

무인 항공기 기체 설계 및 제작

황현수* · 허섭* · 김종혁* · 배재성**

Aircraft design and manufacturing for UAV

Hyun-Su Hwang*, Seop Heo*, Jong-Hyuk Kim* and Jae-Sung Bae**

ABSTRACT

Since UAV has been developed, the demand of uav is increasing because of the advantage which are no injury people and less cost. Also, it has easy maintenance and adaptation because it will carry out each mission by only change payload. So, in this study, we performed aircraft design and manufacturing which it could have maximum payload weight when consider each mission has different weight of payload

Key Words: UAV(무인기), Aircraft design(기체 설계), Manufacturing(제작)

1. 서 론

UAV(Unmanned Aerial Vehicle)란 일반적으로 조종사가 없이 재사용이 가능한 기체에 추진기관이 장착되어, 자동 또는 반자동으로 원격조종이 가능하며, 여러 종류의 임무 탑재체를 장착 가능케 함으로써 대기권내에서 주어진 임무에 따라 일정 기간 동안 임무를 수행할 수 있는 비행체를 의미한다. 세계적으로 보아 무인항공기의 본격적인 개발이 시작된 시기는 1960년대 말로 볼 수 있다. 무인 항공기는 공간의 활용, 경제성, 그리고 성능의 극대화라는 장점을 가지고 있으며 특히 인명피해 없이 저렴한 비용으로 정찰 감시, 목표 감지, 통신 중계 및 공격 임무 까지도 수행 할 수 있는 무인항공기 시스템의 장점으로 나타난다.

이러한 장점으로 인하여 군사적인 용도로의 활용을 전제로 시작한 무인항공기 시스템의 개발은 약 30년의 시간을 거쳐 오면서 군사적인 목적뿐만이 아니라 민간용으로 확대되어가고 있다. 무인기의 분류는 국제 표준이 정해져 있지 않으며, 가장 일반적으로 임무반경을 기준으로 분류하고 여기에 비행고도 발사 및 회수 방법 등에 따라 더욱 세부적인 분류를 할 수 있다.

Fig 1은 임무반경과 비행고도를 고려한 UAV의 분류를 그래프로 도시하였으며 Table 1은 일반적인 UAV의 분류를 나타내고 있다. UAV 시스템 개발은 특정임무를 수행하기위한 목적이 일반적인 경우이다. 동일한 UAV 기체에 서로 다른 임무 탑재체를 장착할 수 있게 함으로써 공간의 활용과 경제성을 실현 시킬 수 있다. 따라서 본 연구는 각각의 임무에 따라 탑재체의 무게가 다른 점을 고려할 때, 양항비가 큰 기체의 설계 및 제작이 목적이다.

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처자, E-mail : dawson_hwang@hotmail.com

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

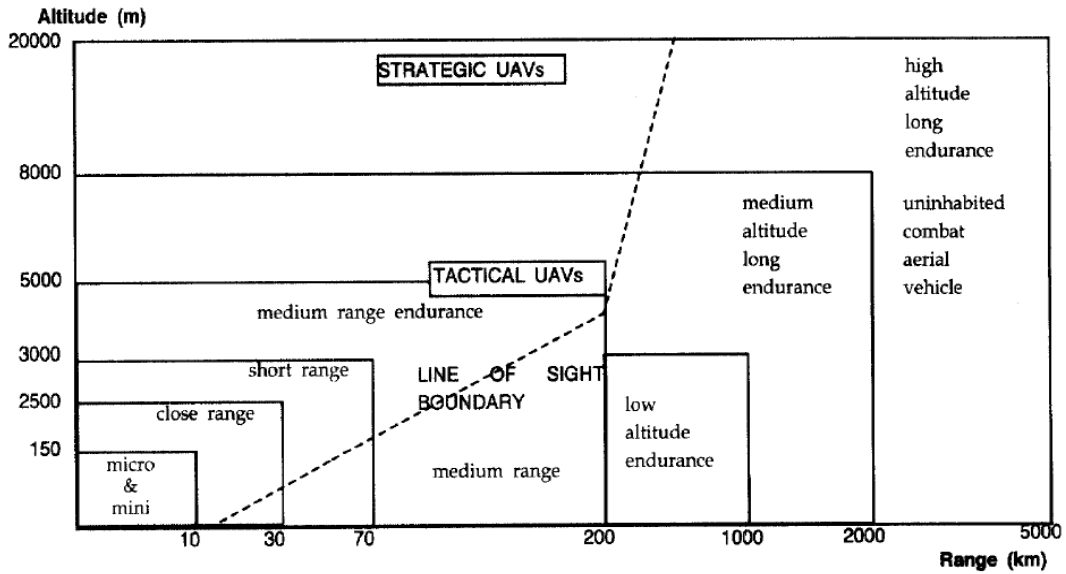


Fig 1. Graphical Classification of UAV

Table 1. General Classification of UAV

Category	Range(km)	Altitude(m)	Endurance(hr)
Micro	<10	250	1
Mini	<10	350	<2
Close Range	10~30	3000	2~4
Short Range	30~70	3000	3~5
Medium Range	70~200	3~5000	6~10
MR Endurance	>500	5~8000	10~18
Low Altitude Deep Penetration	>250	50~9000	0.5~1
Low Altitude Endurance	>500	3000	>24
Medium Altitude Long Endurance	>500	5~8000	24~48

2. 본 론

2.1 공력해석

무인기 기체의 설계 제작은 Fig 2와 같은 과정을 따라서 진행 되었다. 개념설계에는 설계 목적과 정의, 형상/제원 성능비교, 그리고 개략 형상 및 제원표가 포함되며, 설계에는 예비설계와 상세설계로 나누어 주며 예비설계에는 주요 구조물과 공력중심/중립점/무게중심 추정, 그리고 공력/안정성/조종성 성능해석이 포함된다. 상세설계는 외부형상을 확정하고 구조물의 상세

설계가 이루어지며 상세도면을 제작하고 시제작을 하여 비행시험을 통하여 결과 분석 및 성능 개선의 과정을 가지게 된다.



Fig 2. Process

2.1.1 Conventional type 제원

Conventional type의 기체는 긴 스패ن길이를 가지는 Glider type으로 설계되었으며 Fig 3과 같은 제원으로 제작이 되었다.

기본 제원	
전 장 (m)	3.0
전 폭 (m)	2.0
기체 중량 (kg)	8
배 기 량 (cc)	<20cc
날개	
날개길이, b (m)	3.0
코드길이 (b)	0.28
면적, S (m ²)	0.758
가로세로비 (ASP)	10.34
붙임각 (°)	5
상반각 (°)	5
익면하중 (dm/cm ²)	53.193

Fig 3. Properties of Conventional Type

유도항력계수는 식,

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR}$$

에 의해 양력계수 C_L 의 제곱에 비례하고 가로세로비에 반비례함을 알 수 있다.

따라서 유도항력을 최소화 하기위하여 가능한 가로세로비를 크게 하였으며 일반적으로 글라이더가 날개의 구조적인 안정성을 고려하였을 때 가로세로비가 10정도가 적당하다.

2.1.2 Conventional type의 VLM 해석

VLM(Vortex Lattice Method) Tool을 이용하여 기체의 공력해석을 위하여 Fig 4와 같이 모델링을 하였다.

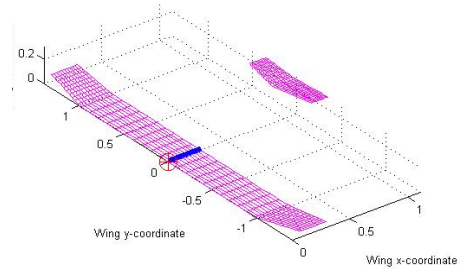


Fig 4. Modeling for VLM

위의 모델링을 이용하여 순항속도=20m/s로 해석을 하면 다음과 같은 결과가 나온다.

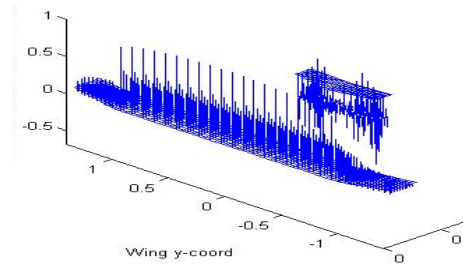


Fig 5. Normalize Force

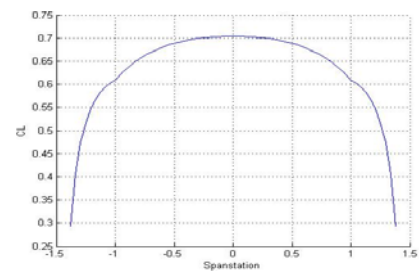


Fig 6 Local C_L of main wing

Fig 6는 스패ن길이에 따라 계산된 양력계수 값을 보여주는 그래프이다. 날개에서 양력의 발생은 날개 내부에 양력을 방생하기 위한 와류가 존재한다는 속박와류 가정과 밀접한 관계에 있다.

그리고 날개의 아랫면과 윗면의 압력차는 날개 끝으로 갈수록 0으로 감소하기 때문에 양력계수가 점차 작아진다.

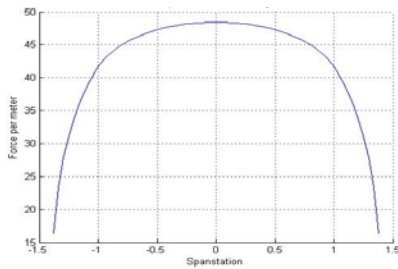


Fig 7 Spanload of main wing

Kutta-Joukowski 이론으로부터 폭이 dy 이고 그곳에서 순환강도가 $\Gamma(y)$ 인 날개 길이 방향의 한 지점에서 발생하는 지점의 양력은,

$$dL = \rho V_{\infty} \Gamma(y) dy$$

과 같이 나타나며, Fig 7과 같은 그래프로 표현이 된다. 전체양력은 이를 전체 날개 길이 방향에 대하여 적분하면,

$$L = \rho V_{\infty} \int_{-s}^s \Gamma(y) dy$$

로 나타낼 수 있으며 전체 양력의 값은 Fig 8에서 나타나는 것과 같이 구할 수 있다.

```

TORNADO CALCULATION RESULTS
JID: w20 Downwash matrix condition: 2568.5722
Reference area: 0.76048
Reference chord: 0.27249
Reference span: 2.6

Net Wind Forces: (Nm) Net Body Forces: (Nm) Net Body Moments: (Nm)
L: 124.8051 Z: 124.5576 Pitch: -16.9593
D: 2.6093 X: -9.3935e-016 Yaw: 7.1124e-017
S: -9.3935e-016 Y: -8.2781 Roll: 1.4808e-014

CL 0.66985 CZ 0.668852 Cm -0.33404
CD 0.014004 CX -0.04443 Cn 1.3633e-019
CY -5.0417e-018 CC -5.0417e-018 Cl 2.8384e-017

STATE:
alpha: 5 P: 0
beta: 0 Q: 0 Rudder setting [deg]:
Airspeed: 20 R: 0
Density: 1.225
    
```

Fig 8 VLM Analysis Result

Table 2 Result summary

항목	값
Airspeed	20m/s
C_L / C_D	47.8328
Lift	124.80N
Recommend Weight	12.73 ± 20%

결과를 간단하게 테이블로 나타내면 Table 2와 같은 결과값을 가지게 된다. 총중량 8kg을 예상하였으며 이때 발생하는 양력이 124N으로 예상무게를 충분히 수용가능하다. 그러나 본 연구에 사용된 VLM Tool은 비점성 유동을 기반으로 되어져 있기 때문에 항력이 실제보다 작게 나와서 결과적으로 양항비는 실제와 약간의 차이는 있을 것으로 예상된다.

22 제작과정

22.1 재료의 물성치

본 기체의 제작과정에서 사용한 재료의 물성치는 Table 4에 나타나 있다.

Table 4 Property of Materials

	Pine wood	Ply wood	Balsa
Flexural Modulus (GPa)	10.28	9.3	3.4
Tensile Strength (MPa)	3.90	84	73
Compressive Yield strength (MPa)	5.90	31	8
Shear Strength (MPa)	11.7	70	1.10
Poissons Ratio	0.048	0.15	0.3
Density (kg/m ³)	500	680	96

날개는 Pine wood 각재와 Balsa wood를 사용하였고 동체는 Pine wood 각재와 Ply wood 를 사용 하였다.

2.2.2 날개 구조물 형태 및 제작과정

날개의 구조물은 익형 코드 길이의 25%에 공력중심이 존재함에 따라 공력 중심 전후에 두개의 스파와 에어포일 형상을 위해 리브들로 구성하였다.

에어포일 형상은 Glider에 보편적으로 사용되어 지는 NACA2410을 적용하였다. 이는 글라이더의 최대양력을 위해 설계된 에어포일 형상으로 장기 채공기의 특성을 만족시킬 수 있다.

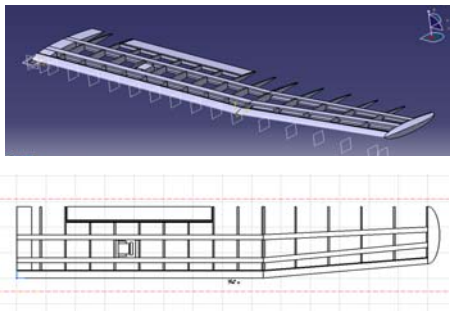


Fig 9 Wing Modeling

날개 모델링에는 CATIA 캐드 프로그램을 사용하였으며 모델링은 Fig 9와 같다.



Fig 10 Wing Manufacturing

중앙 날개의 제작 과정을 Fig 10으로 나타내었다.

2.2.3 동체 구조물 형태 및 제작과정

동체의 구조물은 일반적인 R/C 비행기의 구조로 벌크헤드와 론저론을 사용하는 세미 모노코크 구조를 참고하여 설계하였다.

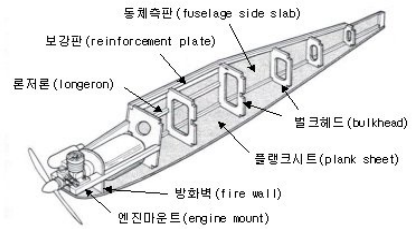


Fig 11 Semi-Monocoque Structure

세미 모노코크 구조를 Fig 11에 나타내었다. 벌크헤드(Bulkhead)는 직사각형 형태의 항공합판을 사용하였고 벌크헤드의 각 층 네 부분의 모서리에 론저론(Longeron)를 적용하였고 동체에서 작용할 굽힘 모멘트(Bending-Moment)와 토션(Torsion)에 대한 강도와 연성을 위해 론저론의 재료로 파인우드(Pine wood)를 사용하였다.

가솔린 엔진의 사용으로 진동이 심한 꼬리 부분에 벌크헤드를 많이 배열함으로써 보강을 하였으며, 노즈기어(Nose-gear)가 장착되는 부분에 트러스 구조로 발사 프레임을 설치하여 착륙 시에 론저론에 가해지는 충격을 발사 프레임이 감소할 수 있도록 하였다.

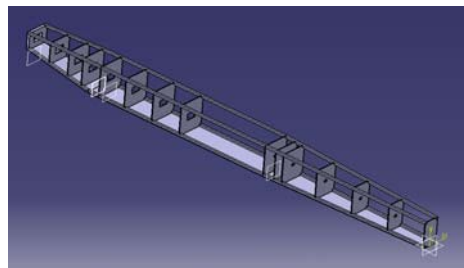


Fig 12 Fuselage Modeling

CATIA 캐드 프로그램을 이용한 동체의 모델링은 Fig 12와 같다.



Fig 13 Fuselage Manufacturing



Fig 14 Assembled Fuselage

동체 제작 과정 및 완성된 동체 구조 Fig 13과 Fig 14에서와 같다

2.2.4 전체 조립

위의 제작 및 스킨 Covering과정을 마친 후 날개와 동체의 조립을 마친 기체의 모습이 Fig 15와 같다.



Fig 15 Assembled Wing and Fuselage

조립 후 날개의 무게는 1.2kg, 동체 무게는 4.6kg 그리고 탑재물은 2.2kg으로 총 중량 8kg으로 나타났다.

3. 결 론

조립 후 택싱 테스트를 하였고 1차 비행 테스트를 5분간 수행하였다. Fig 16은 비행 테스트의 모습을 찍은 사진이다.



Fig 16 Flight Test

Conventional type 기체는 안쪽 날개에 에일러론이 달려있어서 롤링은 일반 기체보다 원활하지는 않았지만 Pitching-Yawing의 조종은 원활하였다.

참 고 문 헌

- [1] Lee,B.J., 1988, "Aircraft Dynamics", pp139~145.
- [2] Melin.T, 2000, "A Vortex lattice MATLAB implementation for linear Aerodynamic Wing applications"