

새로운 형태의 수직이착륙 UAV 개발

(New Type UAV for Vertical Take-Off and Landing)

ABSTRACT

Nowadays, one of the most important points developing UAV (Unmanned Aerial Vehicle) is V-TOL (Vertical Take-Off and Landing). This paper presents new type UAV for V-TOL. Two engines are placed in the middle of fuselage to reduce the mass moments of inertia. Two Controllable Pitch Propellers are used to control yaw and pitch, and two DC motors disposed wing tips to control roll. For easy control, one gyro sensor (yaw) and four ultrasonic sensors (pitch, roll) are used. The Engine Tiling System is just composed of one servo motor and two engine mounts. To prove the control system, many tests were conducted.

요약

요즘 개발되고 있는 UAV(Unmanned Aerial Vehicle)중에서 개발이 어렵지만 수직이착륙을 안전하게 하여 활주로 없는 곳에서도 비행이 가능한 UAV이다. 이러한 시점에서 본 논문은 수직이착륙이 가능한 새로운 형태의 UAV를 제안한다. 수직 이착륙기의 주류를 이루고 있는 헬기의 경우는 UAV의 최종 목적인 자율비행을 위해서 역학적인 해석이 어려워 경험에 의한 자율비행을 시도하고 있지만 여전히 경험에 의한 자율비행은 한계가 존재한다. 따라서 역학적인 해석이 헬기에 비해서 비교적 쉽고 수직이륙 후 엔진을 틸팅하여 순항거리를 비약적으로 증가시킨 새로운 비행체를 제작 및 테스트 하여 발전가능성을 제시한다.

이번에 개발한 기체의 특징은 엔진을 중앙에 배치하여 기존에 오스프리(V-22)와 이글아이기가 가지고 있었던 롤링 관성모멘트에 의한 자세제어의 어려움을 극복하였다. 두 개의 가변피치 프로펠러를 사용하여 요와 피치를 제어하였고 날개 양 끝에 DC 모터2개를 장착하여 롤을 제어 하였다. 그리고 3M 이하의 지면에서는 자세제어가 중요하기 때문에 제어기를 직접 개발하여 초음파 센서를 이용한 PID 제어를

하였고 안전한 비행을 위해서 R/C조종기와 하이브리드컨트롤러 제어방식을 채택하였다.

기존의 시스템의 경우 틸팅시 무척 복잡한 알고리즘을 가지고 있는 반면, 이번에 개발한 엔진 틸팅 시스템 같은 경우는 엔진의 무게를 이용하여 작은 힘으로도 쉽게 틸팅이 가능하도록 하였다.

순서

1. 서론

2. V-TOL 주요설계 제원 및 특징

2-1 주요 제원표

2-2 형상

2-3 항공기 삼면도

2-4. 관성 모멘트

3. 틸팅 시스템

3-1 Mount1

3-2 Mount 2

3-3 결합

4 제어부

4-1 초음파 센서

4.1.1 초음파 센서의 활용 가능성 파악

4.1.2 초음파 거리측정 실험.

4.2 롤 제어

4.2.1 DC 모터 RPM 제어

4.2.2 롤 제어기

4.3 피치 제어기

4.3.1 서보모터 각도제어

4.3.2 피치 제어기

- 4.4 요 제어
- 4.5 수평모드 변환 시 DC 모터 RPM 제어
- 4.6 자이로 센서 활용
- 4.7 전체적인 제어 system
- 4.8 제어회로

5. 비행 실험

6. 결론

- 6-1 기체 특징
- 6-2 실험 결과에 대한 고찰
- 6-3 발전 방향

1. 서론

수직이착륙기는 V-TOL(vertical take off and landing)이라고 한다. 즉 말 그대로 제자리에서 수직으로 상승하여 비행하고 다시 그 자리에 수직으로 내려앉는다는 뜻이다. 헬리콥터도 VTOL 의 일종이지만, 헬리콥터를 제외하는 경우가 많다. 일반적으로 VTOL 이라 함은 수직상승 후 순항 중에는 일반 비행기와 같이 고정날개로 양력을 얻어 비행하는 비행체로 나누기 때문이다. 운항에 있어서는 소요시간의 단축하지만, 기체의 중량보다도 큰 출력을 필요로 하며, 또한 저속비행을 할 때나 수평비행에서 수직 비행으로 바꿀 때 조종면의 작용이

충분하지 못하여 비행이 불안정하기 때문에, 자동안정장치가 필요하다는 등 경제성이나 안정성 문제가 남아 있다.

현재 실용화 된 해리어와 오스프리등은 근접 항공 지원과 빠른 수송을 주 임무로 활동 중이며, 빠른 수평비행능력을 앞세운 고기동보다 수직이착륙이라는 특성을 최대한 살린 임무를 수행하고 있다. 이에 수평비행시의 우수한 비행 특성보다 수직 비행상태의 조정성과 수직 이륙 및 착륙에 큰 비중을 두고 제작하였다. 수직비행상태의 효과를 높이기 위해 수평비행상태에서 부적합한 설계도 손해를 감수하더라도 채택하였다.

이번에 개발한 기체의 특징은 엔진을 중앙에 배치하여 기존에 오스프리(V-22)와 이글아이 가 가지고 있었던 롤링 관성모멘트에 의한 자세제어의 어려움을 극복하였다. 두 개의 가변피치 프로펠러를 사용하여 요와 피치를 제어하였고 날개 양 끝에 DC 모터2개를 장착하여 롤을 제어 하였다. 그리고 3M 이하의 지면에서는 자세제어가 중요하기 때문에 제어기를 직접 개발하여 초음파 센서를 이용한 PID 제어를 하였고 안전한 비행을 위해서 하이브컨트롤러 제어방식을 채택하였다. 또한 기존 시스템이 틸팅시 복잡한 알고리즘을 가지고 있는 반면에 이번에 개발한 엔진 틸팅 시스템 같은 경우는 엔진의 무게를 이용하여 작은 힘으로도 쉽게 틸팅이 가능하도록 하였다.

그리고 실험을 통하여 이번에 개발한 기체가 UAV 용 V-TOL로써 제어가 가능한지 파악하고 비행체를 제어하기 위해서 초음파 센서 활용을 제안한다. 초음파 센서는 자동차에서 후방감지기로 많이 사용하고 있는 것처럼 진동에 강하고 여러 기 후조건에 다른 센서에 비해서 내구성이 좋은 것으로 알려져 있다. 따라서 자동차 및 선박에서 이용하고 있는 초음파 센서를 항공분야 에서 활용가능 한지 파악하고 직접 수직이착륙기를 제작하여 이 기체를 제어하는데 초음파 센서를 활용하였다. 그리고 다양한 실험을 통하여 초음파 센서가 비록 측정거리는 짧지만 특히 지면효과 등으로 저고도에서 제어하기 힘든 비행체의 자세를 정확히 측정하여 제어하는데 많은 도움을 줄 수 있다는 점에서 계속 연구할 필요가 있는지 파악하는데 초점을 맞춘다.

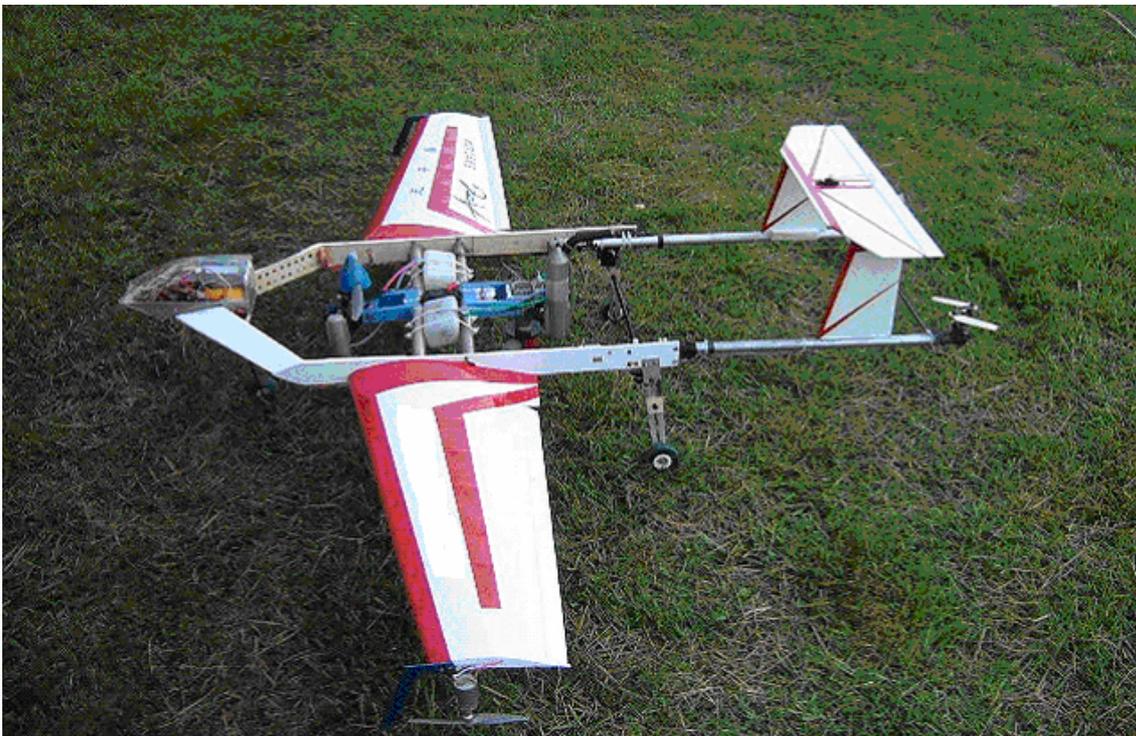
2. V-TOL 주요설계 제원 및 특징

설계와 관련된 식은 본 논문에서 모두 생략

길이 : 1.5m , 폭 : 1.9m

높이 : 0.45m , 무게 : 5.1kg

순항속도 : 16m/s, 엔진 : OS- 46 (2.5kg), OS - 91(4.5kg)



2-1 주요 제원표

Component	제 원	개
46 OS LA	OS 엔진	1
91 OS	OS 엔진	1
Mount Product1,2	64×26×102.5	2
Fuel Tank	62×45×99	2
Frame	60×380×800	1
Wing	243×680	2
Horizontal	6×154×560	1
Vertical	6×116×200	2
Tail Boom	d:20 L:550	2
Nose Landing Gear	d:2 L:140	1
Main Landing Gear	3×20×180	2
가변피치	Kousho concept 32 VR Tail Mission set	2
HS-55	Hitec HS-55	2
HS-81	Hitec HS-81MG	2
HS-225	Hitec HS-225MG	1
HS-525bb	Hitec HS-525BB	2
HS-700	Hitec HS-700	1
380 m o t o r	Cokam 380 m o t o r	4
Battely	Sanyo Ni-CD 1.2V 1400mh 5cell	1
Speed control ler	SJ propo Skyline30	2
수신기	X-3810 수신기	1
Mega 8535		3
초음파 센서	SRF04	4

2-2 형상

○ Wing(주익)

Airfoil	-----	DAE 21
S (면적)	-----	0.33 m ²
b _w (스팬)	-----	1.36 m
A (가로세로비)	-----	5.6
C(평균코드)	-----	0.243 m
λ (테이퍼비)	-----	1.778
wing incidence angle (붙임각)	-----	0°
twist angle (비틀림각)	-----	0°
Λ (sweep angle)	-----	8.47°
dihedral (상반각)	-----	3°
wing position	-----	low
aileron	-----	전체 코드의 20%

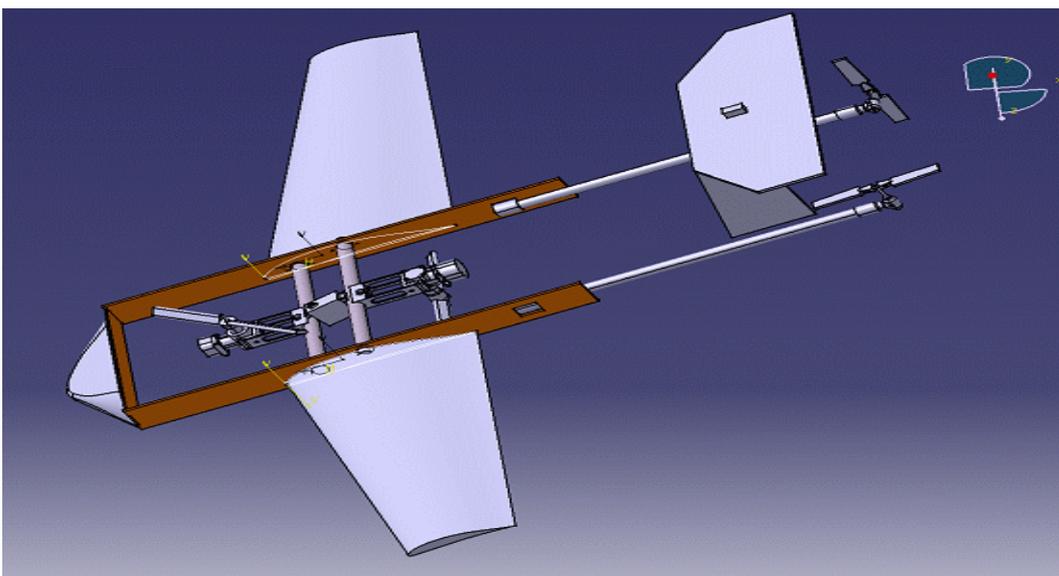
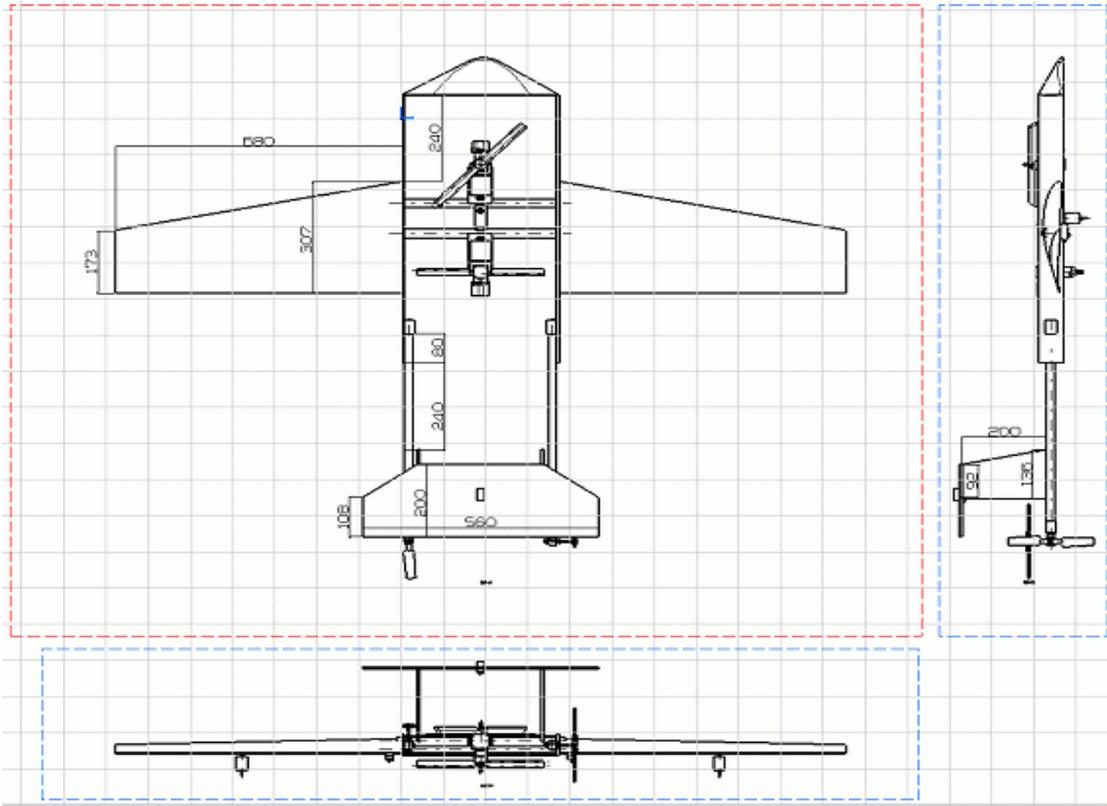
○ Horizontal tail

Airfoil	-----	평판
S _{HT} (면적)	-----	0.0930 m ²
b _{HT} (스팬)	-----	0.560 m
C _{HT} (평균코드)	-----	0.154 m
λ (테이퍼비)	-----	1.852
A _{HT} (가로세로비)	-----	3.675

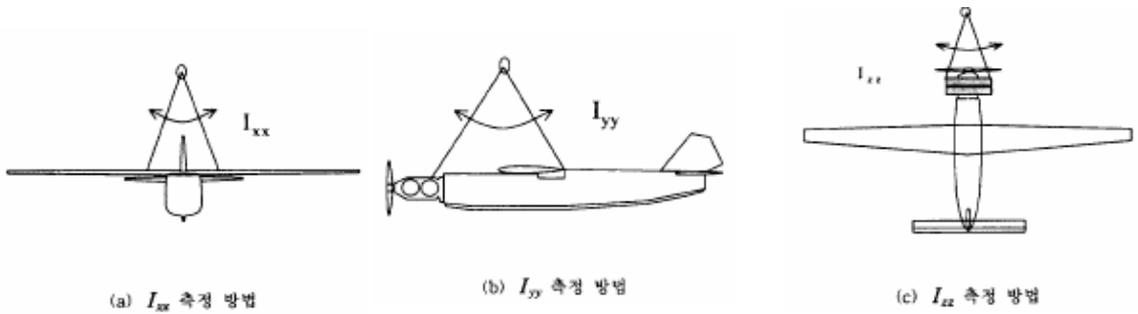
○ Vertical tail (2 개 가짐)

Airfoil	-----	평판
S _{VT} (면적)	-----	0.0524 m ²
b _{VT} (스팬)	-----	0.2 m
C _{VT} (평균코드)	-----	0.116 m
λ (테이퍼비)	-----	0.7
A _{VT} (가로세로비)	-----	1.724

2-3 항공기 삼면도



2-4. 관성 모멘트



$$\omega = \frac{2\pi}{T} = \sqrt{\frac{mgl}{I_o}} \quad I_o = I_{cg} + ml^2$$

위의 사진처럼 비행기를 줄에 매달아 그림처럼 중력관성 모멘트를 측정하였다.

롤링 관성 모멘트(kgm²)=0.42

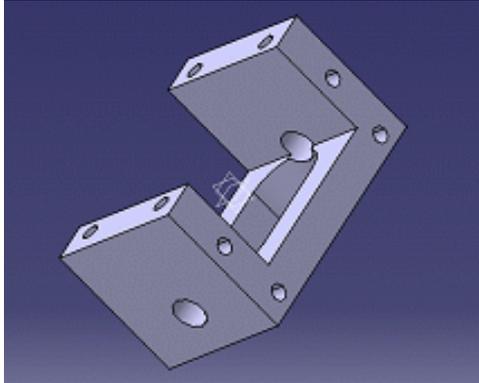
피칭 관성 모멘트(kgm²)=5.11

요잉 관성모멘트 (kgm²)=5.22

3. 틸팅 시스템

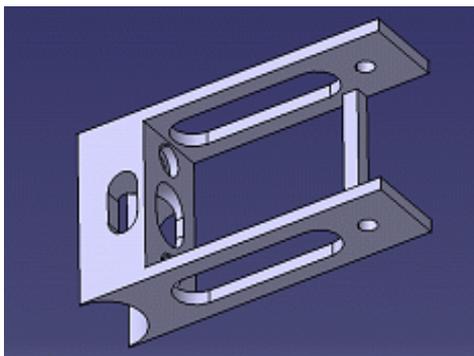
3-1 Mount 1

Mount 1 는 50 계열의 알루미늄판으로 만들었으나, 그 연성이 너무 커서 엔진 진동시 모양의 변형이 있었기에, 70 계열의 알루미늄덩어리를 선반에서 기계 가공하여 제작하였다.

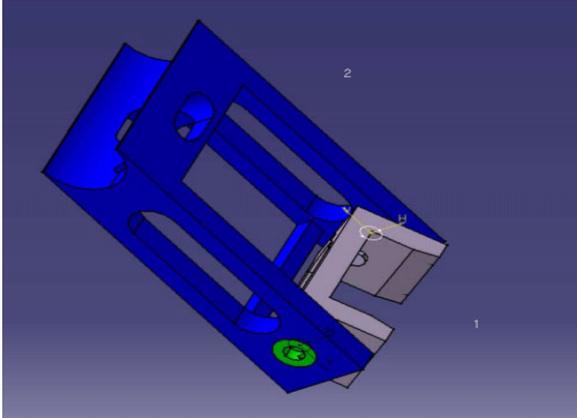


3-2 Mount 2

Mount 1 과는 달리 Mount 2 는 Mc 플라스틱으로 만들었다. Mounter1 과 같이 선반으로 기계 가공하였다. Mount 1 과 같은 70 계열 알루미늄이 아닌 Mc 플라스틱으로 만들 이유는 무게를 줄이기 위함이다. 같은 계열의 알루미늄으로 만들었을 때 보다 무게가 41%나 감소하는 효과가 있었다.

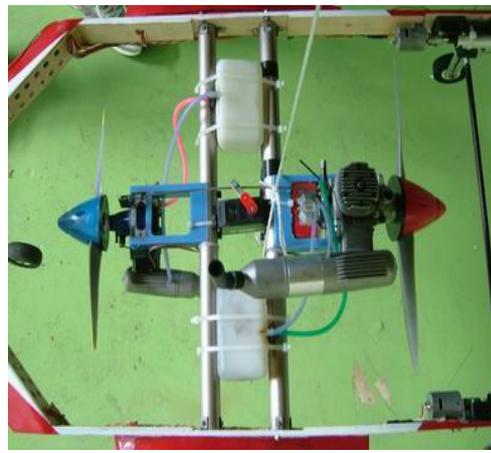
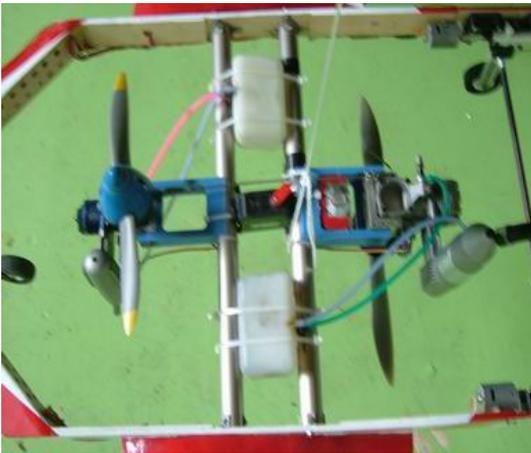


3-3 결합



결합된 모습

그림은 엔진을 고정시키고 추력방향을 기울여 주는 마운트를 설계한 모습이다. 이 마운트는 두 부분으로 나누어 지는데 하나는 엔진을 고정시켜주는 역할을 하고 다른 하나는 추력방향으로 기울어지도록 하는 역할을 한다. 이때 추력 방향은 0~90°로 변하고 그 이후에는 마운트 부분에서 더 이상 기울지 못 하도록 막아준다.

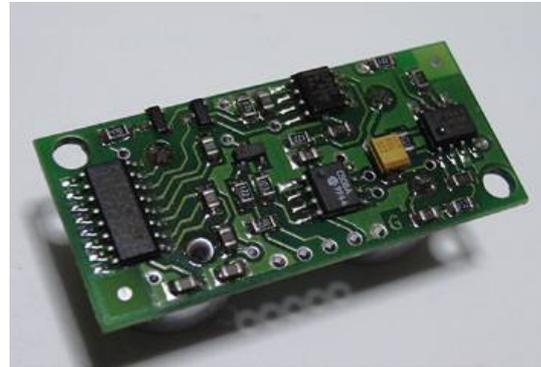


사진은 동체 중앙에 앞뒤로 나란히 장착된 두 개의 엔진은 서로 반대 방향으로 회전하는데 텐덤회전날개식 헬리콥터와 같이 서로의 토크를 상쇄 시키기 위해서 이러한 방법을 선택하였으나 텐덤회전날개식 헬리콥터처럼 두 프로펠러가 미션을 사용하여 간섭작용을 하여 동일한 RPM 으로 회전하지는 않기에 토크를 완전히 상쇄 시킬 수는 없었다.

그림과 같이 간단하게 Hitec HS-700 서보모터 하나로 틸팅이 가능하다.

4 제어부

4-1 초음파 센서



4.1.1 초음파 센서의 활용 가능성 파악

초음파 센서는 현재 판매되고 있는 거리측정 센서 중에서 가장 진동에 강하고, 빛 등 외란의 영향을 덜 받는 것으로 알려져 있다, 이와 같은 초음파 센서를 활용하여 특히 저고도 (3M 이하)에서 안정적으로 착륙하고, 이륙할 수 있도록 자율적으로 자세를 파악하여 자세를 안정적으로 제어하였다.

■ 특성

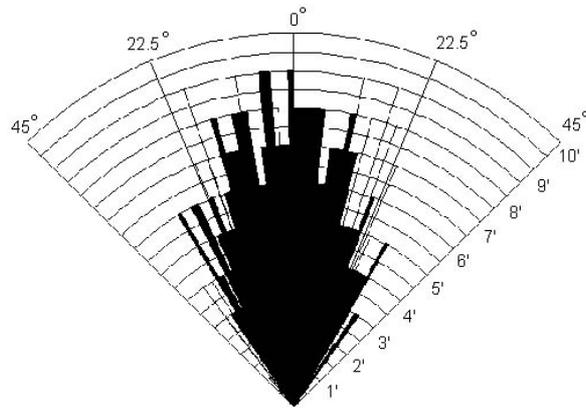
이번 V-TOL의 이륙 및 착륙 안정성을 높이기 위해 사용한 초음파 센서는 다음 표와 같이 40KHz 의 초음파를 이용하여 3cm - 3M의 거리를 감지가 가능하다.

Specifications

Beam Pattern	see graph
Voltage	5v
Current	30mA Typ. 50mA Max
Frequency	40KHz
Maximum Range	3 m
Minimum Range	3 cm
Sensitivity	Detect a 3cm diameter stick at >2 m
Input Trigger	10uS Min. TTL level pulse
Echo Pulse	Positive TTL level signal, width proportional to range.
Weight	0.4 oz.

Size	1.75" w x 0.625" h x 0.5" d
------	-----------------------------

Specifications subject to change without notice



위의 그림에서 보듯이 초음파의 발산각도는 좌우로 15 도에서 유용함을 알 수 있다. 따라서 기체가 30 도 기울기를 갖더라도 정확하게 지면과의 거리를 측정하는 것이 가능하다.

■ 특성 기체에 적용

이런 특성에 따라서 2M 이하에서만 사용이 가능하도록 프로그램을 하였고, 초음파 센서 3 개중 하나라도 2M 보다 크게 거리가 측정이 되면 초음파 센서가 비행기체에 영향력을 주지 않도록 설계하였다. 센서를 3 개를 동체의 뒤 그리고 날개 좌우에 설치하여, 저고도에서 자세를 파악하도록 하였고 그에 따라서 서보모터,DC 모터를 제어하도록 구현하였다. 특히 이 부분에서는 초음파 센서 3 개가 차례로 작동하도록 하는 것이 중요한데 이것을 0.1 초 동안에 3 개가 차례로 한번씩 동작하도록 하였고 1 초당 10 번의 명령이 각 서보와 모터에 전달되도록 하였다.

■ 필터링

초음파 센서 사용 시 필터링이 절대적으로 요구된다. 그래서 프로그램을 활용하여 연속으로 측정된 3 개중 가장 작은 값을 선택하였고 그리고 각각의 측정값 그전의 값보다 50cm 차이가 나도록 측정이 된다면 버리고 그 앞에 값을 활용하여 초음파에서 신임도를 높였다.

4.1.2 초음파 거리측정 실험.

다음과 같이 0.5, 1, 1.5, 2M 떨어진 벽에 대해서 각 각도에 따른 초음파 센서거리 측정 능력 및 기울기에 따라 센서 2 개가 제대로 작동하는지 알아보는 시험을 실행하였다.

센서 사이의 거리차이는 74cm 이다. 즉, $L=740$

실제거리	각도	센서 1	센서 2	거리차이	거리차이 계산값
50cm	0	51	51	0	0
50cm	5	54	47	7	6.449
50cm	10	56	44	12	12.84
50cm	15	59	41	18	19.15
실제거리	각도	센서 1	센서 2	거리차이	거리차이 계산 값
100cm	0	99	100	1	0
100cm	5	103	97	6	6.449
100cm	10	106	94	10	12.84
100cm	15	109	91	18	19.15
실제거리	각도	센서 1	센서 2	거리차이	거리차이 계산 값
150cm	0	150	151	1	0
150cm	5	154	148	6	6.449
150cm	10	156	144	12	12.84
150cm	15	160	141	19	19.15
실제거리	각도	센서 1	센서 2	거리차이	거리차이 계산 값
200cm	0	199	200	1	0
200cm	5	204	197	7	6.449
200cm	10	206	194	12	12.84
200cm	15	209	190	19	19.15

$$DE = (SL + 1/2 * L * \sin\alpha) - (SL - 1/2 * L * \sin\alpha) = L * \sin\alpha$$

DE = 벽면에 대한 센서측정 거리 차

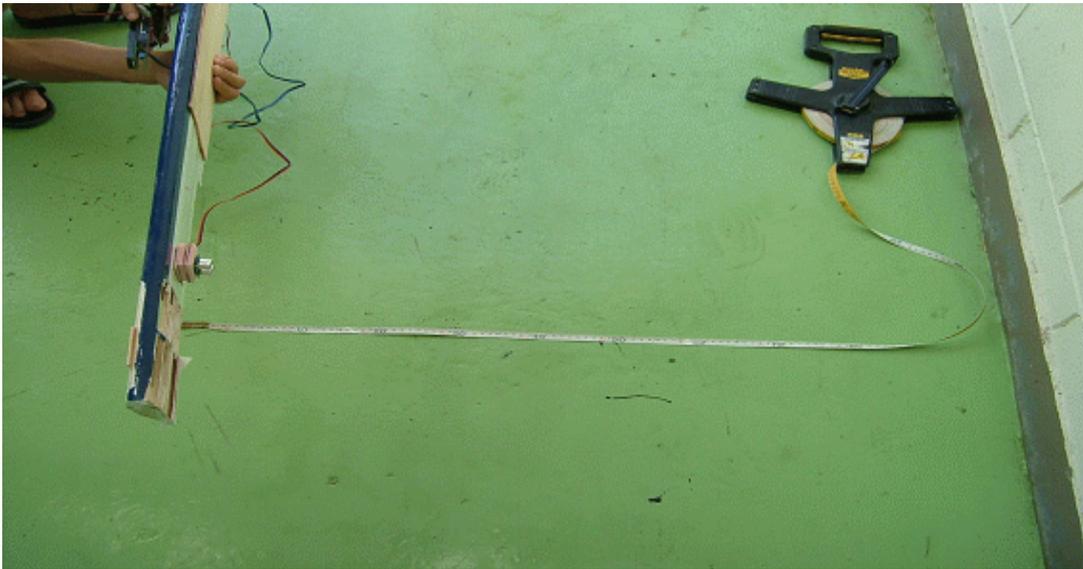
L = 센서가 떨어진 거리

α = 날개가 기울어진 각도

SL = 날개 중심에서 벽과의 거리 차

위의 표에서는 DE 값이 제대로 측정이 가능한지 파악하는 실험이므로 DE 를 비교해보면 거의 오차가 없음을 알 수가 있다. 따라서 피치 및 롤을 제어할 때 활용이 가능함을 알 수 있다.

정확하게 각도를 측정하기 위해서는 날개크기와 비슷한 각도를 작도한 다음에 위의 실험을 행하였다. 하지만 위의 실험에서 오차가 나는 이유는 바닥에 부착시키면 측정이 불가능하기에 어쩔 수 없이 지면위로 올려야 하는데 측정자의 손으로 고정시켜야 했기 때문에 오차가 난 것으로 추측된다. 하지만 거리차를 구하는 것에 주안점을 둔 실험이기에 만족할 만한 결과를 얻을 수 있었다.



1M 거리에서 행한 실험.



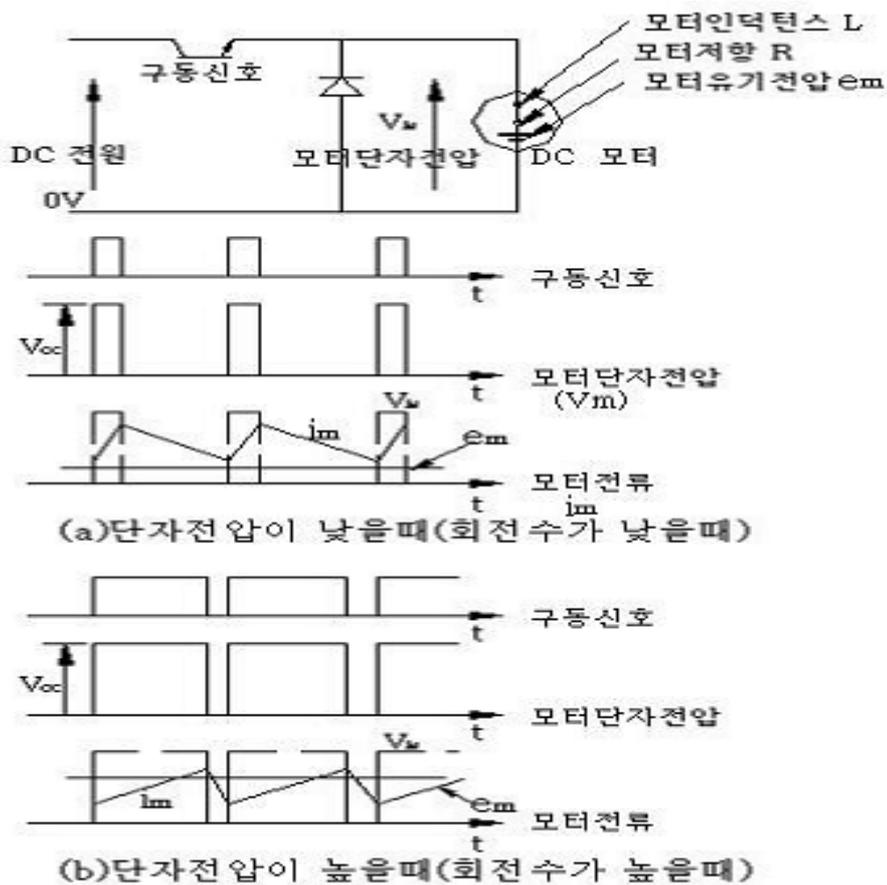
1M 에서 두 개의 센서가 정확히 작동하는 모습

4.2 롤 제어

4.2.1 DC 모터 RPM 제어

초음파 센서를 활용하여 기체의 롤 상태를 파악 후 롤을 제어하는데 DC 모터 RPM 를 이용하였다. DC 모터 RPM 을 제어하기 위해서 활용한 것은 FET TR(트랜지스터) mega8535 을 이용한 PWM 파형을 가지고 제어를 하였다.

우선 인터럽트 0,1 을 이용하여 초음파 센서에서 나오는 값을 거리 값으로 변환시킨 후 그 값의 차이를 구한 후 차이가 거리 차가 발생하면 RPM 차이가 나도록 하였다. 예를 들어 좌측이 기울어진다면 좌측 DC 모터 RPM 를 크게 하고 반대로 우측 DC 모터 RPM 를 줄이는 방식으로 제어를 하였다. 하지만 충분히 자동제어까지는 어렵기 때문에 조종기 시그널을 데이터화 시킨 후 조종기로도 DC 모터 RPM 를 조절이 가능하도록 구성하였다.



PWM 에 의한 모터의 단자전압 제어

■ 실험

본 기체에서는 DC 모터 RPM 를 PWM 파형을 활용하여 제어하였기 때문에 PWM 파형을 상승시간이 길어지면 DC 모터 RPM 이 높아지는 원리를 활용하였다. 즉 FET TR(트랜지스터)을 이용하면 파형이 상 일 때는 모터에 7.2V 전원이 들어가고 0V 일 때는 전원이 끊기는 TR 의 성질을 이용하여 DC 모터 RPM 를 컨트롤 하였다.

PWM 파형의 높고 낮음의 비를 듀티비라고 하는데, 제어를 하기 위해서는 듀티비에 따른 DC 모터의 RPM 및 추력을 테스트할 필요가 있다. 따라서 듀티비에 따른 DC 모터의 RPM 과 추력을 테스트 하였다. 인터럽트를 활용하여 버튼을 한번 누를 때 마다 듀티비가 20%씩 증가할 수 있도록 회로를 구성하여 350 모터의 RPM 및 추력을 측정하였다.

이 실험결과를 보면 듀티비가 100% ~40% 사이에서 대부분 변화하는 것을 알 수 있다. 따라서 60%을 중심으로 듀티비를 제어하여 톨을 제어한다.

■ 실험값

1 회

듀티비	모터 RPM	추력
0	0	0
20%	300	10g
40%	1000	30g
60%	2400	80g
80%	5300	130g
100%	8670	210g

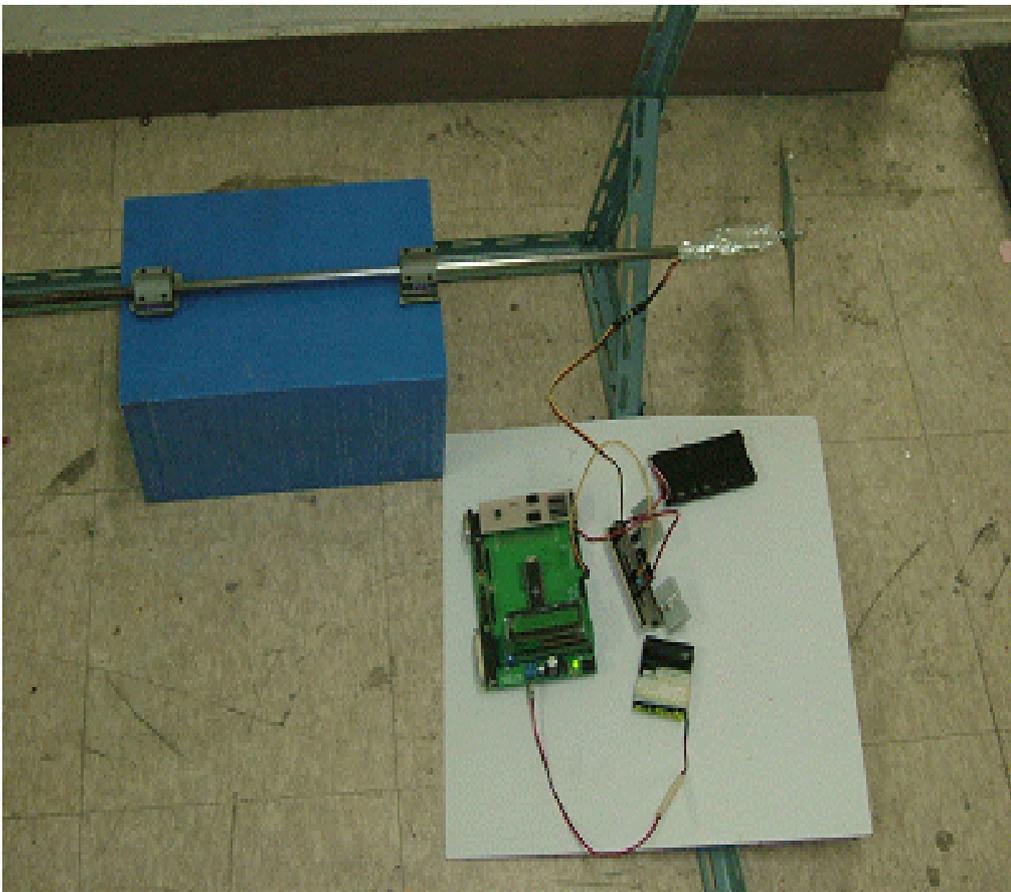
2 회

듀티비	모터 RPM	추력
0	0	0g
20%	290	12g
40%	1190	32g
60%	2540	82g
80%	5400	135g
100%	8700	204g

3 회

듀티비	모터 RPM	추력
0	0	0g
20%	287	16g
40%	1130	38g
60%	2450	90g
80%	5390	140g
100%	8740	198g

사용 건전지 7.2V 750mAh

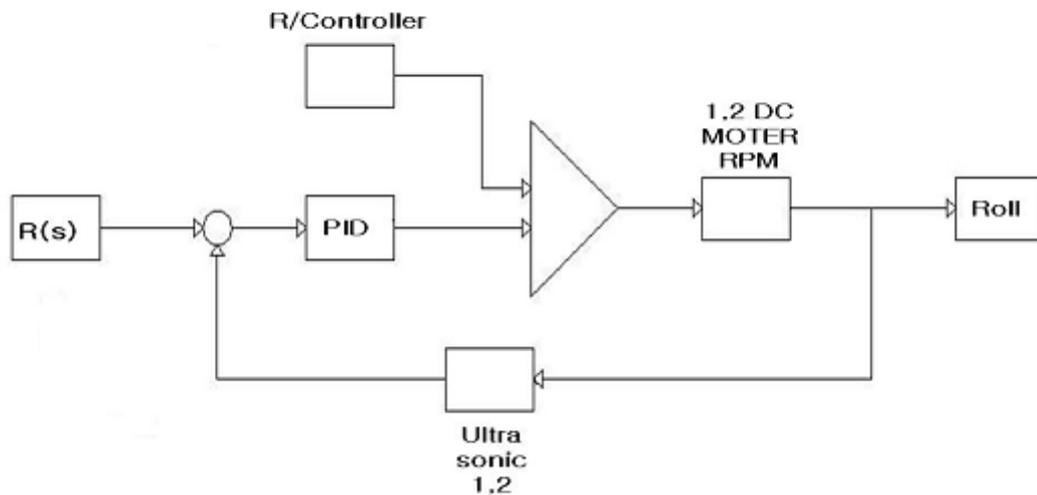


■ 듀티비에 따른 추력 테스트 실험 장치

4.2.2 롤 제어기

본 실험 장치는 Hybrid controller 을 독자적으로 개발하여 롤을 제어하는 실험을 수행하였다.

Rolling control system.

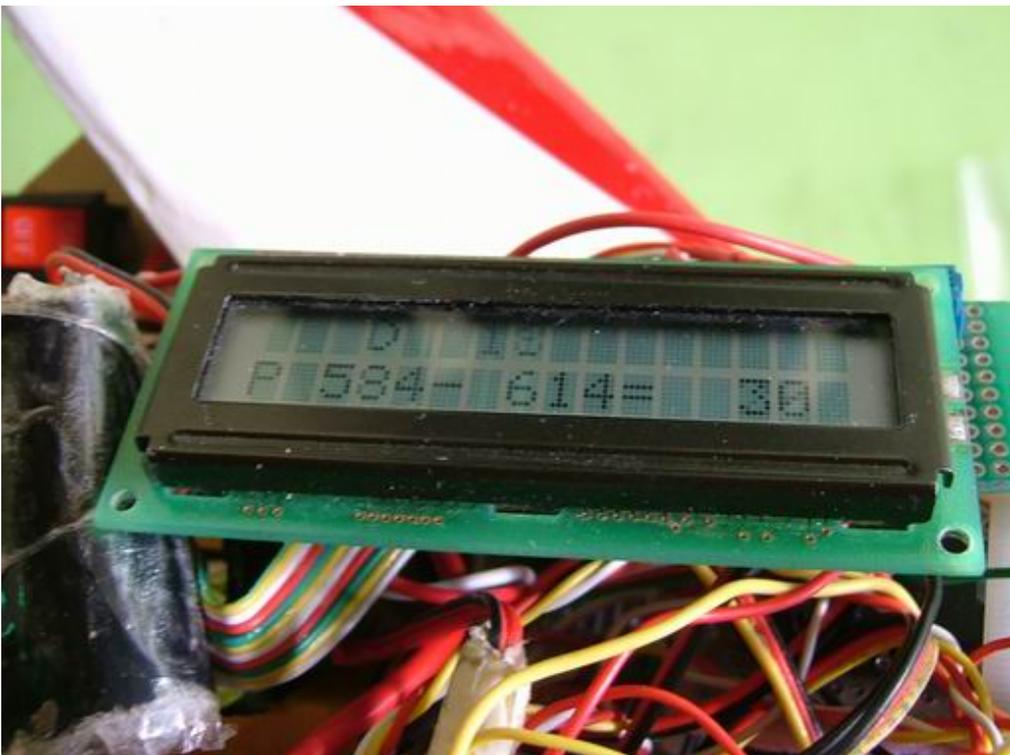


이 실험의 목적은 모터의 추력이 약해서 롤 때 발생하는 관성모멘트를 이겨내지 못하면 제어가 불가능하기 때문에 그 가능성을 파악하는 실험이다. 제어기에서는 조종기로 컨트롤이 가능하기 때문에 초음파 신호로 제어할 때 발산하더라도 조종기로 안정화 시킬 수 있기에 단순히 지면으로부터 양 날개의 거리 차에 비례하여 DC MOTER RPM 을 제어 하였다. 그리고 또한 초음파의 영향력을 50%로 제한하였다.

결과는 롤 제어 측면에서 상당히 만족스러운 결과를 얻었다. 하지만 PID 제어 중 선형제어만 했기 때문에 45 도 이상 롤 각을 가지고 시작하면 발산을 하였다. 하지만 초음파 센서영향력을 0 으로 만들고 테스트를 하면 현재 Cokam 380 motor 만으로도 충분히 제어가 가능했다. 하지만 반응성이 너무 느리다는 단점이 있다. 조종기로 롤을 주기 시작하면 모터의 특성상 0.3m/s 정도의 딜레이가 존재하는 것을 알 수가 있었고 앞으로 보완해야 할 점이다.



센서와 모터를 날개에 결합한 모습



D 13 - 조종기 신호를 데이터화 시킴 -80~+80 중립은 0

584 - 좌측 날개와 지면과의 거리가 584mm

614- 우측 날개와 지면과의 거리가 614mm

30 - 좌측 우측날개와의 차이가 30mm

Roll 테스트.

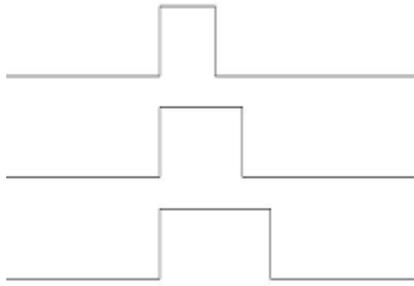


4.3 피치 제어기

피치도 마찬가지로 초음파 센서를 활용하여 저고도에서 자율적으로 제어하도록 구성하였다. 하지만 이번에는 날개 양 옆에 달린 센서 2 개의 평균과 꼬리 날개에 달린 센서의 거리 차를 이용하여 제어 하였다. 또한 여기에서는 헬기 테일로터에 부착되어있는 가변피치 프로펠라를 활용하여 비행체의 피치를 잡도록 하였다. 그러기 위해서는 서보모터를 제어해야 할 필요성이 있다. 따라서 이번에도 DC 모터를 제어했던 것처럼 서보모터를 초음파 센서를 제어하도록 구성하도록 하였다.

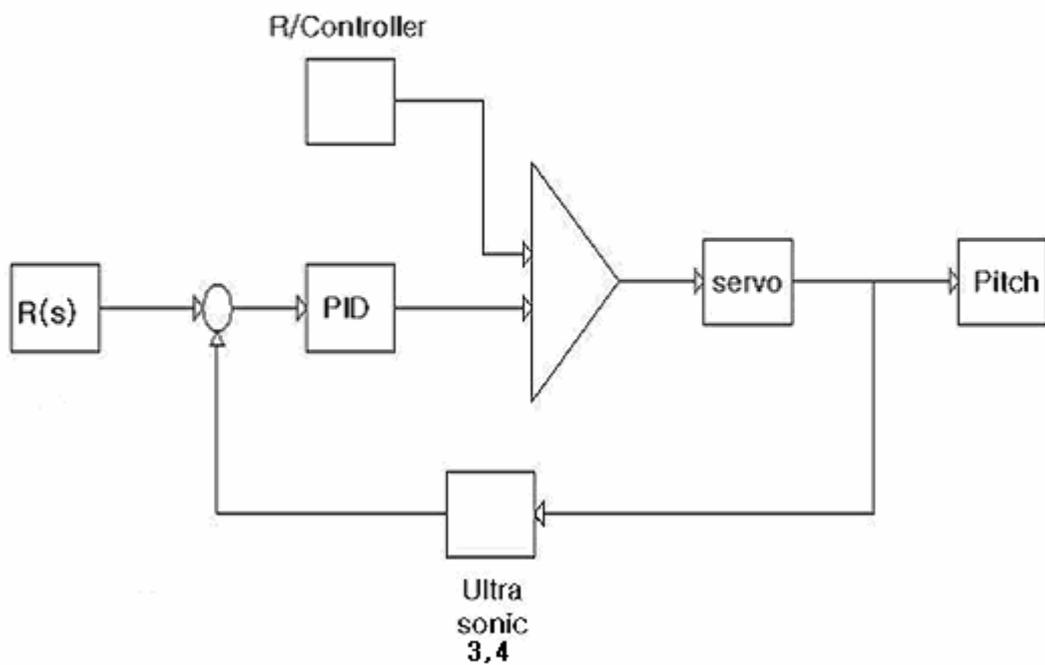
4.3.1 서보모터 각도제어

서보모터는 DC 모터와는 다르게 제어되어야 한다. 우선 대부분의 현재 판매되고 있는 서보모터의 각도에 따른 파형의 형태는 다음과 같다. 따라서 상승 했을 때 시간만 조정이 가능하다면 서보각도가 제어가 가능하다. 따라서 위와 같이 초음파 센서 3, 4 번의 거리차를 이용하여 피치를 제어하도록 한다.



700us ==> 왼쪽으로 90 도
 1500us ==> 중립일때
 2300us ==> 오른쪽으로 90 도

4.3.2 피치 제어기



센서 3 번과 4 번 거리차를 비교하여 제어하였다.



수평 미익 밑에 달린 4 번 초음파와 센서.



피치 테스트

그림과 같이 줄에 비행기를 달고 피치 테스트를 수행하였다. 초음파와 센서값의 영향력을 0 으로 두고 나서 테스트를 하면 잘 되었지만 초음파와 센서 값의 영향력을

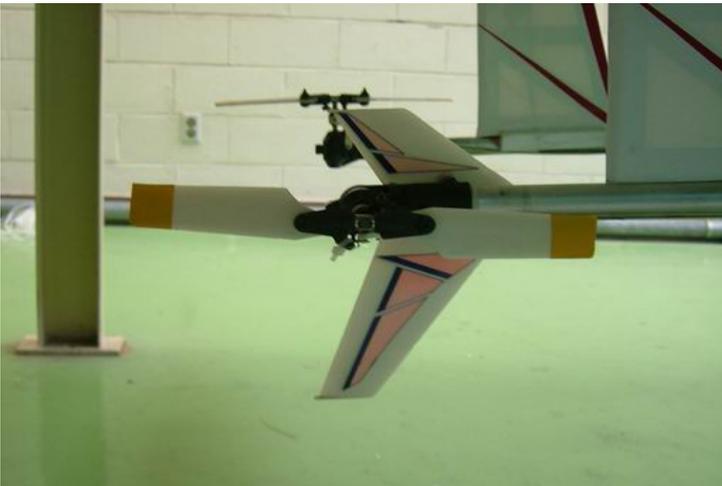
50%로 하면 제어 하는데 어려움이 있었다. 이유는 제어기에 쓰는 C U P 클럭이 4M 이기에 서보 제어 각도가 3 도 단위로 피치제어 한계가 있다. 하지만 이것은 현재 보유하고 있지 않은 mega 128 를 쓰게 된다면 16M 클럭까지 가능하므로 더 많은 실험을 해 보아야 한다. 결론적으로는 조종기 만으로도 제어가 가능하므로 수직 이착륙기 에서 피치를 제어하는데 가변피치를 활용하면 된다.



수직 이륙시 엘리베이터 역할을 할 가변피치

4.4 요 제어

피치와 마찬가지로 가변피치 프로펠러를 90도로 세워 부착하였다. 그 후 조종기 러더와 시그널을 같이 사용하여 요 제어가 가능하도록 구현하였다.



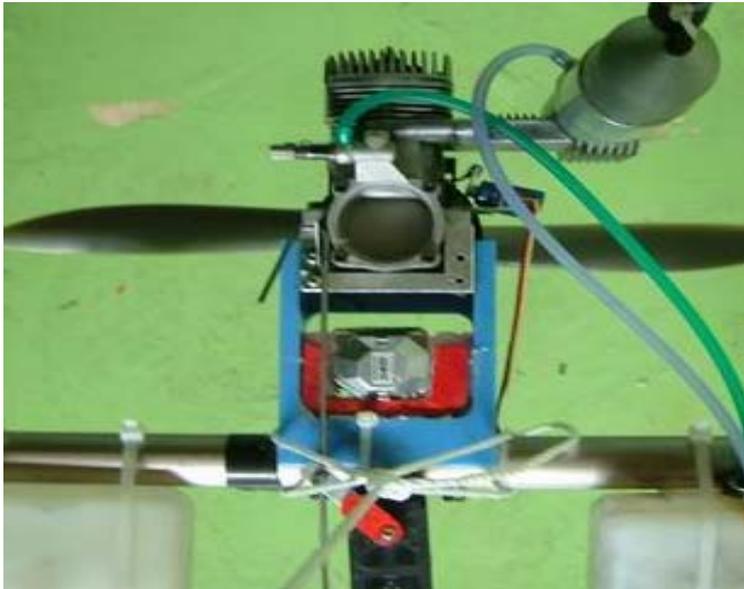
수직 이륙시 러더역할을 할 가변피치

4.5 수평모드 변환 시 DC 모터 RPM 제어

실험을 통하여 모터가 7 분 동안만 회전 할 수 있다는 것을 파악했기 때문에 안정적인 수직착륙을 위해서 수평비행 모드 일 때는 모터 RPM 를 제어한다. 건전지 지속시간을 연장하기 위해서는 틸팅 후 바로 꺼야 하지만 안정성을 위해서 30 초뒤에 모터 4 개가 꺼지도록 회로도를 구성하였고. 다시 V-T O L 모드로 틸팅이 시작되면 바로 4 개의 모터가 수직모드 RPM 으로 되돌아 올 수 있도록 하였다.

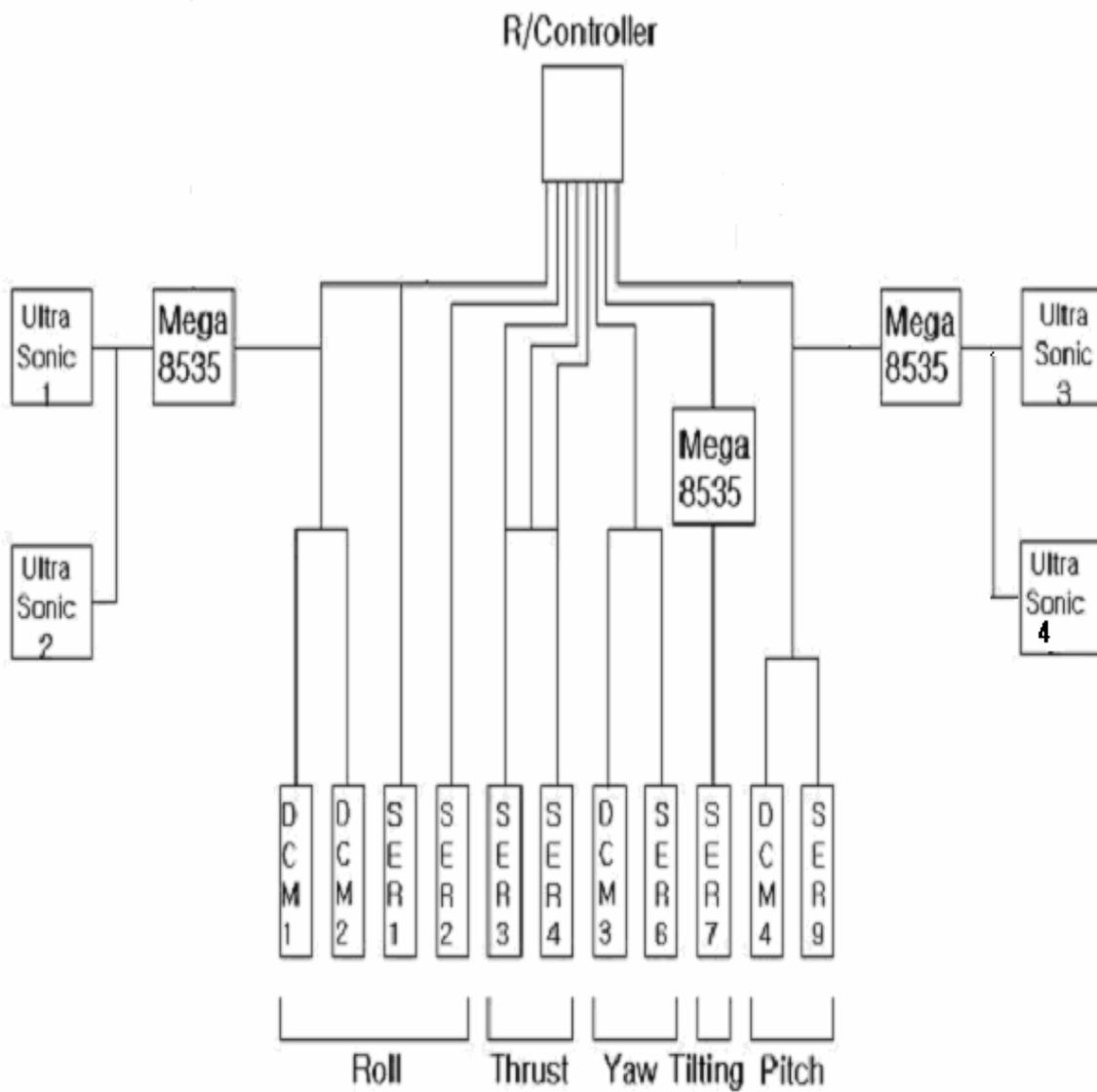
4.6 자이로 활용

R/C 헬기에서 사용하는 JR PIEZO GYRO G400 를 사용하여 급격한 외란이 올 때 요를 제어할 수 있도록 하였다.



91 엔진 마운트에 부착된 자이로 센서

4.7 전체적인 제어 system

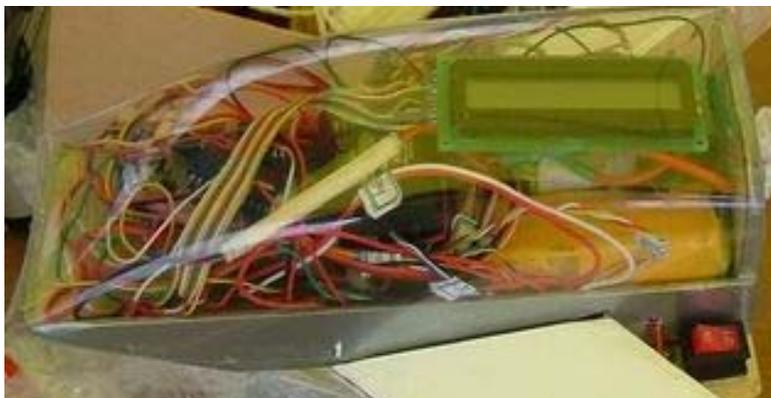
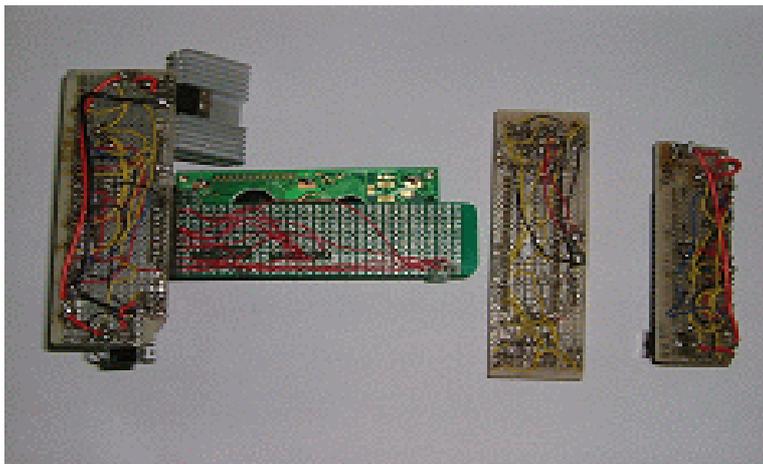
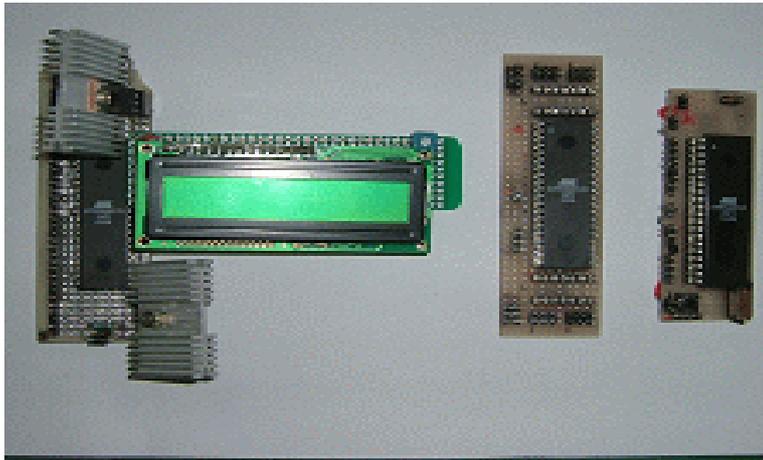


DCM- DC motor

SER - servo motor

4.8 제어회로

왼쪽부터 롤, 요, 피치 제어 회로



항공기에 장착된 제어기 모습

5. 비행 실험

실험실에서 CG 점에 줄을 맨 다음 롤, 피치, 요 등이 조종자가 원하는 대로 제어가 된 것을 확인하고 나서 실질적으로 호버링을 위해서 비행 테스트를 해 보았다. 하지만 각각의 3 축에 대한 제어가 되는 반면에 실질적으로 호버링을 위한 비행은 실패하였다. 이유는 아직까지 이 기체에 대한 반응성을 알기 어려울 뿐 아니라 뒷면에서 나타나는 가변피치 블레이드에서 나오는 진동 그리고 많은 실험을 하지 못한 결과로 판단된다. 만약 조종자가 이 기체에 익숙해 진다면 그리고 앞에서 언급한 진동문제를 해결한다면 충분히 호버링이 가능할 것으로 판단된다.



테스트 장면 캡처 사진

3 개의 바퀴가 떠 있는 상태지만 확실한 제어가 되지 않아서 다시 내려 앉는다.

6. 결론

현재 많은 UAV 가 V-TOL 형태로 개발이 되고 있지만 현실적으로 활용하기엔 제어적인 측면에서 많은 어려움이 따른다. V-TOL 의 대표적인 헬기도 자동화 시키기 위해서 헬기 역학적인 해석이 어려운 관계로 식에 의한 제어보다는 경험에 기초한 제어를 시도하고 있다. 이러한 시점에서 비행역학적으로 쉽게 분석이 가능하고 쉽게 엔진 틸팅이 가능한 기체를 개발하고자 다음과 같은 기체를 제작 및 제어 실험을 실시하였다. 그리고 실험을 통하여 제어여부를 판단한 결과 충분히 제어가 되었으며 앞으로도 발전시킬 가능성이 있다고 판단 되었다.

6-1 기체 특징

1. 엔진을 동체 중앙에 배치

엔진을 동체 중앙에 위치하여 롤링 관성모멘트를 줄였다. 이에 따라서 엔진이 날개에 달린 V-22 와 비교하면 제어하는데 상당한 이점이 있다.

2. 엔진 토크로 기체가 돌아가는 현상을 상쇄

PULL 타입 프로펠러와 PUSH 타입 프로펠러를 장착한 엔진 두 개를 사용함으로써 V-TOL 에 가장 문제가 되는 엔진에서 발생하는 토크로 기체가 돌아가는 현상을 상쇄시키고 부족한 부분은 비행체 뒷면에 헬기용 가변피치를 사용하여 제어하였다.

3. 아주 간단한 엔진 틸팅 시스템.

기존에는 엔진을 틸팅시키는데는 상당한 힘이 필요하지만 엔진 두 개를 서로 연동하여 틸팅시킴으로써 작은 힘으로도 틸팅이 가능하도록 하였고, 틸팅이 된 후에는 90 도에서 확실히 고정 될 수 있도록 마운트를 제작하였다.

4. 가벼운 엔진 마운트 (신소재 활용)

기존에 알루미늄으로만 구성되었던 엔진 마운트를 Mc 플라스틱을 이용하여 가볍게 제작하였다.

5. 초음파 센서 활용.

초음파 센서를 활용하여 롤과 피치를 제어하는데 조종기 시그널과 MIXING 하여 조종하기 힘든 기체를 쉽게 제어할 수 있도록 하였다.

6. 비교적 역학적으로 분석하기 쉬운 기체.

각각 제어에 기여하는 모터의 추력을 정확하게 알아내는 것이 가능하기 때문에 경험에 의지한 헬기와 비교하면 앞으로 자율비행을 쉽게 할 수 있을 것으로 판단된다.

6-2 실험 결과에 대한 고찰

3 축을 제어하기 위해서 4 개의 모터를 따로 제어하였다. 각각 축만 따로 제어할 때는 조종자가 원하는 방향으로 제어가 됨에 따라 상당히 만족스러운 결과를 얻을 수 있었다. 하지만 호버링을 위해서는 많은 실험과 조종자기 기체에 익숙해야 가능함을 알 수가 있었다. 이에 따라 조종자와 연계한 많은 실험을 통해서, 센서가 제어부에서 차지하는 비율을 늘려가는 것이 발전적인 방향이라도 판단된다.

6-3 발전 방향

이번에 제작한 기체는 수직 이륙 후 엔진을 틸팅하여 헬기와는 비교할 수 없을 만큼 먼 거리를 비행할 수 있으며 헬기처럼 기동이 가능한 기체이다. 하지만 호버링을 위해서는 많은 실험이 필요하다.

특히 초음파 센서를 활용한 기체의 제어는 지면에 대한 절대적인 거리 차의 값을 가지고 비행체의 자세를 판단함으로써 비행시 가장 위험성이 높은 이륙이나 착륙시에 충분히 활용가능성이 있다고 판단되는 센서이다. 특히 자동 이 착륙을 시도할 때 값 비싼 D-GPS 를 대처할 수 있는 가능성이 있다.

첫 기체이고 제작하는데 시간을 너무 많이 할애하여 자동제어 분야에서 활용되는 지식을 사용하지 못한 측면도 있으나 우선 3 축 제어가 가능한 기체를 제작하였고 앞으로는 자동제어 측면에 시간을 많이 할애 하여 조종자가 보다 쉽게 비행체를 제어하는데 기여를 했으면 한다.

참고 문헌

- [1] 한국항공우주산업진흥협회, 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle)의 세계, 한국항공우주산업진흥협회, 2002. 9.
- [2] 임종규외, 기초항공역학, 성안당, 1993.
- [3] 한국항공우주학회, 항공우주학개론, 경문사, 1998.
- [4] 이봉준, 항공역학, 한국항공대학 출판부, 1998.
- [5] 김승조의, 항공기 어떻게 나는가(2판), 경문사, 2000.
- [6] ROBERT C.NELSON, Flight Stability and Automatic Control, Second Edition, McGraw Hill, 1988.
- [7] John H. Blakelock, Automatic Control of Aircraft and Missiles, Second Edition, John Wiley & Sons Inc., 1991.
- [8] Brian L. Stevens & Frank L. Lewis, Aircraft Control and Simulation, John Wiley & Sons Inc., 1992.
- [9] H.R. Everett, Sensors for Mobile Robots, A K Peters, Ltd., 1995.
- [10] Erwin Kreyszig, Advanced Engineering Mathematics, Eighth Edition, John Willy & Sons, Inc., 1999.
- [11] 한국항공우주연구원, “무인비행체 자동비행 및 지상제어시스템 개발”, 과학기술부, 99-ST-E-3, 2001.
- [12] 한국항공우주연구원, “무인 표적기 질량 관성모멘트 측정”,
- [13] Aircraft Design, Raymer
- [14] Helicopter Performance Stability and Control, Raymond W. Prouty