

## 근접감시 무인항공기의 비행제어시스템 개발

신 성식<sup>1†</sup> 문 정호<sup>2</sup> 노 은정<sup>3</sup>

### 내용목차

1. 서론
2. 비행체
3. 비행제어 시스템
4. 조종면 고장허용제어 시스템
5. HILS 시스템
6. 영상기반 자동회수 시스템
7. 비행시험
8. 결론

---

1<sup>†</sup> 대한항공 무인기사업부 비행체개발팀 비행제어그룹 그룹장

(교신저자 Tel: 042-868-6127 E-mail: ssshin@koreanair.com)

2 대한항공 무인기사업부 비행체개발팀 비행제어그룹

3 대한항공 무인기사업부 비행체개발팀 비행제어그룹

논문접수일: 2011년 10월 31일 게재확정일: 2011년 12월 28일

논문수정일 (1차: 2011년 11월 29일, 2차: 2011년 12월 28일)

## Development of Flight Control System for Close Range Surveillance UAV

Shin, Sung Sik<sup>1†</sup> Moon, Jung Ho<sup>2</sup> Roh, Eun Jung<sup>3</sup>

### Abstract

The results of flight and HILS (Hardware-in-the Loop Simulation) tests show that the performance of developed flight control system is very excellent. This paper presents the development of flight control system for the close range surveillance UAV. The developed flight control system consists of both hardware and software such as system software, flight operation software, and flight control/guidance software. The function of flight control system includes normal flight mode such as stick auto, knob mode, point navigation, pre-program mode, and emergency mode like command loss.

In addition to that, the flight control system includes advanced functions such as dual redundancy, fault tolerant control surface and navigation, flight envelope protection, vision based auto recovery, etc.

The results of flight and HILS tests show that the developed system possesses performances suitable for the purpose of close range surveillance.

*<Key Words> Flight Control System, Dual Redundancy, Fault Tolerant, Flight Envelope Protection, Vision Based Auto Recovery, Model Based Development (MBD), HILS*

## 1. 서론

지난 걸프전 이후, 전 세계적으로 무인항공기에 대한 관심이 높아지고 있다. 이미 항공선진국에서는 무인기를 정찰임무에 활용하는 것 뿐만 아니라 다수의 무인기를 이용한 네트워크형 전장 시스템을 개발하고 있으며, 이를 통하여 자국의 인명피해를 최소화하면서 최대의 효과를 거두는 전략을 수립하는 수준에 이르렀다.

대한항공은 이러한 세계적 추세에 발맞추어 민군 겸용으로 활용이 가능한 근접감시 무인항공기(KUS-7/9)를 2004년부터 개발하여, 2009년 12월 비행시험에 성공하였다.

본 연구에서는 근접감시 무인항공기(KUS-9) 비행제어시스템의 개발내용을 소개한다. KUS-9의 비행제어시스템은 신뢰도를 높이기 위하여 이중화 기능을 구현하였으며[3], 기본적인 무인기 자동비행기능 외에 고급제어기법인 조종면 고장허용제어, 항법고장허용제어, 비행영역보호 기능 등을 포함하고 있다. 특히 야지에서 그물망 회수시 조종사 조작실수에 의한 사고위험[14]을 줄이고, 회수 성공율을 크게 높일 수 있는 영상기반 자동회수 기능 등을 개발하여, 국내최초로 비행시험에 성공하였으며, 이를 통해 무인기의 운용성과 회수 신뢰성을 극대화하였다.

## 2. 비행체

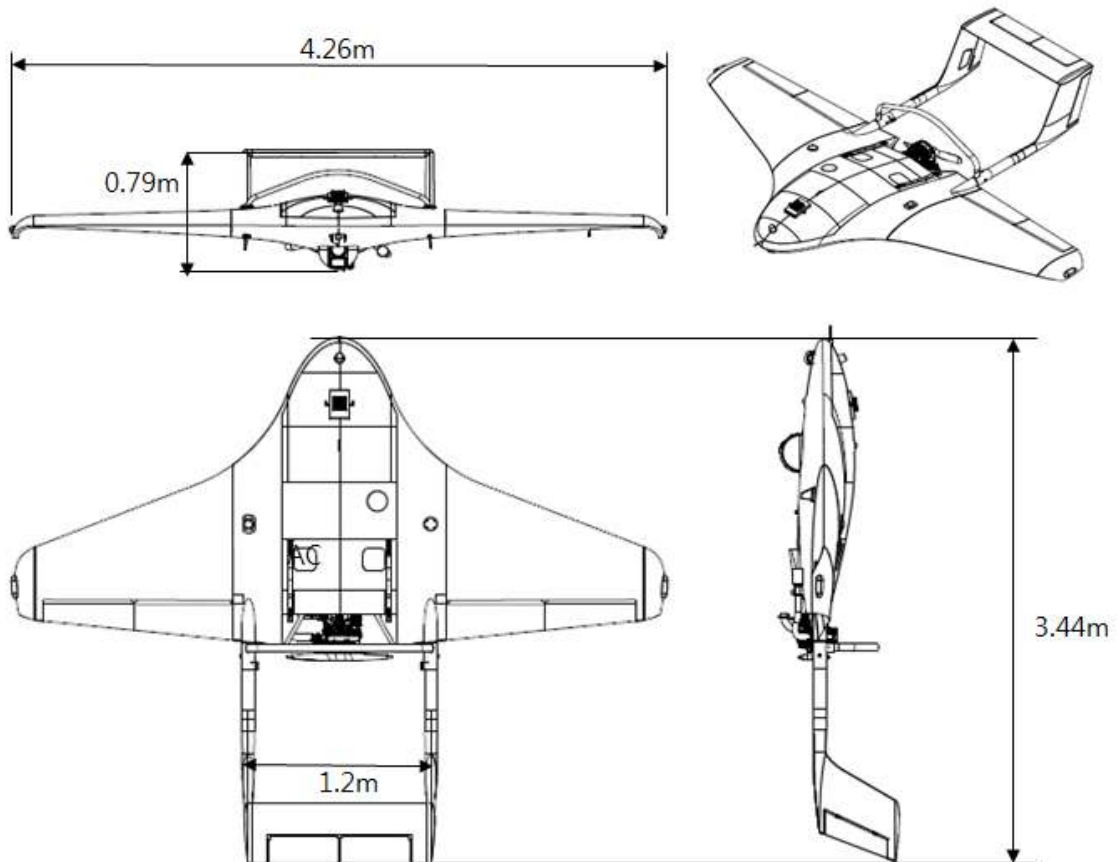
KUS-9은 Two Tail Boom을 가진 BWB(Blended Wing Body) 타입의 무인기로서 제원은 아래 <표 1>과 같고, 기체형상은 <그림 1> 및 <그림 2>와 같다.

<표 1> KUS-9 제원 및 성능

제 원		성 능	
최대이륙중량	150kg	운용시간	6hr
엔진	38hp	최대고도	4km
전장	3.44m	최대속도	210km/h
전폭	4.26m	순항속도	140km/h
운용거리	80km	임무속도	110km/h



<그림 1> KUS-9 기체형상



<그림 2> KUS-9 삼면도

### 3. 비행제어시스템

비행제어시스템은 무인기가 자동으로 비행하며 임무를 수행하기 위한 필수 시스템으로 비행제어컴퓨터, 항법장비, 대기측정장치, 조종면 구동기 등으로 구성된다. 특히 비행제어 컴퓨터는 비행체에 탑재된 모든 장비와 전기적으로 연결되어 상태를 모니터링하고 탑재장비를 제어하며 또한 지상으로부터 데이터링크를 통해 임무를 수신하여 임무장비를 조종하는 무인기의 핵심 장비이다.

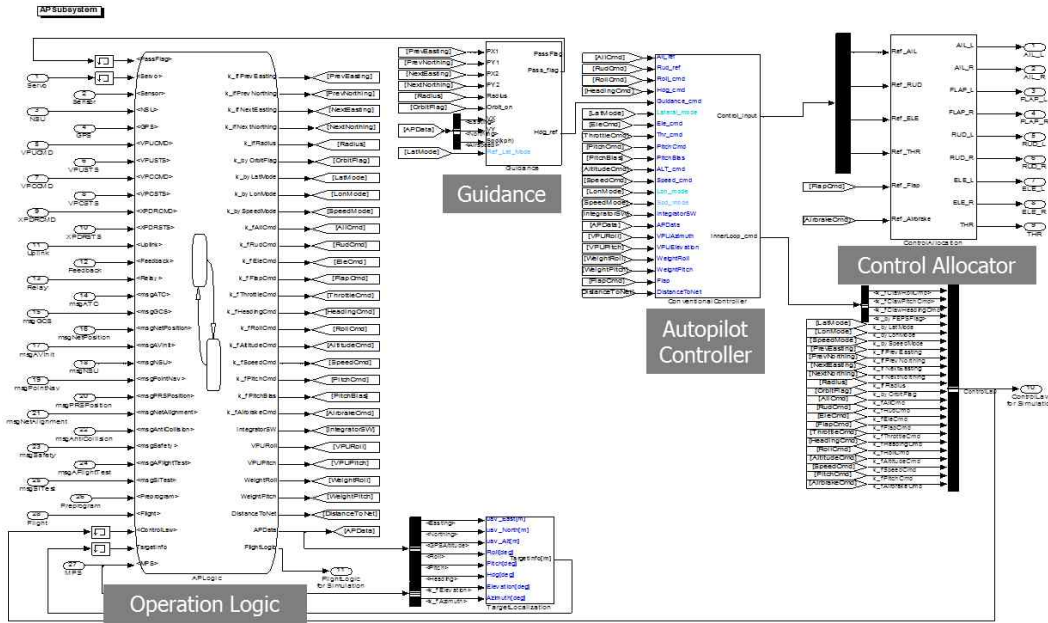
#### 3.1 비행제어컴퓨터 하드웨어

비행제어컴퓨터는 신뢰성 향상을 위해 하드웨어적인 이중화 구조로 개발하였으며[3], 고속의 MPC8247 프로세서를 탑재하고 9채널 시리얼, 10채널 PWM, 10채널 차등 AD, 2채널 DIO로 외부인터페이스가 가능하다. 실시간 정확성을 위해 WindRiver社의 VxWorks 실시간 운용체제(RTOS: Real-Time Operating System)를 사용하여 안정적인 운용이 가능하다.



<그림 3> KUS-9 탑재시스템 구성



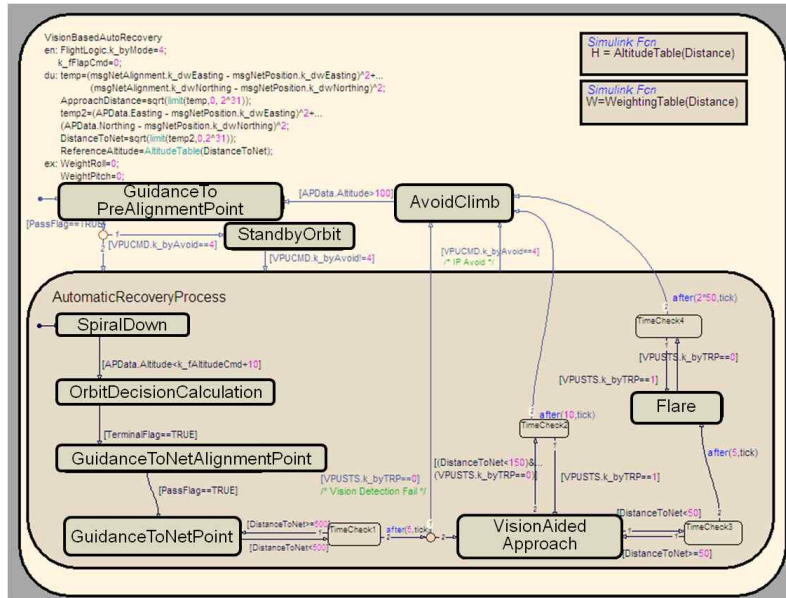


<그림 5> 모델기반방식으로 설계한 비행제어법칙 S/W

무인항공기의 자동비행을 위한 비행운용로직은 다양한 비행 상황에 대한 정의와 규칙이 반영되어야 하므로 매우 복잡하며 개발자가 C코드를 보고 파악하기가 매우 어렵다. 이러한 비행운용로직은 Stateflow<sup>®</sup>를 활용하여 구현함으로써 복잡한 로직을 단순화하고 도식화하여 개발자간 의사소통 및 동료검토에 매우 효과적으로 활용하였다.

Simulink와 Stateflow<sup>®</sup>를 활용하여 개발한 모델은 자동코드생성 전에 모델 차원에서 검증이 이루어 져야 한다. 이러한 모델 검증은 Model Advisor를 활용하여 DO-178B 지침 49개 항목, MAAB(Mathworks Automotive Advisory Board) 지침 43개 항목의 준수 여부를 각 소프트웨어 개발자가 담당할 모듈을 개발단계부터 지속적으로 검사하여 모델을 지속적으로 개선하였다.

근접감시 무인항공기의 비행제어시스템 개발



<그림 6> 모델기반 방식을 이용한 설계(자동회수모드)

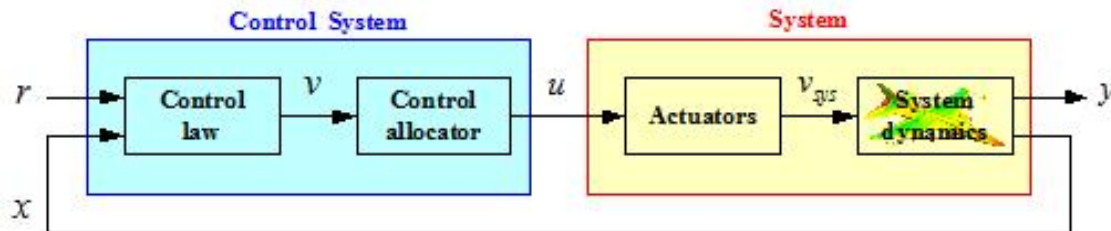
최종 통합된 제어법칙 모델은 탑재 소스코드(C언어)로 변환하는 코드 생성기가 필수적이며 적용 가능한 코드 생성기로는 MATLAB의 RTW-EC, SCADA의 KCG, dSPACE의 TargetLink 등이 있으며 본 사업에서는 다양한 블록과 하드웨어를 지원하고 사용자 옵션이 많은 RTW-EC를 적용하였다.

<표 2> 자동코드생성기 특징 비교

Properties	RTW-EC	Target Link	KCG
Simulink Support	High	Medium	Low-Medium
User-Friendliness	Medium	High	Medium
Customization Options	High	Medium-High	Low
Standard compliance	Low-Medium	Low-Medium	High

## 4. 조종면 고장허용제어 시스템

전형적인 항공기의 비행제어시스템은 하나의 조종면이 각 방향의 운동을 제어하도록 설계된다. 즉, 엘리베이터는 피치운동, 에일러론은 롤운동, 러더는 요 운동을 제어하게 된다. 그러나 최근에 개발되거나 연구가 진행되고 있는 항공기들은 다양한 비행 요구조건과 기동성능을 확보하기 위하여 세 개 이상의 조종면을 구비하고 있으며, 이러한 조종면들은 서로 독립적으로 작동이 가능하도록 설계되는 추세이다. F-18 HARV(High Angle-of-attack Research Vehicle)과 같은 고성능 전술용 항공기의 경우에는 13개의 조종면을 구비하고 있으며, 이들 조종면들의 서로 다른 조합을 통해 20개 이상의 조종면을 갖춘 효과를 얻는 것도 가능하다[7]. 이와 같은 조종면 수의 증가는 원하는 제어목적이 달성될 수 있도록 제어 명령을 각각의 조종면에 효율적으로 분배하기 위한 제어명령 분배에 관한 연구의 필요성이 대두되었다. 조종력 할당(CA : Control Allocation) 기법은 일반적으로 많은 수의 조종면을 이용하여 항공기에 요구되는 힘과 모멘트를 생성하는 기법을 말한다. 조종력 할당기법은 항공기의 조종면 고장이나 성능저하 상황에 대처할 수 있도록 하는 재형상 제어(Reconfigurable Control) 문제에 용이하게 적용할 수 있으며 조종면의 고장을 고려하지 않고 제어를 설계할 수 있다는 장점이 있다[4],[6].



<그림 7> 조종력 할당기법이 적용된 비행제어시스템 구조

<그림 7>은 조종력 할당기법이 적용된 비행제어시스템의 구조를 나타낸 것으로 조종력 할당기법이 적용된 비행제어시스템은 먼저 조종면의 고장이나 성능저하를 고려하지 않은 정상(normal)상태의 항공기 모델에 대한 제어시스템을 설계한 후, 조종면의 고장이나 성능 저하 발생시 제어시스템에서 생성된 제어명령을 각 조종면에 적절하게 분배할 수 있는 조종력 분배기(control allocator)를 설계하여 결합함으로써 전체 시스템을 구성할 수 있다. 본 시스템에서도 이와 같은 과정과 동일하게 우선 KUS-9의 비행제어시스템을 설계한 후, Pseudo-inverse CA 기법[2]을 이용한 조종력 분배기를 설계하여 결합하였다. 본 시스템은 조종면 고장허용제어를 고려하여 총 8개의 조종면을 가지고 있으며, 플랩과 에일러론, 두 개의 러더 그리고 두 개로 분할된 엘리베이터가 일부 조종면 고장시 각 조종면들이 독립적으로 작동하여 여유 조종력을 발생시킬 수 있도록 설계되었다.

## 4.1 조종력 할당 문제정의

조종력 할당문제를 정의하기 위하여, <그림 7>에 도시된 그림에서 제어법칙으로부터 생성된 제어입력  $v$ 는 조종력 분배기의 입력변수가 되고 이는 가상 제어입력(virtual control input)으로 정의되며  $v \in R^k$ 이다. 또한 조종력 분배기의 출력인  $u$ 는 조종면 작동기(actuator)의 입력 변수로 실제 제어입력(true control input)으로 정의되고  $u \in R^m$ 이다. 조종력 할당문제에서 다루고자 하는 시스템은 여분의 조종면이 있는 시스템으로서  $m > k$ 의 조건이 만족되어야 한다. 조종력 할당 문제를 수학적으로 표현하면 아래와 같다.

$$g(u(t)) = v(t) \quad (1)$$

여기서  $g$ 는  $g: R^m \rightarrow R^k$  로의 사상함수(mapping function)이다. 선형시스템의 경우에는 식 (1)을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$Bu(t) = v(t) \quad (2)$$

여기서  $B$ 는 제어 유효행렬(control effectiveness matrix)로 크기는  $k \times m$ 이고,  $rank(B) = k$ 이다. 또한 작동기는 물리적인 변위 제한(deflection limit)과 변화율 제한(slew-rate limit)에 의해서 다음과 같은 구속식을 갖게 된다.

$$\underline{u} \leq u \leq \bar{u} \quad (3)$$

여기서  $\underline{u} = u_{\min}$ ,  $\bar{u} = u_{\max}$ 이다. 식 (2)와 구속식인 식 (3)을 결합하면, 선형시스템에 대한 조종력 할당 문제는 최종적으로 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$Bu = v \quad (4)$$

$$\underline{u} \leq u \leq \bar{u} \quad (5)$$

식 (4)와 식 (5)를 만족하는 해는 기하학적으로  $Bu = v$ 에 의해 생성되는 다차원 평면(hyperplane)과 작동기의 구속식  $\underline{u} \leq u \leq \bar{u}$ 가 이루는 다차원 박스(hyperbox)와의 교선(intersection)으로 주어지게 된다.

## 4.2 Pseudo-inverse CA 기법

Pseudo-inverse CA 기법의 경우, 작동기의 구속조건을 고려하지 않으면, 식 (4)와 (5)는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\min_u \| W_u(u - u_d) \|_2 \quad (6)$$

$$\text{subject to } Bu = v$$

식 (6)는

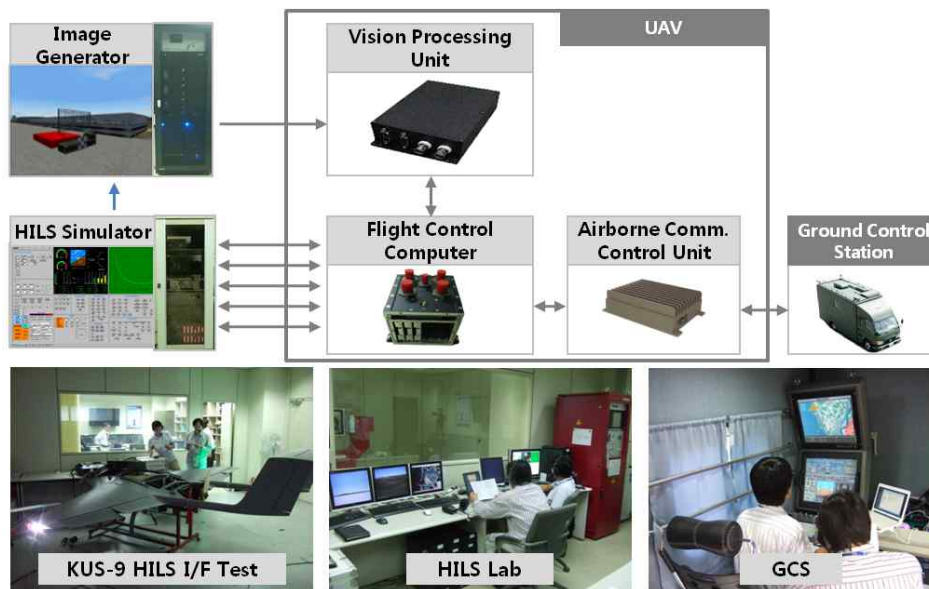
$$u = (I - GB)u_d + Gv \quad (7)$$

$$G = W_u^{-1}(BW_u^{-1})^\dagger$$

과 같은 형태의 닫힌 해(closed form solution)를 갖는다. 여기서 †는 의사역행렬 연산자(pseudo-inverse operator)를 나타낸다. 식 (6)은 작동기에 대한 구속조건을 고려하지 않은 경우에 대한 해이므로 정확한 조종력 할당문제의 해를 얻기 위해서는 여기에 작동기의 구속조건을 고려해주어야 한다. 기존의 연구들에서 이에 대한 몇 가지 방법들이 제시되었는데, [12]는 조종면 변위의 최대값을 역수로 갖는 가중치 행렬을 이용하여 이러한 문제점을 해결하였다. Pseudo-inverse CA 기법은 조종력 할당문제의 해를 계산하는 과정이 비교적 단순하기 때문에 실제 시스템에 구현이 용이하다는 장점을 가지고 있다.

## 5. HILS 시스템

비행제어컴퓨터는 비행 중 고장시 비행이 불가능한 비행 핵심(Flight Critical) 장비이다. 따라서 비행 전에 지상에서 소프트웨어가 탑재된 상태로 HILS시험을 통해 검증한다. HILS(Hardware-in-the Loop Simulation) 시험은 FCC(Flight Control Computer)의 입출력 신호를 모의하고 비행운동을 실시간으로 모의하는 HILS시뮬레이터와 HILS 시뮬레이션 영상을 생성하는 영상생성기, 그리고 실제 운용장비인 지상통제장비, FCC, 통신장비, 영상처리장비 등으로 구성된다.

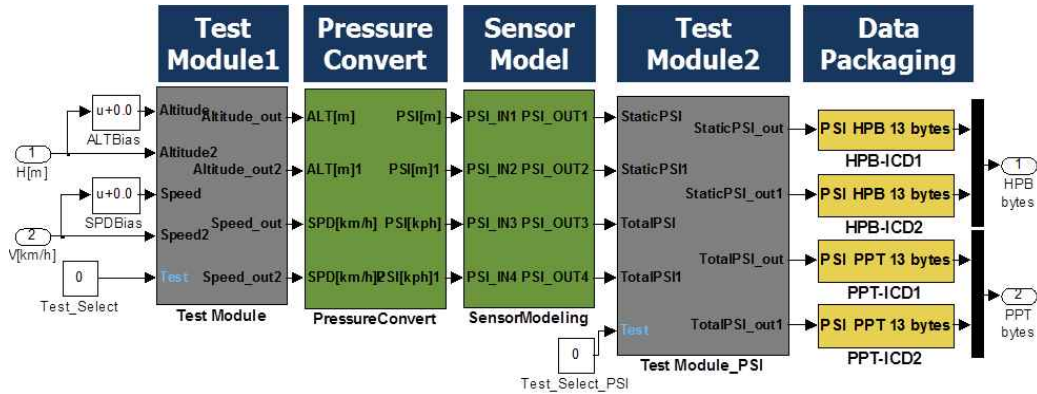


<그림 8> HILS 시험 구성

HILS 시뮬레이터는 dSPACE® 기반의 실시간 컴퓨터로 구성되며 개발 소프트웨어는 비행운동모델과 비행운용로직, 인터페이스 설계 등을 개발하는MATLAB/Simulink®와 실시간 상태 모니터링 및 유저 인터페이스를 개발하는 ControlDesk® 를 활용하였다. HILS

## 근접감시 무인항공기의 비행제어시스템 개발

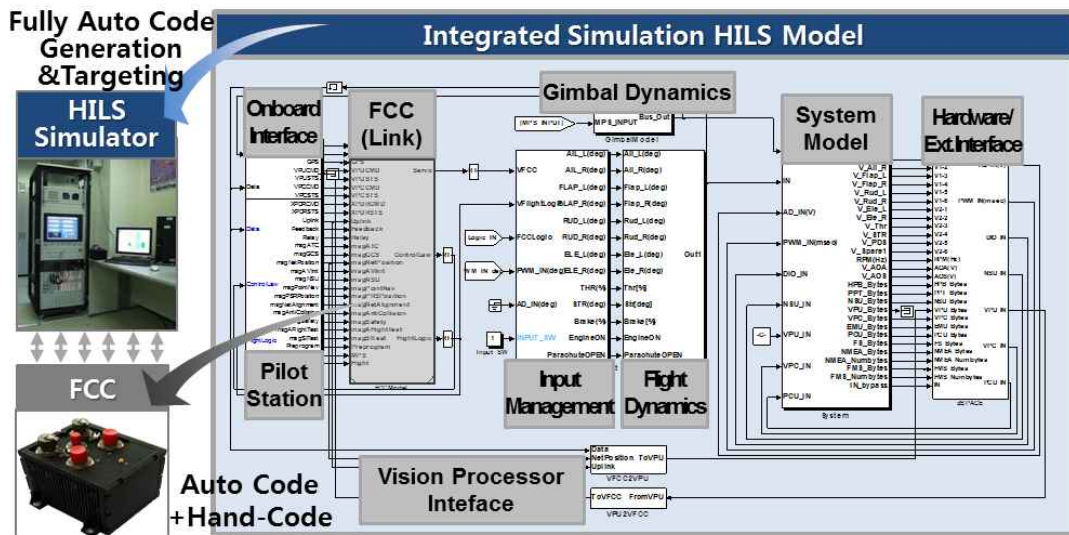
모델에서는 시뮬레이션 모델외에 각종 탑재장비의 모델링이 포함되어야 한다. 본 연구에서는 <그림 9> 와 같이 인터페이스 시험 및 고장 장입을 위한 Test 서브 모델, 장비의 특성 및 로직을 구현한 Dynamics 서브모델, 경과값을 변환하는 데이터 패키징 서브모델의 3가지 형태로 구성하여 개발하였다.



<그림 9> Air Data System 모델 구성 사례

HILS 모델은 FCC에 탑재되는 동일한 비행제어법칙을 포함하도록 설계하여 비행제어법칙 실시간 시뮬레이션, 영상처리장비 HILS, FCC HILS, 체계통합 HILS 등의 다양한 시험 환경 구성이 가능하도록 하였다.

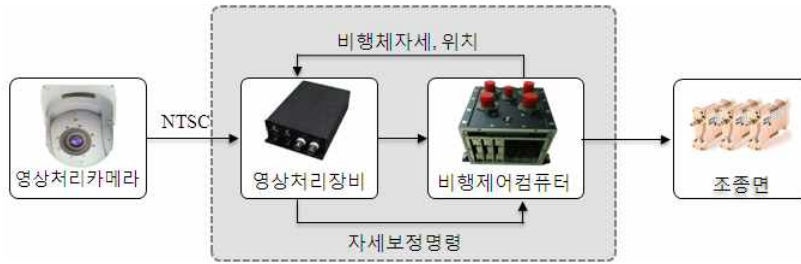
모델기반으로 설계된 비행제어컴퓨터 모델과 HILS 모델은 <그림 10>과 같이 각각의 임베디드 환경에 탑재되며 FCC는 RTOS 부분과 통합하고, HILS 모델은 하드웨어 드라이버를 포함하는 모델 전체를 자동으로 코드생성하고 탑재한다.



<그림 10> 모델 자동코드생성

## 6. 영상기반 자동회수 시스템

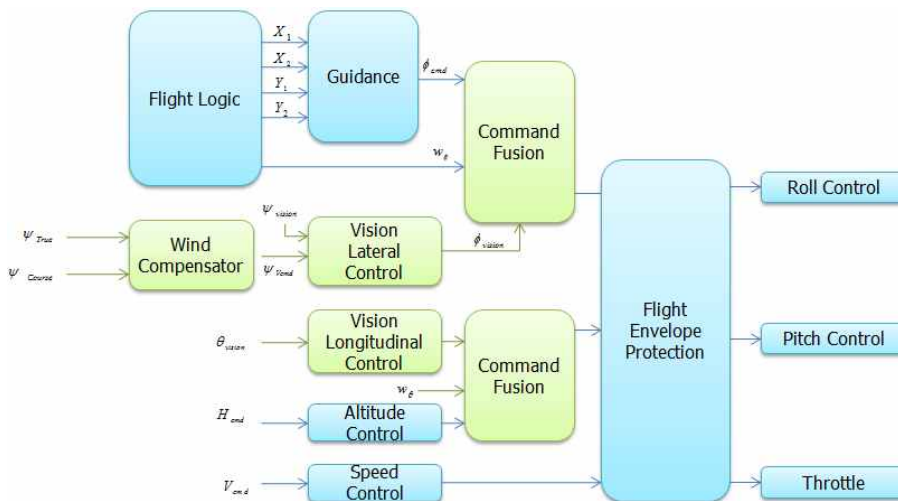
영상기반 자동회수 시스템은 영상으로 회수기준지점(심볼)을 인식하여 비행체를 착륙 지점으로 유도하기 위한 제어 명령을 생성해 내는 것으로 시스템의 구성은 <그림 11>과 같다.



<그림 11> 영상기반 자동회수 시스템 구성

이는 영상처리장비, 영상처리카메라, 비행제어컴퓨터, 심볼(회수 기준 지점)로 구성되며, 영상처리카메라로 심볼의 영상을 획득하여 영상처리장비에서 처리한 후 착륙지점이 영상의 중심에 오도록 정렬명령을 계산하고 비행제어컴퓨터는 이를 바탕으로 비행체 유도제어를 위한 명령을 생성한다[6],[8]. 본 영상기반 자동회수에는 주간컬러영상을 인식하는 영상처리 알고리즘을 적용하였다.

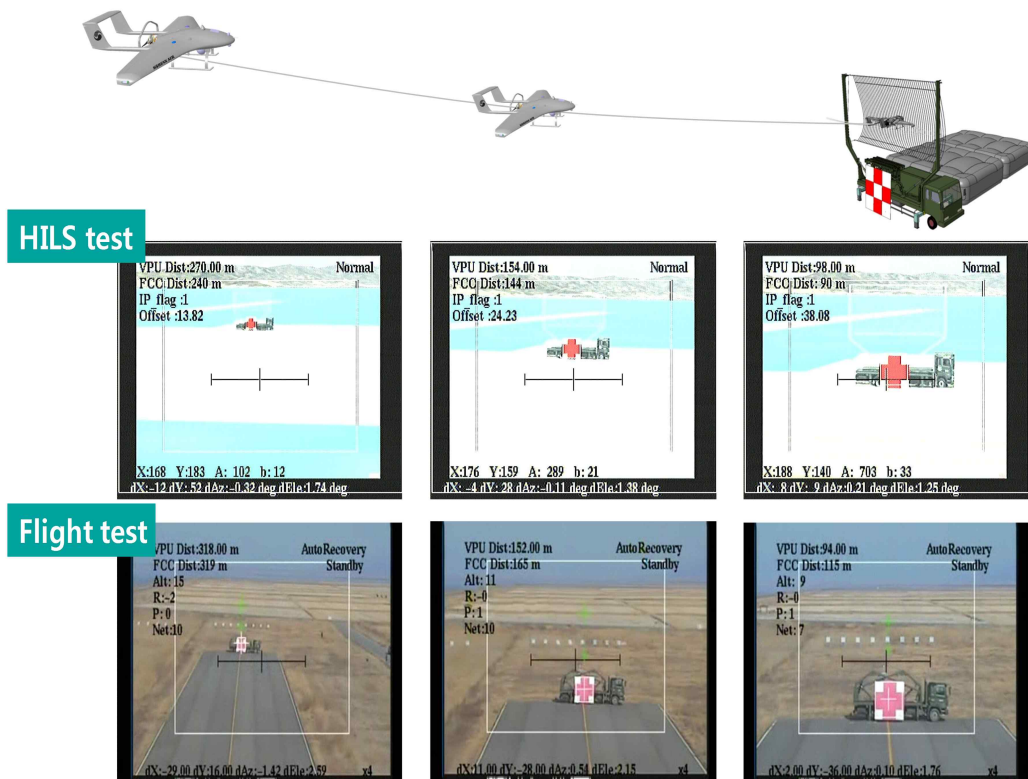
영상기반 자동회수는 유도제어 법칙에서 출력되는 명령과 영상처리장비의 명령을 혼합하는 방법으로 구성된다.



<그림 12> 영상기반 자동회수 유도제어

## 근접감시 무인항공기의 비행제어시스템 개발

영상기반 자동회수 알고리즘 검증을 위해 기존의 HILS시스템에 부가적으로 시뮬레이터 영상신호를 영상처리장비로 입력함으로써 HILS 루프(Loop)내에 영상 및 영상처리장비가 포함되도록 HILS 시스템을 구성하였다. 또한 시뮬레이터로 비행제어컴퓨터 및 지상통제장비의 기능을 할 수 있도록 구현하여 시험이 용이하도록 하였다. 영상 기반 자동회수 HILS는 측풍 영향성까지 포함하여 총 100회 이상 수행하여 적절한 영상처리 유도 제어 이득을 선정하였다. <그림 13> 은 HILS 시험과 비행시험에서 영상기반 자동회수 시험결과를 캡처한 것으로 HILS 시험에서는 그물망 중앙으로 유도되도록 시험을 하였으며 비행시험에서는 안전상 오프셋을 인가하여 시험하였다. 비행시험결과, HILS시험과 유사한 패턴으로 영상을 인식하고 유도가 되는 것을 확인하였다.



<그림 13> 영상기반 자동회수 HILS 및 비행시험결과

## 7. 비행시험

비행시험은 약 3개월간 총 20회를 수행하였으며 초도비행부터 각종 자동비행시험, 발사대 시험, 영상획득시험, 영상기반 자동회수 시험 등을 수행하였다.

<표 3> 비행시험 내역

시험 번호	날 짜	목 적
FT01	'09-10-29	초도비행
FT02	'09-11-21	안정성, 추력에 따른 피칭 특성, 관속
FT03	'09-11-22	조종간 자동, 종축 정안정성, 성능(상승, 최대속도), 관속
FT04	'09-11-28	플랩성능, 상승성능, 속도별 성능, 추력에 따른 피칭 특성
FT05	'09-11-28	속도별 직선/선회 성능, 추력에 따른 피칭 특성 롤/피치/속도/고도 제어, 종횡축 동안정성
FT06	'09-12-03	롤/속도/고도/헤딩 제어, 점항법, 사전프로그램, 영상획득
FT07	'09-12-04	제어기 튜닝, 롤 제어, 영상획득, 종횡축 동안정성 시험, 플랩 성능, 사전프로그램
FT08	'09-12-11	제어기 튜닝, 롤/헤딩 제어, 최소시연속도, 플랩성능, 자동회수 Abort
FT09	'09-12-12	임무장비 성능, 자동회수 오프셋
FT10	'09-12-12	제어기 튜닝, 롤 제어, 자동회수 오프셋, 임무장비 성능
FT11	'09-12-18	제어기 튜닝, 롤 제어, 자동회수 오프셋, 임무장비 성능
FT12	'09-12-18	제어기 튜닝, 롤/헤딩 제어, 점항법
FT13	'09-12-28	제어기 튜닝, 롤/헤딩 제어, 점항법
FT14	'09-12-30	점항법, 사전프로그램, 자동회수 오프셋
FT15	'09-12-30	자동회수 오프셋
FT16	'09-12-31	발사장비 발사
FT17	'10-01-06	제어기 튜닝, 피치 제어, 자동회수 오프셋
FT18	'10-01-07	제어기 튜닝, 속도 제어, 점항법, 자동회수 오프셋
FT19	'10-01-07	제어기 튜닝(영상), 롤 제어, 점항법, 자동회수 오프셋
FT20	'10-01-08	제어기 튜닝, 점항법, 자동회수 오프셋

<그림 14>는 자동비행시험 결과를 나타낸 것으로 그래프 (a)는 피치 제어기 비행시험 결과로 설계와 유사한 경향을 나타내었다. 제어 이득 튜닝을 통해  $\pm 1$ 도 이하의 정확도를 획득하고 개발시험기에 적합하도록 외부조종사의 조종성을 높이기 위해 빠른 응답을 가지도록 구현하였다.

(b) 그래프는 롤 제어기 시험 결과로 롤 제어는 더치롤 현상을 제거하는 기술이 핵심으로 PI 이득, 더치롤 댄퍼, 조종면 분해능 증대 과정을 통해  $\pm 2$ 도 이내의 정확도를 달성

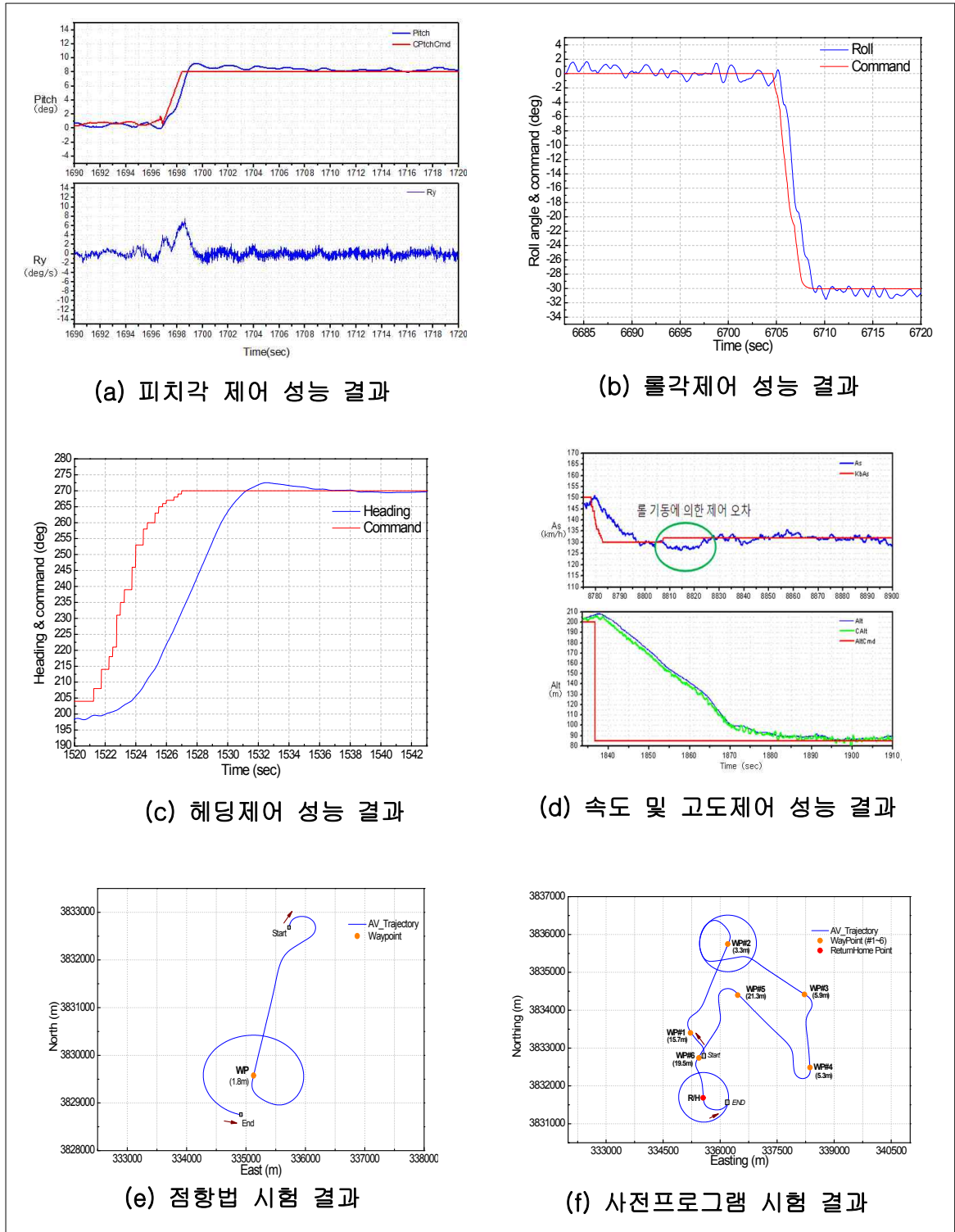
## 근접감시 무인항공기의 비행제어시스템 개발

하였다. heading 제어기는 외부 루프로써 roll, pitch 제어기에 비해 항공기 동특성과 연관성이 적어 제어기 설계가 비교적 쉬우나 항법장비의 heading 정확도 및 바람에 의한 영향이 유도 제어법칙에 큰 영향을 미친다. (c)는 heading 제어기 시험결과이며 자동비행시 1차 튜닝을 하고 영상기반자동회수 시험시 2차 개선 작업을 통해 측풍에도 강건한 제어기로 수정하였다.

(d)는 속도 및 고도 제어기 시험 결과로 현재 시스템에서는 피치를 이용하여 고도를 제어하고 쓰로틀로 속도를 제어하여 상대적으로 속도 제어 응답 특성이 느리다. 따라서 선회시 고도 침하를 방지하기 위해 피치를 상승하게 되어 선회 순간에 속도가 약 5km/h 감소한 후 명령을 다시 추종하는 것을 볼 수 있다. 이러한 제어기는 저속 선회 비행시 실속 진입 가능성이 있으나 현재 시스템에는 비행영역보호 로직을 탑재하여 실시간으로 예상 실속 속도를 계산하고 실속 진입을 방지하여 비행체를 보호한다.

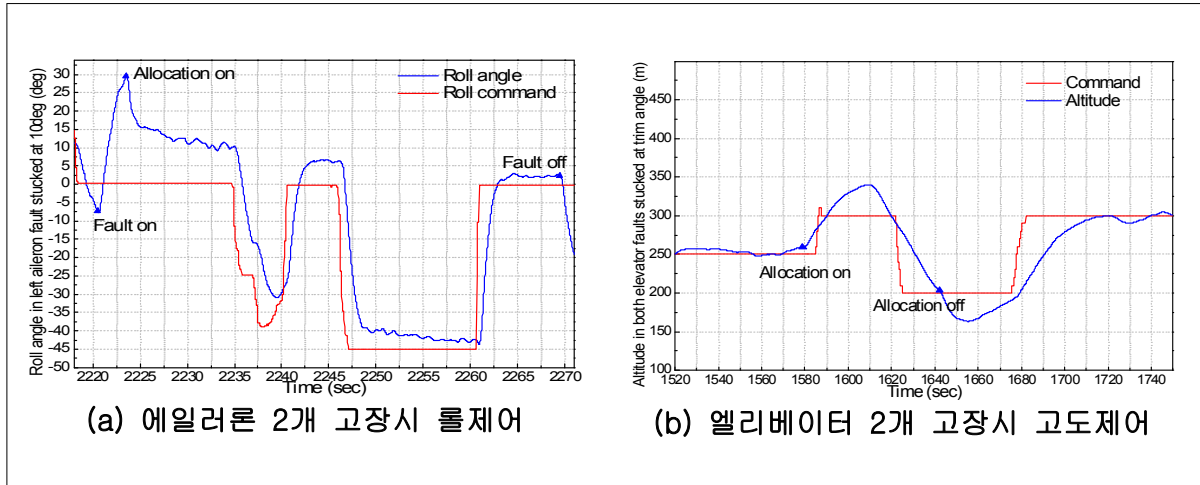
(e)와 (f)는 점항법과 사전프로그램 시험결과로 유도 오차 1.8m로 항로점을 통과 후 자동으로 선회하는 것을 확인할 수 있으며 사전프로그램은 경로를 추종하며 사전에 입력된 항로점을 정상적으로 통과하는 것을 확인하였다.

<그림 15>는 조종면 고장허용제어 시험 결과를 나타낸 것으로 양쪽 에일러론 2개 고장시 비행체가 약 30도까지 기울었다가 조종력 재할당을 통해 나머지 조종면(플래퍼론)을 이용하여 roll 제어 성능을 회복하는 것을 확인할 수 있다. 엘리베이터 고장시에는 동일한 방법으로 조종력을 재할당을 하고 플랩을 이용하여 주날개 pitch 모멘트를 제어함으로써 고도 제어를 수행한다.



<그림 14> 자동비행 시험 결과

근접감시 무인항공기의 비행제어시스템 개발



<그림 15> 고장허용 제어 시험 결과

영상기반 유도 시험은 총 10소티를 수행하였는데, 각 소티당 2회 이상씩 시험하였으므로 실질적으로는 총 약 20회 이상을 수행하였다. 안전을 위해 오프셋 명령을 인가하고 지상에 두 대의 카메라를 설치하여 영상 판독을 통해 성능을 평가하였으며 시험 결과는 <그림 16>과 같다.



<그림 16> 영상기반 유도 성능 시험 결과

<표 4> 비행시험 결과 제어성능

항 목	목표 오차	실측오차	단 위	측정장비
피치각제어	< ±3	±1	deg	탑재 GPS/INS 항법장비
롤각제어	< ±3	±2	deg	
헤딩제어	< ±3	±1	deg	
속도제어	< ±10	±5	km/h	
고도제어	< ±20	±5	m	
위치유도	< 20	1.8	m	
영상기반유도	< ±1.5	±1.4	m	지상 카메라

## 8. 결론

본 연구에서는 근접감시를 목적으로 하는 무인항공기의 비행제어시스템 개발에 관한 내용을 다루었다. 비행제어시스템은 이중화 하드웨어와 시스템 소프트웨어, 비행운용 소프트웨어 그리고 비행제어 및 유도 소프트웨어로 구성되어 있으며 모델기반설계 기법과 자동코드생성 기술을 적용하여 단기간에 효율적으로 소프트웨어를 개발하였다.

비행제어컴퓨터는 스틱오토 및 노브모드, 점항법모드, 사전프로그램 모드와 같은 기본 비행모드와 통신두절과 같은 비상모드를 포함할 뿐 아니라 고급 기능으로 시스템 이중화, 조종면 고장허용 제어 기능, 항법고장허용 제어 기능, 비행영역보호 기능, 영상기반 자동회수 기능 등을 개발하여 HILS시험을 거치고 비행시험을 수행하였다. 특히 에일러론 및 엘리베이터 고장시 여유 조종력을 재할당하여 제어 성능을 회복하는 조종면 고장허용 제어기를 개발하여 비행시험을 통해 검증하였으며 온보드 영상처리와 비행제어를 결합함으로써 지상장비의 도움없이 무인기 자체적으로 영상을 인식하여 회수하는 영상기반 유도제어기술을 개발하여 비행시험을 통해 성능을 확인하였다. 향후에는 야간운용시 적외선 영상을 인식할수 있도록 영상처리 알고리즘을 개선하여 전천후로 자동회수가 가능하도록 할 계획이다.

## 참고문헌

- [1] 문정호, 신성식, 최승기, 조신제, 노은정, “모델기반 개발기술을 적용한 무인항공기 비행제어 소프트웨어 개발”, 『항공우주학회지 제38권 제12호』, pp.1217~1222, 2010.12
- [2] 민병문, 김응태, 이장호, 탁민제, “두루미-II 무인기 기반의 조종력 할당 기법 성능평가”, 『항공우주학회지 제 35권 제 2호』, pp. 107~114, 2007.2
- [3] 윤길원 외, “근접감시용 무인항공기 체계종합 및 비행체 개발”, 『지경부 기술혁신사업 최종보고서』, pp. 424~430, 2010.1
- [4] 조신제, 신성식, 최승기, 문정호, 노은정, “적응 미지입력 관측기를 이용한 무인항공기의 조종면 구동기 고장진단”, 『항공우주학회지 제38권 제12호』, pp. 1177~1183, 2010.12
- [5] Barber, B., McLain, T., Taylor, C., and Beard, R., “Vision-based Landing of Fixed-wing Miniature Air Vehicles”, Proceedings of the AIAA Infotech@Aerospace Conference, Rohnert Park, CA, May(2007).
- [6] Burken, J. J., Lu, P., Wu, Z., and Bahm, C. “Two Reconfigurable Flight Control Design Methods: Robust Servomechanism and Control Allocation”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 24, No.3, 2001, pp.482~493.
- [7] Durham, W. C. “Constrained Control Allocation”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 16, No.4, 1993, pp.717~725.
- [8] Edwards, B., Fife, W., and Archibald, J., “A Design Approach For Small Vision-Based Autonomous Vehicles”, Proceedings of the SPIE International Conference on Intelligent Robots and Computer Vision, Vol. 6384, October(2006).
- [9] Lin, C., “Modern Navigation Guidance and Control Processing”, Prentice Hall International Ltd, 1991, pp.253~379.
- [10] Mclean, D., “Automatic Flight Control Systems”, Prentice Hall InternationalLtd, 1990, pp.270~418.
- [11] Nelson, R., “Flight Stability and Automatic Control”, McGraw-Hill Companies, Inc, 1998, pp.198~223.
- [12] Snell, S. A., Enns, D. F. and Garrard, W. L. “Nonlinear Inversion Flight for a Supermaneuverable Aircraft”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 15, No.4, 1992, pp.976~984.
- [13] Stevens, B., Lewis, F., “Aircraft Control and Simulation”, John Willey & Sons, Inc, 2003, pp.254~377.
- [14] Williams, K., “A Summary of Unmanned Aircraft Accident/Incident Data: Human Factors Implications”, Civil Aerospace Medical Institute Federal Aviation Administration, December(2004).