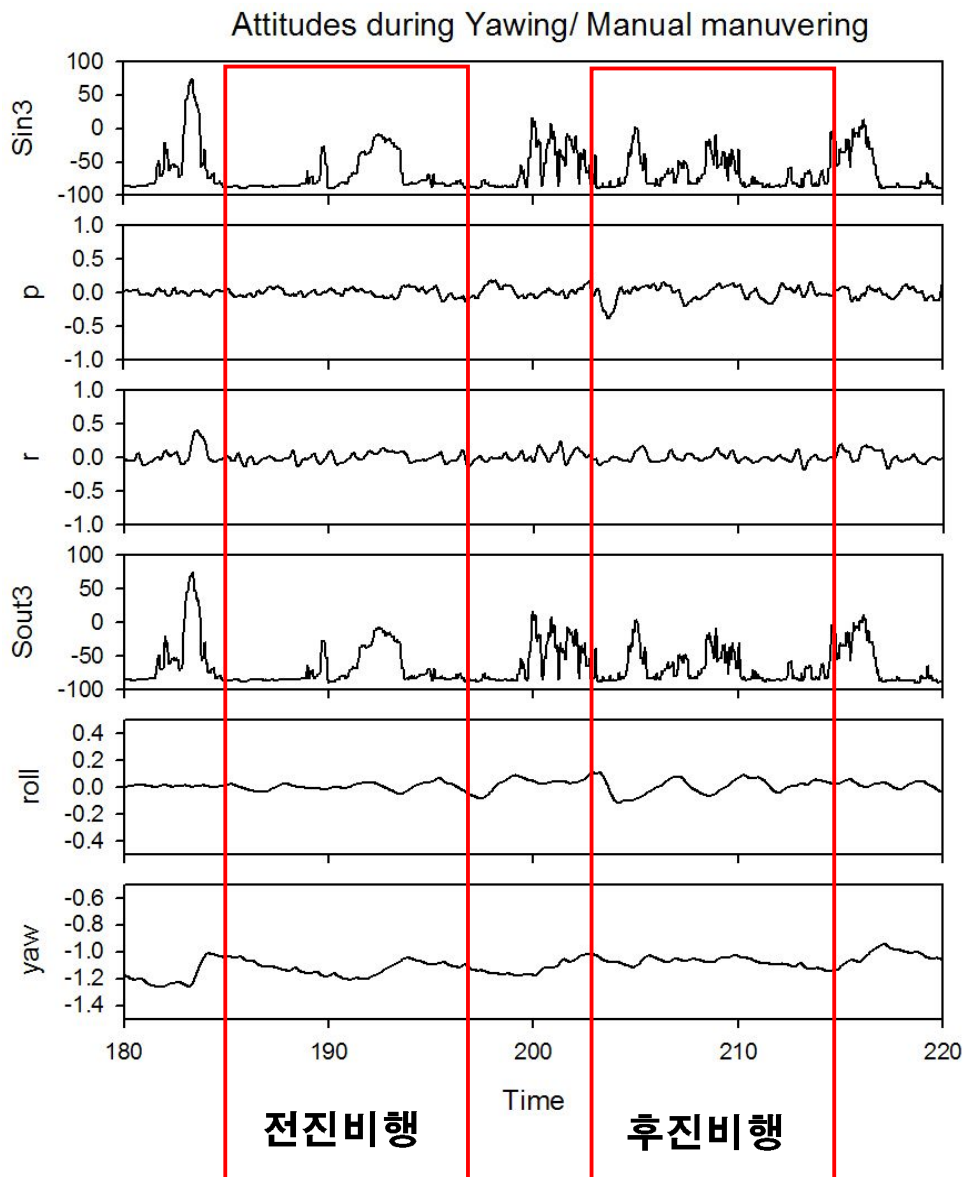


그림 4-71 수동 조건에서 요잉 기동의 서보입력 및 출력

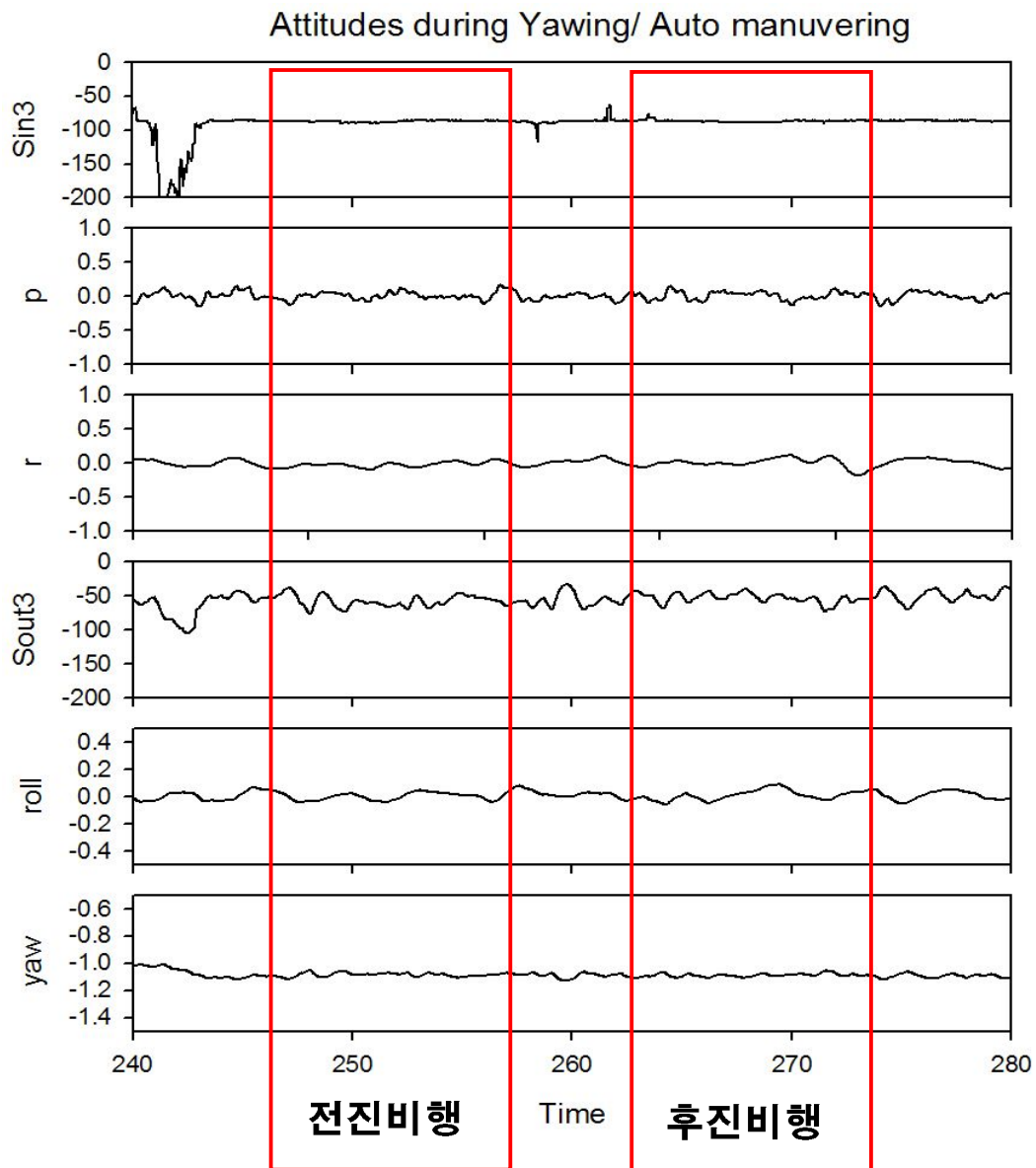


그림 4-72 제어 조건에서 요잉 기동의 서보입력 및 출력

나. 요(yaw) 운동의 제어

그림 4-71과 그림 4-72는 각각 수동 및 제어 조건에서 꼬리 방향을 돌리는 요잉(yawing)상황에서 서보의 입력과 출력의 형태를 보여주고 있다. 일반적으로 요각의 운동은 롤 및 피치운동과 독립적인 것으로 알려져 있다. 그림 4-71에 보인 수동 상태에서는 조종기의 조작이 그대로 서보의 출력으로 전달되어 제어기능 없이 모든 변수에 전달된다. 수동에서 요각의 계단상 움직임

은 진행방향의 수동교정 조종 (Sin3: rudder CH)의 결과이며 출력은 (Sout3: rudder servo) 동일한 파형을 보였다. 이러한 조종의 결과 z-축의 회전 각속도 (r)에 영향을 미치게 된다. 반면 그림 4-72의 제어의 조건에서는 -1.1 rad 에서 유지되고 있다

그림 4-72에서는 제어조건에서 실시한 비행에 대한 입출력 상태의 변화를 보여주고 있다. 요(러더) 입력 Sin3는 초기에 비행방위각 (약-63도)을 잡기 위하여 조종간 조작을 했으나 이후 별다른 조작이 없었다. 그러나 러더출력 (Sout3)의 결과는 지속적인 제어의 시도를 통하여 요각을 유지하고 있음을 알 수 있었다. 요각의 갑작스러운 운동은 가끔 x축 회전각속도(p)에 영향을 주는데 이는 롤각에 미소한 영향을 준다.

다. 순항(직선) 비행의 제어

그림 4-78과 4-79는 수동 순항 직선주행에서 서보의 동작이 변수에 미치는 영향을 보여준다. 수동조건에서의 변수의 변화는 이미 분석한 바 있는데 상기한 반응을 조종간의 조작 즉 서보의 출력과 연관하여 기술하려 한다. 상기한 바와 같이 수동에서는 조종간 조작입력(Sinx)과 서보출력(Soutx)은 반전될 수는 있지만 서로 동일하다. Throttle 입력(Sin0)은 collective pitch와 연동되어 있지만, 거버너가 장착되어 작동하는 조건이라면 지정 엔진 회전속도를 맞추려고 서보를 가감하게 된다. 엔진스로틀 입력(Sin0)은 전진조작이나 상승조작에서 Sin1(aileron), Sin2(elevator) 및 Sin5(pitch) 서보와 같이 연동되어 가감하게 된다. 따라서 롤 및 피치각의 움직임은 서로 연동되어있고 엔진의 출력과도 연동된다. 그림에서 가속이나 정지를 위한 조작에서 엔진의 급가감속(Sin0)을 볼 수 있는데 이는 비행벡터의 변화로 생기는 부하의 가감에 따라서 엔진의 변화를 거버너가 엔진 회전수 유지로 부족한 혹은 남는 동력을 조절하는 기능이다. 동력에 문제가 없으면 엔진스로틀 서보(Sin0)는 일정하게 유지되기를 추구한다. 스와시의 Sin1(aileron), Sin2(elevator) 및 Sin5(pitch) 서보들은 헬리콥터의 방향을 조정하는 역할을 하게 되며 조종간의 조작에 따라 자세각과 속도를 결과로 얻게 된다.

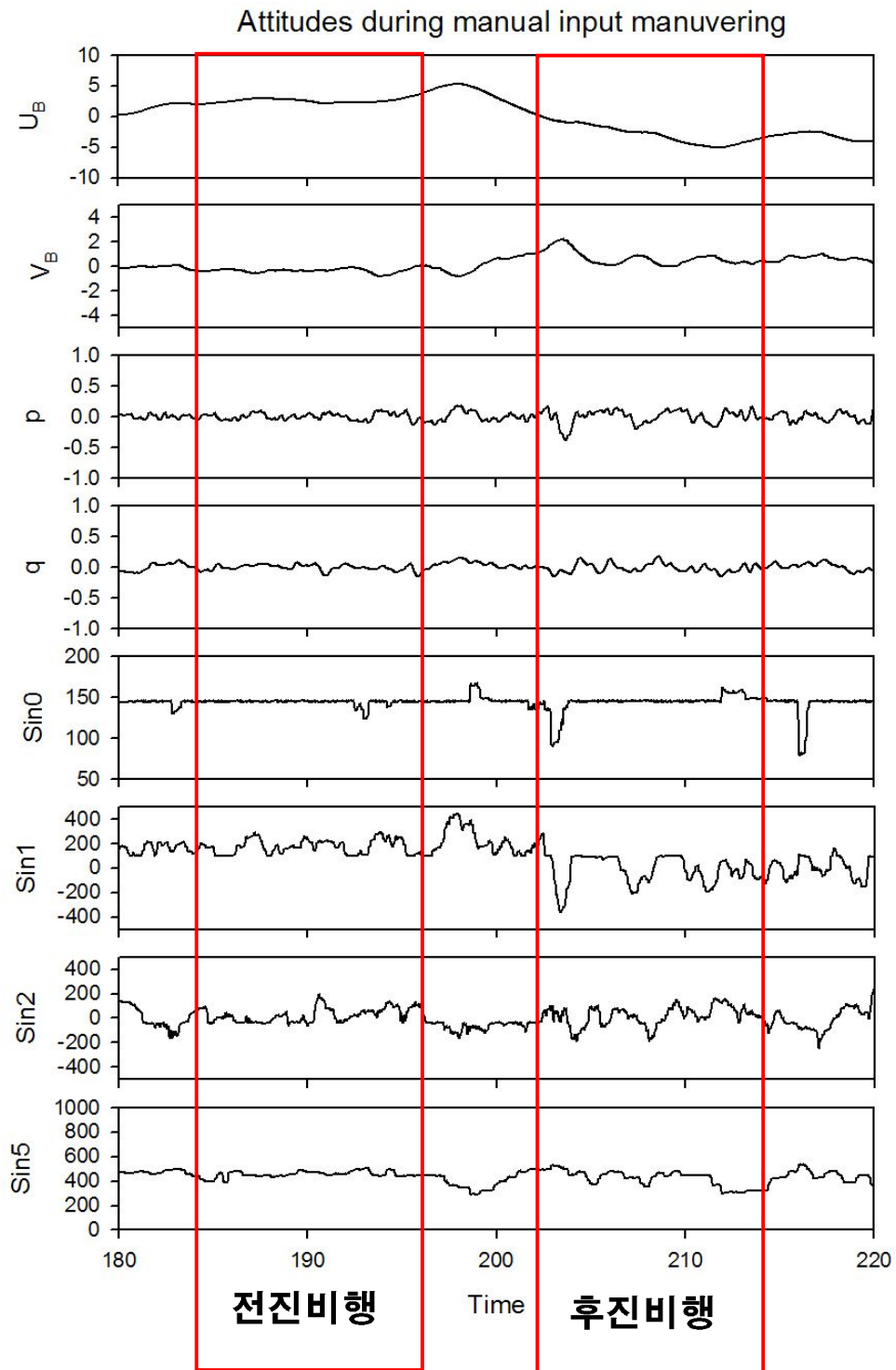


그림 4-73 수동 조건에서 순항(직선)기동의 서보입력 및 입력변수

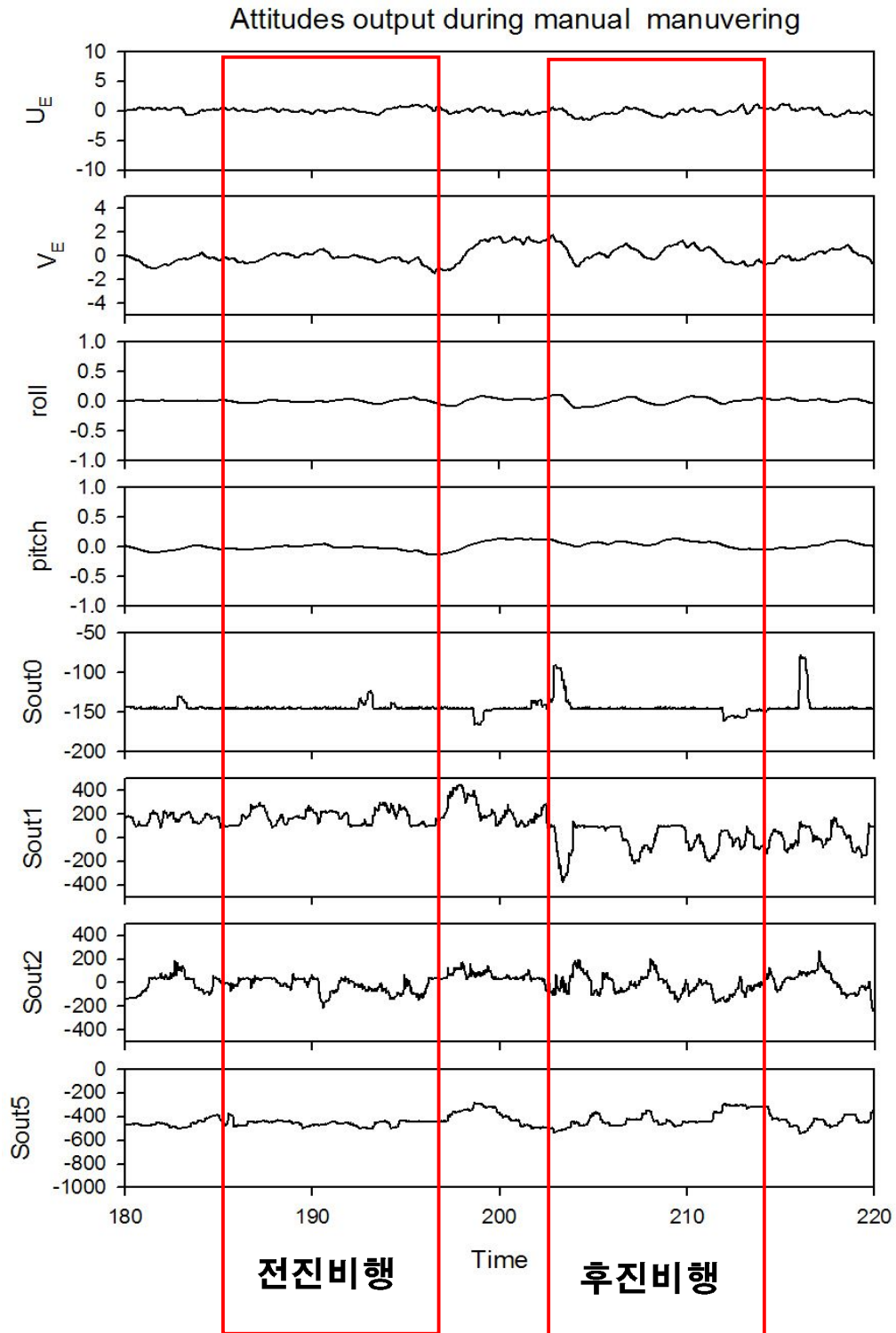


그림 4-74 수동 조건에서 순항(직선)기동의 서보출력 및 출력변수

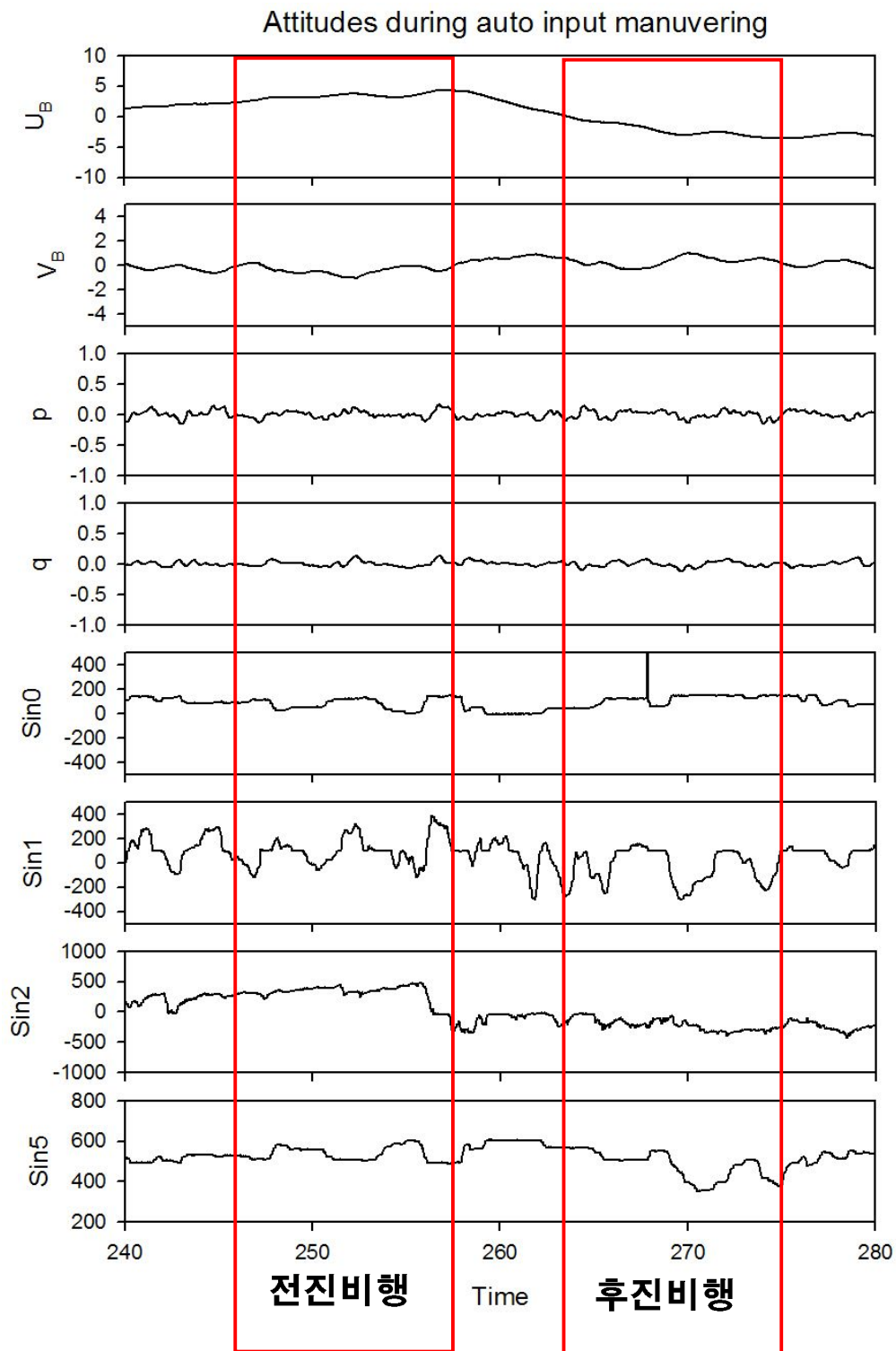


그림 4-75 제어 조건에서 순항(직선)기동의 서보입력 및 입력변수

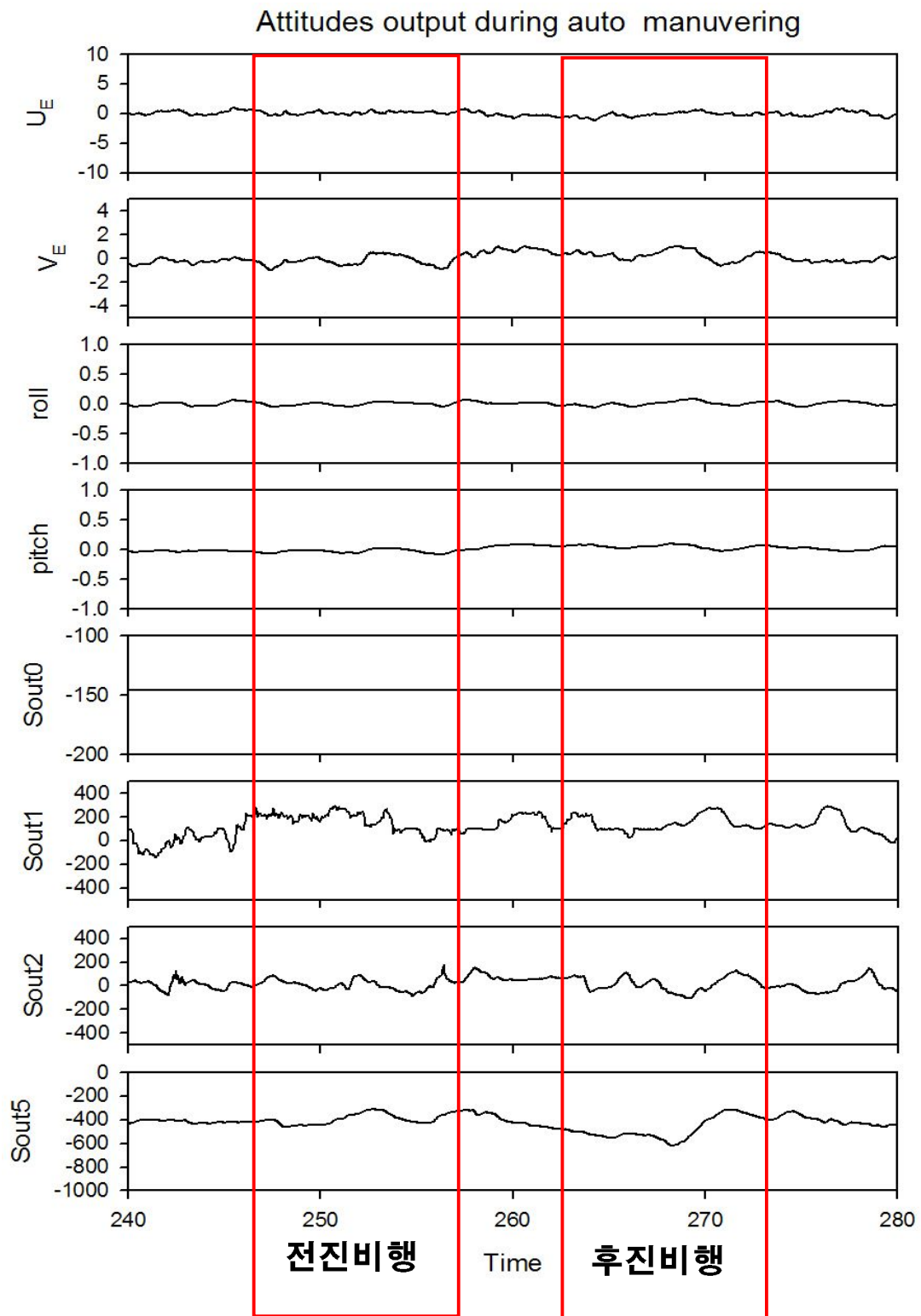


그림 4-76 제어 조건에서 순항(직선)기동의 서보출력 및 출력변수

그림 4-80과 4-81은 제어조건에서 순항 직선주행에서 서보의 동작이 변수에 미치는 영향을 보여준다. 상기한 바와 같이 제어상태에서는 조종간의 입력을 제어기가 조절하여 제어 예측치를 서보출력으로 보내기 때문에 Sin_x 와 $Sout_x$ 의 형태가 같지 않다. 엔진스로틀(Sin_0)은 제어 조정변화를 보이며 지정 회전수(5500 rpm)를 유지하려 하였고 서보출력($Sout_0$)은 고정(홀딩)되어 있는 것을 발견하였다. 이것은 거버너의 이상작동으로 인한 현상으로 정상적이지는 않았지만 시험은 가능한 상태였다. 전진비행을 위하여 조종간의 조작으로 Sin_2 (elevator) 입력값이 양으로 상승하며 로터가 앞으로 기울어지게 하였고, Sin_1 과 Sin_5 에 조종간에 급격한 좌우조작이 있었다. 제어의 결과는 변수의 변이가 안정되었고, 이어서 입력값도 안정이 되어 선순환의 제어과정을 반복하게 되었다. 급격한 교란에도 불구하고 제어 알고리즘에 의하여 cruise의 상태를 유지하려 하였다.

제 4 절 편류제어 모듈 개발

1. GPS 편류제어 모듈

가. GPS 수신기의 선정

본 연구에 사용된 GPS 수신기는 Ascen Korea Inc.의 FGPMMPA6B 모듈로서 NMEA 프로토콜 형식의 위치 데이터를 10Hz로 송출한다. 본 수신기는 16×16×16mm 크기의 초소형 제품으로 무인헬리콥터에 간편하게 장착할 수 있으며, 패치 안테나가 내장되어있다. 그림 4-77는 본 연구에 사용된 GPS 수신기의 외형을 나타낸 것이며, 제품의 규격은 표 4-26과 같다.



그림 4-77 GPS 수신모듈

표 4-26 GPS 수신 모듈의 규격

Position Accuracy	Without aid : 3.0 m 2D-RMS
	< 3m CEP (50%) without SA (horizontal)
	DGPS (RTCM, SBAS (WAAS, EGNOS, MSAS)) : 2.5 m
Velocity Accuracy	Without aid : 0.1 m/s
	DGPS (RTCM, SBAS (WAAS, EGNOS, MSAS)) : 0.05 m/s
Acceleration	Without aid : < 4 g
	DGPS (RTCM, SBAS (WAAS, EGNOS, MSAS)) : < 4 g
Timing Accuracy	100 ns RMS
Sensitivity	Acquisition : -146 dBm (Cold Start)
	Reacquisition : -156 dBm
	Tracking : -158 dBm
Maximum Update Rate	10Hz

GPS에 의한 위치결정의 오차 원인에는 위성에 탑재된 원자시계의 안정도, 위성궤도 예측 치의 정확도, 전리층의 전파지연, 대류권의 전파지연, 수신장치의 잡음과 채널 수 등이 있다(표 4-27). 일반적으로 알려져 있는 정확도는 1대의 수신기로 측정하는 절대위치의 경우에 C/A 코드 사용시는 100m, P 코드 사용시는 10m 정도이다. 반면에 2대 이상의 수신기로 측정하는 상대 위치의 경우에는 수십 m 이상의 거리에서 수십 cm 단위의 오차가 발생되므로 비교적 높은 정확도를 제공한다.

표 4-27 GPS 신호의 오차 종류

오차명	특성
전리층·대류권으로 인한 오차	대기를 통과할 때 전송속도가 느려진 속도와 평균속도와의 차이
신호전달 경로왜곡	건물등에 의해 반사, 굴절되어 수신기로 전달될 경우의 오차
시각오차	위성과 수신기의 시간차이
궤도 정보 오차	위성이 지정된 궤도를 벗어남에 따라 발생하는 오차
기하학적 오차	위성이 동일선상등에 있을 때 발생하는 오차

본 연구에서 사용한 GPS 수신 모듈은 NMEA-0183 프로토콜을 사용하며 수신데이터의 형식은 그림 4-83에서 보는 바와 같다.

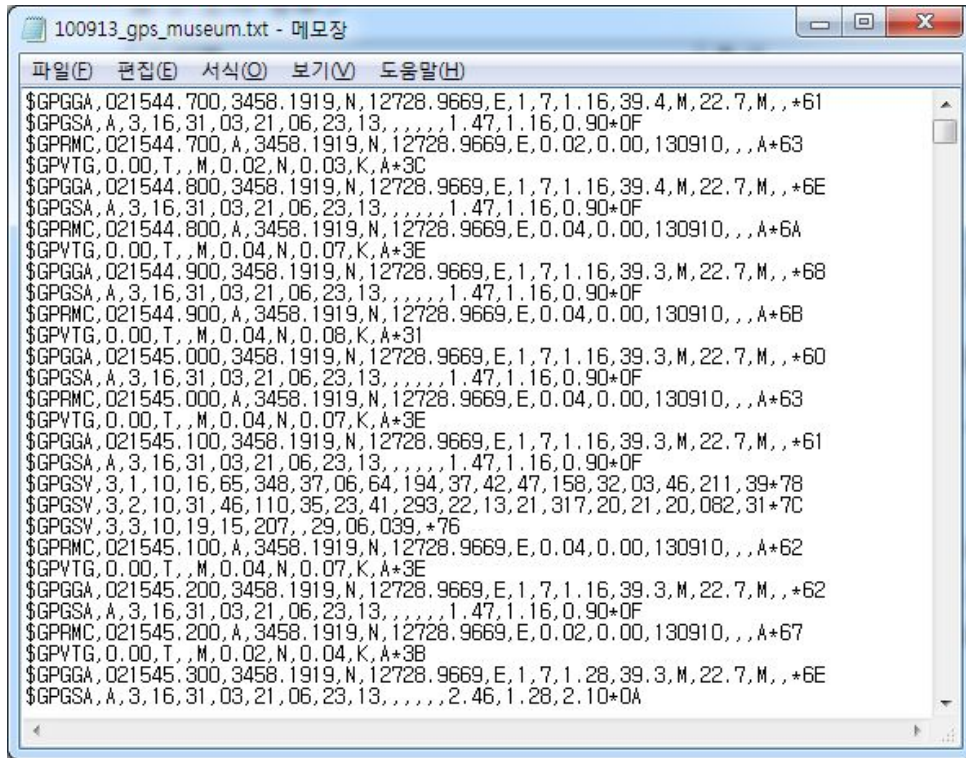


그림 4-78 GPS 수신 데이터의 예

NMEA-0183 프로토콜은 각 데이터 레코드가 문자열 '\$GP'로 시작되며, 이어지는 3개의 문자는 표 4-28에서 보는 바와 같이 각 레코드에 포함된 데이터의 내용을 나타낸다. 본 연구에서 사용한 모듈의 경우에는 '\$GPGGA'로 시작하는 레코드로부터 '\$GPVTG'로 시작하는 레코드까지의 데이터가 10Hz의 샘플링 주파수로 출력된다.

표 4-28 NMEA-0183 프로토콜의 문장 형식

Option	Description
GGA	Time, position and fix type data
GSA	GPS receiver operating mode, active satellites used in the position solution, and DOP values
GSV	The number of GPS satellites in view satellite ID numbers, elevation, azimuth, and SNR values
RMC	Time, date, position, course and speed data. Recommended Minimum Navigation Information
VTG	Course and speed information relative to the ground

나. GPS 수신기의 성능 평가

(1) 위치 정보 추출 알고리즘

GPS 수신기 데이터의 \$GPRMC 레코드에 포함되어 있는 longitude(위도, 동서선, dddmm.mmmm), latitude 경도, 남북선, ddmm. mmmm), satellites Used(위성 사용수), speed of ground(속도), course of ground(진행 방위각), date(날짜), UTC Time(시간) 정보를 추출하여 수신기의 현재 위치를 계산하였다. UTC Time은 그리니치 천문대의 시간을 기준으로 하므로 이 값에 9를 더하면 우리나라의 시간을 얻을 수 있다.

위도와 경도는 각각 60진법으로 표현되며 우리나라의 경우에는 위도는 ddmm.mmmm N, 경도는 dddmm.mmmm E로 나타내진다. 따라서 GPS로부터 좌표 정보를 추출하기 위해서는 60진법을 10진법으로 변환하여 위도와 경도를 표시할 필요가 있으며, 이동 거리를 구하기 위해서는 도·분으로 표시된 경도와 위도를 길이단위로 환산 하는 것이 요구된다. 수신된 위도와 경도 데이터는 각각 식 (4-47) 과 (4-48)을 이용하여 10진수로 변환할 수 있다.

$$\text{위도 } ddmm.mmmm \rightarrow dd + \frac{mm.mmmm}{60} \text{ (deg)} \quad (4-47)$$

$$\text{경도 } dddmm.mmmm \rightarrow ddd + \frac{mm.mmmm}{60} \text{ (deg)} \quad (4-48)$$

GPS 모듈로부터 수신한 두 지점 사이의 거리와 방위각을 구하기 위하여 식 (4-49)를 사용하였다

$$distance_i = \cos^{-1}(\sin Lat_i \times \sin Lat_{i+1} + \cos Lat_i \times \cos Lat_{i+1} \times \cos(Lon_i - Lon_{i+1})) \times 3437.7387 \times 1.850 \quad (4-49)$$

$$bearing_i = \cos^{-1}\left(\frac{\sin La_{i+1} - \sin La_i \times \cos(distance_i)}{\cos La_i \times \sin(distance_i)}\right)$$

여기서, L_{at} = 위도 (rad), L_{on} =경도(rad), distance: 거리(km), bearing: 방위각(rad) 이다.

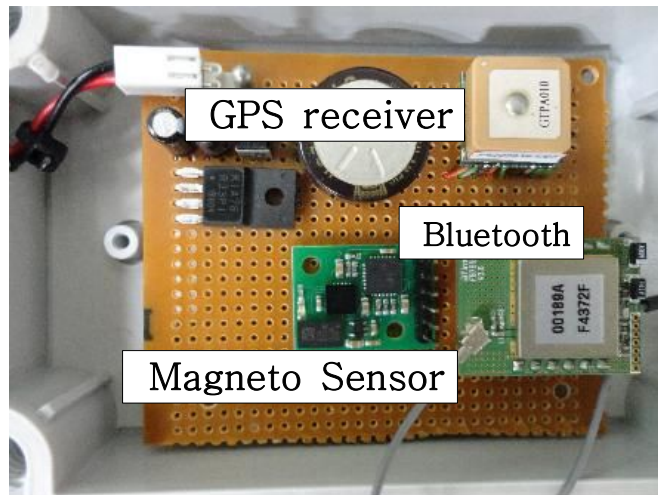


그림 4-79 지자기 센서 및 GPS 수신장치

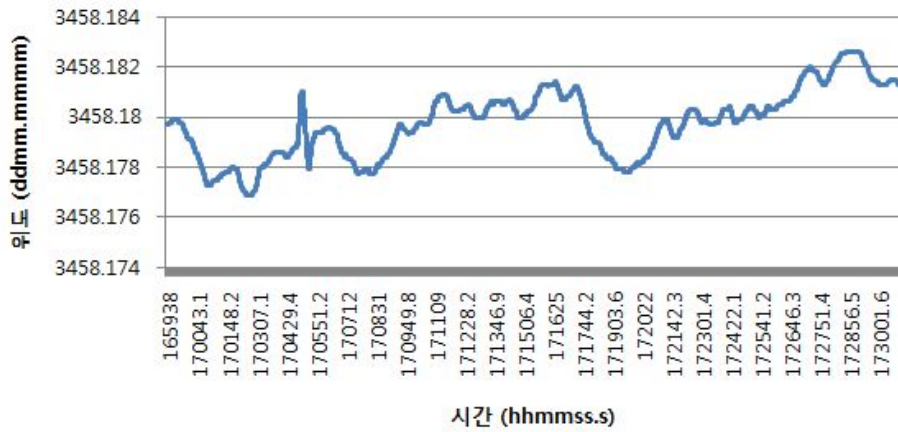


그림 4-80 시간에 따른 위도 데이터의 변화

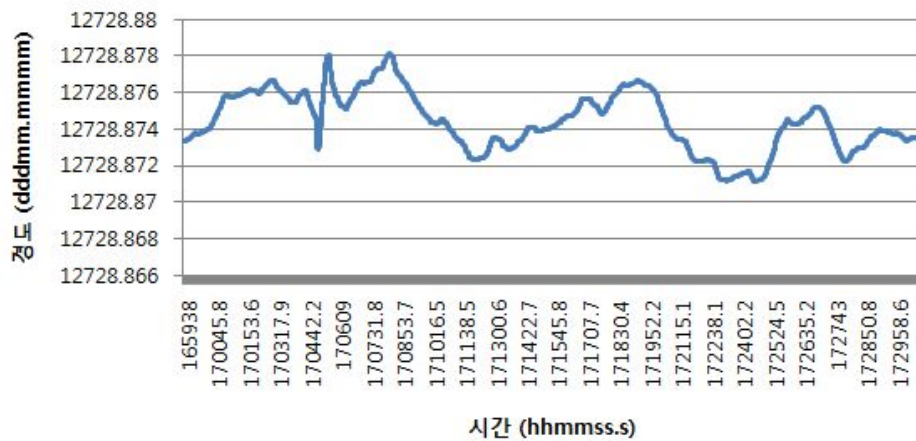


그림 4-81 시간에 따른 경도 데이터의 변화

(2) 고정 위치에서의 편차

GPS를 이용한 무인 헬리콥터의 편류 상황 판정 가능성을 검토하기 위하여 수신 신호의 특성을 분석하였다. 그림 4-79에서 보는 바와 같이 GPS 수신 모듈과 블루투스 통신 모듈을 이용한 좌표 정보 송신 장치를 제작하여 10H의 샘플링 속도로 고정된 위치에서 27분간 데이터를 수집하였다.

그림 4-80과 4-81은 각각 27분 동안 위도와 경도의 변화를 나타낸 것이다. 그림으로부터 고정된 위치임에도 불구하고 여러 요인에 따른 오차가 발생하였음을 확인할 수 있다. 그림 4-82는 식 (4-49)를 이용하여 위도와 경도로부터 거리와 방위각을 구하여 2차원 평면상에 나타낸 것이다. 수신된 좌표의 중심점으로부터 가장 먼 거리에 있는 좌표를 기준으로 측정한 정밀도는 0.002804029'으로 계산되었으며, 이는 4.26m에 해당하였다.

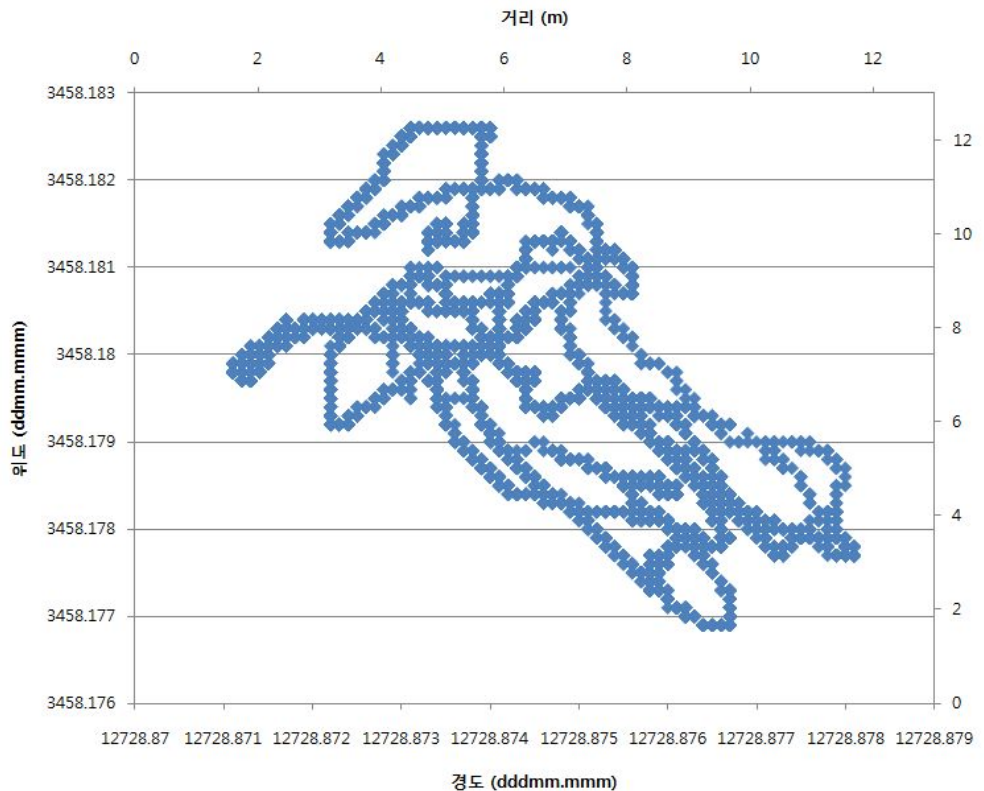


그림 4-82 고정된 위치에서 수신된 GPS 신호의 변이

인접한 두 개의 GPS 좌표를 식 (4-50)에 대입하여 편차를 계산하여 표 4-29에 그 도수분포를 나타내었다. 편차의 85.9%는 5cm 이내이었으며, 최대치는 40cm 정도이었다. 또한 편차의 평균은 1.6cm이었다. 따라서 GPS신호는 드리프트가 매우 큰 반면 인접한 두 데이터 사이의 편차는 상대적으로 작아서 무인헬리콥터의 경로 추정에 활용할 수 있었다.

$$d_i = \sqrt{(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2} \quad (4-50)$$

여기서, (x, y) : GPS 수신좌표 (m), d : 인접한 데이터 사이의 편차 (m)

표 4-29 GPS 신호 편차의 도수분포

계급(cm)	빈도수	비율(%)
0~5	13975	85.9
5~10	0	0.0
10~15	1838	11.3
15~20	13	0.1
20~25	431	2.6
25~30	10	0.1
30~35	0	0.0
35~40	0	0.0
40~45	1	0.0
합계	16,268	100

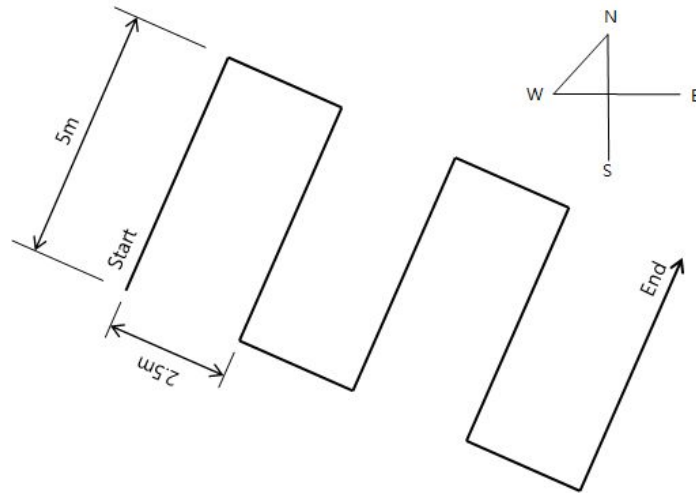


그림 4-83 GPS 수신기의 이동 경로

(3) 이동 경로 추정

GPS 신호를 이용한 무인헬리콥터의 비행경로 추정 가능성을 판단하기 위하여 그림 4-83과 같은 궤적으로 포장된 주차장의 주차선을 따라 걸으며 GPS 좌표정보 송신장치를 이동시켰다. 그림 4-84는 수신된 좌표를 2차원 및 3차

원 공간에 나타낸 것이다. GPS 신호의 드리프트 특성에 따라 본래의 이동 궤적을 복원하기는 어렵지만 개략적인 경로를 추정하는 것은 가능하다고 판단된다.

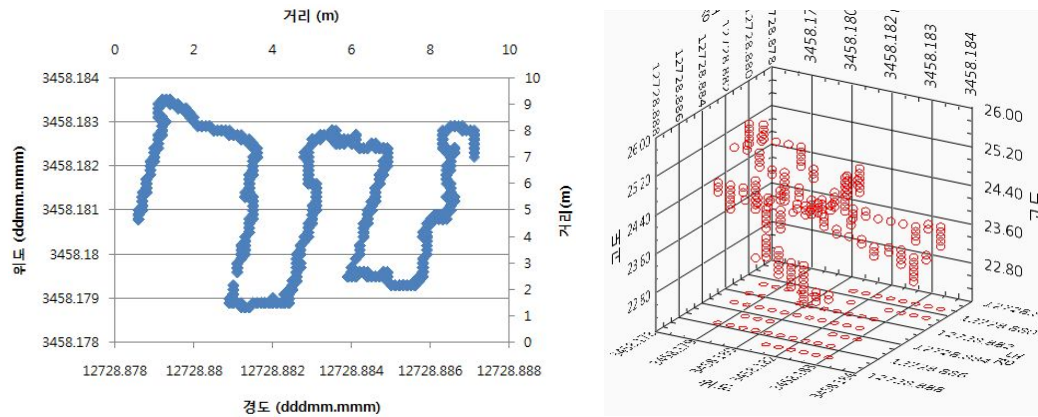


그림 4-84 GPS 수신기를 이용한 이동경로 추적

다. 편류제어 알고리즘

편류제어의 목적은 비상착륙과 연동 되어 있는 데, 비상조건에 도달하게 되면 호버링을 90초 동안하면서 비상대처 알고리즘을 작동하게 된다. 이와 같이 비상상태가 되면 본장 5절에서 설명한 것과 같이 해결시간을 벌여주고, 이후 비상착륙을 시도하게 된다. GPS의 신호에 이상이 없다면 농용 헬리콥터는 비상지점에서 떠나지 않도록 해야겠다는 전략이다. 그동안 문제점을 해결할 수 있었지만 만약 그렇지 못하다면 호버링 기간 동안 착륙 예상 자리의 안전을 도모해야한다. 일부 UAV는 최초자리로 돌아오게 하는 고도의 기술을 발휘했지만 그러한 전략은 농용헬리콥터에 대하여는 상당히 위험스러운 대책이라고 판단된다.

그러나 관성제어 IMU는 등속운동의 경우 기체의 움직임을 감지 못하게 되고 순풍에 의하여 비상지점으로 부터 편류를 하게 되므로 착륙예정지의 안전을 도모할 수 없게 된다. 착륙자리가 경사지나 무논과 같이 비록 착륙하기에는 부적절하더라도 최초의 비상지점을 벗어나지 않게 하고 직경 15m 정도의 지점에 대하여 구두경고 등 대책을 세우도록 하는 비상대책이다.

그림 4-85는 편류제어 알고리즘을 나타낸 것으로서 비상신호가 발생하면

신호지점의 좌표를 locking 하고 현재 위치좌표의 거리와의 편차가 5m 이상이면 비상지점으로 이동하게 스와시 3서보를 제어하게 한다. 방위각의 제어는 2차적이며 자세를 유지하며 1차적으로 수평이동을 통하여 비상신호가 발생된 좌표점을 향하여 이동하도록 위치제어를 하게 된다.

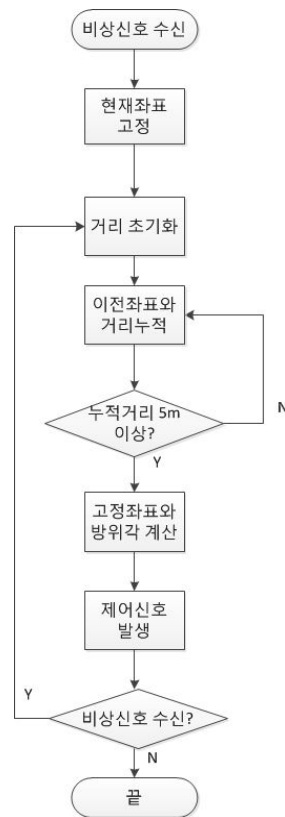


그림 4-85 편류제어 동작 순서도

2. 편류제어 시험

상기한 GPS 모듈을 기초로 편류제어 시험을 실시하였다. 이는 기본적으로 GPS의 성능과 연관되어 있고 알고리즘 및 실효성을 감안하여 직경 5m 이내에 위치를 벗어나지 않는지에 대한 기준으로 시험하였다. 그림 4-86에서 보는 바와 같이 교내 농장의 위도(latitude: 35.894900)와 경도(longitude: 128.613220)의 위치를 기준으로 3회 제자리 비행을 실시하였고 동시에 근처 기상타워로부터 풍향 및 풍속을 측정하였다.

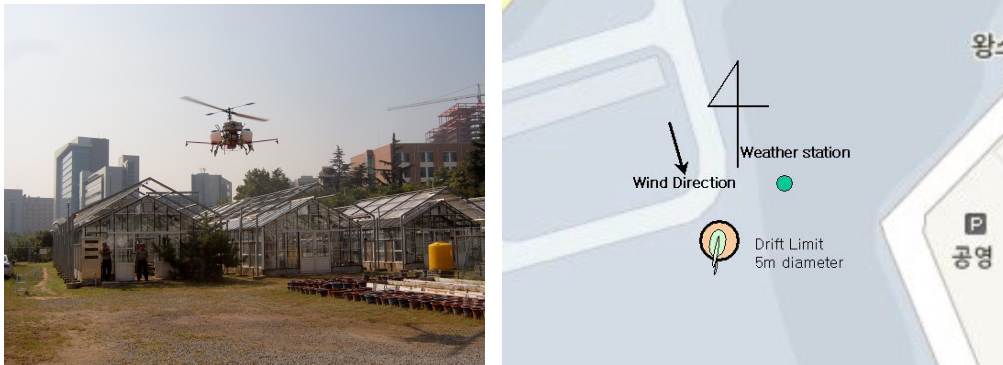


그림 4-86 호버링 편류시험의 위치(N35.894900:E128.613220)와 기상타워 배치

일반적으로 4m/s 이상의 풍속에서는 방제살포작업을 하지 않으므로 2~4 m/s 정도의 풍속의 시점을 기다려 적당한 교란 또는 섭동(perturbation)의 환경을 제공함으로써 기체의 편류에 대한 반응을 시험하였다. 따라서 바람의 방향과 속도는 이 시험의 주요 변수였으며 시험 중 주로 북북서(NNW)의 방향에서 1.5~4.0 m/s의 풍속이 측정되었다(그림 4-87).

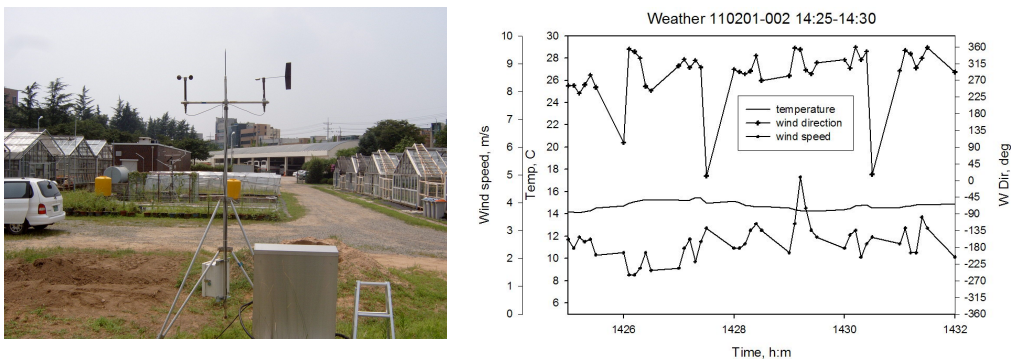


그림 4-87 편류시험의 주요 변수인 풍향 및 풍속의 측정과 데이터

그림 4-88에 보인 제 1 반복 시험의 반응결과는 초기시작과정에서 북서쪽의 교란에 대하여 과민하게 반응 했다. 이후 5m 직경 내에서 위치를 벗어나지 않고 자세 및 요의 방향을 유지 하였다. 실용적 정도의 편류제어는 농용 살포작업 비행에서 5m 직경에서 충분하다고 판단된다. 호버링 자세는 평균 0 deg에서 편차 정도는 ± 0.05 radian(약 $\pm 3^\circ$)의 움직임 보였다. 목도의 관찰에서는 좌우 또는 전후 흔들림을 인지하기 어려운 정도이지만 이는 센서들의 정밀도가 높은 것들을 사용할 필요가 있으나 이는 제어기의 가격이 상승할 가

능성을 내포하고 있다. 요각은 평균 헤드방향 $-6\sim-7$ 도 (near N toward W)를 유지하면서 ± 0.05 radian($\pm 3^\circ$)의 편차를 유지하였다

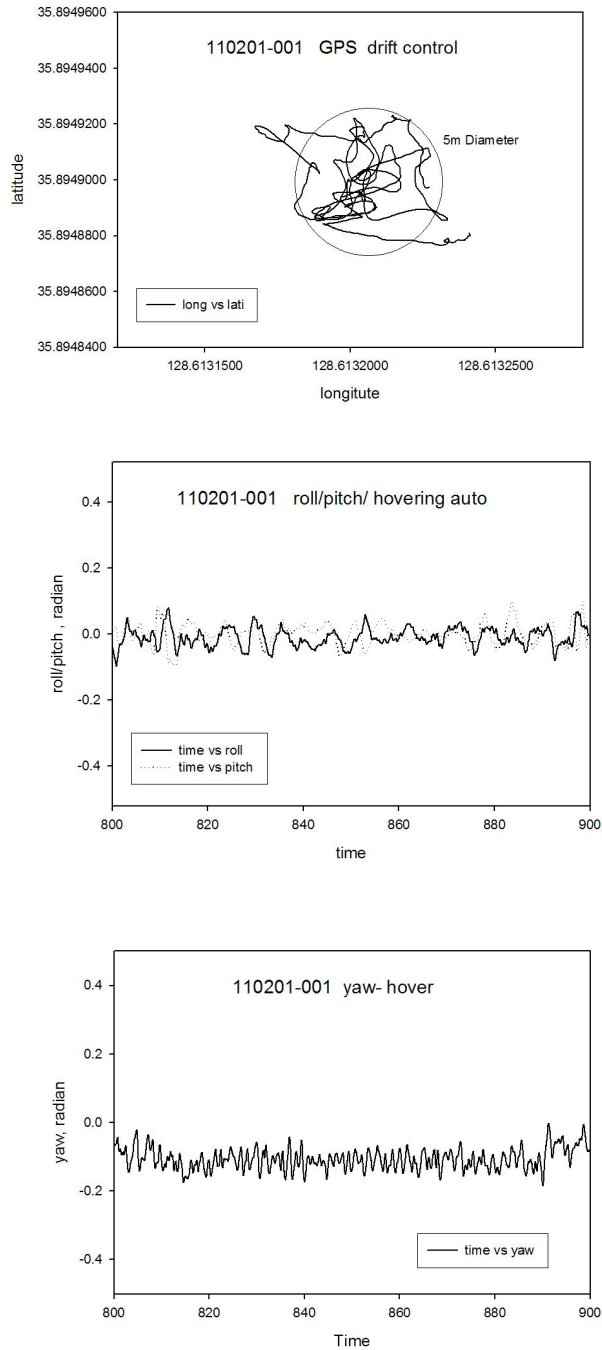


그림 4-88 편류제어시험의 (a) 궤적, (b) 롤/피치 자세 및 (c) 요 방향유지에 대한 결과 (반복1)

그림 4-89에 보인 제 2 반복 시험의 반응결과는 북서쪽의 2~3차례 교란에 대하여 과민하게 반응했다. 그러나 전체적으로 5m 직경 내에서 위치를 벗

어나지 않고 자세 및 요의 방향을 유지 하였다. 호버링 자세는 초기를 제외하면 평균 0도에서 역시 편차 ± 0.05 radian(약 $\pm 3^\circ$)로 제어됨을 알 수 있었다.

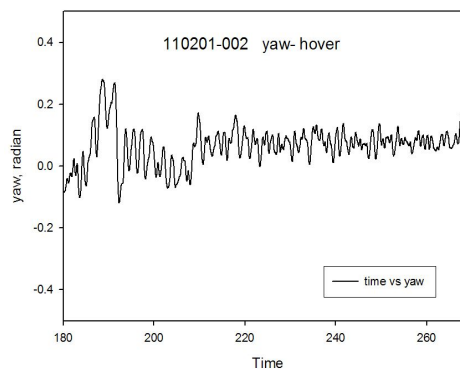
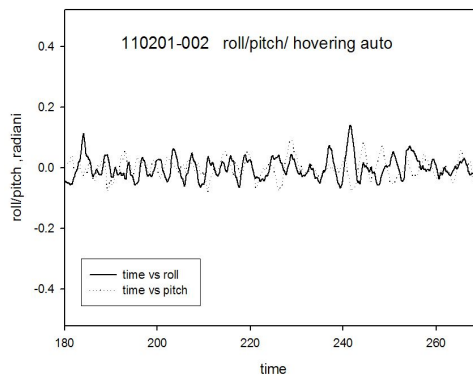
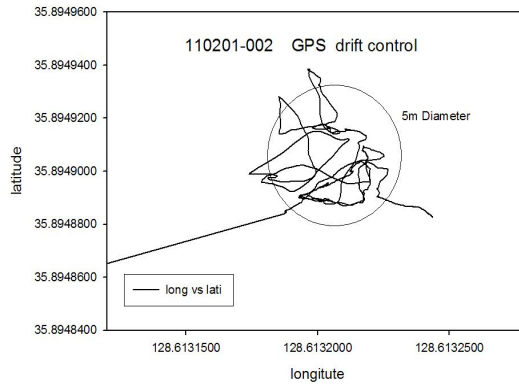


그림 4-89 편류제어시험의 (a) 궤적, (b) 롤/피치 자세 및 (c) 요 방향유지에 대한 결과 (반복2)

목도의 관찰에서는 좌우 또는 전후 흔들림을 인지하기 어려운 정도였고 요 각은 초기에는 $-5 \sim +15$ 도에서 에서 흔들렸으나 이후 점차 편차가 줄어들며 평균 헤드방향 $+3 \sim 5$ 도 (near N toward E)를 유지하면서 편차 ± 0.03

radian (± 2 도)을 유지하였다

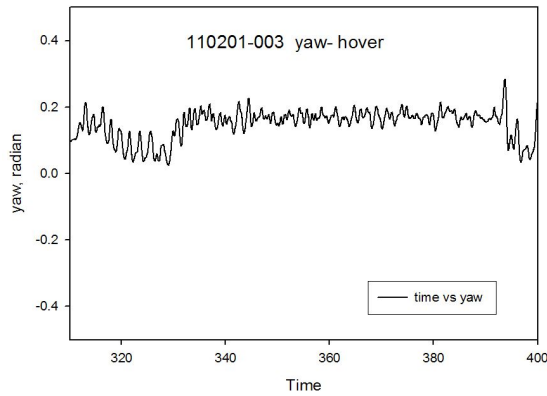
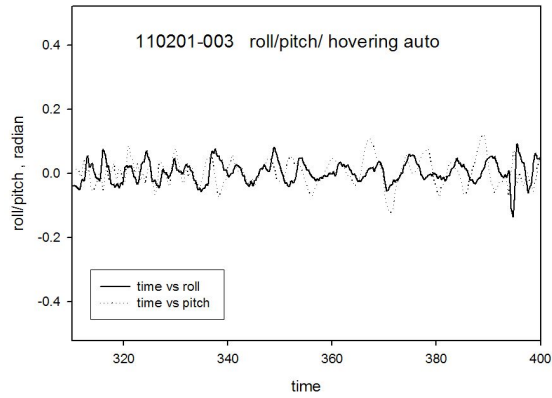
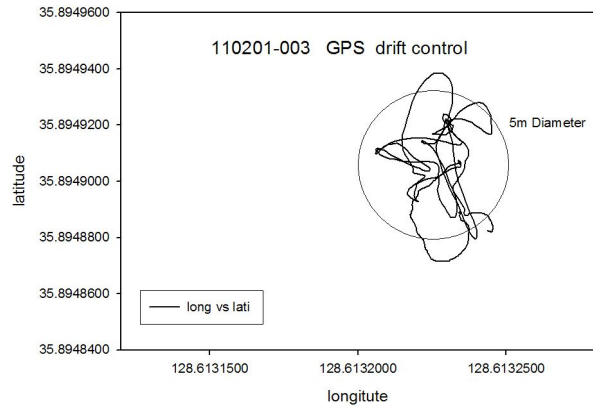


그림 4-90 편류제어시험의 (a) 궤적, (b) 롤/피치 자세 및 (c) 요 방향유지에 대한 결과 (반복3)

그림 4-90에 보인 제 3 반복 시험의 반응결과는 남북방향의 2 차례 교란에 대하여 과민하게 반응했다. 그러나 전체적으로 5m 직경 내에서 위치를 벗

어나지 않고 자세 및 요의 방향을 유지하였다. 호버링 자세는 초기를 제외하면 평균 0도에서 역시 편차 ± 0.05 radian(약 $\pm 3^\circ$)에서 제어되었다. 요각은 초기에는 +5~10도에서 흔들렸으나 이후 점차 편차가 줄어들며 평균 헤드방향 +8~10도(NNE)를 유지하면서 편차 ± 0.03 radian($\pm 2^\circ$)을 유지하였다.

이와 같은 호버링 상태에서의 편류제어는 등속도 운동 등 관성운동에 의한 제어가 어려운 서행의 경우 명령에 의하지 않은 ‘흐름’을 제어하는 것이 목적이나 살포작업 동안에 한동안 명령없이 호버링을 하는 경우가 거의 없을 것으로 예상되며 오직 비상외의 경우 착륙이나 호버링을 유지하려 할 때 의도하지 않는 편류를 제어하는데 사용될 수 있을 것으로 생각된다.

관용적인 농용 헬리콥터의 호버링은 우측으로 기울어진 상태에서 자세를 유지하기 때문에 롤 각의 평균값이 양의 값(우측으로 기울임)을 갖게 된다. 이를 트림상태라고 하는데 자세 제어기는 이러한 트림상태를 유지하려는 목표(가속도의 이동이 없는 상태)로 변수들을 유지하게 된다. 즉 롤 각의 균형상태 (0)를 목표로 자세를 제어하지 않게 되므로 우측으로 기울어진 상태로 호버링을 유지하게 된다. 반면 개발된 균형기체는 운동역학적으로 균형 즉, 롤 각의 영(0)상태를 물리적으로 유지 할 수 있도록 하기 때문에 호버링 상태에서도 롤 각의 균형이 이루어 질 수 있다.

제 5 절 양방향 간편 조종기 및 비상 모듈 개발

1. 비상 대처 알고리즘

무인 제어방식의 농용 방제헬리콥터는 살포작업이나 운용 중 안전성을 더욱 제고할 필요가 있다. 이는 비정형적인 환경과 비전문가들에게 노출되는 비행작업이 더욱 빈번해질 것으로 예상되기 때문이다. 이러한 안전성은 조종기의 간편성과 비상 상태의 상황을 쉬운 신호를 통하여 양방향 통신을 함으로써 미리 비상상태를 예상하는 한편 비상 상태에 돌입하게 되면 안전하게 호버링과 착륙 시퀀스로 유도하는 대책이다.

상기한 자세측정 시스템의 신호와 GPS 신호, 기체의 작동조건 등의 상태를

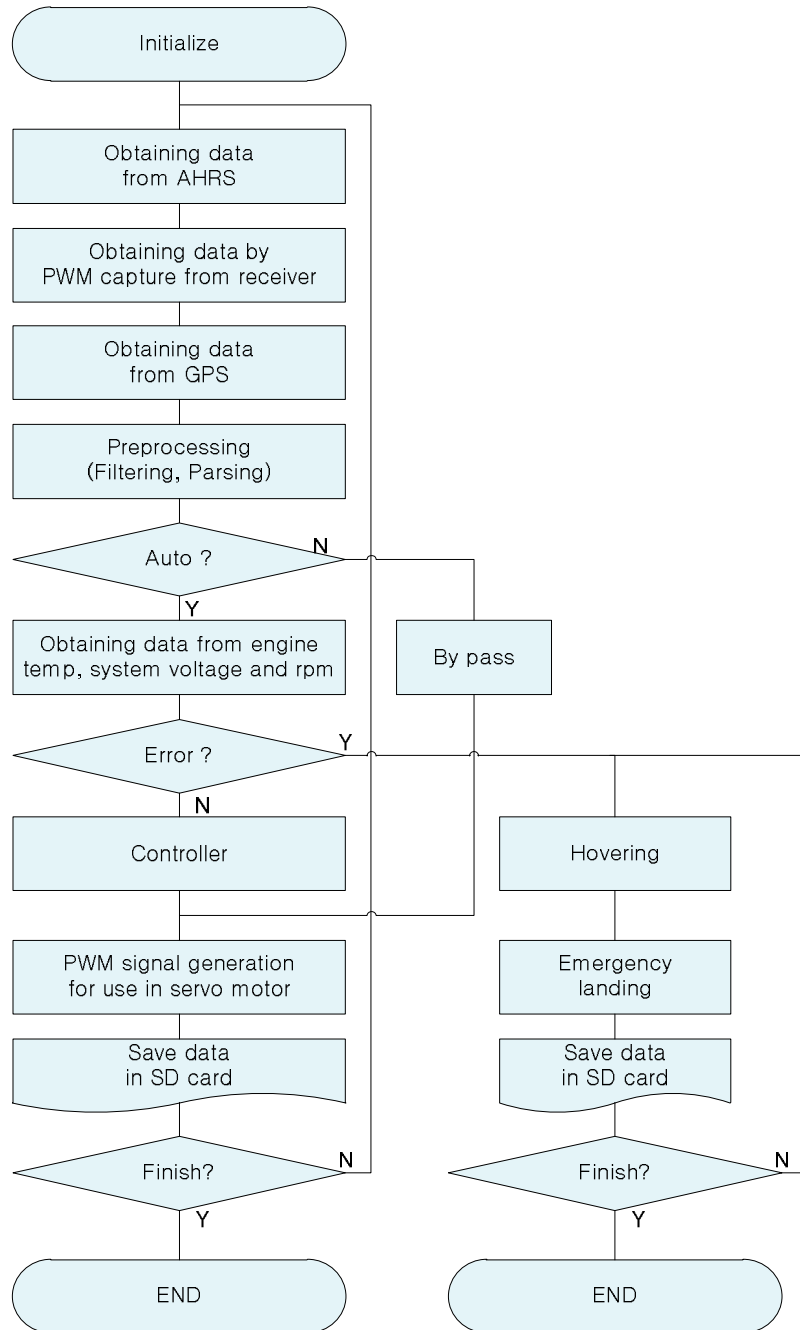
바탕으로 필요한 핵심 상태를 조종기와 기체의 표시장치를 통하여 알려주고 제어기의 최종적인 판단을 통하여 비상 착륙을 결정 할 수 있어야 한다. 이러한 두 가지 모드에 의하여 보장되는 안전성은 농촌의 비정형적인 환경에서의 무인헬리콥터 운영을 제고할 수 있다. 무인 헬리콥터를 비상착륙 시키는 방법은 엔진 회전수를 줄이는 방법과 피치각도를 줄이는 방법이 있는데, 가장 적절한 피치각도를 찾아내서 안전하게 비상착륙 시키거나 회전수를 안전하게 줄이는 방법이 적용된다. 표 4-30는 비상 기준조건과 표시 및 채널배정 등에 대한 조건을 정리하였다.

표 4-30 비상 시퀀스와 표시장치 기준조건

기능/작업/물리량	기 준 치	적 요
GPS/MAG	< 3위성/5% 이하	기체 LED 표시
DSP	비상모듈	AVR (개발용)
온도	< 180℃ < 220	K-type TC
시스템전압	>11.8 VDC >11.0	Aux battery -0.8V
연료게이지	ON-OFF	floating sensor
살포펌프	ON-OFF	Ch 9 Switch B
엔진시동	ON	Ch 8 Switch H
엔진정지	OFF	Ch 10 Switch G
Auto/Manual	선택-3position	Ch 7 Switch C

그림 4-91은 농용 무인 헬리콥터의 비상 제어 알고리즘의 순서도이다. 시스템의 초기화 후 CPU는 AHRS로부터 자세 측정 데이터와 수신기로부터 조종기의 PWM 입력 신호를 받아 제어기에서 제어치를 산출하게 된다. 이때 조종기의 Auto/Manual 스위칭 신호에 따라 수동의 경우는 자세 제어기를 바이패스 하여 조종자의 스틱 조작에 의해서만 무인헬리콥터의 서보의 동작이 이루어지게 되고 반면에 자동일 경우에는 엔진 온도, 시스템 전압 및 엔진의 회전 속도 등의 정보를 점검하여 문제가 있을 경우 비상 착륙 시퀀스로 돌입하게 된다. 이 착륙과정에는 90초의 호버링이 대처시간으로 주어지며 이때 편류 제어의 알고리즘이 작동하게 되며 착륙 예정지에 대한 구두경고등 대책이 강구된다.

문제가 없으면 제어기를 통해 조종자의 스틱 조작 신호, AHRS의 자세 측정 데이터 및 GPS의 위치 데이터 등을 이용하여 각 채널별 입력 신호를 출력하여 서보 모터의 위치를 제어한다. 모든 비행 데이터는 SD Card에 저장하고 종료 명령이 내려지기 전까지 이 제어 순서를 반복한다.



4-91 제어알고리즘 내에 삽입된 비상 착륙 시퀀스

안전 시스템에는 원격시동 및 엔진정지의 기능을 추가함으로써 근거리에서 시동을 시도하는 위험성을 제거하였다. 연구개발의 목적으로 개발한 블루투스를 이용한 ground station(모니터링 지상시스템)에 자세 데이터를 그래픽으로 표시할 수 있으나 실용 농용 무인 헬리콥터에서 이를 이용하기에는 부적합한 것으로 판단되어 모니터링 기능을 비상 대처 및 안전모듈에 사용하지 않았다. 그림 4-92는 안전을 위한 비상표시 양방향 조종기의 구성도를 표시하였는데 제어기와 동체장치 및 조종기에서의 모듈과 기능을 구분하여 정리하였다.

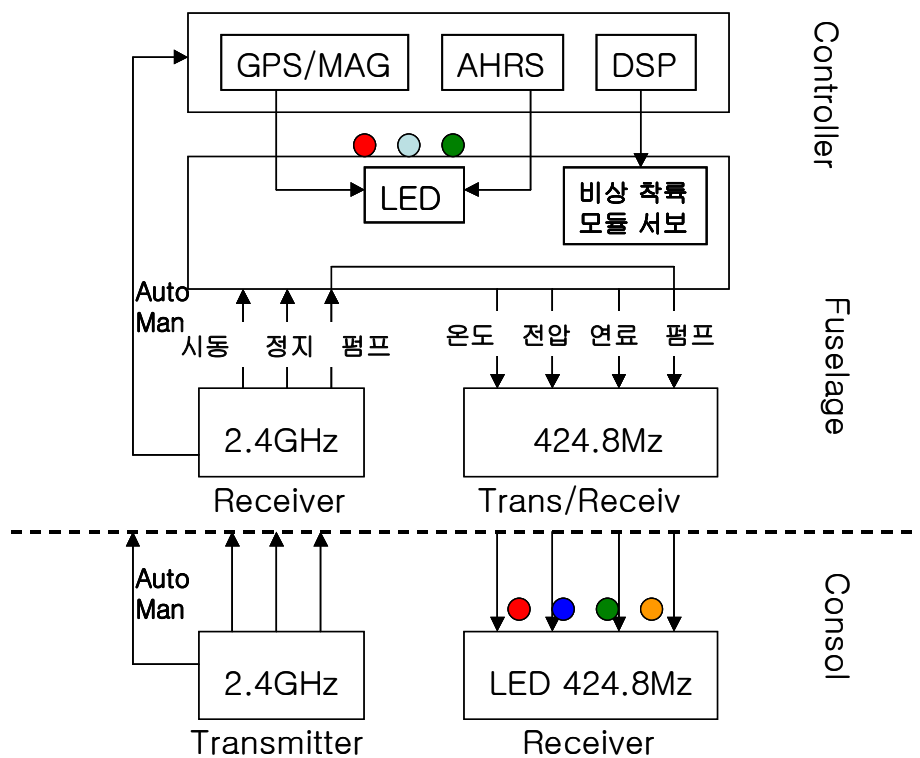


그림 4-92 안전을 위한 비상모듈과 상태표시 양방향 조종기

비상모듈의 명령은 DSP의 메인 제어기를 통하여 행해지며 GPS의 비정상 신호는 고휘도 동체 LED에 추가 표시하였다. 동체에서 얻어지는 엔진헤드 온도, 시스템 전압, 연료량 및 펌프의 살포상태를 424.8Mz 대의 RF trans-receiver로 조종기 장치에 LED로 표시하였다(조종자가 비행 중 데이터를 읽기어려움). 2.4GHz의 조종기는 상기한 원격시동 및 정지 그리고 살포결정 채널을 지정하도록 구성하였다.

2. 양방향 표시 간편 조종기 개발

비행 데이터 전송모듈은 기체와 지상 표시장치에 무선 전송모듈과 수신모듈을 설치하여 비행 데이터를 송수신하는 개념이지만 조종자에 대한 설문결과 비행 중 데이터를 숫자로 읽거나 그래픽의 의미를 판단하기에 매우 어렵다는 문제점이 파악되었다. 따라서 그래픽으로 표시되는 비행자세 모니터링 시스템은 연구와 개발의 목적만을 위하여 사용되고 균형기체 시스템에는 적용하지 않기로 하였다 (모니터링 지상시스템은 연구목적에 포함되어 있지 않으며 농용 무인 헬리콥터의 옵션으로 구성될 수 있다).



그림 4-93 양방향 간편조종기의 채널 지정과 경보 송신부의 기체 장착

그림 4-93에는 양방향 표시 간편 조종기와 송수신 모듈(WAM-TS1 /RS1, 424.8 MHz)이 기체의 바닥부에 설치되어 있는 모습을 보여주고 있다. 간편 조종기에는 필수적인 스위치 4개와 조이스틱 2개와 트림 볼륨 3개만이 구성되어있다. 또한 경고 LED는 조종기 후면에 부착하였으며 추후 양산에서는 조종기 패널에 통합될 예정이다.

각 채널의 배치와 구성은 그림 4-94에 보인 채널 구성도와 표 4-30에 보인 채널 배치를 참고할 수 있다. 채널 1~6은 기본적인 자세 및 스로틀 서보에 대한 배정이며 채널 7은 Switch C(그림 ㉠, Auto/Manual), 채널 8은 Switch H(그림 ㉡ 엔진 시동), 채널 9는 Switch B(그림 ㉢ 살포펌프) 및 채널 10은 Switch G(그림 ㉣ 엔진정지)를 배정 구성하였다.

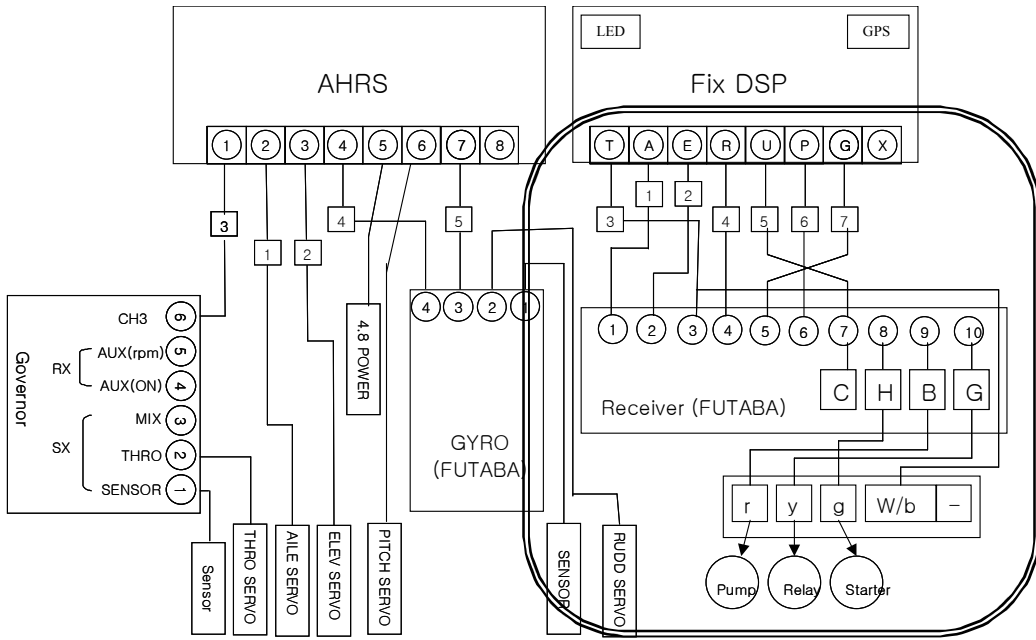


그림 4-94 자세제어 및 원격 모듈의 채널 구성도

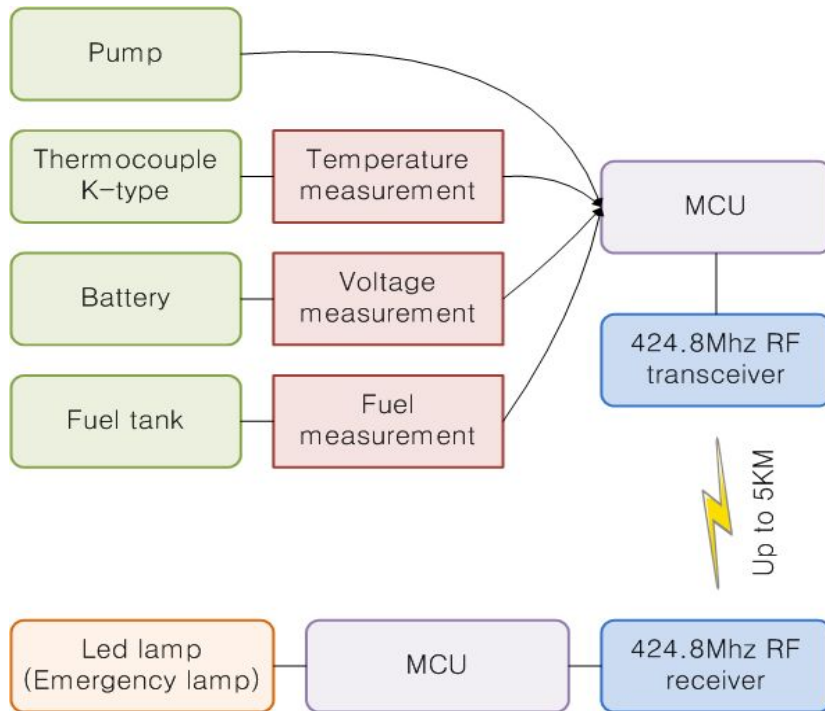


그림 4-95 비상데이터 조종기 LED 표시장치 구성 및 데이터 흐름도

그림 4-95는 상기한 경보 모듈 부분에 대한 데이터 흐름도와 RF 송수신 모듈 (424.8 MHz)을 이용한 데이터의 무선통신 구성도를 보였다. 기체에 장착되는

송신부에서는 표 4-30에 표시한 데이터를 읽고 저장하지만 이를 그대로 조종기 수신부로 보내지 않고 설정한 문턱값을 초과하거나 이상이 있다고 판단될 때 그 신호를 조종기 수신부와 DSP 제어부로 송신하여 비상 시퀀스로 돌입할지에 대한 명령을 결정하게 된다.

그림 4-96에 보인 WAM-TS1 RF 송신부에는 AVR MC를 장착하여 주요 데이터를 읽어 데이터를 저장하고 문턱값과 비교하여 비상경고를 발진할지에 대하여 판단하는 알고리즘을 담고 있다. 이는 데이터를 수신으로 보냄으로 인한 조종자의 판단애로를 저감하고 DSP의 자세제어부에 판단을 돕는 보조 MC의 역할을 하기 위함이다. 표 4-31에는 상기한 송수신부의 무선통신 모듈에 대한 제원과 기능을 기술하였다.

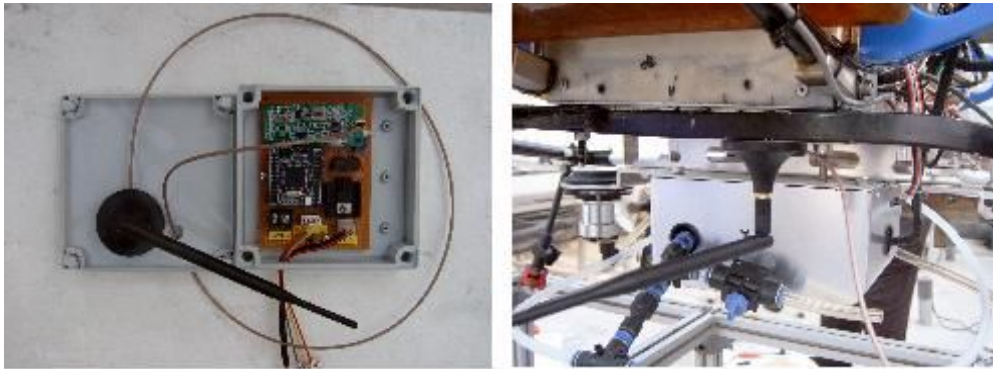


그림 4-96 기체에 장착된 RF 송신부(WAM-TS1 424.8 MHz)와 판단부

표 4-31 WAM-TS1 /RS1 무선 송수신기 (424.8 MHz) 주요 제원

<ul style="list-style-type: none"> • Digital AFSK(MSK) 변복조 방식 • Narrow Band (Occupied bandwidth : <8.5KHz, 변조 <±2.5KHz) • 통신 지연: 4 Bit 이하 (송신기: 1.5Bit , 수신기: 2.5 Bit) • 간단한 인터페이스 (TxD,RxD,Power) • Data Rate : 1200 ~ 2400 bps (Ordering Information 참조) • Bi-phase Mark(FM1) Encoder / Decoder • PCB Antenna or SMA Connector Type(Ordering Information 참조) • 저소비 전력 • 단일 5V±0.5V 전원 Standby Mode: <15mA Active Mode: <25mA • 송신 출력 : 10mW (10dBm) • Deviation : <±2.5kHz • 빠른 자동모드 전환 (Standby Mode ↔ Active Mode)
<p>용도: 무선 조종기, 원격 검침 및 제어, 방범 및 화재 경보 시스템, 출입문 관리 / 통제, 빌딩환경 컨트롤 / 모니터링, 컴퓨터 및 전자기기의 데이터 전송</p>



그림 4-97 양방향조종기 경보송신모듈 구성을 위한 장치

그림 4-97에 보인 구성들은 농용헬리콥터 비행운용의 안전을 제고하기 위하여 구성한 양방향 간편 조종기 및 비상착륙 시퀀스를 위한 장치 및 센서들이다. 연료의 양을 측정하는 플로트 마그네틱 센서는 연료탱크 마개에 장착하여 연료가 1.5L 이하가 되면 마그네틱 센서의 신호가 ON되면서 비상대기 상태를 유지하면서 양방향조종기에는 LED(red)램프로 경고하게 된다. 그러나 아직 비상착륙의 시퀀스에 돌입하지 않는다.

엔진헤드에는 K-type thermocouple을 장착하여 온도를 모니터링 하고 있으며 180°C가 넘으면 LED(blue)램프로 경고함과 동시에 시퀀스 돌입 지수

(K_{urgent})를 높이게 된다. 만약 220°C가 넘게 되면 엔진 냉각에 심각한 오류 또는 문제가 생긴 것으로 판단되어 바로 1급 비상착륙 해야 한다.

시스템 전압은 심각한 오류를 초래하는 1급 상황으로 판단하며 11.8VDC 이하에서 보조전원(제어기)은 11.0VDC 정도까지 저하할 수 있으므로 시퀀스 돌입 지수(K_{urgent})를 높이고 11.3VDC 이하에서는 바로 1 급 비상착륙 해야 한다. 이는 제어기의 비정상적인 작동신호를 보내게 되거나, 러더 서보의 부정확한 제어를 초래할 수 있는 상황이기 때문이다. 또한 시스템 전압이 저하된다는 뜻은 기체의 발전장치(발전기 또는 레귤레이터)에 이상이 생겼을 우려가 크다.

펌프의 ON/OFF 상태는 운용상 늘 확인해야 하는 조건이다. 이는 비행에 위험을 초래하지 않지만 살포 목표지점 외에 살포할 수 있는 경우를 늘 내포하게 된다. 살포장치는 비행속도와 연동되어 있어서 B 스위치가 켜짐으로써 언제나 작동하지는 않지만 펌프의 작동 여부는 LED(yellow) 경고 램프로 모니터링 할 필요가 있다.

GPS 모듈과 AHRS 모듈은 위성의 수, 지자기센서 보정, 자동/수동의 선택 등의 상황을 기체 후미에 달린 대형 LED를 통하여 표시할 수 있다. 이는 비행 중 일어나는 상태를 파악해야 하므로 가시거리에서 운용되는 농용헬리콥터에서는 기체에 장착해서 200m 거리에서 볼 수 있는 고휘도 LED array 모듈을 장착하였다. GPS의 수신 이상은 자세제어의 보정에 심각한 영향을 미치므로 시퀀스 돌입 지수 (K_{urgent})를 높이지만 바로 비상착륙하지 않게 된다. 메인 2.4GHz 조종기의 신호가 완전히 꺼졌을 때는 1급 비상 상황으로 즉시 비상착륙 시퀀스에 들어가게 된다.

그림 4-98에 보이는 메인 스위치 박스와 원격 시동/정지 기체부 모듈이 통합되어 구성되었는데, 이 때 제 3장에서 언급했던 살포제어 모듈이 이들과 함께 통합되었다. 이는 비상 착륙 시퀀스와는 직접적으로 상관없지만 메인 조종기에서 제어하여 원격으로 헬리콥터의 엔진을 시동하고 정지하는 기능은 안전 운용의 측면에서 비상착륙 모듈만큼 중요한 역할이다. 그림 4-99에 보인 구성도는 엔진의 시동을 위하여 수신기 채널 8(조종기의 Swith H)를 배정하고 메인 4.2GHz 수신기 신호를 받아 시동모터의 릴레이에 전가하도록 하였다. 살포 펌프를 구동하기 위하여 채널 9(조종기의 Swith B)의 신호를 받아 포토커플러를

사용하여 PWM 모터 회전수 제어 모듈에 12VDC를 전가하도록 하였다. 또한 채널 10(조종기의 Switch G)를 엔진 정지 기능에 배정하여 릴레이를 통하여 점화 전기를 단속하였다.

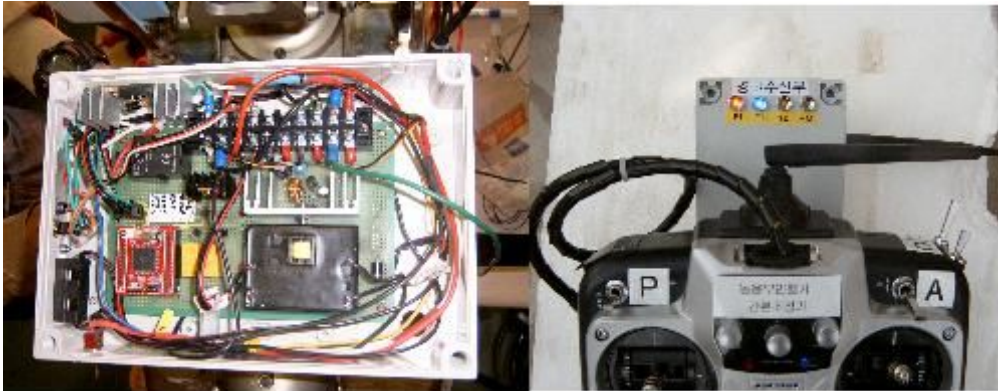


그림 4-98 메인조종기에 의한 원격시동/정지 및 펌프제어 모듈

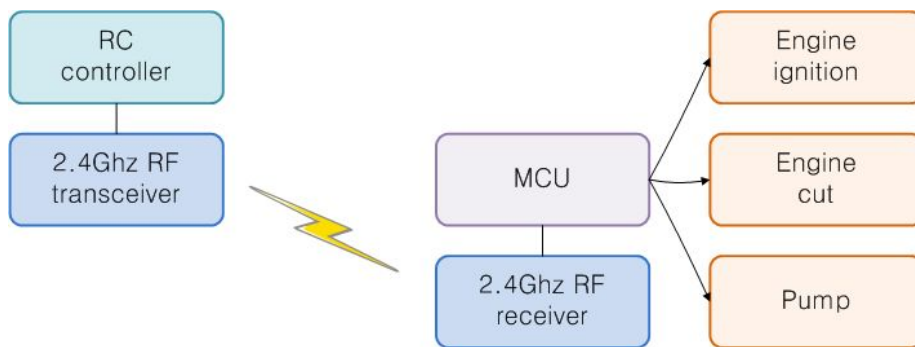


그림 4-99 메인 조종기에 의한 원격시동 및 펌프제어 구성도

엔진 시동 및 정지의 제어는 위험한 경우가 있을 수 있으며 조이스틱의 위치에 따라 시동 및 정지 기능을 연동해야 한다. 스로틀 (커렉티브 피치) 스틱의 하한 20% 이하에서 시동과 정지가 가능하도록 해야 하고 그 이상에서는 시동과 정지가 불가능해야한다. 비행 중 절대 작동해서는 안되는 기능이기 때문이다.

3. 비상착륙 모듈 개발

헬리콥터에 제어장치를 부착하면 원거리 비행 및 비상상황에서 안전성을 확보할 수 있다. 다음과 같은 특정 상황 시에 무인 헬리콥터를 안전하게 정지

비행하게 하고 일정 시간이 지난 후 착륙하도록 하는 안전 제어장치를 구성하였다. 즉, 기체 이상(엔진 회전속도, 배터리, 비행자세 등), GPS 수신 이상, 약제 살포장치 이상, 통신 장애, 기타 조작자가 비상정지 조작을 명령하였을 때 등 미리 설정된 상황에서 비상정지 동작을 수행할 수 있도록 하였다

무인 헬리콥터를 비상착륙 시키는 방법은 엔진 회전수를 줄이는 방법과 피치각도를 줄이는 방법이 있는데, 가장 적절한 피치각도를 찾아내서 안전하게 비상착륙 시키거나 회전수를 안전하게 줄이는 방법이 적용된다. 엔진 회전수와 주로터의 피치각도의 실험은 소형 모형 비행기를 이용하여 실험하였는데 ① 회전수를 고정하고 피치각을 조정하는 방법과 ② 피치각을 유지한 채로 회전수를 줄이는 방법을 시행하였다. 결과적으로 ①의 방법은 정상 회전수에서 로터의 피치각을 0.5° 줄임으로 하강을 시작했고, ②의 방법은 회전수를 5% 줄임으로서 하강을 시작한 결과를 얻었다. 이 모형실험의 결과는 두 방법 모두 가능성이 있음을 보였으며 농용헬리콥터에 대하여는 적용되지 않았다. 그러나 회전수를 조종하기는 거버너의 역할로 인하여 상충될 수 있는 여지가 있어 피치신호인 PWM 수치의 12%, 즉 로터 컬렉티브 피치 각도로는 0.5도를 줄여 하강시킬 수 있다.

표 4-32 비상 시퀀스 요건에 대한 우선순위와 기준

순위	기능/작업/물리량	기 준 치	적 요
1	조종기신호	CH1 (스로틀 신호)	신호없음/ 의도적명령
1/2	엔진헤드온도	< 180℃	220 ℃ 이상
1/2	시스템전압	>11.8 VDC	11.0 VDC 이하
1/2	엔진 회전수	5500rpm<20%이하	스로틀 20%이하
2	조종기 신호	424.8 MHz	신호없음
2	GPS	< 3위성	신호없음
2	엔진시동	ON	스로틀 20%이하
2	엔진정지	OFF	스로틀 20%이하
3	연료 게이지	ON-OFF	연료없음

상기한 비상착륙의 알고리즘에서 시퀀스 진입 결정요인에 대한 중요도에 다

른 순위를 다음과 같이 정리하였다 (표 4-32). 메인 조종기의 신호가 없으면 1급의 비상조건으로 의도적인 수동 비상착륙의 방법으로도 사용된다. 엔진헤드 온도와 시스템 전압은 그 정도에 따라 1급 및 2급으로 분류될 수 있다. 2급 비상신호는 조종사에게 그 위험성을 판단하게 하고 K_{urgent} 값을 제공할 수 있다. GPS 신호의 중요성 우선도를 2급으로 분류한 이유는 경로 비행의 알고리즘의 경우는 심각한 문제이지만, 농용헬리콥터의 경우 GPS는 자세 및 위치 측정에 GPS 데이터를 전적으로 사용하지 않으며 요각의 보정, 속도의 보정, 위치의 추적 정도로 사용하기 때문이다. 그 외 3급의 우선도는 비상 시퀀스에 영향을 덜 미치게 된다. 엔진 회전수의 저하는 엔진 자체의 문제이거나 센서의 문제이기 쉬우므로 스로틀 신호와 회전수의 신호가 서로 동의하지 않을 경우 비상 착륙 시퀀스에 들어가야 한다.

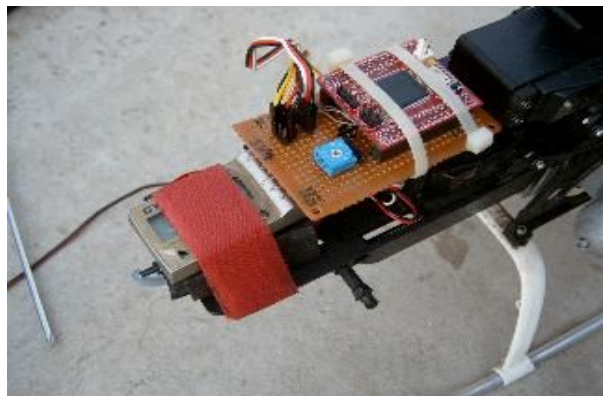


그림 4-100 모형헬리콥터에 적용된 비상착륙모듈

그림 4-100은 모형 헬리콥터에 적용한 비상착륙 모듈로서 비상결정 신호를 받아서 피치각을 12% 즉 0.5도의 로터각을 줄이는 방법으로 서행 하강을 구현하였다. 하강속도는 약 30cm/sec 정도이며 수평을 유지하며 랜딩을 통하여 기체에 영향을 주지 않을 하강속도였다.

복구 가능한 단기간 시스템 오류는 우선 제자리 비행(hovering)을 하게 하고, 무선통신 두절, 엔진 이상 등에는 비상 착륙을 유도하도록 하는 비상 정지 또는 착륙 모듈이 이상적이다. 이상을 감지하면 비상신호를 보내고 필요한 값을 저장하고 일정시간 동안 제자리 비행을 하고 일정시간이 경과하면 송수신을 차단하고 비상착륙 모드로 접어들도록 한다.

제 5 장 목표달성도 및 관련분야에의 기여도

1. 연차별 연구개발의 목표 및 내용

본 연구의 최종목표는 농용 회전익기의 균형 기능을 개선하여 작업효율을 제고하고 조종자의 편리성을 도모하는 자세 제어장치를 개발함에 있다. 농용 회전익기의 조종자 친화 비행제어 시스템 개발과 균형기체의 적용설계를 달성하기 위하여 본 과제는 **주관기관의 세부과제인 효율적인 균형 비행을 위한 기체의 적용설계 및 개발**과 **협동과제인 조종자 친화 자세제어시스템 개발**로 구성되었으며, 연차별 세부 연구내용은 다음과 같다.

구분	연도	연구개발의 목표	연구개발의 내용
1차년도	2009	◆ 세부과제 : 균형비행을 위한 농용 회전익기체의 설계 및 개발	▷ 무인헬기 조종 및 사용자 실태 조사 ▷ 경량화 및 여유출력 동력부 개발 ▷ 시작기의 시뮬레이터 장치 개발
	2010	◆ 협동과제 : 조종자 친화 자세제어 시스템 개발	▷ 무인헬기 제어기술자료 수집 및 분석 ▷ 자세측정 모듈 개발 ▷ 비행 데이터 저장/전송 모듈 개발 ▷ 양방향 표시장치/실용 조종기 개발
2차년도	2011	◆ 세부과제 : 균형비행을 위한 농용 회전익기체의 설계 및 개발	▷ 균형 비행을 위한 기체설계 및 개발 ▷ 비례제어 (VRA) 방제장치 개발 ▷ 균형기체 및 비행작업의 효과 측정
	2010	◆ 협동과제 : 조종자 친화 자세제어시스템 개발	▷ 비행 데이터 저장모듈 개발 ▷ 편류제어 모듈 개발 ▷ 자세제어 이륙, 착륙, 정속비행 모듈 개발 ▷ 비상 정지(착륙) 모듈 개발

2. 평가의 착안점 및 기준

항목	세부 평가항목	가중치 (%)	연구 목표치
기본구성 및 평가	무인헬기 조종 및 사용자 실태조사 분석	20	무인항공 살포기술의 분석
	무인헬기 제어기술 자료수집 및 분석		제어기술의 분석
	균평기체 및 비행작업의 효과 측정		자세평가 및 살포평가
	시작기의 시뮬레이터 장치 개발		5DOF 모형 자세실험용
기체부	여유 출력을 갖는 동력부 개발	40	2기통, 2행정, 대향공냉식 35PS 여유 출력
	균평 비행을 위한 기체설계 및 개발		테일부의 pylon설치
	전용 비례제어(VRA) 방제장치 개발		속도비례 균일 살포장치
제어부	자세측정 모듈 개발	40	칼만필터 비행자세 시스템 (AHRS-IMU)
	비행 데이터 저장/전송 모듈 개발		SD 저장/개발용 bluetooth 전송저장
	자세제어 모듈 개발		multi-DSP PID 제어기
	양방향 표시장치/실용 조종기 개발		비상/상태 LED, 간단화된 양방향 조종기
	편류제어 모듈 개발		GPS 5m 유지/비상시
	비상 정지(착륙) 모듈 개발		GPS/조종기 신호이상 호보링 비상착륙

3. 연구개발의 목표달성도

구분 (연도)	세부과제명	세부연구목표	달성도 (%)	연구개발 수행내용
1차 년도 (2009)	제1세부과제 균형비행을 위한 농용회전익기체의 설계 및 개발	무인헬기 조종 및 사용자 실태조사	100	보급 대수, 경영분석, 방제 적용 실태, 사용자 설문조사, 항공방제 사업
		경량화 및 여유출력 특성을 갖는 동력부 개발	100	동력부 핵심요소의 수급, 엔진, 클러치, 트랜스미션, 전장품 구성
		시작기의 모의 비행 운동 거치장치 개발	100	모형 비행장치의 고안 및 실험, 고안장치의 특허출원, 무인헬기용 4자유도 장치제작
	제1협동과제 조종자 친화 자세제어시스템 개발	무인헬기 제어기술자료 수집 및 분석	95	각종 논문 및 자료 온·오프라인 검색, CIPHER 프로그램의 기능 및 기본원리 분석
		자세측정 모듈 개발	70	MEMS형 IMU를 이용한 관성항법장치 설계, 비행 데이터 분석 및 상태방정식 구명
		비행 데이터 저장/전송 모듈 개발 (2차년도 계속)	60 (2년 기준)	RS-232 데이터 SD 저장, 블루투스 무선 통신을 이용한 데이터 원격 PC 전송
		양방향 표시장치/실용 조종기 설계 (2차년도 계속)	50 (2년 기준)	무선조종기와 수신기의 제어 신호 분석, 양방향 표시장치 설계 및 구현

구분 (연도)	세부과제명	세부연구목표	달성도 (%)	연구개발 수행내용
2차 년도 (2010)	제1세부과제 균 평 비 행 을 위 한 농 용 회 전 의 기 체 의 설 계 및 개 발	균 평 비 행 을 위 한 기 체 설 계 및 개 발	100	Pylon 테일부의 설계 및 제작, 동력부시험, 테일부 추 력측정 및 시뮬레이션
		비례제어 방제장치 (VRA) 개발	100	방제 제어기의 제작, 방제 장치 및 붐의 제작, 속도 및 조종기의 연동설계
		균평기체 및 비행 작업의 효과측정	100	방제입자 분포의 정량 측정 방제붐의 장착 및 영향요소 의 구명, 기체의 자세측정과 비교
	제1협동과제 조종자 친화 자세 제어 시 스템 개발	자세제어 모듈개발	100	PWM 방식의 서보 제어기 제작, IMU, GPS 통합형 자 세제어 시스템 개발
		편류제어 모듈개발	100	편류상황 감지논리 개발, 비상 편류 발생 시 호버링 범위규정, 비행고도 보정장 치 제작
		비행 데이터 저장 모듈 개발	100	블루투스 또는 RF모듈을 이용한 무선 송수신 모듈개 발, 비행데이터 보안(암호화) 방안 강구, 비행데이터 저장 장치 제작
		양방향 표시장치/ 실용 조종기 개발	100	조작신호 및 자세모니터링 시스템 개선, 간편 조종기 개발
		비상 정지(착륙) 모듈 개발	100	기체 및 센서의 이상 감지 논리 개발, 비상정지 및 착 륙을 위한 기체 제어방법 개 발

4. 관련분야 기여도

항목	연구 관련분야	기 여 도
기본 장치	개발 시뮬레이터 짐벌 장치 개발	<ul style="list-style-type: none"> - 기존의 소형 무인헬기 시험장치 개선 - 2중 회전 중심축을 이용하여 4자유도에 대한 독립적인 비행시험 가능 - 연구용 및 교육용으로 활용
기체부	여유출력 동력부의 균평 기체 개발	<ul style="list-style-type: none"> - 기체 좌우방향의 균평자세를 유지함으로써 농약, 비료, 종자 등의 균일 살포 가능 - 균평기체의 동역학적 설계기준 제시
	전용 비례제어 방제장치 개발	<ul style="list-style-type: none"> - 균평기체와 더불어 속도비례형 살포량 제어장치를 구성함으로써 균일살포의 효과 증대 - 방제장치 및 제어기 설계 기술 개발
제어부	자세측정 및 비행 데이터 저장 모듈	<ul style="list-style-type: none"> - MEMS IMU를 이용한 무인헬기 자세측정 모듈 개발 - 블루투스 및 RF 모듈을 이용한 무선 데이터 송수신 기술 적용 - SD카드 기록 및 암호화 기술 적용
	자세제어 모듈 개발	<ul style="list-style-type: none"> - DSP를 이용한 PWM 방식의 서보 제어 기술 개발 - 무인헬기 조종간의 조작에 따른 기체의 동적 거동 분석 - IMU-GPS 통합형 자세제어 모듈 개발
	양방향 실용 조종기 및 표시기 개발	<ul style="list-style-type: none"> - 간편 조종기 개발을 통한 조종자 편이성 증대 - 양방향 표시장치 설계 및 구현 - 비행 데이터 모니터링 및 분석 프로그램 개발
	편류제어 및 비상 모듈 개발	<ul style="list-style-type: none"> - 편류 상황 감지 논리 개발 - 비상 상황에 대한 대처 알고리즘 개발 - 비상 정지(착륙) 모듈 개발

공백

제 6 장 연구개발 성과 및 성과활용 계획

1. 논문 성과

본 연구의 수행기간 중에 아래 표와 같이 1편의 학술지 게재논문과 3편의 학술대회 학술대회 논문을 발표하였다. 학술대회에서 발표한 2편의 논문은 2011년도에 관련 학술지에 투고할 예정이다.

논 문 명	발간연도	학술지명
3축가속도 센서를 이용한 이동물체의 자세각 측정	2010	대한전기학회 학술대회
농용 회전익기의 균형 기체설계 및 조종자 친화 자세 제어 시스템 개발	2010	바이오시스템 공학 : 35 (5)
모형 무인헬기의 동적 파라미터 추정을 위한 주파수 응답 해석	2011	한국농업기계 학회학술대회
무인 헬리콥터 조종기의 조종간 위치 전송장치 개발	2011	한국농업기계 학회학술대회

무인헬리콥터를 대상으로 하는 기존 논문은 연구용 장거리 감시 분야에 치중되어 있으므로, 본 연구과제에서는 농용 무인 회전익기 자세제어 및 기체의 적용설계에 관한 방향으로 연구한 결과를 관련 학술지에 게재하였다. UAV에 균형기체를 적용한 수평자세유지 회전익기에 관한 연구는 예를 찾을 수가 없으며, 본 연구는 균형기체를 적용으로 균일한 무인방제작업이 가능하도록 사용한 최초의 연구이다.

무인헬리콥터의 제어에 대한 논문 또한 군사용 전략적 목적으로 구현된 자율주행, 지상감시 및 명령체계를 대상으로 하고 있다. 본 연구에서의 주된 연구범위는 농용의 목적에 맞는 조종자 편리성과 살포 효과의 균일성을 목표로 한 연구로서 실용적인 연구가 포함되어 있다. 논문의 주제는 농용 회전익기의 균형 기체설계와 조종자 친화 자세제어 시스템 개발에 초점을 맞추어 게재되었고 이는 실용적인 논문으로서 교육 및 기술지도에 활용될 예정이다.

2. 특허 성과

특 허 명	출원(등록)번호	출원국가
무인헬기용 4자유도형 시험장치	10-2010-0006859	대한민국
약제살포용 무인헬리콥터	10-2010-0040733	대한민국

소형 무인 회전익기(UAV-VTOL)에 균형기체를 적용한 예는 아직 없으며, 본 연구에서는 이를 최초로 적용하여 균일한 살포작업을 가능케 하며, 검증된 효과를 통하여 제고된 성능을 발휘하는 무인 농업 회전익 기체가 될 것이다. 운동역학적인 기계적 설계와 개선은 제어기와 더불어 조종자(농업인 운영자)의 편리성에 대한 요구에 부응하고 실수의 가능성을 줄이는 그러나 습득하기 쉬운 농작업 시스템을 추구하게 될 것이다.

또한 기존의 시험장치의 문제점을 개선한 4-자유도형 짐벌 시험장치는 무인헬리콥터의 연구개발에 이용될 수 있다. 2중 회전 중심축을 바탕으로 시험하는 무인헬리콥터가 4 자유도에 대하여 독립적으로 정확하게 운동할 수 있으므로 모의비행 짐벌은 자율비행 기체의 실험에 사용될 수 있으며 교육용으로도 개발이 가능하다.

3. 기술적 산업적 성과

농업용 소형 무인 회전익기와 이를 이용한 항공방제기술을 개발함으로써 벼농사는 물론 채소, 원예, 과수 등의 고성능 기계화방제 작업이 가능하다. 무인헬리콥터 방제는 고농도 소량·미량 살포방식으로 소규모 필지 작업이 가능하고 부착률이 높으며 살포입자의 비산을 크게 줄일수 있어 정밀방제와 작업자와 환경을 동시에 생각하는 지속적 농업이 가능하게 된다.

이러한 기대와 더불어 살포 등 균평한 작업을 유지함으로써 농작업의 효과를 제고하며 조종자의 간편하고 편리한 제어를 제공함으로써 사고와 피로를 회피할 수 있다.

과도한 노동력 투하와 방제작업의 기피현상 등이 심화됨에 따라 생력화된 저투입 적소 방제가 가능한 항공방제작업 체계가 정립된다. 현재 일부 방제

및 과중작업에 유인헬리콥터가 이용되고 있으나 고가이고 넓은 지역의 공동 방제에만 이용이 가능하며, 일부 선진국에서 개발된 무인 회전익기는 핵심기술의 도입이 어려울 뿐아니라 균형작업이 가능한 소형 무인 회전익기 기체의 개발을 통하여 고성능 방제작업으로 고품질의 농산물 생산과 생산비 절감 및 환경보전도 가능할 것으로 판단된다. 개발된 무인 헬리콥터의 1일 살포능력은 20-30ha로서 30여명의 인력대체 효과를 발휘하며 총경지면적의 10%(약 20만ha)에 적용하면 연간 약 200대의 수요가 예상된다. 국내외 기술의 국산화로 수입대체가 가능하게 되었다. 그 외에 소형 무인 헬리콥터의 농업 이외의 적용 분야는 많으며 상업용 촬영, 군경용 감시 및 레저용 등으로 그 경제 및 산업적 파급 효과가 크며 장기적으로 연간 600억 이상의 매출효과가 예상된다.

개발 완료된 무인 균형 회전익 기체와 제어시스템은 업체와 공동으로 상품화함과 동시에 방제방법, 제형개발 및 관련 법규의 제정으로 실용화할 수 있도록 하며, 기타 산업용으로도 사업화가 추진되도록 한다. 무선조정은 일정기간 훈련과 자격이 필요하나 이 과정을 최단화 하는 효과가 있으며 안전한 항공방제기술을 익힐 수 있도록 제도화 될 수 있다. 기타 항공방제가 농업에 널리 이용될 수 있도록 무선법 및 항공법에 대한 검토가 필요하다.

공백

제 7 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 헬리콥터는 일본과 한국이 주도하고 있다.

그러나 회전익 무인항공기는 군사용의 핵심 장비로 부각되고 있다. Northrop Grumman, Boeing, Bell 등 항공군수업체들은 1990년대부터 무인 헬리콥터 개발에 들어갔으며, 현재 무인비행체 분야에서 가장 앞선 국가인 미국과 이스라엘을 중심으로 군수와 민수분야에 무인비행체 개발 프로그램들이 전 세계적으로 50건 이상 진행되고 있다. 이중 1/3은 회전익 항공기로서 수직이착륙이 가능한 VTOL 형식이다. 무인항공기 산업은 민수분야로 점차 확대되어 농약 및 비료의 항공 살포, 산불 감시, 교통 정보 파악, 항공 지도 제작, 재해 정보수집 등의 목적으로 민수용 산업무인헬리콥터는 다양한 분야에서 활용되고 있다. 무인 헬리콥터의 수요가 급증하고 있어 2013년 국내시장 규모 875억원, 세계 시장규모 2.5조원에 이를 것으로 추정된다.

미국의 경우는 군용을 위주로 무인기의 지속적인 개발이 이루어지고 있으며 Northrop Grumman의 RQ-8A Fire Scout, Frontier Systems의 A160 Humming-bird, NRI의 Autocopter, TAG의 M65/M80, Trek Aerospace의 Unmanned Little Bird, UCAR(Unmanned Combat Armed Rotorcraft) 등이 대표적인 기업이다. 이스라엘의 Steadicopter의 Helivision은 농용, 정찰, 중계 및 감시 분야에 사용되도록 개발되고 있다. 오스트리아는 Schiebel의 Camcopter 5.1이 주류를 이루고 있다. 러시아의 카모프는 대우와의 공동연구 이후 Ka-137에 대한 개발이 계속 이루어지고 있으며 네덜란드의 FlyCam은 Delft 대학과 항공우주연구소 공동으로 Lynx(원격기동)시리즈를 연구하고 있다. 독일의 EADS S&DE와 프랑스의 Survey-Copter는 Scorpio 무인헬리콥터와 Orka-1200을 개발 중에 있다.

세계의 Light VTOL-UAV 14개국 35개 이상의 제작사에서 46개 이상의

모델이 생산되고 있다. 농업분야에서 필요로 하는 UAV(unmanned aerial vehicle) 기술은 수직이착륙 회전익기를 대상으로 하고 있으며 일본 야마하의 Rmax 기종이 시초라고 볼 수 있다. 회전익기가 운동역학적 요소에 의해서 영향을 받을 때 여러 요인에 의해서 불균평한 비행을 하게 되면 한쪽으로 편류하게 되고 다시 이를 바로 잡기 위하여 로터의 사이클릭 피치를 반대로 기울여 균형을 이루게 된다. 이러한 기울어짐 현상의 주된 원인은 테일로터의 추력 방향과 롤 모멘트에 의한 기체의 비틀림 때문이다. 이러한 기울어짐 현상은 기체 자세제어의 방법으로는 해결할 수 없는 동역학적 문제를 근원적으로 내포하고 있다. 현재 모든 농용 회전익기는 이러한 문제에서 자유롭지 못하며 이는 불균일한(우측 과다) 살포 패턴과 ULV 살포기술에서는 심각한 비효율적인 방제효과를 초래한다.

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 비행제어 시스템을 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.

무인헬리콥터 시스템은 (1) 비행 기체 (2) 비행 시스템 및 (3) 데이터 통신의 세 부분으로 구성되어 있는데 이에 따른 요구되는 기술은 다음과 같다.

- (1) 비행 기체: 저레이놀드수 고성능 로터 기술, 저 회전수 고안정성 로터 기술, 내충격 강화 기술, 경량 고신뢰 동력부 개발, 고효율 동력전달장치 개발
- (2) 비행 시스템: 자동비행 기술, 관제기술, 자동 이착륙기술, 임무 탑재기술, 임무장비 조종 및 시연 소프트웨어 개발
- (3) 데이터 통신: 송수신 기술, 안테나 추적기술, 통신제어기 기술 및 영상기술 등을 들 수 있다.

제 8 장 참 고 문 헌

- 강희정, 권오준. 2001. 로터 정지비행에 관한 점성유동해석을 위한 비정렬격 자기법. 한국항공우주학회지 29(8): 37-44.
- 구영모. 1996. 직주입 총유량 자동제어방식 분관방제기의 개발. 한국농업기계학회지. 21(2): 155-166.
- 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, 구삼옥, 염찬홍, 최동환. 1999. 무인항공기 기술 및 시장동향 조사. 한국우주학회 추계학술 발표대회 pp. 184-187.
- 김승범, 황창진, 주진. 2005. 무인헬기 개발동향 및 소요기술 분석.
- 농촌진흥청. 2004. 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.
- 배중윤. 2010. DSP 기반의 비행제어 컴퓨터/소프트웨어 개발. 건국대학교 석사학위논문.
- 백성열. 2009. 소형무인헬리콥터 파라미터 추정에 관한 연구. 한국항공대학교 석사학위논문.
- 서상룡. 1997. 농약살포기의 이용실태와 개발현황. 월간농기계. 통권 134호. pp 12-14.
- 심현철. 1993. 모형헬리콥터의 정지비행제어기의 설계에 관한 연구. 서울대학교 석사학위논문

- 심현철. 2010. 농용헬기의 PID제어. Personal communication in seminar.
- 이강희. 1996. 파일럿 핸드북Ⅲ - 헬리콥터 조종사. 비행연구원. 서울
- 이수갑, 최기영, 장세명 2003. (S. Newman 원저) 헬리콥터 공학. 도서출판 인터비전. 서울시.
- 이정환, 정태원. 2004. 칼만필터를 이용한 무인항공기용 항법시스템의 설계 및 구현. 대한전기학회 하계학술대회 논문집 pp. 2218-2220
- 월간 라디오 컨트롤. 1999. 4권 3-7호. 전파기술정보사.
- 조성인, 정창주, 이동훈, 이중용. 1996. 분방제기의 균일량 살포를 위한 제어 시스템 개발. 한국농업기계학회지.
- 허오철. 2009. MEMS 센서를 이용한 동체의 자세추정. 성균관대학교 석사학위논문.
- 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.
- 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.
- Aerial Application Handbook, Kansas State University, Kansas, USA.
- 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.
- CIFER User's Guide (Ver. 5.4.00). 2010. US Army Aeroflightdynamics Directorate. Ames Research Center. Moffett Field, CA. USA.
- Daewoo H. I, LTD. 1997. Development activities of multipurpose unmanned helicopter at Daewoo. Journal of the Korean Society for

Fletcher, T. M., R. E. Brown. 2006. Modelling main rotor-tail rotor wake interaction. Royal Aeronautical Society: 1-6

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 eigenstructure assignments. Jnl of guidance control and dynamics 12(6):

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. (In Japanese)

Himel, C. M. 1969. The Optimum size for insecticide spray droplets. J. Econ. Entomol. 62(4): 919-925.

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.

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. (In Korean)

Koo, Y. M., C. S. Lee, T. S. Seok, S. K. Shin, T. G. Kang, S. H. Kim and T. Y. Choi. 2006a. Aerial application using a small RF controlled helicopter (I) - status and cost analysis -. Biosystems Engineering. 31(2): 95-101. (In Korean)

Koo, Y. M., T. S. Seok, S. K. Shin, C. S. Lee and T. G. Kang. 2006b. Aerial application using a small RF controlled helicopter (III) - lift test and rotor system -. Biosystems Engineering. 31(3): 182-187. (In Korean)

- Koo, Y. M. and T. S. Seok. 2007. Aerial application using a small RF controlled helicopter (V) - tail rotor system -. Biosystems Engineering. 32(4): 230-236. (In Korean)
- Koo, Y. M., T. S. Seok and S. K. Shin. 2010. SW05 rotor lift of an unmanned helicopter for precise ULV aerial application. Biosystems Engineering. 35(1): 31-36. (In Korean)
- Koo, Y. M., Y. Bae T. S. Soek, S.K. Shin, H. J. Park. 2010. Tail rotor design and thrust test for a roll-balanced agricultural unmanned helicopter. Journal of Biosystems Engineering. 35(5): 302-309.
- Lee, K. T. and K. H. Lee. 2000. UAV-Current and Future. Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science. 28(6): 142-163. (In Korean)
- Last, A. J., C. S. Parkin and R. H. Beresford. 1987. Lost-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.
- Mettler, B. 2003. Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft. Kluwer Academic Publishing. p. 64.
- Minetomo, H. 2004. Disaster monitoring based on an unmanned helicopter. Journal of the Japanese Society of Agricultural Machinery. 66(2): 13-16. (In Japanese)
- 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.
- Padfield, G. 2007. Helicopter flight dynamics: the theory and application of flying qualities and simulation modeling. AiAA Education Series
- Pallet, T. J., B.J. Wolfert and S. Ahmad. 1991. Real-time helicopter flight control test bed. Working paper, Purdue University.
- Prouty, R. W. 2002. Helicopter performance, Stability, and Control. Krieger Pub. Co., Inc., Malabar, Florida, USA.

RDA (Rural Development Administration). 2004. Farm household labor hours by crops.

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.

Soek, T. S., Y. M. Koo, C. S. Lee, S. K. Shin, T. G. Kang and S. H. Kim. 2006. Aerial application using a small RF controlled helicopter (II) - development of power unit - J. of Biosystems Eng. 31(2): 102-107. (In Korean)

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

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

Smith, D. B., E. C. Burt and E. P. Lloyd. 1975. Selection of optimum spray-droplet size for boll weevil and drift control. J. Econ. Entomol. 68(3): 415-417.

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.

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

Whitney, R. W. and L. O. Roth. 1985. String collectors for spray pattern analyzer. Transactions of the ASAE. 28(6): 1749-1753.

주 의

1. 이 보고서는 농림수산식품부에서 시행한 농림기술개발사업의 연구 보고서입니다.
2. 이 보고서 내용을 발표할 때에는 반드시 농림수산식품부에서 시행한 농림기술개발사업 의 연구결과임을 밝혀야 합니다.
3. 국가과학기술 기밀유지에 필요한 내용은 대외적으로 발표 또는 공개하여서는 아니됩니다.