소형 자동비행 무인항공기 개발 및 검증
(Development and Validation of a Small Autonomous UAV)

1. 서 론

[용어정의]

무인항공기 시스템 : 조종사가 직접 항공기에 탑승하여 임무를 수행하는 대신, 지상에서 고성능 관제장비 및 비행체 탑재장비를 이용하여 원격으로 비행체를 자동조종함으로써 임무를 수행하는 첨단 항공우주시스템. 통상 UAV(Unmanned Aerial Vehicle) 라고 불리운다.

걸프전을 계기로 단순한 기만용 무인기나 표적기에서 벗어나지 못했던 무인항공기에 대한 국제적 인식이 변화하면서 그 효용성은 인간의 아이디어를 그대로 구현할 수 있는 무인 비행로봇의 개념으로까지 전환되고 있다. 그 결과를 반영하듯 아프가니스탄 전쟁에서는 미국본토에서 Northrop-Grumann사의 장시간 체공형 무인항공기인 Global-Hawk가 투입되어 산악지형의 정찰을 수행하고 그 결과를 인공위성을 통해 실시간으로 미국 본토에 전송하여 주었고[1], General Atomic 사의 중고도 무인항공기인 Predator는(그림1) 실시간 정찰 외에 Helfire 미사일을 장착하고 실전 투입되어 무인 전투기로서의 사용가능성을 실험하기도 하였다[2]. 또한 최초의 **무인전투기**(UCAV, Unmanned Combat Aerial Vehicle)로 명명되는 Boeing사의 X-45A/B UCAV 및 Northrop-Grumann사의 X-47의 개발은 미래의 전쟁이 무인전으로 치러질 수 있음을 예고하고 있다[3-4](그림2). 미국 국방부는 향후 2015년까지 <u>육해공군 전력의 30%를 무인화</u>하겠다고 선언하고, 아프가니스탄 전투에 이어 이라크전에도 Global-Hawk, Predator 등의 무인항공기를 투입하여 전장을 실시간 감시하였고, 목표물의 좌표를 본부로 전송하여 정확한 포격유도를 통해 상대편의 무기체계를 무력화시켰음은 주지의 사실이다.

Fig. 1 정찰용 무인항공기 Predator

Fig. 2 최초의 무인전투기 X-45A

무인항공기는 고도화된 전기,전자 기술을 바탕으로 집적화, 경량화, 소형화의 기술흐름이 첨단 항공우주산업과 맞물리면서 탄생한 시스템으로, 일반적인 유인항공기로는 수행하기 어려운 장시간의 정찰이나 위험지역의 자원 탐지 및 방송 통신용으로 그 수요가 군수용 및 민수용 모두 증가 일로에 있다. 이러한 무인항공기의 급성장은 미래의 항공우주분야가 나아갈 바를 지시한다고도 볼 수 있다.

특히 2003년 들어 세계적으로 긴장이 고조되고 있으며, 정치적, 종교적 이해관계에 따른 국지전이 끊이지 않고 있는 현 시점에서 **군사적 목적의 무인항공기 개발**은 국가안보차원에서도 그 중요성을 무시할 수 없다. 이러한 의미에서 무인항공기의 개발은 향후 우리나라의 항공우주분야가 나아가야 할 주요한 방향이며, 국가에서도 항공우주시스템의 무인화의 중요성을 인식하여 **국가기술지도 99개 항목 중 항공우주분야의 핵심기술**로 자리매김하였으며, 국내의 학계, 연구소 및 산업계에서 무인항공기 분야에 대해 지대한 관심을 가지고 이를 육성하고자 노력하고 있다.

Table. 1 국가기술지도 ( ) 핵심기술목록

핵 심 기 술	분 야
무인비행체 및 시스템 기술	항 공 분 야
차세대 회전익기 체계 및 서브시스템 기술	
위성체 개발기술	우 주 분 야
위성탑재체기술	
저궤도 위성발사체 개발기술	
액체추진기관 개발기술	

[출처] 과학기술부, *국가기술지도 99개 핵심기술 목록*, 2003년 2월.

본 논문에서는 제 2회 한국 로봇항공기 경연대회의 예선과 본선에서 프로그램 자동비행으로 4개(예선)/15개(본선)의 경로점을 통과하는 임무를 수행하여 1위를 수상함으로써 대외적인 검증을 마친 충남대학교 무인항공기 CNUAV-I/II의 개발 과정에 관해 기술하였다. 2년 간의 개발 과정 동안 회사나 연구소가 아닌 학교에서 이루어진, 실제 무인항공기의 개발과정에 적용되는 체계적인 설계/해석 및 단품시험, 지상시험, 비행시험까지 일련의 과정을 수행한 결과들에 관하여 정리하였다. 개발된 무인항공기는 학술연구용으로 계속적인 비행제어알고리듬 향상을 위해 비행시험 및 지상시뮬레이션을 수행할 계획이며, 이와 별도로 미션 수행능력 개선 및 신뢰성 확보를 통해 향후 실질적인 임무수행에 사용될 수 있는 Testbed로서의 역할을 충분히 수행할 수 있을 것으로 판단된다.

2. 비행체 설계

본 UAV는 2002년도부터 무인항공기 CNUAV-I에 대한 설계를 수행하였다. 초기개념설계와 반복설계를 통하여 구성한 Sizing Matrix Plot 등의 설계 및 해석도구를 이용하여 비행체를 설계하였다.

무인항공기를 설계하는 운용개념에서는 비행운용공역이 상당히 제한되어 있어 고정익 항공기의 경우에 중요한 설계변수는 선회성능 및 경로점을 직경 30m 이내로 통과할 수 있는 능력이 된다. 이 외에도 외부조종사가 무인으로 수동 또는 자동 조종해야 하는 고정익 항공기의 이착륙 특성을 감안하여 이착륙 거리를 초기 개념설계 단계에서 고려하였다. 무인항공기의 임무를 고려한 비행임무형상은 그림 3과 같다.

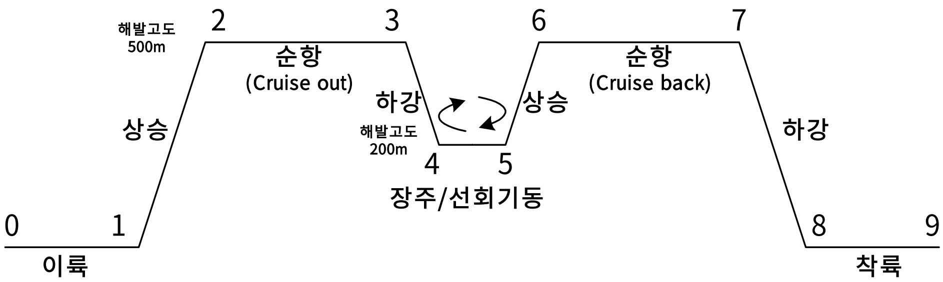


Fig. 3 Mission Profile

2.1 비행성능 분석

미션을 수행하기 위해 비행체의 선회반경을 아래의 식과 같이 나타내어 구하였다.

$$R = \frac{V^2}{g \tan\phi}$$

여기서 R은 비행체의 선회반경, V, g, ϕ는 각각 진대기속도, 중력상수, 비행체의 롤각을 의미한다. 비행체의 롤을 15도 이내로 유지하고 선회반경을 약 100m 근처에 수렴하도록 하려면 위의 식에 의하여 정상상태 진대기속도는 60kph 전후가 되어야 한다. 따라서 본 무인항공기의 설계 순항속도를 60kph로 선정하였으며, 설계속도와 실속속도와의 관계로부터 실속속도는 약45kph 이하가 되어야 함을 알 수 있다. 이외에도 기존의 무인항공기 통계자료 및 모형항공기의 통계자료를 바탕으로 적절한 성능규격을 설정하였으며, 그 결과 외부조종사에 의한 수동조종 비행시험에서 약 50m 이내의 짧은 이륙거리를 가지고 있음을 확인하였다.

2.1.1 익형 선정

개념설계를 위해서는 초기 설계단계에서의 개략적인 양/항력에 관한 자료를 얻어야 한다. 이를 위해서 소형 UAV의 형상은 Re가 Laminar 영역에 존재하게 되므로 Laminar 흐름에 근거한 외형설계를 수행한다.

익형 :

- 에어포일 : SG-6043
- 주익 최대양력계수 : 1.4
- 최대양력 받음각 : 12도
- 익형 양력 기울기 : 6.016 / rad
- 선형한계 받음각 : 8도
- 전기체 최대 양력계수 : 1.26

2.1.2 항력추정

가) Oswald's efficiency factor : from Raymer (12.49)로부터

$$\begin{aligned} e &= 1.78(1-0.045A^{0.68})-0.64 \\ &= 0.786 \end{aligned} \quad (1)$$

$$k = \frac{1}{\pi A e} = 0.05 \quad (2)$$

나) parasite drag C_{D_0} 추정

C_{D_0}는 Equivalent Skin-Friction Method나 Component Buildup Method를 이용하여 구할 수 있으며, 유사항공기종으로부터 통계적으로 구할 수도 있다. 본 설계연구에서는 Equivalent Skin-Friction Method 관계식으로부터 다음과 같은 값이 유도된다.

$$C_{D_0} = C_{f_e}\frac{S_{wet}}{S_{ref}}, \quad C_{f_e} = 0.0055, \text{ for Light aircraft-single engine} \quad (3)$$

유사기종의 통계자료로부터 착륙기어가 장착된 UAV에 대해서 C_{D_0}는 다음과 같이 둘 수 있다.

$$C_{D_0} = 0.05 \quad (4)$$

또한 Drag-Polar 형태는 $C_D = C_{D_0} + k(C_L - C_{L_0})^2$의 형태가 일반적이다. 또한 최대속도 부근의 양력계수를 C_{L_0}로 둘 수 있다. 개략적인 값으로 다음을 선정한다.

$C_L = 0.3, C_D = 0.06$

이 자료로부터 개략적으로 Drag Polar는 다음과 같이 둘 수 있다.

$$C_D = 0.05 + 0.05(C_L - 0.3)^2 \quad (5)$$

항공기의 중량(W_{TO}), 익면적(S), 엔진마력(P)은 모든 성능식의 주요 변수이다. 이들의 조합인 익면하중(W_{TO}/S)과 동력하중(W_{TO}/P)을 설계변수로 하고, 이들을 X 및 Y축으로 하는 제한선을 요구성능(최대속도, 이착륙거리, 실속속도, 상승률, 순항속도)에 대해 계산하면 가용한 설계영역을 얻어낼 수 있다. 이 영역내에서 임무형상으로부터 설계된 초기 이륙중량과 그에 상응하는 엔진들을 고려하여 설계점을 결정한다.

2.1.3 이륙거리

이륙거리 성능식에는 TOP(Take-Off Parameter)를 이용하며, 익면하중과 동력하중이 모두 파라메터이다. Raymer ' s Eqn. (5.8)을 이용하면[5],

$$\frac{W_{TO}}{P} = \frac{TOP \cdot \sigma \cdot C_{L_{TO}}}{\left(\frac{W_{TO}}{S}\right)} \quad (6)$$

Ramer's Fig. 5.4에 나타난 그래프를 수식화 한 관계식은 다음과 같다.

$S_{TOG} = 0.009\ TOP^2 + 4.9\ TOP$ [ft] : Ground Roll (7)

$S_{TO} = 1.66\ S_{TOG} = 0.0149\ TOP^2 + 8.134\ TOP$ [ft] : 50ft 장애물 이륙거리 (8)

Ground Roll을 45m (= 150ft)로 했을 경우에 관계식으로부터 TOP = 29이다.
또한 이륙거리를 해면고도 기준으로 하면 밀도비 $\sigma=1$이다. 이륙시의 속도는 대략 실속속도의 1.1배이므로 양력계수는 최대양력계수의 $1/(1.1)^2$ = 0.8264배로 한다. 따라서 $C_{L_{TO}}=1.4\times0.8264=1.16$ 이다.
익면하중을 5에서 50 [kg/m^2]까지 5 단위로 변화시켜가면서 익면하중과 동력하중의 관계를 그림 4에 나타내었다. 여기서 'o'로 나타난 부분보다 아래쪽에 설계점이 존재하여야 한다.

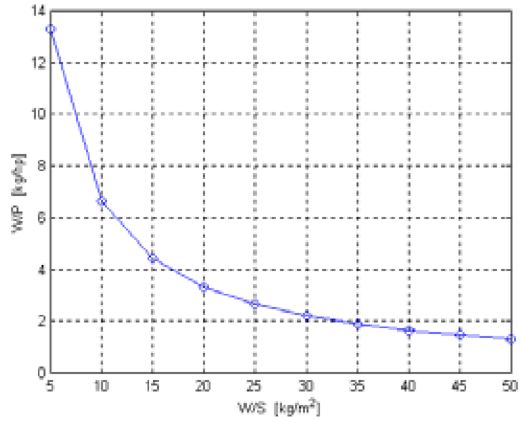


Fig. 4 Take-off Relationship

2.1.4 상승률

$$RC=\frac{33000(P_a-P_r)}{W} \tag{9}$$

여기서 RC : 상승률 (Rate of Climb, ft/min)
P_a : 허용마력, hp
P_r : 요구마력 (해당고도에서 수평비행을 위한 요구마력, hp)
W : 항공기 중량, lbs

RC = 33000 ×RCP
RCP = Rate of Climb Parameter

$$RCP=\frac{\eta_p}{(W/P)}-\frac{\sqrt{(W/S)}}{19(C_L^{3/2}/C_D)\sqrt{\sigma}} \tag{10}$$

여기서 σ : 공기 밀도비, η_p : 프로펠러 효율

$$\left.\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right|_{max} = 1.345\left(\frac{(Ae)^{3/4}}{C_{D_0}^{1/4}}\right) \tag{11}$$

의 관계식이 성립하므로 상승률 관계식은 다음과 같이 결정된다.

$$\frac{W}{P} = \frac{\eta_p}{\left(\frac{RC}{33000}+\frac{\sqrt{(W/S)}\,C_{D_0}^{1/4}}{19*1.345(Ae)^{3/4}\sqrt{\sigma}}\right)} \tag{12}$$

앞의 자료를 이용하여 W/S의 설계점에 대해 그래프를 얻으면 그림 5와 같다.

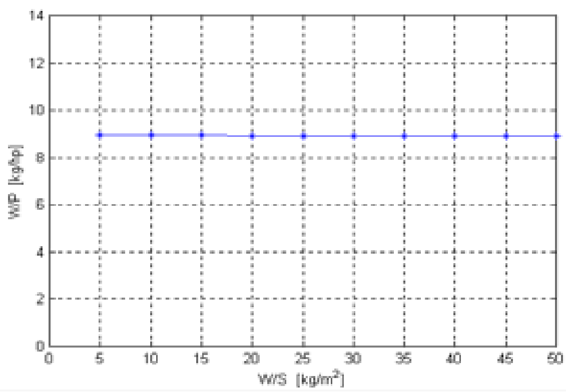


Fig. 5 Rate of Climb Relationship

2.1.5 최대속도

최대속도 기준은 고도 200m에서 100kph로 설정하였으며, 최대속도조건에서 다음의 식이 성립한다.

$$T = \frac{550\eta_p P}{V_{max}} = \frac{1}{2}\rho V_{max}^2 SC_D$$
$$V_{max}^3 = \frac{1100\ \eta_p\ P}{\rho SC_D} \qquad (13)$$

따라서 위 식의 분자와 분모에 W를 곱하면, 익면하중과 동력하중의 관계식은 아래와 같다.

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{1100\ \eta_p}{\rho C_D V_{max}^3} \cdot \left(\frac{W}{S}\right) \qquad (14)$$

위 식은 US 단위이므로 MKS로 변환을 하며, 최대속도에서의 C_D 값은 Roskam의 가정에 의해 1.1 C_{D_0} = 0.055를 사용한다. 또한 고도 200m에서는 해면고도에서와 동력이 다르므로 이를 환산해 준다. 이러한 관계식들에 의해 최대속도 조건을 만족시키는 익면하중과 동력하중과의 관계그래프는 그림 6과 같다.

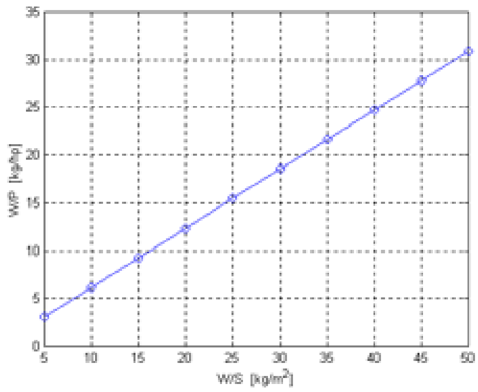


Fig. 6 Max. Speed Relationship

2.1.6 착륙거리

착륙거리는 FAR 23 규정에 따라 0.95 W_{TO} 에서 1.2 V_S로 접근할 때의 활주로 거리로 규정한다. 착륙거리에 관한 규정은 FAR 23과 FAR 25가 다소 차이를 보이고 있는데, FAR 23이
실속속도를 기준으로 하는 데 반해 FAR 25는 접근속도(Approach Speed = 실속속도의 1.3배)를 기준으로 착륙거리를 규정한다.

통계적으로 볼 때, 지상활주거리는 실속속도와 다음과 같은 관계가 있다.

$$S_{L_G} = 0.265\,V_S^2 \qquad (15)$$

여기서 착륙거리는 [ft], 실속속도는 [kts]단위이다.

또한 50ft 장애물 통과를 포함한 총 이륙거리는 지상활주거리와 아래의 관계가 있다.

$$S_L = 1.938 S_{L_G} \qquad (16)$$

지상활주거리를 기준 착륙거리로 보면, 착륙거리는 실속속도와 관계가 있고, 이는 항공기의 익면하중에 관련되어 있음을 알 수 있다. 또한 착륙시의 최대양력계수와도 관련이 있다. 위의 지상활주 관계식은 이러한 함수관계를 모두 포함한 통계적 결과라고 할 수 있다.

결론적으로 개념설계의 입장에서는 실속속도와 착륙거리가 연동관계에 있으며, 중량은

착륙시의 중량기준을 적용한다.
지상활주거리 관계식에서 실속속도 단위를 mps(m/s), 착륙거리 단위를 m로 하기 위해 변환하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned} S_{L_G}[m] &= 0.265\times \mathrm{f2m}\times[V_{S_{mps}}\times \mathrm{mps2kts}]^2 \\ &= 0.265\times 0.3048\times[V_{S_{mps}}\times 1.9438]^2 \\ &= 0.3052\times V_S[mps] \end{aligned} \tag{17}$$

한편, 힘 평형 관계식에 의해 착륙시의 중량을 고려하면

$$\begin{aligned} \frac{W_{TO}}{S} &= \left(\frac{W_{TO}}{W_L}\right)\frac{1}{2}\rho C_{L_{max}} V_s^2 \\ &= \frac{1}{0.95}\frac{1}{2}\rho C_{L_{max}}\frac{S_{L_G}}{0.3052} \\ &= 2.1115 C_{L_{max}} S_{L_G} \end{aligned} \tag{18}$$

$C_{L_{max}}$= 1.26으로 고정시킨 상태에서 착륙거리에 따른 익면하중은 아래의 표2와 같다.

Table. 2 Wing Loading with respect to Landing Distance

NO	S_{LG} [m]	$\frac{W_{TO}}{S}$
1	50.0000	13.4651
2	100.0000	26.9302
3	150.0000	40.3953
4	200.0000	53.8604

2.1.7 실속속도

해면기준 공기밀도는 0.002377 [slug/ft^3] (=1.225 kg/m^3)이고, 실속시점은 최대양력계수에 해당하는 지점이므로 아래의 힘평형식이 얻어진다.

$$\begin{aligned} W_{TO} &= \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{L_{max}} \\ \frac{W_{TO}}{S} &\le \frac{1}{2}\rho V_s^2 C_{L_{max}} \end{aligned} \tag{19}$$

실속속도 [30:5:50] kph에 대해 익면하중을 계산해 보면 아래의 표3와 같다.

Table. 3 Wing Loading with respect to the Stall Speed

NO	V_s [kph]	$\frac{W_{TO}}{S}$
1	30.0000	5.4220
2	35.0000	7.3800
3	40.0000	9.6392
4	45.0000	12.1996
5	50.0000	15.0612
6	55.0000	18.2241
7	60.0000	21.6882

이러한 설계요구조건들을 Sizing Matrix Plot으로 나타내면 아래의 그림7와 같다.

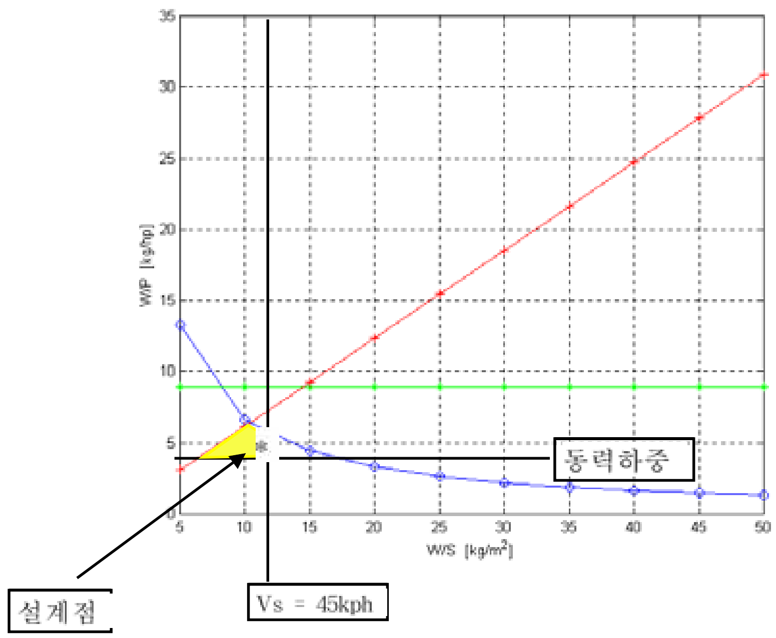


Fig.7 Sizing Matrix Plot

위의 Sizing Matrix Plot으로부터 익면하중 11 kg/m^{2}까지는 최대속도가 주요 설계제한점이 됨을 알 수 있으며, 그 이후에는 이륙거리와 실속속도가 주요 제한점이 된다. 이 구간에서 설계 제한점으로 실속속도 45kph를 만족시키면서 최대속도 100kph 및 이륙거리 50m를 동시에 충족시키는 설계점은 익면하중 12, 동력하중 5.0이 됨을 알 수 있다. 특히, 익면하중은 주익의 면적을 좌우하는 파라메터이며 익면하중이 작아질수록 주익이 커져, 중량이 증가하게 되므로, 주어진 설계조건을 만족하는 최대의 익면하중을 설계점으로 선정한다. 동력하중 조건으로부터 필요한 엔진 가용마력수는 18.25/5.0 = 3.65마력이 되어야 하며, 지정한 엔진자료로부터 이같은 설계요구조건을 만족한다는 것을 알 수 있다. 익면하중 조건으로부터 주익면적은 18.25/12 = 1.52 m^2 이다. 이상의 결과를 고려하여 설계한 비행체의 특성을 아래의 표 4에 정리하였다.

Table. 4 CNUAV-I System Overview

Description	Specification	Unit	Remark
Takeoff Weight	20	Kg	
Engine	4 hp Gasoline		
Airborne Electronics	FCC, Navigation System, COMM, Power, Actuator		
Stall Speed	40	kph	
Max Speed	120	kph	
Rate of Climb	510	mpm	
Takeoff Distance	50	m	Obstacle Clearance
Mission Payload	Onboard Image Sensor		

Fig. 8 CNUAV-I

그림 8은 상기와 같은 설계과정을 거쳐 제작된 CNUAV-Ⅰ의 실기체의 사진이며, 그림 9는 비행체의 CAD도면을 보여주고 있다.

CNUAV-I의 시험평가를 수행하는 동안 비행체의 이동이 쉽지가 않았다. 또한 이동중 비행체의 손상 및 여러 차례의 조립과 분리로 인하여 체결부위가 손상되었다. 이런 불편함과 신뢰성을 높이기 위한 방법으로 올해에는 운반 및 운용의 편의성을 고려하여 비행체를 70% 축소하여 제작하였고, 주익의 에어포일은 SG6043에서 Clark-Y(B) 타입으로 바꾸었으며, 제작의 편의성을 위해 날개 끝부분에 주었던 상반각을 처음부터 상반각 3도를 고려하여 설계하였다. 그림 10은 수정 설계된 CNUAV-Ⅱ의 CAD도면이다.

비행성능 분석 및 비력해석과 이에 따른 오토파일럿 구현은 비행체가 설계된 대로 제작되느냐가 매우 큰 요소이다. 초기에는 학교에서 축소모델을 자체제작하여 설계된 비행체의 안정성을 검증해보려고 했으나, 설계된 대로 제작되지 않아 공기역학적 특성이 매우 많이 차이가 나는 것을 발견하고, 제작전문업체에 의뢰하였다.

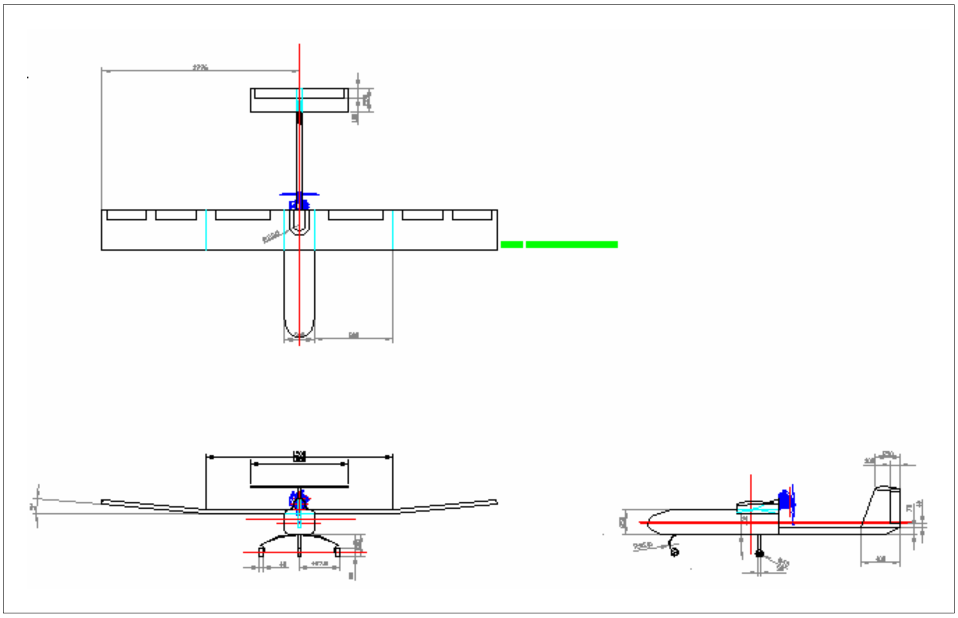


Fig. 9 CAD Drawing of CNUAV-Ⅰ

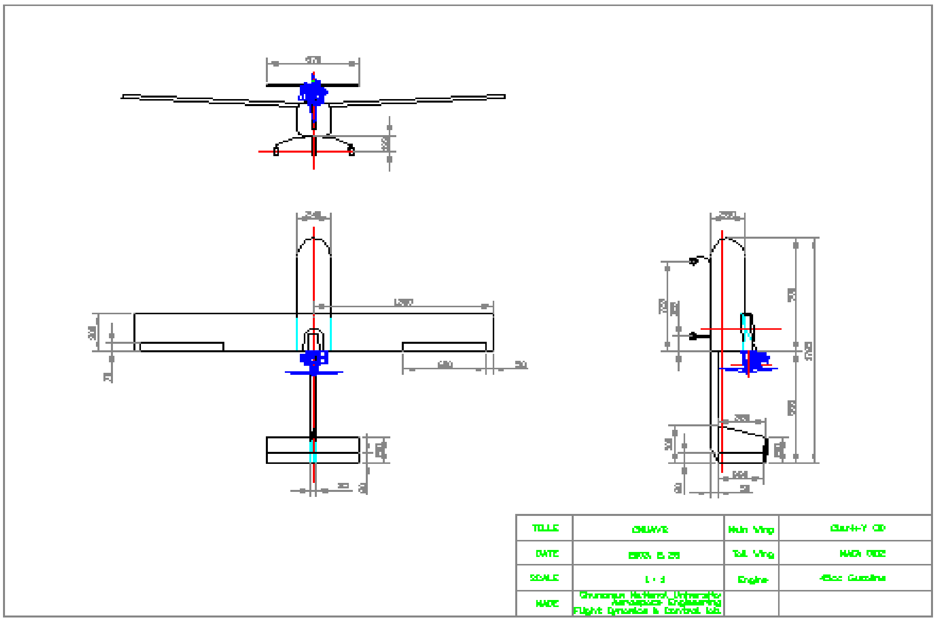


Fig. 10 CAD Drawing of CNUAV-Ⅱ

2.3 추력 모델링

 무인항공기 시스템의 주요 구동시스템 중의 하나인 추진장치를 모델링하는 것은 비행제어시스템을 설계하는 데에 매우 중요한 부분이다. 일반적으로 안정성과 신뢰성이 입증된 중대형 비행 추진장치의 경우에는 추진장치의 성능 데이터도 제공되지만, 소형 저가격의 추진장치는 신뢰성의 검증이 어렵고, 품질 관리와 성능의 확인이 어려우며, 프로펠러의 정확한 성능치도 검증되지 않은 상태이다. 따라서 개발시에는 추진장치의 모델링을 위해 추력측정시험을 수행하였다. 지상 추력시험을 통하여 측정된 추력을 비행 속도 및 고도에 따라 분석한 결과, 예상대로 추진장치의 추력은 비행속도가 증가할수록 감소하며, 비행고도에 반비례하는 것으로 나타났다. 또한 고도 1000m 정도의 비행상황에서는 지상대비 약 25%의 추력 감소가 있음을 알 수 있었으며, 저아음속 영역에서의 추력은 쓰로틀별로 차이는 있지만 대략 정지상태에 비해 약60 70%에 불과함을 확인하였다. 또한 소형 왕복엔진의 특성상 저 RPM 영역에서는 특정구간에서 쓰로틀 대비 RPM 변동이 과다하여 이 구간을 Dead-Band 처리하도록 비행제어시스템을 구성하였다. 그림 11과 12에 지상 추력시험장면과 추력모델링 결과를 각각 보여주고 있다.

Fig. 11 Ground Thrust Test

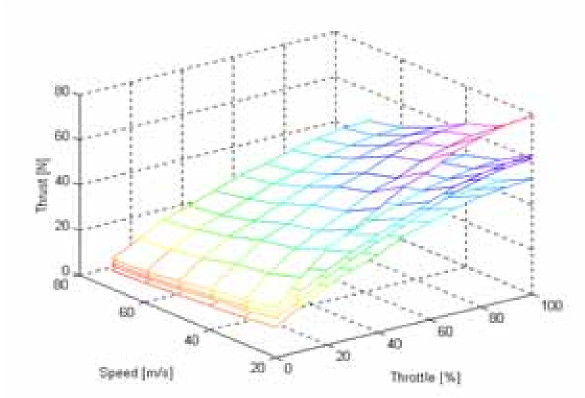


Fig. 12 Thrust Modeling

2.4 비행안정성 모델링 및 시뮬레이션

비행체 설계시부터 비행체를 분석하여 비행성능 및 공력/비력을 해석하는 것은 일반적이며, 또한 필수적인 과정이다. 설계된 비행체의 형상을 이용하여 DATCOM을 이용하여 종운동 및 횡/방향 운동 미계수와 조종미계수를 구하였다[6]. 설계점을 순항속도(시속 72kph)로 설정하고 이 때의 안정미계수/조종미계수를 표 5-6 에 나타내었다.

Table.5 Stability Derivatives for Longitudinal Mode

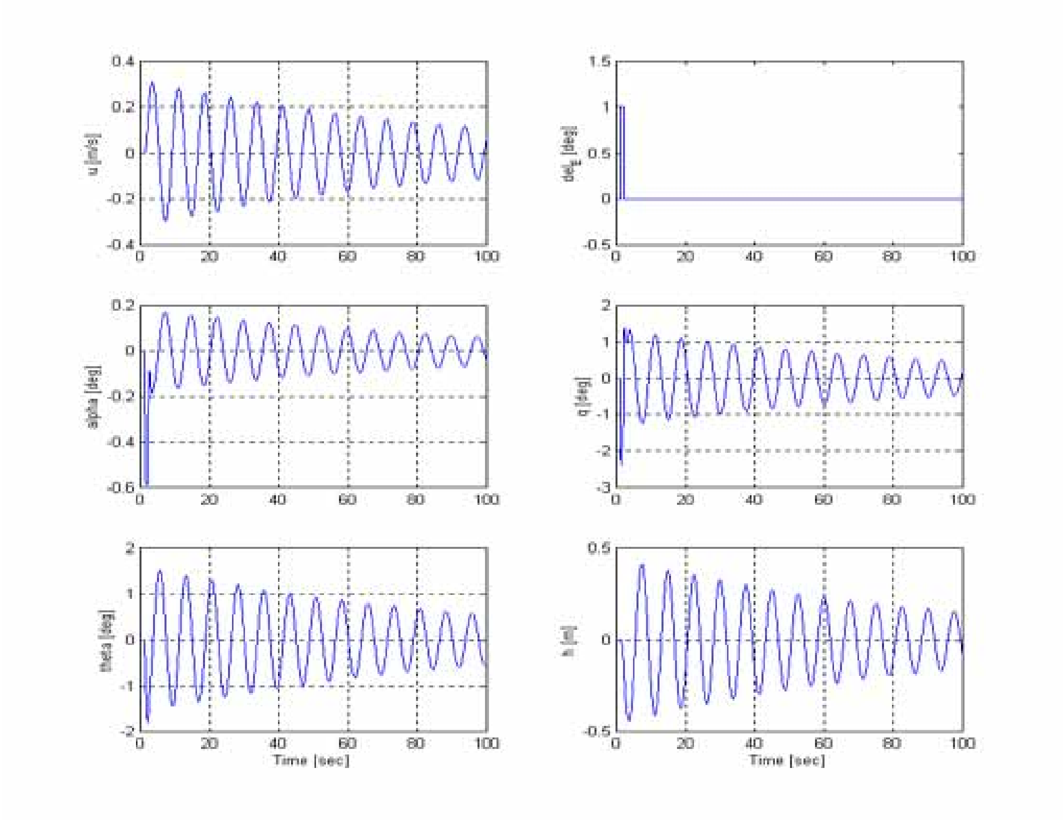
Derivatives	Value	Derivatives	Value	Derivatives	Value
CL	0.6533	CD	0.0488	Cm	0.0
CL_{α}	5.3892	CD_{α}	0.21821	Cm_{α}	-1.3014
$CL_{\dot{\alpha}}$	0.4141	CD_{U}	0.0	$Cm_{\dot{\alpha}}$	-0.8407
CL_{q}	5.2738	CD_{δ}	0.0	Cm_{q}	-11.8872
CL_{U}	0.0			Cm_{U}	0.0
CL_{δ}	0.389			Cm_{δ}	-1.198

Table.6 Stability Derivatives for Lateral/Directional Mode

Derivatives	Value	Derivatives	Value	Derivatives	Value
Cy_{β}	-0.7536	Cl_{β}	-0.0853	Cn_{β}	0.1740
Cy_{p}	-0.1785	Cl_{p}	-0.3089	Cn_{p}	-0.0693
Cy_{r}	0.4342	Cl_{r}	0.2421	Cn_{r}	-0.2035
Cy_{δ}	0	Cl_{δ}	0.2528	Cn_{δ}	-0.0322
Cy_{δ}	0.2812	Cl_{δ}	0.0306	Cn_{δ}	-0.1162

각 설계점에 대한 선형모델링을 바탕으로 시뮬레이션을 수행한 결과를 그림13-14에서 보여주고 있다. 트림상태에서 1초 후 엘리베이터 입력을 +1도 인가한 상태의 비행반응을 종운동 비행반응에서 보여주고 있다. 실속 부근의 w저속영역(DP#1)에서는 phugoid 모드가 약불안정함을 알 수 있으며, 진동주기도 통상의 비행체보다 작아서 약 10초의 주기를 가짐을 알 수 있다. 이는 수동조종시의 어려움을 말해주고 있으며, 이륙 및 착륙 전후의 동적 불안정성을 Autopilot으로 극복하여야 할 필요성이 높음을 보여주고 있다. 이러한 종운동의 불안정성 경향은 속도가 증가하면서 약안정으로 변화하여 최대속도 부근인 DP#4에서는 장주기 댐핑이 상당히 개선되었음을 알 수 있다. 따라서 저속영역의 안정성 증대가 비행제어시스템의 일차적인 목적이 된다. 또한 그림 14에서 보이듯이 횡/방향운동 시뮬레이션 결과에서도 저속영역(DP#1)에서 스파이어럴 모드가 불안정하여 발산하는 것을 알 수 있다. 따라서 비행제어시스템을 효과적으로 구성하여 횡/방향운동을 안정화할 필요성이 있다.

[설계점 DP#1]



[설계점 DP#4]

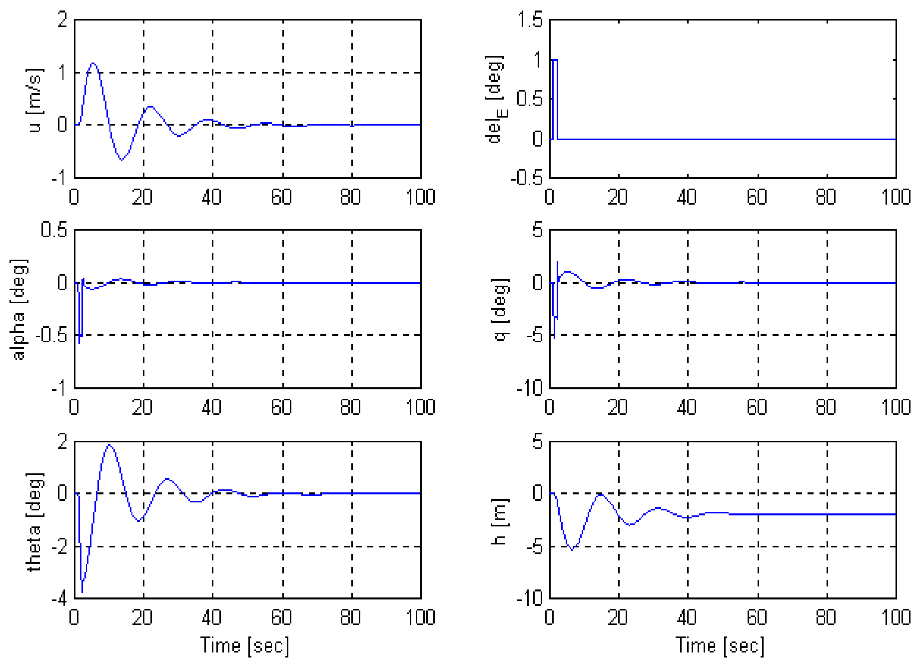
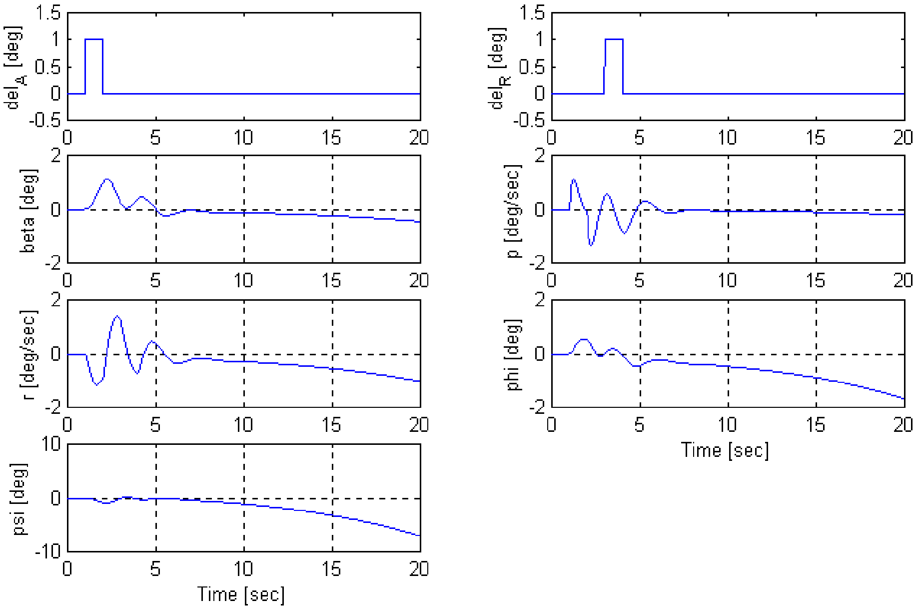


Fig.13 Longitudinal System Response

[설계점 DP#1]



[설계점 DP#4]

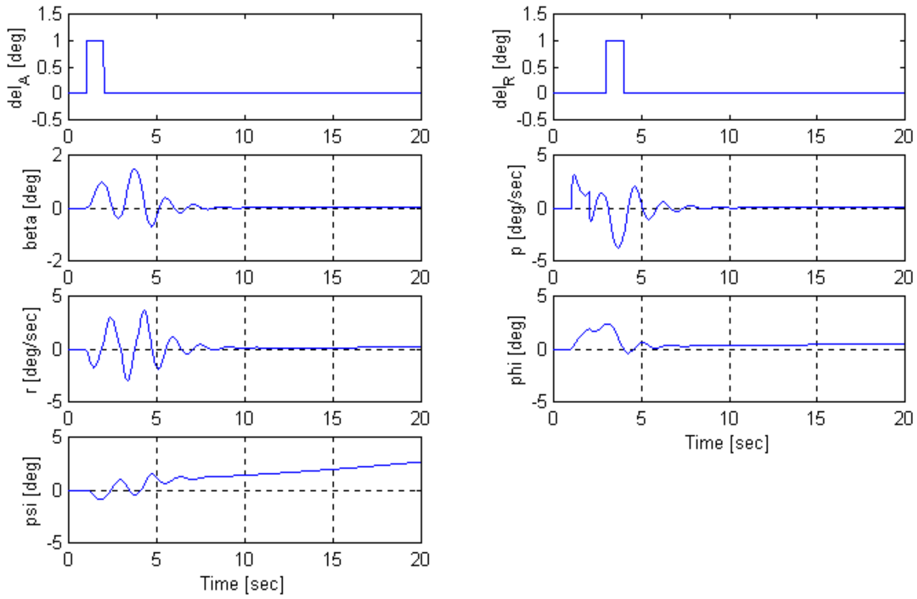


Fig. 14 Lateral/Directional System Response

3. 비행제어시스템 설계

무인항공기의 자동비행을 성공적으로 수행하기 위한 열쇠는 안정적인 비행제어시스템의 설계에 달려 있다. 조종사가 직접 비행체를 조종하는 유인항공기와는 다른 무인항공기의 임무수행능력 및 비행안정성 확보능력은 비행제어시스템의 설계와 구성에 따라 매우 큰 차이를 보이게 된다. 비력해석을 통해 안정 및 조종미계수를 이용한 비행체 선형 모델링을 구하고, 이를 6자유도 비행시뮬레이션을 통하여 종운동 및 횡/방향운동에 대한 기본적인 비행성능을 검토한다. 비행체가 제작되면 외부조종사에 의한 수동조종상태에서 시스템의 Identifiability를 최대화하는 가진입력 및 가진주파수를 설계하여 비행시험을 통해 시스템 식별을 통하여 필요한 경우 설계된 비행체 모델을 수정한다. 이렇게 구한 시스템 모델을 바탕으로 종운동 및 횡/방향운동 제어시스템을 설계하고, 나아가 비행관리 시스템을 설계하게 된다. 설계된 비행제어시스템은 지상시험 및 비행시험을 통하여 검증하고 성능개선을 수행한다. 이러한 일련의 비행제어시스템 설계절차를 그림 15에 나타내었다.

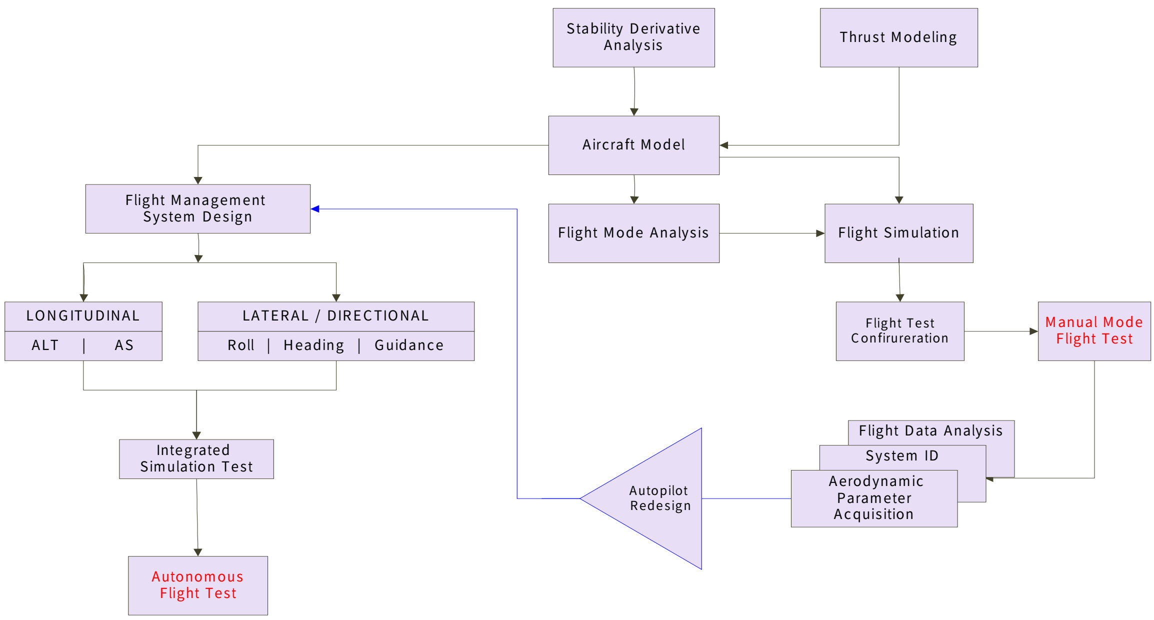


Fig. 15 Flight Control System Design Procedure

3.1 비행제어 알고리듬 구현

오토파일럿 알고리듬은 비력해석을 통해 구축한 비행체 모델을 토대로 내부루프 오토파일럿을 통해 비행자세제어를 구현하였다. 그림 16에서 PID 제어기법을 적용하여 비행체의 피치 자세를 제어하는 블록도를 보여주고 있다[7]. 본 연구에서도 이러한 자세제어 블록도를 이용하여 피치 운동 및 롤 운동의 자세제어를 수행하였다. 또한 외부루프 오토파일럿을 통해 속도, 고도제어시스템을 설계하였으며, 별도로 유도루프를 통해 비행체의 비행경로점을 통과할 수 있도록 설계하였다. 특히 유도루프는 미션을 수행하기 위한 핵

심기술이다. 이러한 체계적인 비행제어시스템의 설계는 비행체의 비행특성을 분석함으로써 더욱 좋은 성능을 가지도록 제어시스템의 이득을 튜닝할 수 있으며, 비행시험을 통해 지속적으로 성능을 개선하였다.

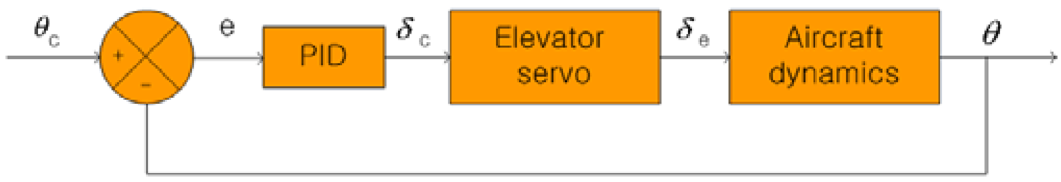


Fig. 16 Pitch Attitude Control Block Diagram

Matlab을 이용하여 피치제어시스템의 제어이득을 미분게인 K_q 와 비례게인 K_θ를 가변하면서 그려본 결과, 적절한 제어이득을 결정할 수 있다. 아래의 그림17은 이렇게 구성한 2차원 근컨투어이다. 여기서 x-축은 실수부이고 y-축은 허수부이다. K_θ가 0.2부터 0.2 단위로 4까지 변동하고, K_q가 0.005부터 0.005단위로 1.0까지 변동할 때의 각 근들의 궤적이다. 그림에서 구동기 동역학과 단주기 동역학은 그림에서 잘 나타나 있다. 구동기는 -16 + j14 근처를 기점으로 하여 K_θ가 증가할 때마다 오른쪽으로 이동하고, K_q가 증가할 때마다 아래로 이동하다가 일정 K_θ 이후로는 하강 후 상승하는 경향을 보이고 있다. 단주기 운동은 -3 + j6 부근에서 시작하여 K_θ가 증가할수록 s-평면 우반부로 이동하며, K_q의 증가에 따라 실수축으로 오다가 일정 K_θ 이후로는 불안정쪽으로 기우는 경향이 있음을 알 수 있다. 그림 우측 하단의 장주기 모드는 일정 K_θ 이후로는 임계감쇠 이후 과감쇠되어 실수축에 근을 가짐을 알 수 있다. 따라서 K_θ를 일정한 수준 이상으로 높이면 K_q의 값에 관계없이 진동없는 시간반응을 얻을 수 있다.

이러한 절차를 횡/방향운동의 내부루프 및 외부제어루프 및 유도루프에 적용하여 각각의 제어이득을 적절히 선정하였다. 단 비행속도에 따라 가변하는 파라메터에 대해서는GainScheduling을 수행하였으나, 이러한 절차는 비행시험의 결과를 바탕으로 수행되었으며, 설계단계에서는 순항속도인 DP#2에 대해서 제어이득을 설계하였다.

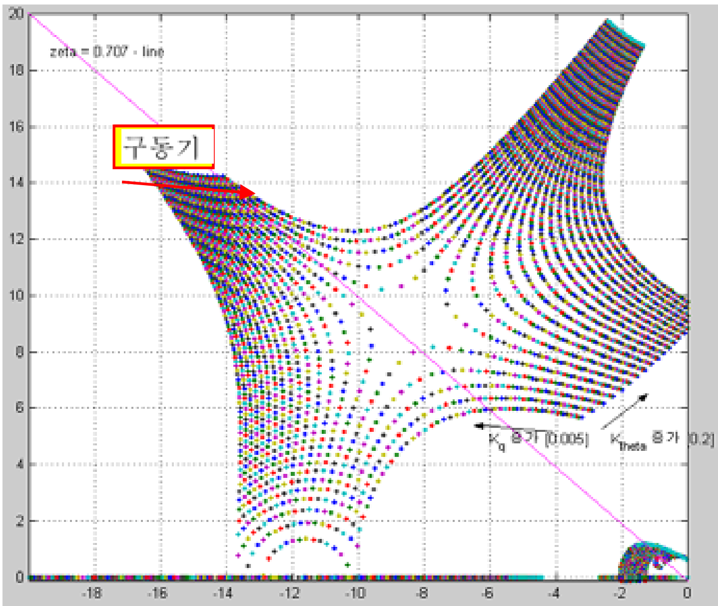


Fig. 17 Root Loci for Pitch Loop Control System

3.2 미션관리 / 비행관리시스템 구현

무인항공기가 주어진 임무를 수행하려면 위에서 오토파일럿 기능을 기본으로 하여 다양한 비행모드를 통해 내부/외부조종사의 업무부담을 최대한 줄이면서 임무를 수행하여야 한다. 이러한 것을 고려하여 다양한 비행모드 및 비행관리 프로그램을 추가하였다. 그림 18은 비행관리시스템의 체계도 이다.

비행체의 통신링크는 RC와 UHF로 크게 나누어진다. 각각의 통신링크에 FailSafe 모드를 두어 어떠한 경우라도 지상으로부터의 통신이 두절된 상황에서 정해진 위치로 귀환 할 수 있도록 구성이 되어 있다. 그리고 UHF 모드에서도 세 가지의 비행운용모드를 두어서 통신 상황에 따라 통신모드를 구별하여 쓸 수 있다. LongMode Autopilot Mode에서는 유도/항법 모드를 사용할 수 있다. GCS의 내부조종사는 이러한 다양한 비행모드를 통해 비행체를 제어하며 주어진 임무를 수행하게 된다. 본 개발과정에서는 비행모드를 미션에 따라 자유자재로 운용할 수 있도록 내부조종사 훈련을 병행 실시하였다.

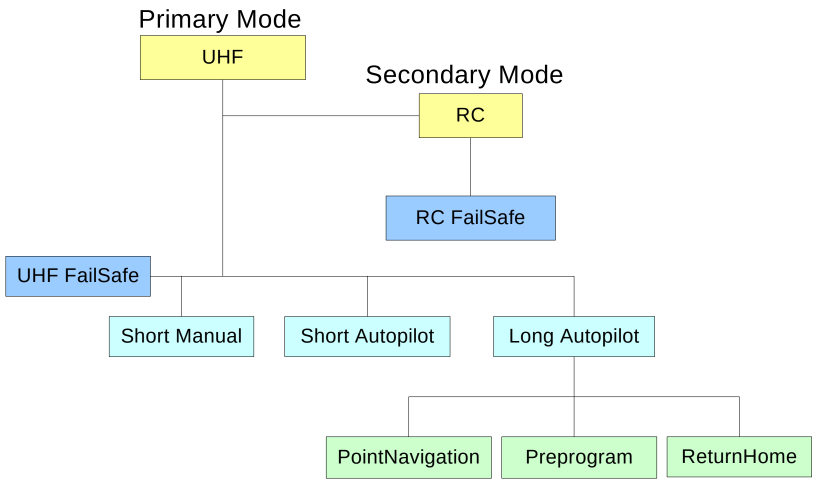


Fig. 18 Various Flight Operation Modes for CNUAV-II

3.3 비행관리 시뮬레이터를 통한 비행제어시스템 검증

개발된 무인항공기 비행관리시스템의 지상 검증과 내부조종사 훈련을 위하여 비행관리 시뮬레이션 환경(FMSE,Flight Management Simulation Environment)을 구축하였다. FMSE는 탑재된 비행제어컴퓨터의 내부 소프트웨어를 약간 수정하여 6자유도 비행시뮬레이터와 연동하고 GCS는 실제의 시스템을 그대로 사용함으로써 실비행과 유사한 효과를 내면서 비행모드와 비행관리시스템을 검증하고, 또한 내부조종사의 조종교육에도 효과적으로 사용되었다. 그림 19에서 FMSE 및 개략구성도를 보여주고 있다. 오토파일럿에 대한 검증은 비행시험을 통해 반드시 검증하고 성능개선을 수행하나, 미션관리 프로그램의 정상동작여부는 자체개발한 FMSE를 통해서 99% 검증이 가능하다. 그림20은 속도/고도 제어, PreProgram, Stick Autopilot 등 여러 가지 비행 모드를 FMSE를 통하여 검증하는 6자유도컴퓨터와 GCS의 모습이다. FMSE를 통한 Autopilot 설계 검증을 수백시간 이상 수행하

였고, 이를 통해 비행제어컴퓨터가 다운되는 지도 동시에 검증하였으며, 수많은 소프트웨어 버그를 수정하였다. 또한 내부조종사 훈련은 약 20여 시간 이상 수행하였으며, 실제 비행에서도 성공적인 비행을 보장할 수 있었다.

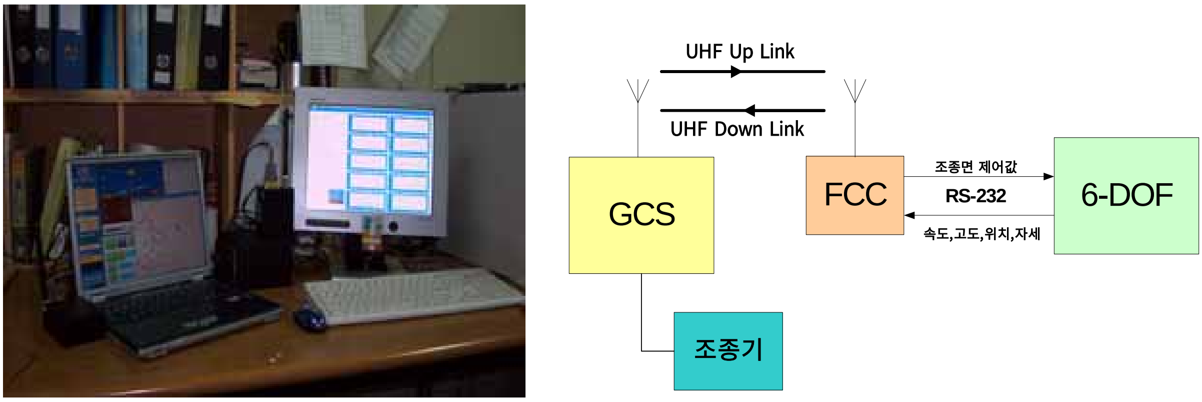


Fig.19 FMSE and its Schematics

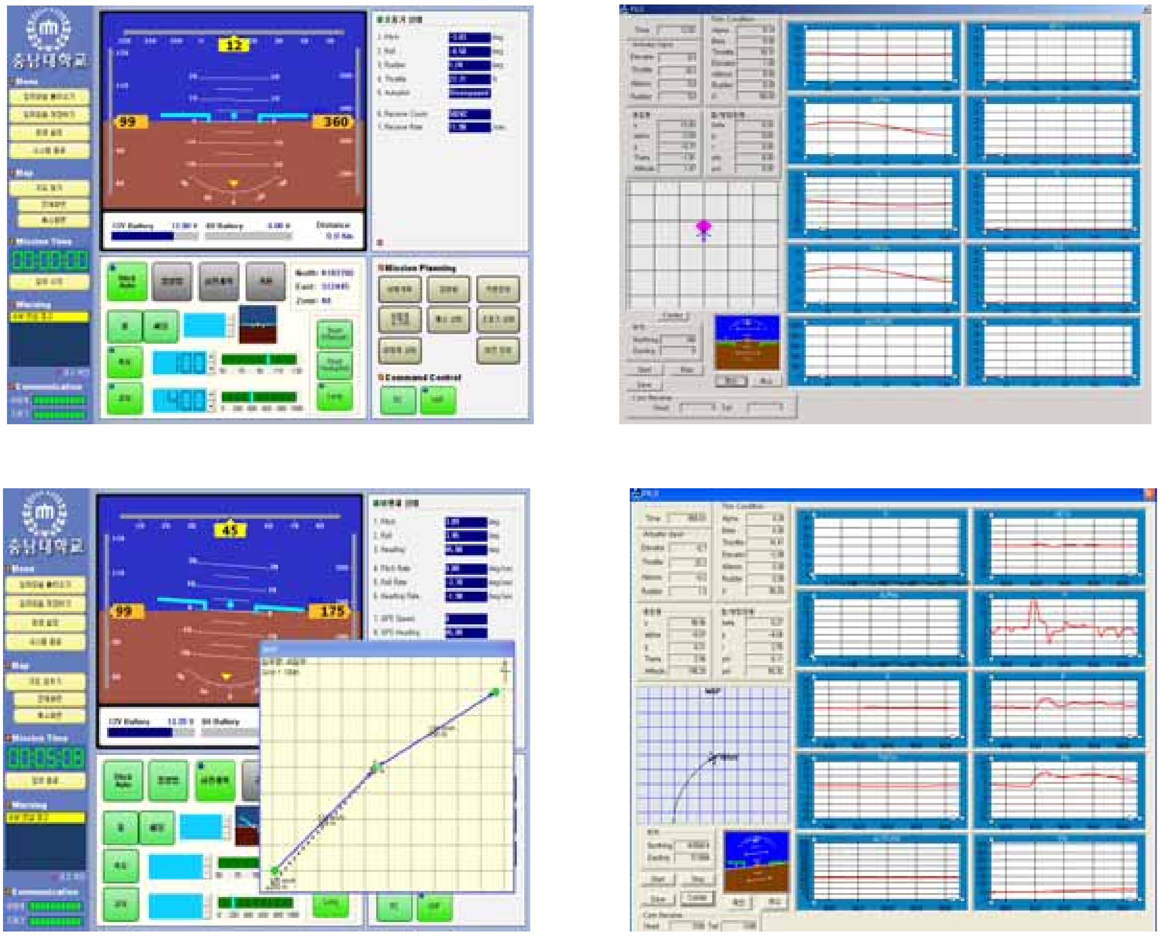


Fig. 20 6-DOF Simulation & GCS Command

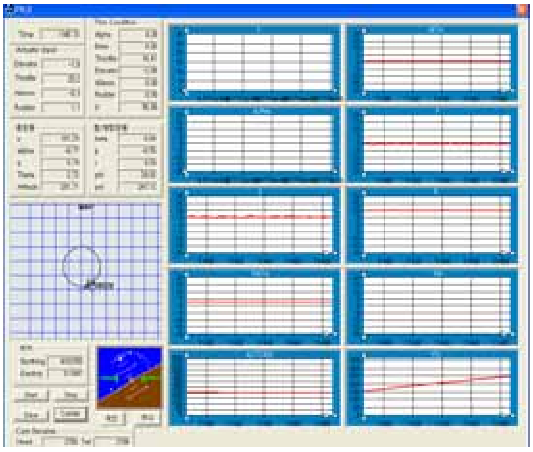


Fig. 20 6-DOF Simulation & GCS Command (Continued)

4. 탑재/지상 전자장비 하드웨어 제작

4.1 비행제어컴퓨터

탑재용 비행조종컴퓨터는 AHRS와 GPS로부터 비행자세 및 위치와 기타 센서시스템으로 부터 그 밖의 여러가지 비행정보를 실시간으로 전송 받는다. 그리고 AutoPliot에 필요한 비행체의 제어명령을 구동 시스템으로 내보낸다. 또한 지상과의 통신을 위해 별도의 통신장치를 통해 Uplink/Downlink 데이터를 주고받으며, 전원공급 시스템으로부터 비행관리 컴퓨터와 각종 센서/구동시스템에 필요한 다양한 전압의 전원을 안정적으로 공급받는다.

비행제어컴퓨터의 하드웨어는 오래 전부터 검증이 끝나고 상용화 되어있는 산업용 컴퓨터인 PC-104를 기반으로 하여 다중 입출력 장치와 RS-232와 같은 직렬통신을 통해 주변장치와의 인터페이스를 구축한다.

CPU 보드와 GPS 제품을 구매/조립하여 사용하였다. 그림 21은 설계된 비행관리시스템의 개념도를 보여주고 있으며, 그림22는FCC와 비행체에 탑재된 컴퓨터의 모습이다.

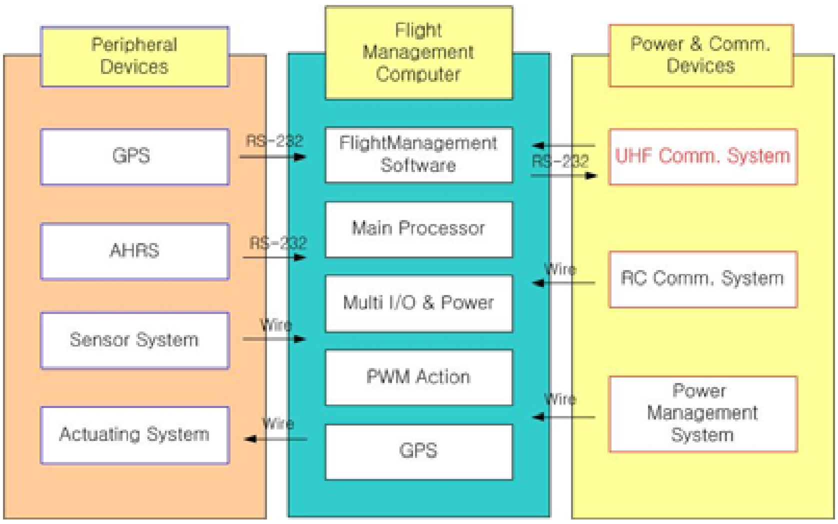


Fig. 21 Flight Management System Schematics

Fig. 22 FCC Equipped on the Fuselage of the CNUAV-Ⅱ

제작된 FCC를 탑재 및 ,디버깅이 편하도록 FCC Case를 제작하였다. 기존에 있던 케이스가 너무 무겁고, 통풍이 전혀 되지 않아 FCC에서 나오는 열을 방출하지를 못하였다. 게다가 열에 민감한 센서 필터 소자가 FCC 내부에 장착되어 있어 고도센서의 신뢰성을 떨어뜨렸다. 이런 단점들을 보완하여 Case 측면에 Fan을 설치하였고, 통풍구를 뚫었다. 그리고 CompactFlash Memory를 수시로 탈착하기 위한 홀을 가공하였다. 외부노이즈와 FCC 자체에서 발생하는 노이즈에 대한 대책으로 wire를 제작할 때 길이를 최소화하고, 모든 선을 Shield/Ground 처리하여 안정적인 신호를 받을 수 있었다.

4.2 통신장치

무인항공기를 개발하는데 있어서 FCC 만큼 중요한 시스템이 통신시스템이다. 어떤 통신 모듈을 쓰느냐에 따라서 GCS에서 비행체로 주는 명령을 얼마나 빨리, 그리고 정확히 주고 받을 수 있느냐에 따라 지상에서의 비행상황 판단 및 나아가서는 비행체의 자세안정화 특성까지도 영향을 주었다. 너무 느린 Data통신은 명령값을 딜레이 시켜서 비행체에 전혀 다른 명령을 줄 수 도 있다. 그리고 통신 모듈간의 최대 통신거리가 곧 비행체의 운용범위가 된다. 이를 검증하기 위하여 지상에서 UHF 통신거리 테스트 및 RC 통신거리 테스트는 필수적이다. 통신장비를 운용함에 있어서 계속된 단방향 통신은 통신모듈을 과열시켜서 통신모듈의 성능을 떨어뜨린다. 이러한 과열을 방지하기 위하여 GCS의 통신모듈에 냉각Fan을 설치하여 사용하였다. 그림23은 GCS의 통신모듈이다.

Fig. 23 Communication Module

4.3 Power System

비행체에 전원을 공급하는 소스로 5000mA 12개로 만든 12V Battery 와 3000mA 6개로 만든 6V Battery를 사용한다. CNUAV-I의 개발과정에서 비행체를 잃었던 이유가 바로 Battery의 관리소홀이었다. 이러한 실수를 거울삼아 CNUAV-II의 개발과정에서는 Battery를 Discharging과 Charging을 번갈아 하며 최상의 컨디션으로 유지시키고, 계속적인 check로 Battery의 Dead Line을 측정하여 Database화 하였다. 50시간이상의 Battery Test를 통하여 최고 작동시간이 3시간 정도이고, 만충 상태에서 12V로 떨어진 후로 4000초 정도시간이 지난 후에 급격히 방전되는 모습을 볼 수 있었다. 이 데이터를 바탕으로 GCS에서 Battery를 실시간으로 모니터링할 수 있도록 Down Link Data ICD에 Battery Voltage를 포함시켰고, 비행시험시 GCS에서 계속적인 Check를 하였다. 5000mA의 전기용량은 보통 비행시험을 하기에는 충분한 Battery 용량으로 판단되었다.

그림24는 12V Main Battery의 부하시간에 따른 Voltage Drop 측정결과를 보여주고 있다.

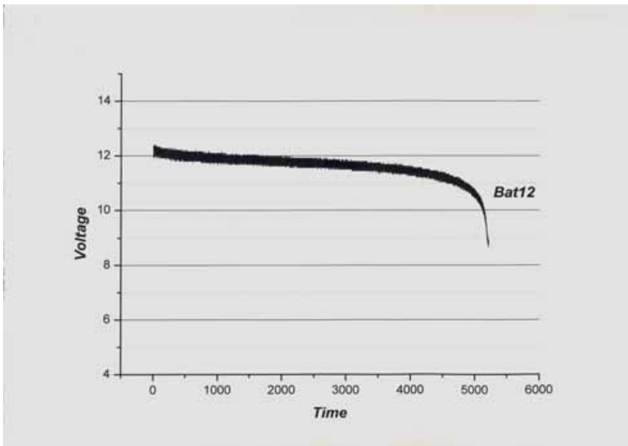


Fig. 24 12V Battery Test

4.4 지상제어시스템(GCS)

지상제어시스템은 조종기 또는 지상제어컴퓨터로부터 생성된 명령신호를 해석하여 통신장비를 통해 비행체로 전송하며, 비행체로부터의 Downlink 데이터를 실시간으로 전송 받아 비행조종 및 임무수행에 적절한 포맷으로 변환하여 지상도시 및 저장 임무를 수행한다. 그림 25는 지상 시스템의 사진이다.

Fig. 25 Ground Control System

5. 시험평가

무인항공기는 체계제품으로써 각각의 단품들을 종합하여 무인항공기의 자율비행으로 이루어진다. 이를 체계종합(SI, System Integration)이라고 하며 성공적인 무인항공기 개발의 핵심이. 체계종합에 대한 개념을 명확하게 가지고 있으면 불필요한 과정을 생략할 수 있고, 대신에 꼭 필요한 개발단계에 많은 시간을 투자할 수 있어 성공적인 개발을 보장할 수 있게 된다. 지상단품시험 및 지상통합시험을 통해 단품의 성능을 검증하였다. 그리고 지상시험을 위해 중형아음속 풍동에서 수십회의 풍동시험을 수행하였으며, 차량주행시험을 위해 충청도 오창, 전라도 익산에서도 실험을 하였다. 야외에서 엔진시험 및 지상택시시험을 수도없이 수행하여 단품 및 지상통합을 검증하였다.

5.1 지상시험

5.1.1 풍동시험

일반적으로 풍동시험은 밸런스 상에 축소모델을 이용하여 공기역학적 파라메터를 실험적으로 구하는데에 사용된다. 본 개발과정에서는 이를 응용하여 제작이 완료된 비행체의 안정성을 검증하기 위하여 풍동시험이 수행되었다. 비행체가 완성 되면 외부조종사에 의한 수동비행을 실시하지만 수동비행 전에 풍동에서 탑제장비 무게에 해당하는 더미를 장착한 후 종방향 및 횡방향 안정성을 확인할 수 있다. 그리고 유선통신을 이용하여 비행체의 통신, FCC의 정상동작 유무를 확인하는 것에도 유용하게 사용될 수 있다. 그림 26은 풍동에서 유선을 이용하여 비행체의 안정성을 검증하는 모습이다.

Fig. 26 Test in Wind Tunnel

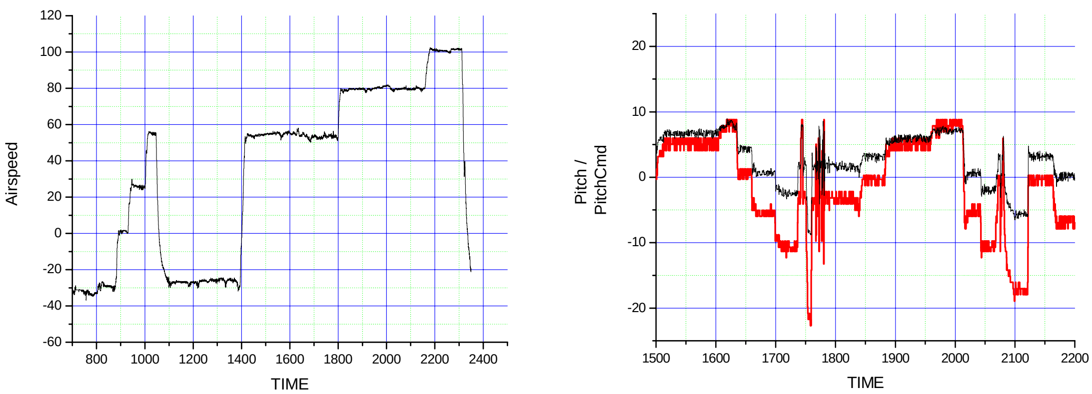
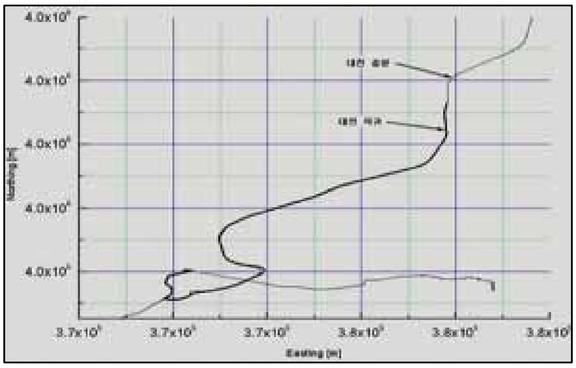


Fig. 27 Pitch Control & Airspeed Test

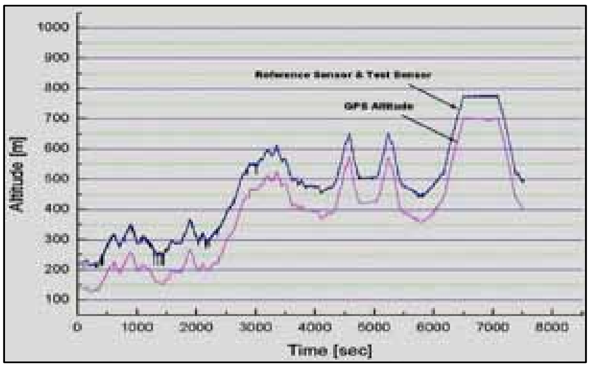
속도센서의 보정을 할 때도 ADTS를 이용하여 일차적으로 센서를 보정하고, 제작한 피토와 연결부위로 인한 오차를 최소화하기 위하여 최종적으로 풍동을 통해 속도보정을 수행하였다. 그림 27는 풍동의 속도를 속도센서로 측정한 Data와 Pitch Control 실험 Data이다.

5.1.2 지상주행시험

주행시험에서는 GPS, 속도, 고도, 자세, 비행체 반응, 여러 가지 비행모드 등을 통합적으로 실험하였다. 풍동테스트에서는 눈에 띄이지는 않았지만, 난류가 심한 실제 대기에서 비행을 하는 상황이라는 가정하에 나타날 수 있는 여러 가지 Error 요소들을 찾아내기 위해 실제 대기에서 테스트를 수행하였다. 고정치구를 이용하여 자동차에 비행체를 탑재를 하고, 무선통신을 이용하여 GCS에서 모든 상황을 체크해 가며 실험을 하였다. 그림28은 대전-장수간 GPS Data 및 육십령 고개를 활용한 고도센서의 Calibration Data이다. GPS의 데이터 결과는 매우 양호하였으며, 고도센서도 실제 비행에 사용할 수 있을 정도의 정확도를 보여주었다. 속도센서는 선도차량 및 고속도로 상의 경계층 효과에 의한 대기 외란의 효과로 인해 매우 불규칙한 분포를 보여주었고, 최종으로 풍동을 통하여 속도센서를 검증한 결과 양호한 데이터를 얻을 수 있었다.



GPS Data



ALT Calibration Data

Fig.28 Test Data and Calibration on Road Test

5.1.3 진동시험

전자장비에게 있어서 습기 이상으로 중요한 문제가 진동이다. 엔진의 진동은 각종전자장비 및 체결부위의 신뢰성을 떨어뜨리는 주요원인이 되며, 진동에 의해서 AHRS의 자세각 및 자세 각속도를 비행에는 사용할 수 없을 정도로 왜곡된다. 본 개발과정에서는 엔진 및 프로펠러의 진동으로 자세측정장치의 자세각이 왜곡되는 것을 방지하고, 나아가 탑재 전자장비의 보호를 위하여 방진판을 설계 및 제작하였으며, 수십 차례의 Engine Run Test를 통하여 좋은 결과를 얻을 수 있었다. 그림 29는 방진판을 거친 AHRS의 데이터들이다. 방진판 없이 측정하였을 때는 롤 각속도나 피치각속도가 ±200deg/s 까지 진동하는 것을 볼 수 있었으나 방진판 위에서는 엔진 쓰로틀의 변화에 따라 약간의 차이는 있지만, 적절한 값을 보여주었고, 비행체의 수평비행시에 해당하는 RPM에서도 양호한

Data가 나왔다. 그림30은 진동을 제거하기 위한 방진판 Test의 초기단계 사진이다. 비행체 엔진 진동의 특성이 변위는 작으나 가속도가 크다. 이 특성을 이용하여 방진판의 스프링은 탄성계수가 낮은 스프링을 제작하여 사용하였고, 점성이 큰 오일을 사용하여 댐핑을 증가시켰다. 현재 UAV에 탑재되어 있는 방진판은 그림 31과 같이 최상의 방진효과를 위하여 계속적인 업그레이드와 수리 및 교환이 편리하도록 구성하였다.

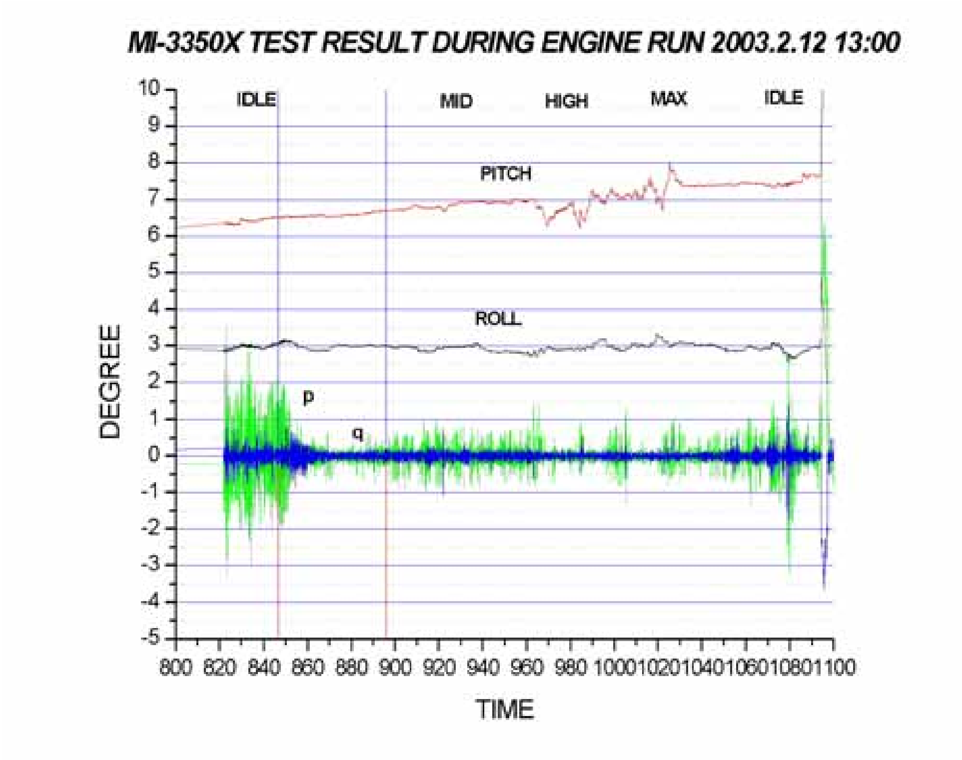


Fig. 29 AHRS Engine Run Test

Fig. 30 Vibration Test

Fig 31 Vibrationproof Plate for CNUAV-II

5.1.4 센서 보정 시험

비행체에 탑재되는 단품들을 시험하고 Calibration 하여 체계종합단계에서 각각의 단품들이 바로 인터페이스 할 수 있는 상태로 준비를 해놓았다. 속도 및 고도 센서는 하드웨어적인 증폭과 필터를 거친 voltage 값을 이용하여 ADTS로 차압과 정압을 주어 각각 센서의 기본적인 보정식들을 세워 놓고 이 식을 FCC에 탑재하여 제어에 사용한다. 속도센서는 풍동을 통하여 다시 한 번 Calibration을 해주고, 각각의 센서들에 저주파 통과필터를 소프트웨어로 처리하여 최적의 시그널을 만들어 준다. 그림 32는 ADTS를 사용한 속도 및 고도의 보정식이다. Battery 전압의 지속적인 모니터링을 위해 AD로 받아서 Calibration을 거친 값을 DownLink에서 사용한다. 또한 비행체의 조종면을 FCC에서 생성한 PWM 신호로 Calibration 하는 것은 선형시스템을 가정하여 제어기를 설계하는 데에 있어 필수적인 과정이다. 그림 33은 elevator 와 throttle 의 Calibration 결과를 보여주고 있다.

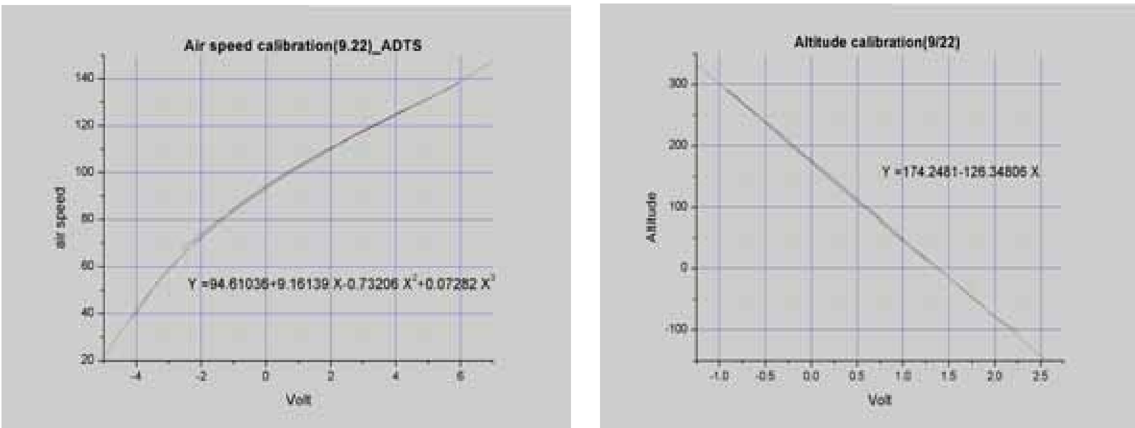


Fig. 32 Altitude & Airspeed Calibration

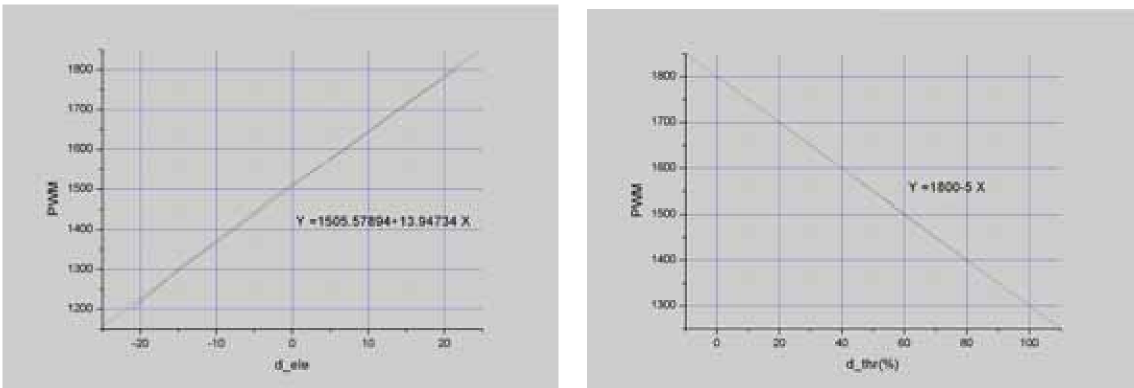


Fig. 33 Control Surface Calibration

5.2 비행시험

Low-Taxi 시험을 통한 지상통합시험과 비행시험은 그간의 단품시험 및 보정을 모두 거친 무인항공기 시스템을 점검하고 설계된 성능을 가지는 지를 검증하는 마지막 단계가 된다. Low-Taxi 시험에서는 가능한 모든 상황을 부여하여 비행체의 이상한 반응을 체크하고, 쓰로틀 별로 조종면 동작확인, 비행모드 변화간에 조종면의 불연속점 확인, 조종명령의 타임딜레이 확인, GCS DownLink 상태는 확인, AHRS/GPS의 Data 상태가 적절한 지 등을 미리 준비된 Check List를 활용하여 점검하였다. 작년에 수 회의 자동비행시험 끝에 CNUAV-I이 추락하였다. 이러한 경험을 바탕으로 CNUAV-Ⅱ는 총 8회의 자동비행시험을 수행하였으며, 스틱 오토파일럿에서부터 속도, 고도제어로, 유도루프로 제어시스템의 영역을 확장시켰다. 이 과정에서는 비행체를 준비하는 사람들의 작은 실수일지라도 바로 추락으로 이어질 수 있으므로, 사고사례를 데이터 베이스화하여 비행전에 예방하였다.또한 CNUAV-II를 위한 체계적인 비행전 점검절차 Checklist를 통하여 비행상황 중에 발생할 수 있는 작은 Error라도 미연에 방지할 수 있도록 만반의 준비를 갖추었다. 그림 34는 경기도의 비행 시험장에서 비행준비를 하는 모습이다.

Fig. 34 Flight Test

비행시험절차는 Manual Mode로 이륙 한 후 일정고도로 진입 후 Stick Auto로 전환한다. 이 Mode 변환과정에서 급격한 비행체 자세의 변화가 있어서는 안 된다. 그래서 Manual Mode와 AutoPliot Mode에서 여러 차례의 Calibration과 조종기 Setting을 통하여 모드 변화간 조종면의 불연속점을 최소화하였다. Stick Auto로 비행을 하다가 속도, 고도제어를 자동으로 전환하고 속도/고도제어가 안정화되면 GCS 내부에서 롤 제어로 전환한다. 그런 상태에서 유도루프를 시험을 하였다. 이러한 비행시험절차를 간략화하여 그림 35에 나타내었다.

8회의 이러한 자동시험을 수행후 데이터를 분석하여 제어 시스템의 성능을 개선하기 위한 Gain setting 및 프로그램적인 보완이 이루어 졌다.

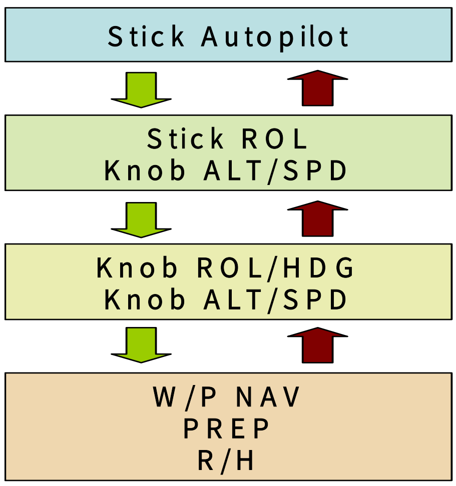
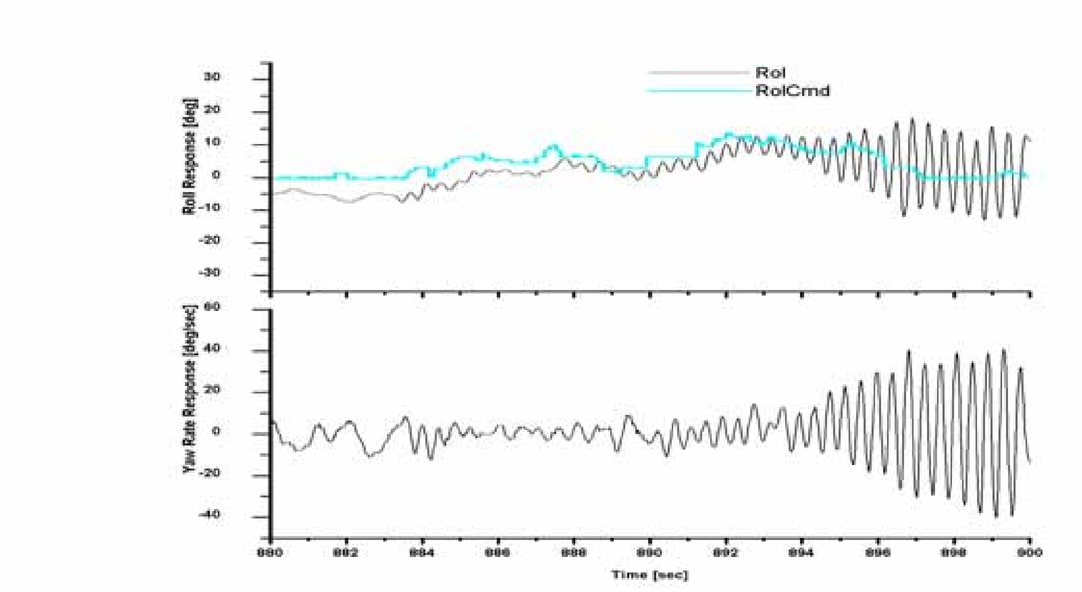
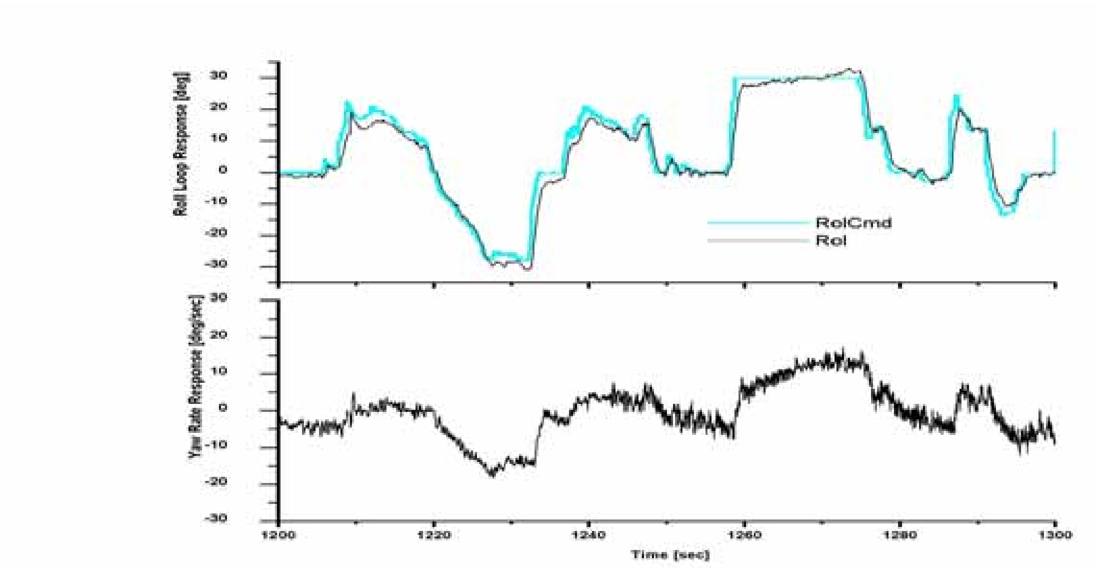


Fig. 35 Flight Operation Procedure

비행시험을 통하여 다수의 제어이득을 수정하였으며, 그 결과 비행체의 안정성을 높이고 비행제어특성을 개선할 수 있었다. 그림 36은 초기의 제어이득을 사용하여 비행시험을 수행한 결과 Yaw Rate의 불안정성에 기인하는 롤 루프의 불안정을 보여주고 있다. 이는 실제 비행시험시 공중에서 비행체가 이상동작으로 주익이 좌우로 심하게 흔들리는 것으로 관찰되었으며, 분석한 결과, 고속에서의 더치롤 게인이 다소 과다하였음을 알 수 있었고, 속도에 따라 이를 스케줄링하여 비행시험을 수행한 결과 안정된 비행반응을 얻을 수 있었다.



[before gain adjustment]



[after gain adjustment]

Fig.36 Improvement of Dutch-roll Characteristics via Flight Tests

비행체 및 지상장비등의 신뢰성을 확보하여도 인간의 판단력이 흐려지면 비행체의 손실로 이어진다는 인간공학적 관점을 견지하고, 이를 방지하기 위하여 자체적인 내부조종사를 육성하기에 이르렀다. FMSE를 통한 여러 가능한 비행상황을 연출하고 프로그램상으로 실제비행과 비슷한 부정확한 항법데이터, 자세데이터 등을 임의로 인가하여 비행훈련을 실시하였다. 그림 37은 로봇항공기 경연대회의 비행 중 11개의 경로점을 통과하는 미션 #4의 비행 후 얻은 GPS Data 및 비행체 자세제어 Data이다. 그림 38은 CNUAV-Ⅱ의 비행 모습을 보여주고 있다.

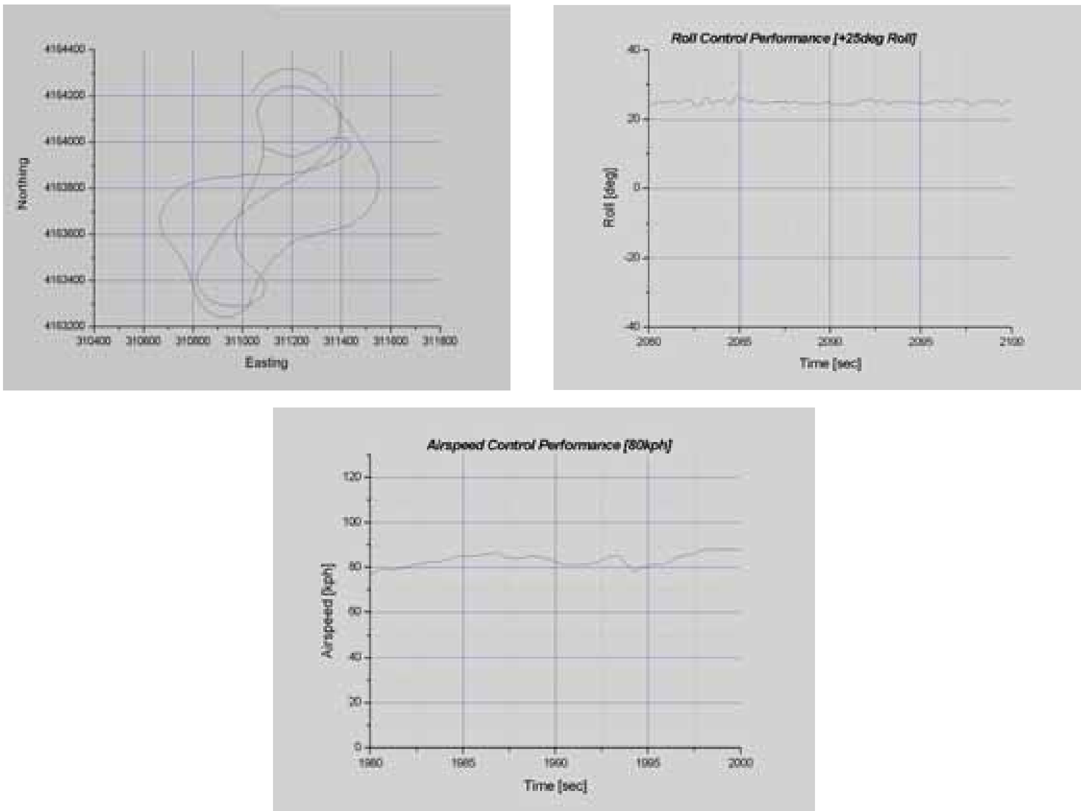


Fig. 37 Flight Test Data

Fig. 38 Autonomous Flight of the CNUAV-Ⅱ

6. 결 론

충남대학교 항공우주공학과 비행역학 및 제어실험실에서는 지난 2년간 자동비행 및 임무수행을 위한 무인항공기 시스템을 개발하기 위하여 많은 노력을 하였으며, 그 결과 기본적인 오토파일럿 기능을 탑재하고, 프로그램 비행에 의한 경로점을 통과하는 기능을 수행할 수 있는 무인항공기 시스템을 개발에 성공할 수 있었다. 이러한 과정을 통해 교육적인 면에서는 비행체의 성능 및 비행동역학과 비행제어이론을 실제로 경험할 수 있는 좋은 계기가 되었으며, 실질적인 시스템을 개발하고 운용하는 과정에서 산업체나 연구소에서 수행하는 업무의 일부를 체험할 수 있었다.

지면관계상 많은 내용을 함축하여 전체적인 개발과정만을 본 논문에 싣게 된 것을 아쉽게 생각하지만,본 개발을 통하여 체계적인 설계/해석/시험평가기술을 습득할 수 있었다. 지난 2년 간 UAV를 개발하면서 지상시험이나 비행시험에서 만난 여러 가지 문제점을 극복하기보다는 시간에 쫓겨 문제점을 피해갔으나, 앞으로도 계속해서 무인기를 개발을 할 것이기 때문에 지금까지 극복하지 못했던 문제점들을 하나하나 극복하면서 보다 임무지향적이고 고신뢰성을 가진 스마트한 무인항공기를 개발할 계획이다.

참고문헌

[1] D. A. Fulghum, and R. Wall, "Global Hawk, J-STARS Head for Afghanistan," *Aviation Week and Space Technologies*, Vol. 155, No. 19, Nov. 5, 2001, pp.26-27.

[2] D. A. Fulghum, and R. Wall, "Armed Predator Successful In Wartime Debut," *Aviation Week and Space Technologies*, Vol. 155, No. 17, Oct. 22, 2001, pp.28.

[3] B. Iannotta, "UCAVs Prepare for Battle," *Aerospace America*, Vol. 39, No. 3, March 2000, pp.28-32.

[4] R. Wall, "X-45A UCAV Poised For First Flight," *Aviation Week and Space Technologies*, Vol. 155, No. 18, Oct. 29, 2001, pp.97.

[5] D. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Educatoinal Series, AIAA, USA, 1999.

[6] D. Hoak, *USAF Stability and Control Datcom*, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright- Peterson Air Force Base, Ohio, 1972.

[7] R. Nelson, Flight Stability and Automatic Control, McGraw-Hill International, Singapore, 1998.