

# 초소형 비행체 개발을 위한 실험적 연구

## 초 록

본 논문에서는 저레이놀즈수 영역의 공기역학적 특성을 이해하고 이 영역에서 운용되는 초소형 비행체의 전반적인 설계, 개발 및 최적화에 대한 실험적인 연구를 기술하였다. 초소형 비행체의 정의에 따라 최대 148mm, 40g 이하의 비행체를 설계, 제작하였으며 반복적인 비행실험을 통하여 기본적인 공력형상으로 비행안정성과 조종성이 확보되도록 최소의 형상과 무게로 최적화하였다. 또한 초소형 비행체에 탑재되는 부품의 한정성과 작은 양력발생면으로 추진시스템을 효율적으로 구현하였으며, 프로펠러의 형상을 개량하여 성능을 개선할 수 있었다. 효율적인 추진시스템 장착과 공력형상 설계로 비행실험결과, 비행체는 비행안정성과 조종성을 확보한 상태에서 12분 이상 비행하였다. 풍동실험을 통해서 표면유동가시화와 공력특성실험을 수행하여 공기역학적인 힘과 모멘트를 측정하고 공기역학적인 특성을 파악할 수 있었다. 표면유동가시화를 통하여 원형 날개가 wing tip vortex로 인한 항력감소로 초소형 비행체에 유리함을 확인하였으며 공력특성실험 결과, 초소형 비행체는 일반적인 항공기에 비해 높은 항력과 낮은 양항비를 가지고 있는 것을 알 수 있었다. 또한 초소형 비행체의 낮은 양항비를 위해 공기역학적인 성능을 향상시키기 위해 양력 증진과 항력감소 device인 gurney flap과 winglet에 대한 실험을 수행하여 양항비 증가의 효과를 확인할 수 있었다. 앞으로 성능향상 장치에 대한 상세한 실험을 통하여 초소형 비행체에 알맞은 장치를 구현하고 수동적인 유동제어를 통해 항력감소방안을 모색하여 공기역학적인 효율을 증가시킬 수 있도록 할 것이다.

# 차 례

- 1 서론
  - 1.1 연구배경
  - 1.2 저레이놀즈수 영역의 유동 특성
  - 1.3 초소형 비행체의 개발 방향
  - 1.4 연구 목적
- 2 초소형 비행체 개발
  - 2.1 초소형 비행체 설계
    - 2.1.1 임무 형상
    - 2.1.2 초소형 비행체 설계 요구조건
    - 2.1.3 초소형 비행체 탑재 부품
    - 2.1.4 3차원 설계
      - 2.1.4.1 날개 형상
      - 2.1.4.2 동체 형상
      - 2.1.4.3 수직꼬리 날개와 수평꼬리 날개
  - 2.2 초소형 비행체의 추진시스템 최적화
    - 2.2.1 전동 모터 시스템의 추력실험
      - 2.2.1.1 실험장치
      - 2.2.1.2 실험 조건 및 방법
      - 2.2.1.3 실험결과
      - 2.2.1.4 결과분석
- 3 초소형 비행체 시제기 제작과 비행실험
  - 3.1 1차 모델
  - 3.2 2차 모델
  - 3.3 3차 모델
- 4 풍동실험
  - 4.1 날개형상의 표면 유동 가시화
    - 4.1.1 실험장치
    - 4.1.2 실험 조건 및 방법
    - 4.1.3 실험결과
    - 4.1.4 결과분석
  - 4.2 초소형 비행체의 공기역학적 특성 파악을 위한 풍동실험
    - 4.2.1 실험장치
    - 4.2.2 실험 조건 및 방법
    - 4.2.3 실험결과

#### 4.2.4 결과분석

- 5 초소형 비행체의 공기역학적 성능향상장치
- 6 날개형상에 따른 FLUENT 계산
- 7 결론
- 8 참고문헌

# 1. 서론

## 1.1. 연구배경

초소형 비행체(Micro Air Vehicles; MAV)는 1990년대 중반부터 최대 길이 150mm, 최대 무게 100g 이하의 비행체로 10m/s 이상의 속도로 30분 이상 인간이 접근하지 못하거나 위험한 장소를 비행하며 영상정보를 수집하도록 미국방성(DARPA)에 의하여 제안되었다. 지난 몇 년 동안 초소형 비행체의 개발은 낮은 속도에서 비행하는 작은 비행체의 공기역학적인 이해부족으로 늦어져 왔다. 일반적인 공기역학 이론은 약 100,000 정도의 레이놀즈수 영역에서 비행하는 초소형 비행체의 정확한 특성을 예측하기에는 어려움이 많다. 초소형 비행체는 일반적인 항공기에 비해 현저하게 낮은 속도로 운용되고 작은 크기를 가지고 있기 때문에 레이놀즈수 영역에서 운용되게 된다. [그림1-1] 그렇기 때문에 현재 국내외의 대학에서 레이놀즈수 영역에 대한 공기역학적인 연구의 관심이 높아지고 있다. 그러나 여전히 레이놀즈수 영역에서 운용되는 비행체의 성능을 예측하는데 완전한 분석이나 이론적인 방법은 아직 도움이 되지 못하는 실정이다.

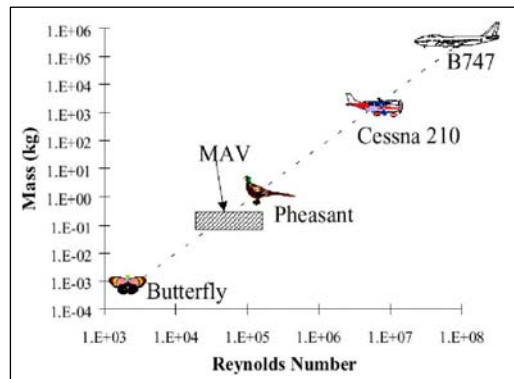


그림1- 1 초소형 비행체 운용 레이놀즈수 영역

## 1.2. 저레이놀즈수 영역의 유동 특성

저레이놀즈수 영역에서의 공기역학적 특성은 기존의 일반적인 비행체가 비행하는 레이놀즈수 영역의 특성과 비교하여 볼 때 매우 다른 모습을 나타낸다. 저레이놀즈수 유동의 주요한 현상으로, 층류박리기포(laminar separation bubble), 이력고리(hysteresis loop), 그리고 비정상(unsteady) 유동에서 동적실속(dynamic stall)과 같은 현상 등을 들 수 있다. 이러한 저레이놀즈수 영역에서의 현상적 특징으로 인하여 비행체는 다음과 같은 공기역학적인 특성을 가진다.

- 1) 높은 점성효과에 따른 양항비의 감소
- 2) 불안정한 유동에 따른 실속각의 증가
- 3) 작은 기하학적 형상에 따른 기체강도 증가

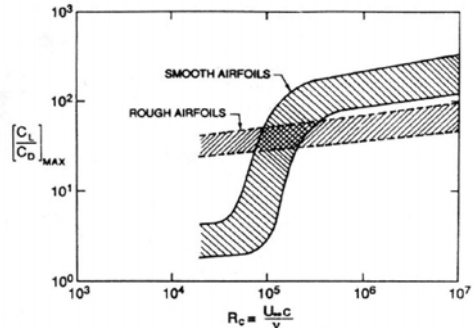


그림1- 2 레이놀즈수에 대한 양항비의 특성

### 1.3. 초소형 비행체의 개발 방향

걸프전, 보스니아 내전 그리고 최근 이라크전을 통해 미군은 이미 초소형 비행체와 비슷한 무인정찰기를 실전배치하여 군전략에서 적은 비용과 인명 손실 없이 많은 정보를 습득하였다. 그러나 투입된 무인정찰기는 무게가 4.5kg, 길이가 2m 이상으로 적의 눈에 띄는 것이 단점이었다. 이에 따라 미국방성에서는 기존 무인정찰기와는 전혀 다른 개념의 더 작은 초소형 비행체 개발을 추진하고 나섰다. 그러나 초소형 비행체는 단지 크기를 줄이는 것 이상의 공기역학적인 복잡성을 띠고 있어 새나 곤충의 비행특성을 살피고 양력 및 추진 원리를 파악, 적용하여야만 성공적으로 개발이 가능하다

### 1.4. 연구 목적

일반적인 항공기 개발방식과는 달리 초소형 비행체는 제작비용이 저렴하고 시제기 제작 소요기간이 짧아 어느 정도의 비행 조종술만 있으면 언제든지 비행실험을 수행할 수 있다. 비행실험을 수행하면서 초소형 비행체의 크기와 무게제한을 만족시키기 위해 형상을 최소한으로 최적화하고 이렇게 얻어진 모델을 풍동실험을 통하여 분석 및 검증할 수 있다. 또한 분석과 검증을 통해 항력 최소화와 양력 최대화로 비행체를 개량할 수 있다. [그림1-3] 이에 본 연구에서는 저레이놀즈수 영역의 이해로 초소형 비행체를 설계, 제작하고 초소형 비행체의 크기와 무게제한으로 인한 작은 양력발생면과 부품의 한정성으로 인한 문제점을 보완하기 위한 고효율의 추진시스템으로 최적화하였다. 고효율 추진시스템을 이용하여 비행실험을 수행하면서 비행체 형상을 최적화하고 이렇게 얻어진 모델을 풍동실험을 수행하였다. 또한 유동제어를 통하여 항력최소화와 양력최대화 등과 같은 성능 개선을 위한 방안을 모색한다.

## 2. 초소형 비행체 개발

초소형 비행체는 작은 크기와 무게로 인해 조종성과 안정성에 많은 문제가 있다. 특히 초소형 비행체는 크기제한으로 작은 가로세로비의 날개를 갖기 때문에 일반적인 항공기에 비해 비행안정성과 조종성이 현저하게 떨어지며, 초소형 비행체에 탑재되는 부품의 개발 지연과 부족으로 한정성이 높아 주어진 부품으로 미션을 수행하기에는 어려움이 있다. 따라서 본 연구에서는 기본적인 공력형상을 설계하고 비행체를 제작하여 비행실험을 통해 비행안정성과 조종성을 확보하도록 설계를 변경하면서 공력형상을 최적화하였다. 부품의 한정성의 단점을 만회하기 위해 효율이 높은 추진시스템의 구현으로 우리가 원하는 비행시간을 만족시킬 수 있도록 하였다.

### 2.1. 초소형 비행체 설계

#### 2.1.1. 임무 형상

초소형 비행체의 임무 형상은 미국방성에서 제시한 임무와 국제 초소형 비행체 경연대회의 임무를 참고하여 결정하였다. 국제 초소형 비행체 대회는 미국에서 초

소형 비행체에 대한 연구 개발 분위기 조성 및 초소형 비행체에 대한 정보교환과 상호보완을 목적으로 서로 경쟁하여 1997년부터 매년 1회씩 개최되어 왔다. 초소형 비행체 대회는 이미 개발된 부품들을 탑재하여 주어진 임무를 수행하는 대회로 임무는 두 가지로 나뉘어져 진행되고 있다. 첫 번째 임무는 Surveillance로서 600m 전방에서 1.5m의 울타리 안에 3.5m의 정사각형의 글자를 관측하는 임무이다. 두 번째 임무는 Endurance로서 비행체를 상공에 얼마나 오랫동안 띄우는 것을 목적으로 하고 있다. 본 연구에서는 기본적으로 오래날기 임무를 수행하며 추후에 부가적인 영상송수신 시스템이나 자동조종 시스템이 장착 가능하도록 다목적의 초소형 비행체로 임무형상으로 결정하였다.

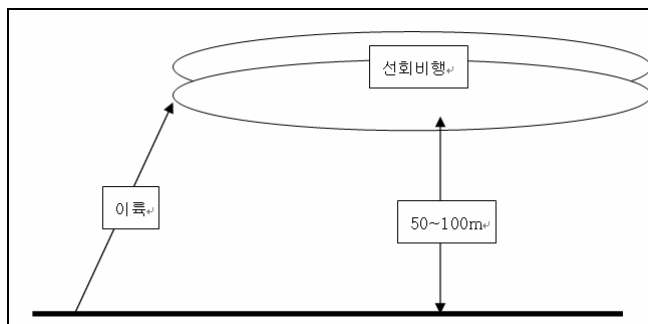


그림2- 1 초소형 비행체의 임무형상

### 2.1.2. 초소형 비행체 설계 요구조건

성능 요구(operation requirement) 조건은 현재까지 국내외에서 개발된 초소형 비행체를 기준으로 성능요구조건을 구성하였으며 다음[표 2-1]과 같다. 순항 속도는 10~15 m/s이고, 선회 반경은 3~5 m, 운용 가능 시간은 약 15분이며 초보자도 쉽게 운용할 수 있는 높은 비행안정성과 조종성이 보장 되어야 한다.

최대 길이	150mm
최대 무게	100g
운용 시간	15분 이상
Mission	Endurance, Surveillance

표2- 1 초소형 비행체 설계 요구 조건

### 2.1.3. 초소형 비행체 탑재 부품의 선정

초소형 비행체에 탑재되는 부품들은 현재까지 활발히 개발되지 않아 부품이 매우 한정적이다. 그렇기 때문에 본 연구에서는 초소형 비행체에 탑재되는 부품들을 Radio control 비행기의 부품 중 크기와 무게가 가장 작은 부품들로 선정하였다. 초소형 비행체의 부품은 크게 조종시스템과 추진시스템으로 구분된다. 조종시스템은 Radio control receiver와 servo이고, 추진시스템은 전동모터, 배터리, 프로펠러

이다.

## 1) 조종시스템

### a. Receiver (수신기)

수신기는 초소형 비행체에서 중추적인 부품으로 무선 조종기에서 발생하는 정보를 수신한다. 수신기는 안테나가 장착되어 있고 Servo와 추력을 조절할 수 있도록 구성되어 있다. 본 연구에서는 다양한 RC부품회사의 수신기를 사용하여 초소형 비행체에 적용시켰다. 초소형 비행체 초기 개발 당시에는 GWS사의 Pico 수신기를 사용하였으나, Speed-controller(추력 조절기)를 장착해야 하고 이로 인한 무게의 손실이 있었다. 그래서 추력 조절기가 장착되고 크기와 무게가 현재 부품 중 가장 작은 SKY HOOKS& RIGGING사의 RX72 HYBRID 수신기로 대체하였다. SKY HOOKS& RIGGING사의 RX72 HYBRID 수신기는 총4개의 channel을 가지고 있고, 무게는 3.3g이며 speed controller가 포함되어 있는 제품이다.

### b. Servo

servo는WES-Technik 사의 제품으로 무선 호출기용 진동 모터를 개조한 LS-21 servo를 사용하였다. 자세한 사항은 다음 표2-2와 같다.

Max. deflection	14 mm
Time to deflection	0.15 sec
Max. output force	150 g
Operating voltage	3~5 V
Load current	< 100 mA

표2- 2 LS-21 Servo의 사양

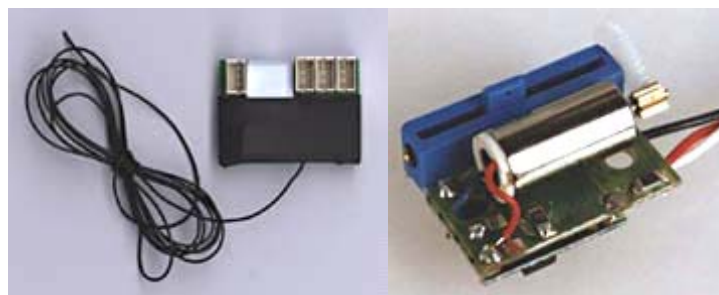


그림2- 2 초소형 비행체 Receiver와Servo

## 2) 추진시스템

### a. Electric motor

초소형 비행체를 위한 모터는 현재 개발되어 있지 않기 때문에 전동모터에서 가



장 작고 가벼우면서 좋은 성능을 가지는 모터로 선정하였다. 시중에서 판매되고 있는 여러 모터를 구입하여 모터의 사양과 추력실험을 통하여 성능을 비교 평가하여 현재 초소형 비행체에 탑재되는 모터는 Maxon사의 RE10모터로 선정하였다. 초기에 사용된 DC5-2.4모터는 추력 발생에서는 높은 power를 가지나 전력 소비율이 높아 남은 power를 버리고 전력 소비율을 낮추는 trade-off를 수행하여 초소형 비행체가 비행 가능한 최소 power를 발생하고 전력 소비율이 낮은 Maxon RE10 모터를 채택하게 되었다. 모터의 자세항 사양은 다음의 표 2-3과 같다.

	Maxon RE10	DC5-2.4
Rated Volts	6 Volts	5 Volts
No Load current	11 mA	35 mA
No Load Speed	12,400	21,000 RPM
Stall Torque	3.01 mNm	44.8 g-cm
Max Output Power	1.5 Watts	2.42 Watts
Max Efficiency	76 %	75.3 %
Weight	10 g	10 g
Diameter and Length	10×27 mm	12×17.9 mm

표2- 3모터의 사양 비교

b. Battery

초소형 비행체에서 모터와 기타 장비의 전력 공급을 위한 배터리의 선택이 매우 중요하다. 배터리의 성능이 초소형 비행체의 성능을 좌우하는 주요변수이다. 배터리의 경우 엔진에 사용하는 연료에 비해서 에너지 밀도가 낮지만 운용의 안정성이 뛰어나다. 하지만 낮은 에너지 밀도로 인한 중량증가가 심각한 문제로 대두되고 있다. 그렇기 때문에 현재 시중에 시판되고 있는 배터리 중 높은 에너지 밀도를 갖고 중량이 작은 Lithium Polymer 배터리로 선택하였다. Lithium Polymer 배터리의 경우 중량 대 에너지에서 다른 배터리에 비해 그 성능이 우수하고, 소형 카메라, 핸드폰 등에 많이 쓰이고 있으며, 그 개발 가능성 또한 높은 것으로 나타났다.

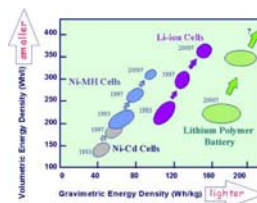


그림2- 3 Lithium 계열 배터리 성능 비교

본 연구에서 사용한 배터리는 Kokam사의 SLB452128 3.7V의 145mAh의 용량을 갖는 배터리를 직렬로 연결하여 7.4V의 전압을 사용하며, 무게는 약 8g이다. 145mAh의 배터리를 기본 배터리로 사용하면서 또한 비행시간과 임무형상에 만족할 수 있도록 E-tek사의 210mAh와 250mAh의 배터리를 사용하였다. 예를들면 오래날개와 같이 오랜시간을 위해서는 250mAh와 210mAh의 배터리를 사용하고 영상송신장치와 자동조종시스템과 같은 부가적인 payload를 장착하여 무게 증가가 있으면 210mAh와 145mAh의 배터리를 사용하게 된다.

### c. Propeller

프로펠러는 Union사의 U-80 프로펠러를 사용하였다. U-80 프로펠러는 지름이 80mm이고 1회전 시 50mm를 전진하도록 고안된 상용프로펠러이다. 이 프로펠러의 재질은 플라스틱으로 되어 있어 프로펠러의 형상과 단면을 개량하기 쉽다. 본 연구에서 추력실험을 통해 프로펠러, 모터와 배터리의 조합의 경우 약 40그램의 추력을 발생하였다.



그림2- 4 U-80 프로펠러

### 2.1.4. 3차원 설계

본 연구에서는 최대 길이 148mm, 최대 무게 60g이하의 비행체를 설계하였다. 초소형 비행체는 저레이놀즈수 영역에서 비행을 하기 때문에 일반적인 비행체와는 다른 복잡한 공력 특성을 갖는다. 현재까지 초소형 비행체의 명확한 공력 데이터나 체계화된 설계의 예를 찾아 보기 힘들기 때문에 본 연구에서는 기존의 비행체 설계 방식과 다양한 설계 경험식을 이용하여 초소형 비행체를 설계하였다. 부품 배치의 효율성과 다양한 형상의 구현을 위해 CATIA를 이용하여 3차원으로 설계를 수행하였다. 또한 비행체를 설계하는데 기본적인 공력형상만으로 안정성을 확보할 수 있도록 주안점을 두었다. 초소형 비행체의 안정성은 롤(Roll)과 피치(Pitch)가 주요적이며 요(Yaw)는 롤과 같이 발생이 된다. 이것은 초소형 비행체의 조종 방식이 러더로 요와 롤, 엘리베이터로 피치를 조종할 수 있도록 설계하였기 때문이다. 또한 비행체의 롤안정성을 위해 부품의 효율적인 배치를 유도하여 저중심과 Dorsal fin을 장착하였으며, 비행체의 짧은 길이로 인한 피치불안정성을 확보하기 위해 수평꼬리날개를 장착하였다.

#### 2.1.4.1. 날개 형상

날개의 형상설계는 초소형 비행체의 제약 조건인 크기와 무게를 고려하여 설계를 수행하였다. 초소형 비행체의 날개는 크기가 150mm로 제한되어 있기 때문에 작은 가로세로비 날개의 특성을 가지게 된다. 작은 가로세로비 날개의 특성은 3차원 효과와 Wing tip vortex의 영향을 증가시키게 된다. 또한 Wing tip vortex의 영향이 커지게 되면 양력곡선 기울기의 감소와 실속 받음각의 증가, Induced drag의 증가를 가져 오게 된다. 따라서 본 연구에서는 Wing tip vortex의 영향을 받는 면적을 최소화시키고 주어진 조건에서 최대의 양력 발생을 위해 Disc wing으로 planform을 결정하였다. 저레이놀즈수 영역에서는 airfoil 형상으로 인한 양력발생보다 무게증가로 인한 손실이 크기 때문에 평판날개로 결정하고, 작은 받음각에서 양력을 발생할 수 있도록 camber효과를 적용하였고 높은 받음각일 때 실속과 camber로 인한 피치 불안정성을 위해 날개의 trailing edge 부분을 reflex 형상으로 설계하였다. 전체적인 초소형 비행체의 날개 형상은 [그림 2-5]와 같다. 또한 초소형 비행체는 비행속도와 양력발생면이 작기 때문에 비행체의 활공능력이 일반적인 항공기에 비해 현저하게 낮다. 그렇기 때문에 날개의 초기 받음각을 높이기 위해 동체와 날개의 장착을 크게 하여 낮은 속도에서도 높은 양력을 발생할 수 있도록 하였다.



그림2- 5 초소형 비행체의 날개

#### 2.1.4.2. 동체 형상

동체의 형상은 조종시스템과 서보시스템을 탑재할 수 있고, 부가적인 자동조종시스템이나 영상송수신 시스템과 같은 payload를 장착할 수 있도록 설계를 하였다. 동체를 주익의 아랫부분에 위치시켜 저중심을 유도하여 조금이나마 롤안정성을 확보할 수 있도록 하였고, 전면부형상의 항력을 최소화하기 위해 주어진 조건에서 최소한으로 slender body형상으로 설계를 하였다. 또한 동체 아랫면에 dorsal-fin을 장착하고 동체 앞부분까지 연장하여 롤안정성 뿐만 아니라 요안정성까지 확보할 수 있도록 하였다. 부품의 효율적인 배치로 무게중심을 공력 중심보다 앞부분에 위치시켜 충분한 Static margin을 갖게 하였다.

#### 2.1.4.3. 수직꼬리 날개와 수평꼬리 날개

롤안정성과 요안정성을 확보하기 위해 수직꼬리날개를 장착하였다. 수직 꼬리날개의 면적은 초기 주익의 15%에서 주익의 약 11.67%로 설계하였다. 동체의 짧은

길이로 인한 피치불안정성을 확보하기 위해 수평꼬리 날개를 장착하였다. 수평꼬리 날개 또한 초소형 비행체의 크기제한에 많은 영향을 미치기 때문에 주어진 공간에서 최대의 가로세로비를 갖게 함으로써 수평꼬리 날개로도 불안정성을 확보할 수 있도록 하였다. 수평꼬리날개의 가로세로비는 약2.7이고 주익면적의 약22.4%로 설계하였다. 꼬리 날개의 크기는 다음과 같이 정의되는 꼬리날개 부피계수의 통계적인 값과 다른 설계조건으로부터 주어지는 모멘트 암의 크기로부터 결정한다.

$$\text{수평 꼬리 날개 부피 계수, } C_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{C_w S_w} = 0.12$$

$$\text{수직 꼬리 날개 부피 계수, } C_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_w S_w} = 0.02$$

수평 꼬리 날개 부피 계수는 일반적인 항공기와는 다른 경향을 가짐을 알 수 있다. 이것은 비행체의 길이가 매우 짧기 때문에 피치 모멘트가 걸리는 힘이 달라지기 때문이다. 이런 자세한 값들은 초기 이론적인 계산으로 설계를 하였으며 비행시험을 통하여 비행안정성과 조종성을 확보한 상태로 형상크기를 감소시킴으로 최적화를 수행하였다.

항공기 종류	$C_{HT}$	$C_{VT}$
Sailplane	0.50	0.02
자작항공기	0.50	0.04
일반경항공기	0.70	0.04
제트여객기	1.00	0.09

표2- 4항공기 종류에 따른 부피계수

#### 2.1.4.4 초소형 비행체의 조종면 설계

초소형 비행체는 무게와 크기의 제한으로 조종면을 일반적인 항공기와 달리 제한적으로 두어야 하는 단점이 있다. 조종면의 형상은 크게 두 가지로 나눌 수 있다. 조종면을 두 개로 장착하였을 때 elevator와 aileron의 역할을 동시에 수행하는 elevon형식이 있고 elevator와 rudder를 따로 장착하는 형식이 있다. 본 연구의 초소형 비행체는 elevator와 rudder를 따로 장착하여 elevator로 피칭을 조종하고 rudder로 롤과 요를 동시에 조종할 수 있도록 하였다. 그러나 초소형 비행체의 조종면의 장착 위치의 결정이 어려웠다. 초기에는 주익의 Trailing edge에 elevator를 장착하였으나 wing tip vortex와 주익의 leading edge에서 발생하는 separation을 발생되는 불규칙적인 유동의 영향으로 elevator의 면적을 크게 하거나 비행 중 받음각이 커질 경우 조종 불가능상태에 이르는 단점을 가지고 있다. 따라서 본 연구에서는 피치 안정성을 확보하기 위해 장착된 수평꼬리 날개의 trailing edge에 control surface를 장착하여 불규칙한 유동의 영향을 받지 않도록 하고 미세한 조

중에 잘 반응할 수 있는 최소의 크기로 장착하게 되었다. 러더는 수직꼬리 날개의 trailing edge에 장착하여 요와 롤을 조절할 수 있도록 하였다. 그러나 초소형 비행체의 작은 가로세로비 날개 때문에 러더가 작동되게 되면 롤링을 유발하는 경향이 발생하여 동체 중심선을 중심으로 수직꼬리 날개의 아래쪽으로 갈수록 작은 양력 발생을 갖게 하도록 면적을 감소시켰다. Elevator의 면적은 수평꼬리 날개 면적의 약 16.67%를 차지하고 rudder의 면적은 수직꼬리 날개 면적의 약 58% 정도를 차지하고 있다. 일반적인 항공기의 조종면이 차지하는 비와는 상당히 많은 차이를 가지고 있다.

최대 길이	14.8cm
최대 무게	38g
Wing area	160.65cm <sup>2</sup>
Vertical tail area	7.755cm <sup>2</sup> + 11 cm <sup>2</sup> =18.755 cm <sup>2</sup>
Horizontal tail area	30cm <sup>2</sup> + 6 cm <sup>2</sup> =36 cm <sup>2</sup>
Elevator area	6 cm <sup>2</sup>
Rudder area	11 cm <sup>2</sup>
Wing MAC chord	11.5cm

표2- 5초소형 비행체의 제원

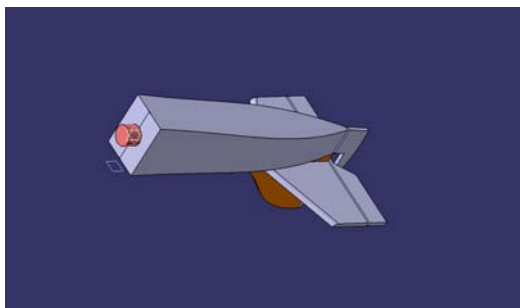


그림2- 6 동체와 수직, 수평 꼬리 날개

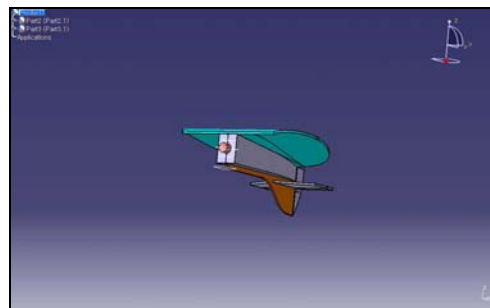


그림2- 7 3차원 CATIA도면

## 2.2. 초소형 비행체의 추진시스템 최적화

앞에서 언급하였듯이 초소형 비행체에 탑재되는 부품은 비행체의 크기와 무게 제한과 초소형 비행체 부품 개발이 활성화 되어 있지 않아 현재 시판되고 있는 Radio control 비행기의 부품 중 크기와 무게가 가장 작은 부품으로 선정하였다. 초소형 비행체는 크기제한으로 주익이 작기 때문에 작은 양력발생면과 부품의 한정성으로 인해 추력을 얼마만큼 발생시키느냐에 따라 비행을 좌우하게 된다. 초소형 비행체의 추진시스템은 엔진시스템과 전동모터시스템이 있다. 엔진시스템은 피스톤 엔진을 장착하여 추력을 발생시키는데 초소형 비행체 초기 개발단계에 많이 이용되

어 왔으나, 추력 조절의 어려움, 소음, 그리고 무게 문제 때문에 현재에는 전동모터 시스템으로 바뀌어 왔다. 전동 모터 시스템은 전동모터와 배터리를 이용하여 추력을 발생시키게 된다. 전동모터 시스템은 추력 조절이 용이하고 부품의 무게도 가벼운 장점이 있다. 따라서 본 연구에서는 초소형 비행체의 추진시스템으로 전동모터 추진시스템으로 선정하였고 추력 실험을 통하여 우리가 원하는 비행시간을 얻을 수 있도록 최적화를 수행하였다.

### 2.2.1. 전동 모터 시스템의 추력실험

현재 초소형 비행체의 추진시스템은 전동모터, 리튬-폴리머 배터리, 프로펠러로 구성되어 있다. 전세계적으로 많은 종류의 전동모터, 배터리, 프로펠러가 Radio control 비행기의 부품으로 판매되고 있다. 본 연구에서는 이러한 부품들 중 크기와 무게가 가장 작은 부품들을 선정하여 여러 모델을 서로 조합하여 효율적인 시스템을 구성하였다. 추력실험은 직접 설계, 제작한 추력테스터를 이용하였다. 현재 초소형 비행체에 사용하고 있는 프로펠러는 이미 개발된 것들이 있으나 이것을 제작하기에는 소요되는 비용과 정밀한 제작이 어렵기 때문에 일반 프로펠러 중 초소형 비행체의 기체 크기에 알맞은 프로펠러를 선정하게 되었다. 현재 초소형 비행체에 사용하고 있는 프로펠러는 Union사의 U-80 프로펠러를 사용하고 있다. U-80 프로펠러는 지름이 80mm이고 1회전 시 50mm를 전진할 수 있는 RC용 상용 프로펠러이다. U-80 프로펠러는 현재의 추진시스템에 사용하면 추력은 충분하게 발생되나 우리가 원하는 초소형 비행체의 비행시간이나 배터리의 내구성에 문제가 된다. 따라서 U-80 프로펠러를 Modify하여 배터리의 손상을 최소화하고 원하는 비행시간과 추력을 발생하여야 한다. 현재 우리가 필요로 하는 비행시간은 대략 10분 이상을 가져야 한다.

$$Duration = \frac{60 \times Capacity}{Current \times 1000}$$

위의 식을 이용하여 기본 배터리인 145mAh의 배터리를 약 13분 이상 사용하려면 약 0.6A~0.7A 정도로 배터리를 소모해야 우리가 원하는 비행 시간을 얻을 수 있다. 유효추력은 현재 초소형 비행체의 총 무게(38~40g)의 70%를 발생하여야 한다. 본 연구에서 구현하고자 하는 효율적인 추진시스템의 요구조건은 다음 표 2-6과 같다.

	Recommend Value
Current	0.6~0.7A
Thrust	26g

표2- 6 추진시스템 요구사항

프로펠러의 양력 즉, 추력 발생에 있어서는 깃의 면적, 깃의 길이, 깃의 개수에

의해 발생한다. 주어진 U-80 프로펠러는 깃의 개수가 2개이며 지름은 80mm이다. 이 프로펠러를 모터에 연결하면 추력은 38g이 발생되며 1.3A로 방전이 된다. 이때의 유효추력이 발생하는 시간은 약 5분 정도이다. 그러나 1.3A로 방전을 하게 되면 모터와 배터리에 치명적인 손상을 가져오기 때문에 U-80 프로펠러를 그대로 사용하는 것은 바람직하지 않다. 따라서 본 연구에서는 추진시스템의 성능개선을 위해 프로펠러의 길이와 깃의 면적을 가지고 프로펠러를 개량하여 성능을 개선하여 우리가 원하는 비행시간을 얻을 수 있었다.

### 2.2.1.1. 실험장치

추력테스터는 효율적인 추진시스템을 찾는 데 필수적인 장비이다. 본 연구에서 직접 설계, 제작하여 이용하였다. 추력테스터는 마운트에 모터를 장착하거나 비행체를 직접 장착하여 풍동안에 설치하여 동력실험을 수행할 수 있다. 추력테스터의 작동 원리를 살펴보면 프로펠러를 회전시키면 프로펠러에서 발생하는 추력을 로드 셀로 전달하게 된다. 전달되는 추력은 로드 셀에서 발생하는 전압을 Data acquisition Board를 통하여 데이터를 취득하게 된다.

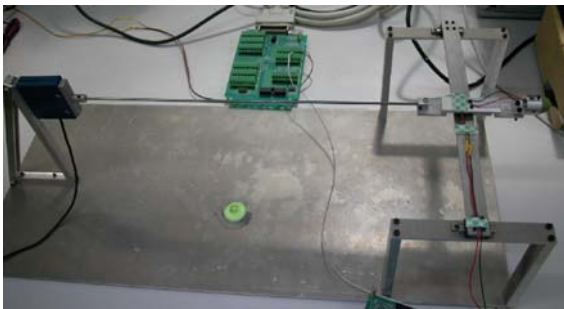


그림2- 8 추력테스터

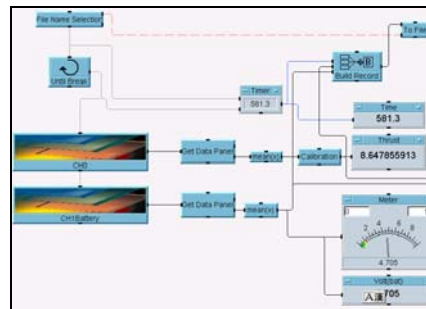


그림2- 9 추력측정 프로그램

### 2.2.1.2. 실험 조건 및 방법

1. 여러 모델의 모터, 배터리, 프로펠러를 통해 유효추력의 발생과 발생시간, 크기, 무게 등 최적의 시스템을 선정한다.
2. 프로펠러, 모터, 배터리를 연결하여 모터와 프로펠러의 효율을 측정한다.
3. 프로펠러의 길이에 따른 RPM, Current, Thrust를 측정하여 최소의 Current를 갖는 부분을 찾는다.
4. 적당한 길이를 찾고 프로펠러의 면적을 변화시켜 RPM, Current, Thrust를 측정한다.
5. 최적화된 프로펠러를 3가지 타입의 배터리로 방전시켜 유효추력이 발생하는 시간을 알아본다.

### 2.2.1.3. 실험결과

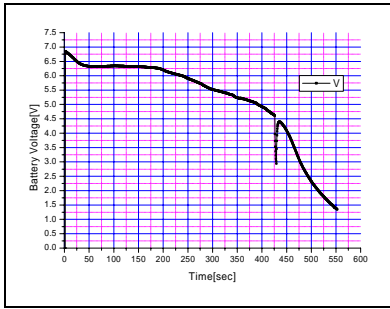


그림2- 10 시간당 방전특성

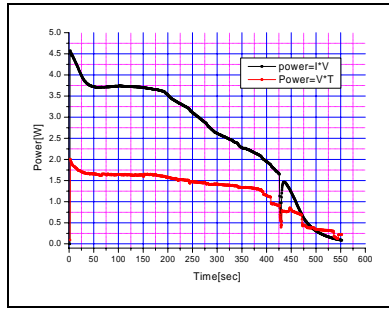


그림2- 11 시간당 power

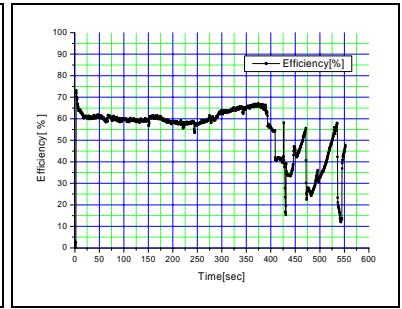


그림2- 12 시간당 효율

초소형 비행체에 기본적으로 사용되는 145mAh 배터리인 SLB 452128 배터리의 방전특성을 살펴보면 일반 배터리와 같이 일정시간 동안 전압이 지속되다가 급격하게 감소되는 것을 알 수 있다. 그래프에서 일정한 전압이 유지될 경우 우리가 원하는 추력을 얻을 수 있다. 또한 Power 그래프를 살펴보면 배터리, 모터, 프로펠러의 효율을 측정할 수 있다. 효율을 살펴보면 약60%정도의 효율을 갖는다. 다음은 프로펠러의 길이 별 실험 결과이다.

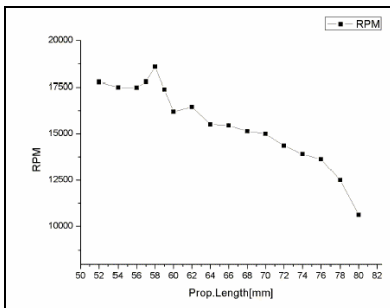


그림2- 13 RPM VS. PROPELLER LENGTH

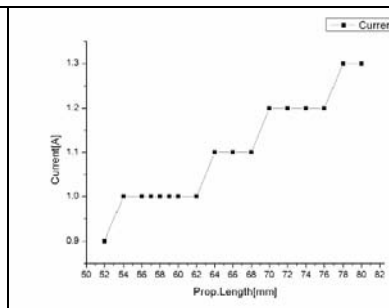


그림2- 14 CURRENT VS. PROPELLER LENGTH

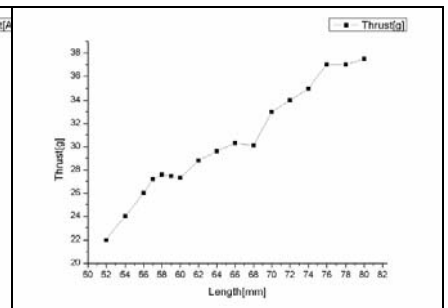


그림2- 15 THRUST VS. PROPELLER LENGTH

그래프를 살펴보면 프로펠러의 길이가 짧아지면 RPM과 current는 감소한다. 그러나 프로펠러의 RPM은 증가하다가 다시 감소하는 경향이 있다. 이것은 프로펠러의 피치각의 변화에 따른 현상이다. 초기에는 프로펠러의 피치각이 작기 때문에 길이가 짧아질수록 피치각 즉 블레이드의 받음각이 증가하게 된다. 그러나 프로펠러의 길이가 최대 양력을 발생하는 점 즉, 최대 추력을 발생하는 지점인 약70~75%인 지점을 지나게 되면 다시 피치각은 감소하게 된다. 따라서 블레이드의 팁 부분에서 발생하는 불규칙한 유동으로 블레이드가 회전하는데 많은 힘을 필요로 하게 되어 프로펠러의 RPM이 감소함을 알 수 있다. 프로펠러의 길이에 따른 current는 일정하게 유지되다 갑자기 감소하는 경향을 보였으나 이것은 current 측정기의 resolution이 현저하게 낮았기 때문이다. 프로펠러의 길이에 따른 추력 그래프를 살



해보면 프로펠러의 길이가 짧아질수록 추력이 감소함을 볼 수 있다. 그러나 약 58mm부근에서는 추력이 증가함을 알 수 있었다. 이것은 프로펠러의 양력 즉, 추력이 최대한 발생하는 지점임을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 최소의 current를 갖는 지점의 약 52~62mm까지의 영역에서 프로펠러를 modify하여 각각의 경향을 살펴보았다.

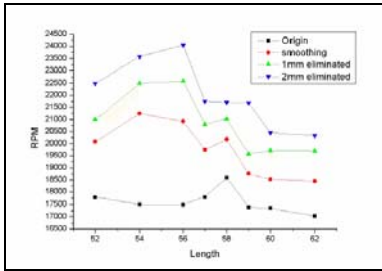


그림2- 16 RPM VS. PROPELLER LENGTH

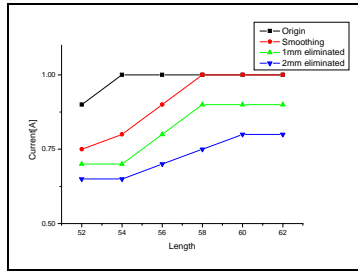


그림2- 17 CURRENT VS. PROPELLER LENGTH

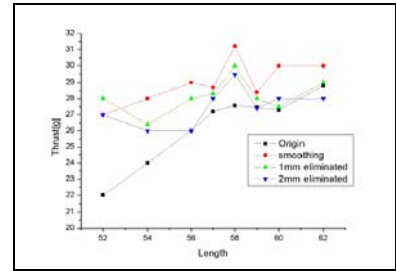


그림2- 18 THRUST VS. PROPELLER LENGTH

#### 2.2.1.4. 결과분석

본 연구에서는 프로펠러의 형상을 개량하여 주어진 추진시스템에서 최고의 성능을 갖는 추진시스템으로 구현하였다. 추력 실험을 통하여 얻은 결과 현재 초소형 비행체에 적용되는 적당한 프로펠러는 58mm로 형상을 개량한 것이 가장 좋은 성능을 가지고 있다. 자세히 살펴보면 original U-80 프로펠러의 경우 프로펠러의 길이만을 변화시켰을 경우 길이가 짧아 질 경우 RPM은 증가하고 Current와 추력은 감소하였다. 그러나 최소의 current를 가지는 영역에서 추력실험을 수행해 본 결과 프로펠러의 길이가 58mm 부근에서 추력이 증가하여 이 부분에 대해서 57mm, 59mm에 대해서 자세한 실험을 수행하였다. 이것은 프로펠러의 길이가 적당하며 블레이드 팁과 root부분과의 적절한 관계가 성립하기 때문이다.

### 3. 초소형 비행체 시제기 제작과 비행실험

현재의 초소형 비행체의 형상은 수십여 차례의 비행 실험으로 비행안정성과 조종성을 확보한 상태에서 기본 공력 형상을 최소한의 크기와 무게로 형상최적화가 수행되었다. 초소형 비행체는 초기 전익기형상에서 동체를 갖는 형상으로 진화되었다.

#### 3.1. 1차 모델

초기 1차 모델은 날개 안에 부품을 모두 탑재하는 방식인 전익기 형상으로 시작되었다. 무게는 약 40g이고 동체 즉 주 날개의 뒷면에 elevator가 장착되고 날개 아랫면에 수직꼬리 날개가 장착되었다. 비행실험 결과 이 비행체에 대한 많은 문제점이 도출되었다. 전익기 형상의 초소형 비행체는 날개 안에 모든 부품을 탑재할 수 있어 형상항력을 최소한으로 한다는 장점이 있었으나 안정성과 조종성이 현저하

게 떨어졌다.

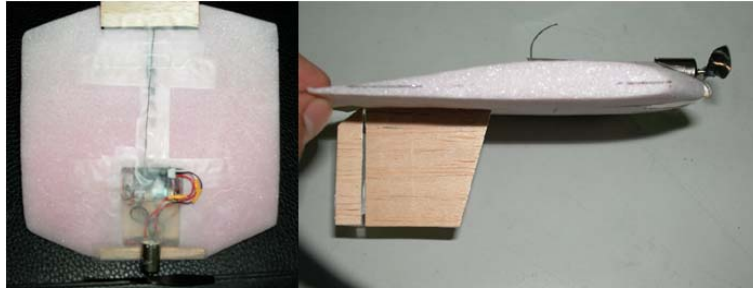


그림3- 1 PROTOTYPE VERSION 1

비행실험결과 비행안정성 특성은 비행체가 좌우로 불균형하게 진동을 하면서 롤의 불안정이 심하였으며, 정적마진을 충분히 확보하였지만 피치안정성이 확보되지 않았다. 롤안정성을 해결하기 위해 winglet을 장착하여 보았지만 비행상태의 호전도가 높지 않았으며 고도의 조종술이 필요하였다. 비행 중 약간의 외란이 발생하여도 비행체는 실속상태에 접어들어 조종이 불가능하였으며 비행회복도 매우 어려웠다. 비행체의 받음각이 커지면 elevator의 조종면이 후류의 영향에 들어 조종성이 현저하게 떨어졌다. 또한 비행체의 중심이 날개의 윗면에 위치하게 되어 비행체의 무게 중심이 공력중심보다 높아져 롤안정성에 영향을 가져와 비행 중 기체를 뒤집히는 특성을 가졌다. 또한 가로세로비가 작고 비행체의 길이가 짧아 피치 안정성이 좋지 않아 비행시 약10도 이상의 높은 받음각을 갖는 비행특성을 가졌다. 또한 1차 모델의 비행체는 비행속도가 우선 10m/s이내의 추진시스템을 가지고 있는데 비행체의 기본 공력형상의 특성상 최소속도가 15m/s의 속도를 요구하고 있기 때문에 현재의 추진시스템으로는 부적합하다. 즉 비행체가 비행하기 위해서는 일정한 속도에서 발생하는 양력이 충분해야 하는데 일정한 속도에 미달하여 충분한 양력이 발생되지 않아 고받음각으로 비행하였다. 그렇기 때문에 항력이 증가하게 되어 오랫동안 비행할 수 없게 되었다. 1차 모델의 경우 약2분 이상의 비행 시간을 가졌다.



그림3- 2 PROTOTYPE VER.1 비행실험장면

### 3.2. 2차 모델



그림3- 3 PROTOTYPE VER.2 A TYPE

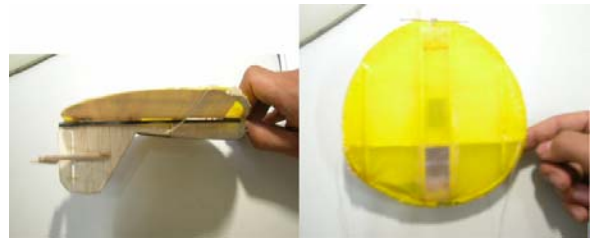


그림3- 4 PROTOTYPE VER.2 B TYPE

2차 모델은 1차 모델의 전익기 방식과는 달리 동체를 갖는 형식으로 전환하였다. 2차 모델에서는 동체를 장착하고 주익의 아랫면에 위치시켜 저중심을 유도하여 롤 안정성을 조금이나마 확보할 수 있도록 설계를 하였다. 초기2차 모델의 설계에서는 동체의 형상과 날개의 형상을 두 가지 타입으로 설정을 하고 설계를 시작하였다. A타입은 동체가 크고 약간의 도살핀을 장착하였고 에어포일 형상의 날개가 아닌 캠버를 가진 평판날개로 설계하였다. B타입은 동체가 가늘고 수직꼬리 날개를 최대화하였고 에어포일 형상의 Inverse-zimmerman 형상의 날개로 설계를 하였다. 이 두 가지 타입의 모델은 1차 모델의 비행상태보다 안정성이 호전되어 5분 이상의 비행시간을 가졌다. 특히, A타입의 비행체의 특성은 도살핀의 장착과 가로세로비가 큰 수평 꼬리 날개의 장착으로 롤안정성과 피치안정성을 확보할 수 있었다. B타입의 경우A타입보다는 롤안정성이 떨어졌지만 1차 모델의 전익기 형상의 안정성보다 많이 향상 되었다. 그러나 B타입의 경우 동체의 공간이 협소하여 부품의 탑재와 배열이 어려웠고 날개형상으로 인한 무게 증가가 많았다. 본 연구에서는A타입의 평판 날개를 가진 모델로 비행실험을 통하여 계속 개량하였다.

### 3.3. 3차 모델

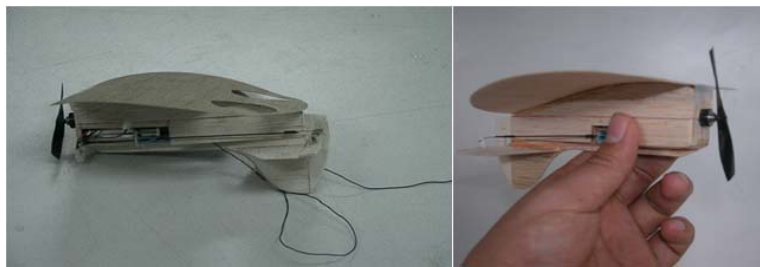


그림3- 5 PROTOTYPE VER. 3

3차 모델의 경우 2차 모델의 A타입을 바탕으로 비행실험을 통해 형상을 최적화를 수행하였다. 날개 형상의 경우 초기 캠버를 가진 사각 평판 날개에서 원형 형상의 날개로 교체하였다. 이것은 작은 가로세로비 날개의 단점인 Wing tip vortex의 영향을 최소한으로 감소시키고 공기역학적 효율을 증가시키기 위해서였다. 안정성을 확보하기 위해 도살핀을 동체 앞부분까지 연장하였고 주어진 면적에서 최대한의 주익에 부가적인 양력 발생을 위해 수평꼬리 날개의 가로세로비를 최대로 하였다.

수평꼬리 날개의 가로세로비를 최대로 하여 수평 꼬리 날개로 불안정성과 피치안정성을 보완할 수 있도록 하였다. 그러나 초소형 비행체의 특성상 수평꼬리 날개와 수직꼬리 날개의 면적은 초기에 이론적인 계산으로 시작하여 안정성을 확보한 상태에서 비행이 가능하게 최소화하였다. 3차 모델의 경우, 약 50m이상의 고도로 상승하여 안정적이며 원하는 방향으로 조종이 원활한 비행특성을 가졌다. 또한 비행 중 돌풍에 의한 실속이 발생하면 몇 미터 하강하면서 비행체의 저중심 설계로 인해 실속에서 벗어 날 수 있었다. 초기 무동력 자유비행을 실시하면서 러더와 엘리베이터의 값들을 트림하였다. 초기 이륙시 발생하는 프로펠러의 토크로 인한 회전현상을 프로펠러의 성능개량과 일정한 이륙조건을 제시함으로써 해결할 수 있었다. 3차 모델의 경우 수 십여 차례의 비행실험과 효율적인 추진시스템의 구현과 개선으로 비행시간을 향상시킬 수 있었다. 추진시스템의 경우 프로펠러의 형상에 따라 현격한 성능차이를 가지고 있었다. 기본 배터리인 145mAh의 배터리를 사용하였을 경우, 약 12분 30초 이상의 비행시간을 가졌으며, 210mAh의 배터리의 경우 15분 이상의 비행시간을 가졌다. 이것은 지상추력실험을 통해 얻어진 유효추력발생시간과 비교하였을 때 95%~98%의 효율을 가진다. 비행상태에서 매우 안정적으로 level flight가 가능하며 원하는 방향으로 원활하게 조종이 가능하였으며, 조종기의 트림으로 인해 인위적인 조종 없이도 어느 정도 안정한 자유비행이 가능하였다. 또한 추후 장착예정인 영상송수신장치와 auto pilot module의 장착을 대비하여 5~12g의 dummy weight를 장착하여 비행실험을 수행한 결과 현재 모델에 최대 10g까지 payload가 장착가능한 상태에서 비행가능성을 확인할 수 있었다. 또한 추진시스템의 개선이 이루어지면 더 많은 payload가 장착 가능하리라 예상된다. 이것은 앞으로 장착예정인 auto-pilot module의 탑재로 안정적인 비행을 예측할 수 있는 가능성을 제시하고 있다.



그림3- 6 PROTOTYPE VER.3의 비행실험장면

#### 4. 풍동실험

##### 4.1. 날개형상의 표면 유동 가시화

초소형 비행체의 시제기 날개를 이용하여 소형 풍동에서 표면의 흐름을 살펴보았다. 초소형 비행체는 작은 가로세로비 날개를 갖기 때문에 일반적인 가로세로비가 큰 항공기보다 복잡한 유동특성을 가진다. 날개의 형상에 따라 날개표면에 흐르는

경향이 다르고 역압력구배로 인한 Separation, Bubble, transition point 등 저레이놀즈수 영역의 특성이 함께 발생하게 된다. 표면 유동 오일 가시화 방법은 유체의 유동장에 노출된 고체 표면의 유동현상을 가시화하는데 가장 간단하고 효과적인 방법이다. 먼저 고체 표면에 몇 가지 기름과 색소를 혼합해 만든 물감을 도포하고 이것을 유동장에 노출시키면 고체 표면에 작용하는 유체의 마찰 저항으로 인해 고체 표면에 고르게 분포한 기름은 유체의 흐름 방향으로 쓸려가게 되고 경우에 따라서는 유동장의 특징에 따라 특이한 형상을 남기게 된다. 이 방법을 저레이놀즈수 영역의 날개 표면에 적용하면 경계층 내의 층류에서 난류로의 천이점, 박리점과 재부착점 등을 찾아 낼 수 있다.

#### 4.1.1. 실험장치

풍동은 大海風力 주식회사에서 제조되었으며 시험부 크기는 가로 × 세로 (250mm × 300mm)이며 속도는 0~30m/s의 성능을 가진다. 초소형 비행체의 시제기의 날개를 풍동 시험부에 장착하였다. Pitot tube와 MKS사의 압력변환기를 연결하여 풍동의 속도를 측정하였다.

#### 4.1.2. 실험 조건 및 방법

유동의 흐름을 자세히 보기 위해 날개표면에 노란색 테이프를 부착하여 시각적으로 쉽게 판별할 수 있도록 하였다. 날개표면에 Oil(Paraffin oil + Oleic Acid + 유성물감; 6:2:2)을 도포하고 풍동의 유동 속도를 10m/s로 고정하여 약 10분간 유동흐름을 관찰하였다. 온도는 섭씨 20~25도, 습도는 약 65%이며 레이놀즈수는 100,000으로 실험을 수행하였다. 본 실험에서는 날개를 풍동 시험부에 장착하고 받음각 0도, 10도로 변화시켜가면서 유동의 흐름을 관찰하였다.

#### 4.1.3. 실험결과

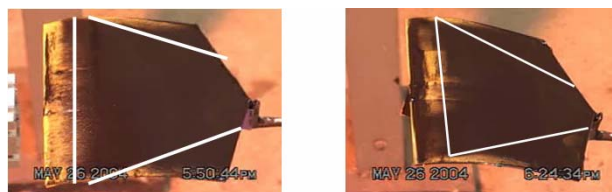


그림4- 1사각날개0도와 10도

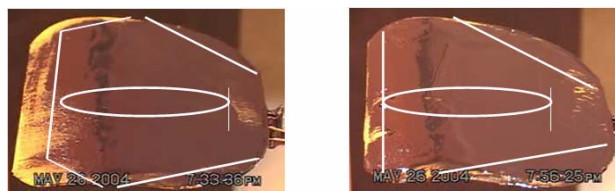


그림4- 2사각둥근날개0도와 10도

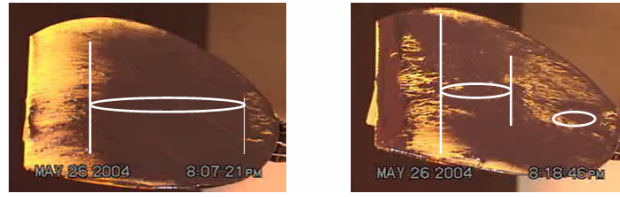


그림4- 3등근날개 0도와 10도

#### 4.1.4. 결과분석

표면 유동 가시화를 통하여 날개 표면 흐름의 경향을 알아보았다. 사각 평판 날개의 경우, 받음각이 0도일 때 날개의 Chord의 약 0.20C에서 separation이 발생하였다. 또한 캠버가 가장 큰 지점에서부터 wing tip vortex가 발생하여 날개의 tip 부분에서 뒷전의 스패의 약 45%까지 영향을 받았다. 받음각이 10도 일 경우 separation point가 0.16C에서 발생하였으며 Wing tip vortex의 영향을 받는 부분은 뒷전 스패의 약 60%로 나타났다. 사각 평판 날개의 wing tip vortex의 영향을 받는 부분을 줄이기 위해 날개의 tip 부분을 rounding을 하였다. 날개의 윗면에서의 흐름은 사각 평판 날개와 비슷하였으나 wing tip vortex의 영향을 받는 면적이 감소하였다. 받음각이 0도인 경우 separation point가 0.18C였다. 받음각이 10도인 경우 separation point가 0.14C였다. 사각 평판의 날개보다 wing tip vortex 영향을 받는 면적이 줄어 들었으나 받음각이 증가하면서는 영향을 받는 면적이 비슷하게 증가하였다. 0도인 경우 날개 뒷전의 스패의 35%였고 10도인 경우 약 45%정도로 나타났다. Disc 형상의 날개의 경우 wing tip vortex의 영향을 받는 면적이 최소한으로 감소하였으나 앞전에서 vortex가 발생되는 것을 알 수 있었으며, Laminar flow에서 turbulent flow로 바뀌는 transition point가 사각 평판 날개나 사각 평판 날개를 rounding한 날개보다 뒤쪽으로 이동하였다. 이것은 날개 윗면에서의 흐름이 안정한 laminar flow가 더 오랫동안 지속되는 것을 알 수 있다. 실험결과와 평가를 다음 표4-1로 정리하였다. 본 연구에서는 초소형 비행체의 주요항력인 induced drag을 최소화 wing tip vortex의 영향을 받는 습윤면적을 최소화하고 주어진 면적에서 최대의 양력발생면을 갖는 disc 형상으로 설계한 것이 유리하다는 것을 알 수 있었다.

AOA	Separation Point		comment	Wing tip vortex (Span of TE)		Comment
	0	10		0	10	
사각날개	0.2C	0.16C	Average	45%	60%	Bad
사각등근	0.18C	0.14C	Average	35%	45%	Average
등근날개	0.30C	0.25C	Good	None	None	Good

표4- 1 표면유동가시화의 결과내용 평가

#### 4.2. 초소형 비행체의 공기역학적 특성 파악을 위한 풍동실험

초소형 비행체는 비행 실험을 통해 얻어진 대략적인 형상으로 풍동실험을 통하여 개선하고 실제 공력 성능을 알아볼 수 있다. 본 연구에서는 비행 실험을 통해 얻어진 모델을 1:1.3으로 실험 모델을 제작하여 초소형 6분력 외장형 풍동 밸런스를 이용하여 6분력을 측정하고, 안정성 평가를 수행하였다.

##### 4.2.1 실험장치

###### 4.2.1.1 초소형 6분력 외장형 풍동 밸런스

초소형 비행체는 일반적인 항공기의 공기역학적인 힘보다 작은 미소 힘과 모멘트를 가지고 있기 때문에 이러한 공력 성능을 측정하기 위한 풍동 밸런스가 필요하다. 또한, 초소형 비행체의 공력과 모멘트를 측정하기 위해서 기존의 풍동 밸런스 방식과는 다른 새로운 개념의 밸런스가 필요하다. 기존의 풍동 밸런스는 모델과 모델 지지부 사이에 간섭이 심각하게 발생된다. 이러한 영향 때문에 초소형 비행체의 풍동 실험을 수행하기에 정확한 값을 얻기 어렵다. 따라서 본 연구에 사용된 풍동 밸런스는 외장형이며, 지지부의 방식은 간섭을 최소화 하기 위해 가느다란 Wire를 사용하였다.

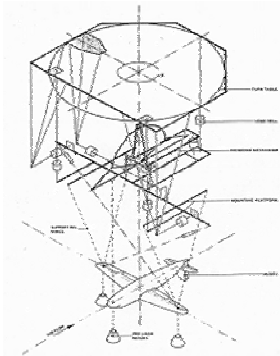


그림4- 4 Balance 개념도

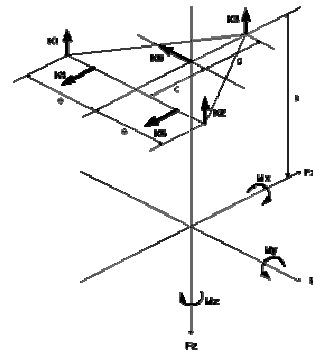


그림4- 5 Balance Force 측정 개념도

위의 그림4-4는 wire 지지 밸런스의 개념도이다. 모델 상부에 모델의 side slip angle을 적용할 수 있는 turn table이 장착되었으며, turn table은 각각의 load cell과 floating frame이 연결되어 있고, 각각의 load cell은 비행체의 실험 모델에서 발생하는 힘과 모멘트를 측정할 수 있도록 되어 있다. Floating frame은 incident mechanism을 장착하여 비행체의 받음각을 조절할 수 있도록 되어 있으며, floating frame과 모델을 wire로 고정하였다. wire와 연결된 모델은 모델 하단에 dead weight를 주어 모델을 고정하도록 하였다. 이러한 wire 지지형 풍동 밸런스는 비행체의 크기가 작고 무게가 가벼운 풍동 모델에서는 wire를 사용하여 일반 Strut을 사용하는 방식보다 모델과 모델의 지지부 사이의 간섭을 최소화 하는 장점을 가지고 있다. 그러나 풍동 시험부 내에서 모델 장착과 풍동 중심에 모델을 설정하는 작

업이 까다롭고 어려운 단점이 있다. 다음은 풍동 밸런스의 개념도이다. 그림4-5을 보면, 각각의K는 풍동 밸런스의 floating frame에 달려 있는 load cell을 나타내고 있으며, Fx, Fy, Fz는 실험 모델이 장착되는 부분을 나타낸다. 밸런스의 개념도를 토대로 각각의 힘과 모멘트를 수식으로 나타내면 다음과 같다.

$$F_x = K_4 + K_5$$

$$F_y = K_6$$

$$F_z = K_1 + K_2 + K_3$$

$$M_x = (K_2 - K_1)e + K_6h$$

$$M_y = (K_1 + K_2)c - K_3g$$

$$M_z = (K_4 - K_5)a$$

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -e & e & 0 & 0 & 0 & h \\ c & c & -g & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & a & -a & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_1 \\ K_2 \\ K_3 \\ K_4 \\ K_5 \\ K_6 \end{bmatrix}$$

기본 수식을 행렬로 바꾸면 힘과 모멘트와 각각의 load cell의 관계를 결정하고 위의 식을 이용하여 실제 풍동 실험에서 모델에 작용하는6분력의 크기를 정할 수 있다.

K1	K2	K3	K4	K5	K6
25 N	25 N	10 N	10 N	10 N	5 N

표4- 2 밸런스 각force별 최대 측정 범위

#### 4.2.1.2 밸런스 보정

6분력 밸런스의 보정은 6분력 각각에 대해 하중을 가하여 출력 전압값을 측정하고, 각각의 분력에서 나타낼 수 있는 6개의 그래프 총 36개의 그래프에서 나오는 전압과 하중 사이의 기울기를 구하여 그것을 Linear fitting하여 실제 모델을 측정할 때 전압값이 힘과 모멘트로 변화될 수 있게 하였다. 이 관계를 수식화 하면 다음과 같다.

$$L_2 = K_{11}L_2 + K_{12}D_2 + K_{13}S_2 + K_{14}P_2 + K_{15}R_2 + K_{16}Y_2$$

[1: Lift, 2: Drag, 3: Side force, 4: Pitching, 5: Rolling, 6: Yawing]



$$\{F_R\} = [K_V] \{F_B\}$$

F는 힘과 모멘트를 나타내고, B는 밸런스에 작용하는 하중, R은 밸런스의 출력값을 나타낸다. 여기서K matrix를 구하여 역행렬을 취하여 밸런스의 출력값에 대해 모델의 작용하는 힘과 모멘트 식을 구할 수 있다.

$$\{F_B\} = [K_V]^{-1} \{F_R\}$$

위의 식을 이용하여 보정을 수행할 수 있었다. 보정 장치는 Calibration Jig, 십자형 밸런스 loading tee, 추와 받침대, 도르래, 실을 사용하여, load cell에서 출력되는 전압값을 Strain Amplifier를 통해 PC의 A/D Board로 데이터를 수집하고 LabVIEW를 이용하여 처리하였다. 6개의 load cell에서 출력되는 데이터를 3초간 받아들여 이것을 평균하여 mV단위로 받아들였다. 하중은 각각의 분력의 크기에 따라 다르게 측정하였고, 히스테리시스를 측정하기 위해 최소에서 최대로 최대에서 최소로 반복실험을 수행하였다.

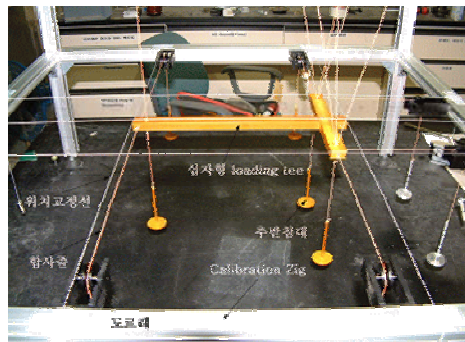


그림4- 6 밸런스 Calibration 장면

#### 4.2.1.3 밸런스 보정 결과

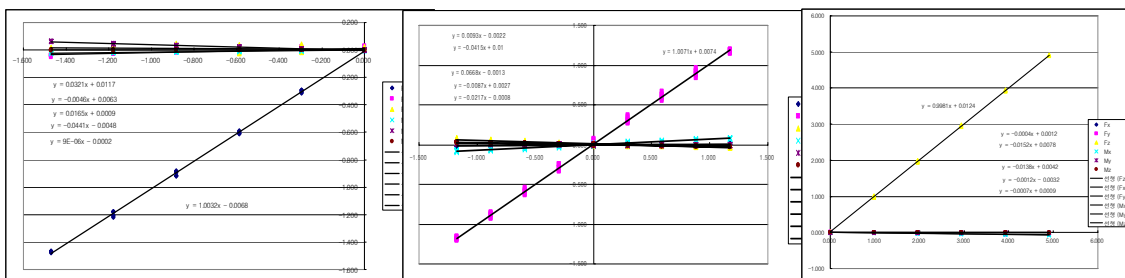


그림4- 7 Drag calibration

그림4- 8 Side calibration

그림4- 9 Lift calibration

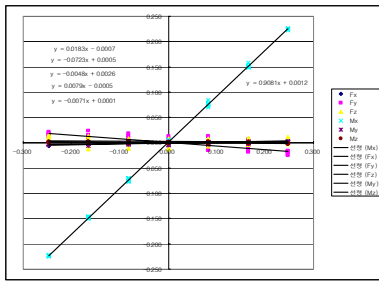


그림4- 10 Roll calibration

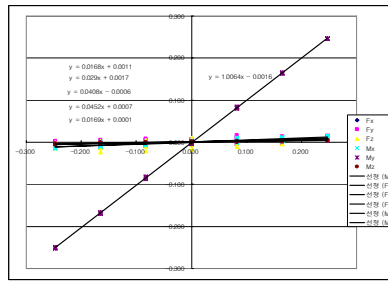


그림4- 11 Pitch calibration

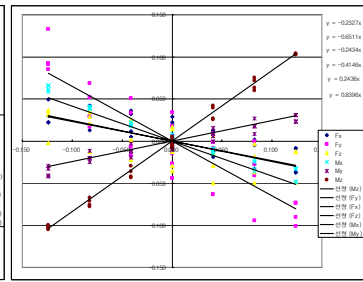


그림4- 12 Yaw calibration

보정 실험결과 모든 분력의 데이터 신뢰구간은 5%이내이며, 재현성과 선형성의 경우 모든 데이터의 최대값을 구하면 3%이내로 나타났다. Drag의 경우, 하중을 0g, 30g, 60g, 90g, 120g, 150g순서로 하중을 가하였다. 보정실험 결과, 위의 [그림4-7]과 같고, 간섭도는 pitching moment에서 전체 하중에 대해 최대 6.2%으로 나타났다. Side의 경우, 하중을 0g, 30g, 60g, 90g, 120g순서로 하중을 가하였다. 보정실험 결과, 위의 [그림4-8]과 같고, 최대 간섭도는 roll moment에서 7.5%로 나타났다. Lift의 경우, 하중을 0g, 100g, 200g, 300g, 400g순서로 하중을 가하였다. 보정실험 결과, 위의 [그림4-9]과 같고, 간섭도는 pitching moment의 경우 lift에 대해서 최대 간섭도는 1.8%이다. Roll의 경우, 모멘트를 0Nm, 0.082Nm, 0.165Nm, 0.247Nm 순서로 모멘트를 가하였다. 보정실험 결과, 위의 [그림4-10]과 같고, 최대 간섭도는 side force에 대해서 2.3%이다. Pitch의 경우, 모멘트를 0Nm, 0.082Nm, 0.165Nm, 0.247Nm 순서로 모멘트를 가하였다. 보정실험 결과, 위의 [그림4-11과 같고, lift에 대해서 최대 간섭도는 2.4%이다. Yaw의 경우, 모멘트를 0Nm, 0.012Nm, 0.019Nm, 0.022Nm 순서로 모멘트를 가하였다. 보정실험 결과, 위의 [그림4-12]과 같고, 간섭도는 rolling moment에 대해 최대 7%이다. 보정 실험결과, drag, lift, roll, pitch의 경우 간섭도가 매우 낮았으며, side, yaw의 경우, cross wire의 간섭으로 다른 부분보다 상대적으로 높게 나타났다.

#### 4.2.2 풍동 실험 모델



그림4- 13 풍동실험모델 장착장면(Side view)

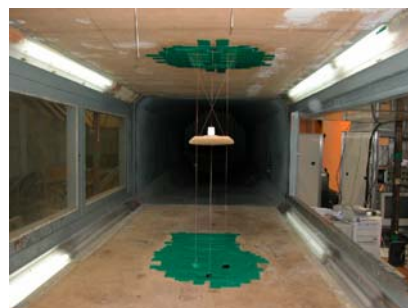


그림4- 14 풍동실험모델 장착장면(Front view)

풍동실험 모델은 실험의 편의를 위해 시제기의 크기의 1.3배로 확대하여 제작하

였다. 실험모델의 최대 길이는 날개 span의 경우 200mm이며, 동체의 길이는 175mm이다. 실험모델은 날개의 형상을 바꿀 수 있으며, control surface의 각을 변화시켜 장착할 수 있도록 제작되었다. 또한 날개의 형상은 disc 형상의 날개, bat 형상의 날개와 hole을 가진 날개 형상으로 제작되었다.

#### 4.2.3 풍동실험 장비

본 실험에 사용된 아음속 풍동은 OO대학교 OOOOO학과 풍동 실험실에 설치되어 있는 아음속 풍동에서 실시하였다. [그림4-14]에 나타난 풍동의 시험부(test section) 크기는 1350 × 950 mm 이고, 길이는 2440 mm 이다. 풍동 전체 크기는 길이 19m, 폭 8.2m 높이 3m이다. 풍동은 75마력의 유도 모터에 의해서 1182rpm의 일정한 회전수로 작동되며 가변 피치 프로펠러를 사용하여 최대 풍속은 75m/s이며, 시험부(test section)의 velocity variation과 pressure variation은 평균 1% 이내의 성능을 가지며, 난류도(turbulence level)는 0.5%이내이다. 실험시 자유류의 범위는 약 7~8m/s이며, Pitot Static probe를 이용하여 압력을 측정하고, 여기서 나오는 전압(total pressure)과 정압(static pressure) 차이를 압력 변환기(pressure transducer)를 사용하여 자유류를 측정하였다. 그리고, 본 풍동에는 열교환기가 없으므로 실험 시 미리 충분히 예열하여 풍동 내의 온도를 일정하게 한 뒤 실험을 수행하였다. 실험 시 온도 변화는 최대1도 내외로 유지하였다. 풍동 내의 온도는 열전대(thermocouple)를 설치하였으며, 외부 기압은 기압계를 이용하여 측정하였다.

#### 4.2.4 Data acquisition

실험 시 측정되는 데이터는 모델에 작용하는 공기역학적인 힘과 모멘트, 시험부에 적용되는 동압과 온도, 모델의 받음각 등이 있다. 다음 그림은 각각의 측정 데이터에 대한 데이터 선도이다. 데이터 선도를 보면 모델에 작용하는 공기역학적인 힘과 모멘트는6분력 밸런스의 각각의 load cell을 통해 그 분력 데이터가 Strain amplifier에 전압값으로 전달된다. Strain amplifier에서 증폭된 전압 데이터는 16Bit A/D board를 통해 PC에 입력이 되고 LabVIEW program으로 데이터를 얻을 수 있다. 동압을 측정하기 위한 속도는 Pitor static tube를 사용하여 pitot static tube에서 발생하는 압력차이를 MKS사의 Pressure transducer로 전달되어, A/D board로 전압 값으로 입력된다. 그리고 모델의 받음각은 inclinometer에서 발생하는 전압값을 A/D board로 얻을 수 있다. 이렇게 A/D board를 통해 모든 값들을 읽어 들여 LabVIEW를 이용하여 각각의 값에 대해 데이터를 얻을 수 있다.

#### 4.2.2 실험 조건 및 실험 방법

실험조건은 날개의 chord를 기준으로 풍동속도 8m/s, 레이놀즈수 90,000에서 실험을 수행하였다. 대기온도는 섭씨 25도, 대기압은 1000mb, 습도 65%이다. 풍동실험 모델을 풍동 시험부의 중앙에 위치시키고 비행체의 받음각을 -20도에서 35도까지 3도 간격으로 측정을 하였다.

### 4.2.3 실험 결과

#### 4.2.3.1 레이놀즈수 변화에 따른 실험결과

R1: 8m/s (9.0E4), R2: 10m/s (1.2E5), R3: 12m/s (1.5E5)

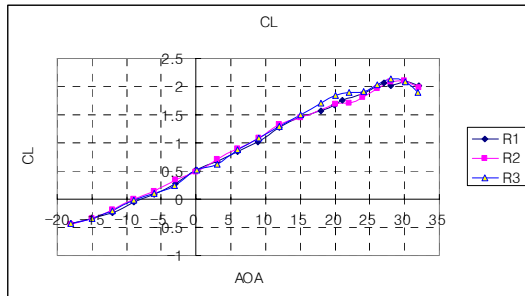


그림4- 155 Lift coefficient

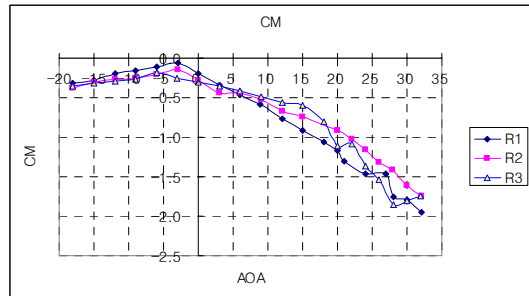


그림4- 17 Pitching moment coefficient

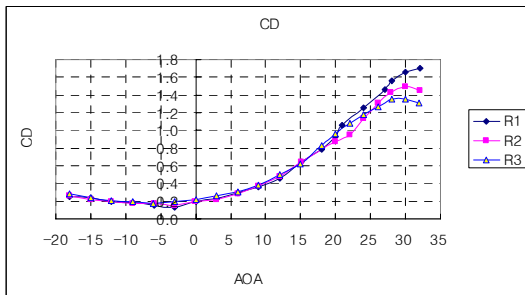


그림4- 166 Drag coefficient

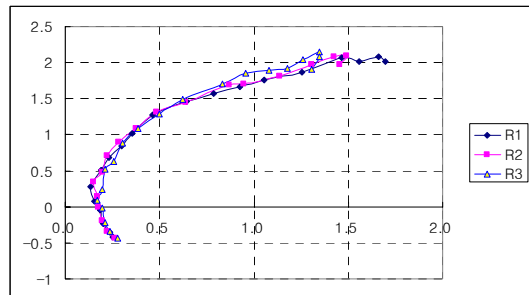


그림4- 18 Drag VS. Lift

양력계수의 경우, 레이놀즈수 변화에 따른 별다른 특성을 발견할 수 없었다. 하지만, 항력계수의 경우 받음각이 높아질수록 항력이 감소하는 경향을 보였으며, 실속 각도 감소하였다. 전반적으로 레이놀즈수 변화에 따른 실험결과는 같은 양상을 보였으나, 초소형 비행체의 실제 비행속도와 실험 데이터 측정시의 정확도를 높이기 위해 풍동속도를 8m/s로 설정을 하여 다음 실험을 수행하였다.

#### 5.2.3.2 기본형상의 공력실험

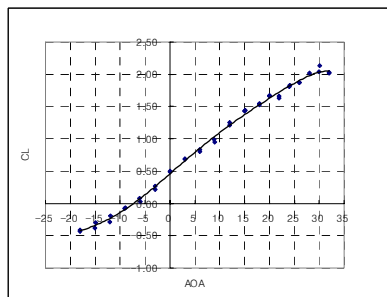


그림4- 19 Lift coefficient

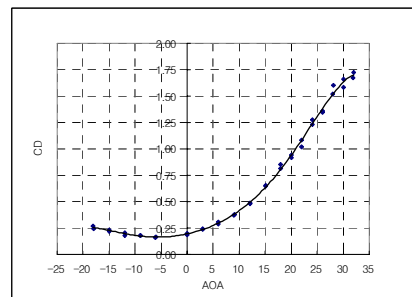


그림4- 20 Drag coefficient

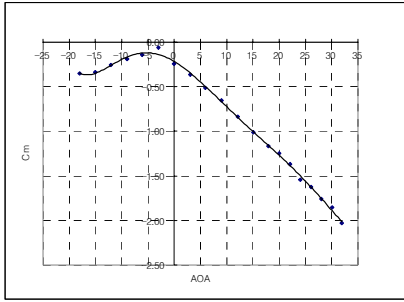


그림4- 171 Pitching moment coefficient

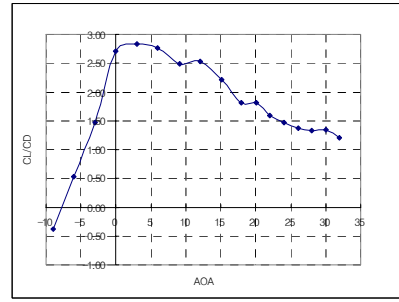


그림4- 182 L/D

기본적인 형상에 대한 공력 실험결과, 일반적인 항공기에 비해 다른 양상을 가지고 있다. 우선 항력이 현저하게 크고, 양항비가 낮게 나타났다. 양력 곡선을 살펴보면 약 25도 이후에 실속이 발생되며, 선형구간에 양력 곡선의 기울기는 3.467 per rad., 최대양력계수는 약 2.0으로 나타났다. 항력 특성을 살펴보면, 최소항력은 받음각 -6도에서 0.158로 일반적인 항공기에 비해 현저하게 높은 값을 갖는 것을 알 수 있었다. 이것은 저레이놀즈수 영역의 특성으로 점성의 효과와 비행체의 날개, 동체, 수평미익과의 상호작용의 영향으로 크게 발생하는 것으로 보여진다. 또한 전면부의 형상으로 인한 압력항력과 작은 가로세로비 날개의 주요특성인 wing tip vortex로 인한 induced drag이 주요적으로 나타나는 것을 알 수 있다. 피칭모멘트 계수의 경우, 비행체 root chord의 1/4지점에서 측정하였으며, 비행체 운용영역인 받음각 -5도 이후에서는 음의 기울기를 가진 것으로 나타났다. 이것은 비행체 주익의 trailing edge부분을 reflex 형상으로 설계하였고, 부피계수가 비교적 크고 가로세로비가 큰 수평미익의 영향으로 보여진다. 비행체의 양항비를 살펴보면, 약 3도에서 6도 사이에 양항비가 2.6으로 가장 크게 나타났다. 초소형 비행체의 양항비는 높은 항력과 비교적 작은 양력으로 인해 일반적인 항공기에 비해 상당히 낮은 특성을 가지고 있다.

#### 4.2.3.3 날개 형상 변화에 따른 실험결과

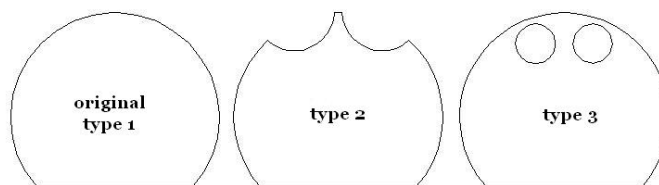


그림4- 23 Wing planform type

W1: Disc, W2: Bat, W3: Hole

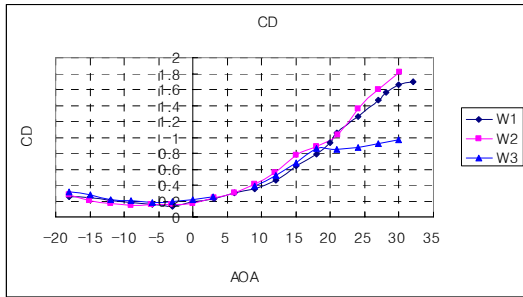


그림4- 194 Drag coefficient

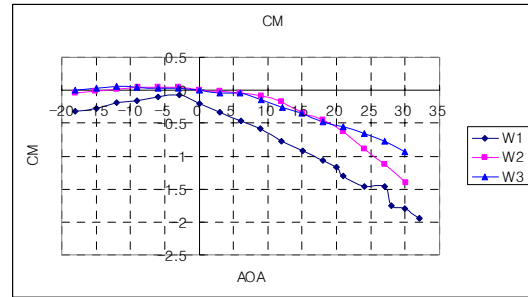


그림4- 216 Pitching moment coefficient

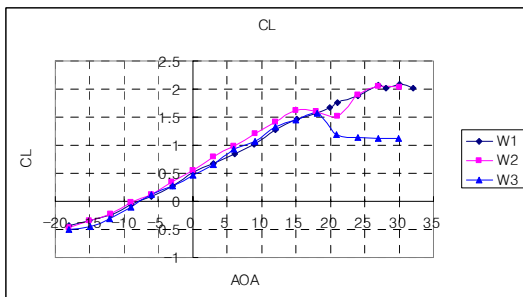


그림4- 205 Lift coefficient

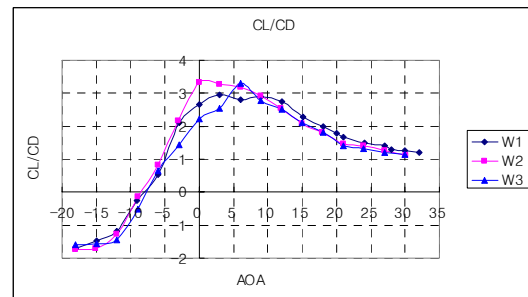


그림4- 227 L/D

초기 초소형 비행체의 날개형상은 초기 사각날개에서 점차 둥근 disc 날개로 진보되어 왔다. 이것은 wing tip vortex의 영향을 감소시켜 항력을 감소시키기 위함이었다. 사각날개와 disc 형태의 날개를 표면유동가시화를 통해 비교해 본 결과, disc 형태의 날개가 유리하다는 것으로 판명되었다. 본 연구에서는 disc 날개를 기본으로 disc 날개의 진보된 형상으로 공력특성을 파악하였다. 이렇게 진보된 형상은 초소형 비행체의 종안정성 확보를 위해 장착된 상대적으로 큰 수평꼬리 날개의 후류의 영향이 초소형 비행체 주익의 trailing edge에 간섭을 가져오기 때문에 비행체의 전체적인 성능에 영향을 미치는지를 확인하였다. 날개의 형상은 기본적인 형상인 disc 형태의 날개(W1), bat 형태의 bat 날개(W2), 그리고 bat 날개의 날개 면적 감소를 보완하기 위한 hole 형태의 날개(W3)로 형상은 위의 [그림4-23]와 같다. 기본 공력 실험과 같은 조건으로 W2와 W3를 실험해 본 결과, W2의 경우 받음각 18도 이후에 처음 실속이 발생되었으며, 20도 이후에서 수평미익의 양력발생으로 양력이 증가하다 다시 26도 이후에서 실속이 발생되었다. 18도에서 양력증가가 지연되는 것은 날개의 trailing edge부분의 날개의 부재로 free stream과 수평미익의 고 받음각에서 진행되는 separated flow가 그대로 통과되기 때문이다. 그렇기 때문에 항력면에서 항력증가분이 크지 않게 나타난다. 그러나, 20도 이후에서는 free stream이 투영되는 면적이 수평미익으로 인해 가려지기 때문에 수평미익으로 인한 양력발생으로 다시 양력이 증가하게 된다. W3의 경우, 18도 이후에서 실속이 빠르게 발생하여 W1과 W2와 다르게 양력이 회복되지 않고 강한 실속 현상을 나타냈다.

실속이 발생된 18도 이후에 항력 곡선의 기울기가 급격히 낮아지고 항력이 서서히 증가하는 형태를 가졌다. W3의 경우, 받음각이 18도 이상이 되면 날개 뒤쪽에 뚫린 구멍과 수평꼬리 날개와 자유류가 적절히 일치하게 되고, 이에 따라 자유류에 대한 전면 투영 면적이 W1과 W2에 비해 작아짐으로 인한 항력감소로 생각된다. 피칭 모멘트 계수의 경우, W2와 W3의 경우 W1에 비해 날개 뒷부분이 감소함으로써 reflex airfoil의 효과가 작아지고 이에 따라 기본형의 날개형상에 비해 전체적으로 큰 모멘트 값을 나타내었고, 곡선의 기울기는 점점 작아지는 것을 확인하였다. 또한, W2와 W3의 경우 날개 trailing edge부분의 부재로 인해 양력감소와 항력증가율의 감소를 공통적으로 가져왔으나 W3보다는 W2의 경우가 L/D면에서 높은 효율을 갖는 것을 알 수 있다.

### 5. 초소형 비행체의 공력 성능 향상 장치 실험

초소형 비행체의 크기 제한으로 양력 발생면과 가로세로비가 작기 때문에 양력발생과 항력증가로 인한 손실을 가져온다. 본 연구에서는 공력 성능 향상 장치를 장착하여 양력 발생의 한계와 항력의 감소를 유도할 수 있도록 성능 향상 장치에 대한 실험을 수행하였다. 양력 발생의 한계를 보완하기 위해 첫째로, Gurney flap을 장착하였으며, wing tip vortex 증가로 인한 유도 항력의 발생을 최소한으로 감소시키기 위해 간단한 winglet을 장착하여 그 특성을 알아 보았다.

#### 5.1 Gurney flap

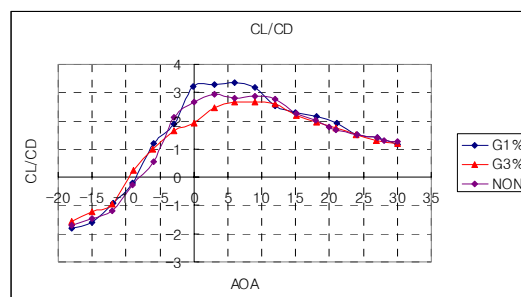


그림5- 1 L/D

저레이놀즈수 영역에서 사용되는 양력 증가장치로 Gurney flap을 장착하여 실험을 수행하였으며, Gurney flap은 비행체 주익의 chord의 1%와 3%의 크기로 날개의 trailing edge의 아래 부분에 직각으로 장착하여 날개의 윗면과 아랫면의 압력차이를 유발하여 양력 증가효과를 발생을 유도한다. 본 연구에서는 비교 실험을 위해 1%와 3%의 평판 gurney flap을 날개의 trailing edge의 10%(chord 기준)에 장착하여 비교실험을 수행하였다. 그래프를 보면 양력 증가는 gurney flap의 크기가 커질수록 양력 곡선의 기울기가 더 커지는 경향을 가졌으나, 3% gurney flap의 경우 항력 증가가 상당히 큰 것을 알 수 있었다. 그러나 1% gurney flap의 경우, 실속각

이후의 항력 증가분을 제외하면 항력의 크기가 flap을 장착하지 않은 상태와 크게 차이가 나지 않는 것을 알 수 있었다. 양항비를 살펴보면 3% flap을 장착하였을 경우 장착하지 않은 경우보다 낮은 값을 가지는 것을 알 수 있으며, 1% flap을 장착하였을 경우에는 장착하지 않은 경우보다 높은 값을 가지는 것을 알 수 있는 것을 알 수 있었다. 이것은 gurney flap이 저레이놀즈수 영역에서 양력 증가에 효과적이라는 것을 알 수 있다.

## 5.2 Winglet

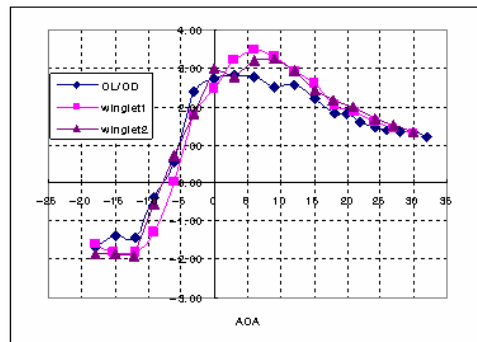


그림5- 2 L/D

Winglet1: 날개 아래면 장착, winglet2: 날개 윗면 장착

Winglet의 형태는 4\*3 cm 크기의 직사각형 평판을 leading edge에서 15%(chord 기준 방향)의 wing tip에 장착하였다. winglet 장착 형태는 날개의 아래, 위 두 가지 형태를 취하였다. 그래프를 살펴보면 최소 항력과 낮은 받음각에서 항력 곡선의 형태에는 큰 변화가 없었다. 그러나 wing의 아래쪽에 winglet을 위치할 경우 약 18도 이후에서는 항력의 감소하다 다시 항력이 증가하는 것을 볼 수 있다. 또 winglet을 위쪽에 위치하였을 경우 항력의 크기 변화가 기존의 wing과 크게 차이가 없었다. 하지만 L/D 면에서는 기존의 날개보다 높은 특성을 가지고 있었다. 이것은 초소형 비행체에 winglet을 장착할 경우 wing tip vortex로 인한 induced drag을 감소시키는데 효과가 있다고 볼 수 있다. 따라서, winglet의 경우 일반적인 span이 큰 비행체와 달리 날개 위쪽에 winglet을 장착하는 것보다 아래쪽에 장착하는 것이 더 큰 효과를 낼 수 있다고 할 수 있다. 이것은 비행실험에서 날개 윗면에 부품 등을 장착할 경우 비행 불안정성을 유발하고 이점보다는 단점이 많다는 결론에 타당성을 뒷받침 해준다. winglet을 장착한 경우와 장착하지 않은 경우 양력 크기 변화는 거의 없었다. 그러나 항력의 감소를 가져왔으며, 공기역학적인 효율을 나타내는 L/D 면에서는 장착하지 않은 날개보다 높은 값을 가지고 있는 것으로 나타났다. Pitch 모멘트 계수 값은 전체적으로 기본 형태에 비해서 커지긴 했지만, 기울기와 안정성은 큰 변화가 없었다. 따라서 본 연구에서 winglet 장착은



초소형 비행체의 공기역학적인 효율을 증가시키는데 주요적인 역할을 할 것이라 가능성을 확인하였다.

#### 6. 날개형상에 따른 FLUENT 계산

Wing planform에 대한 계산적인 값을 비교해 보기 위해 FLUENT를 이용하여 계산하여 보았다. Gridgen을 이용하여 3차원 날개에 대한 grid를 생성하였다. Grid의 개수는 약 70만개 정도였다. 날개의 길이는 본 연구의 초소형 비행체의 날개의 길이와 같게 하였고 속도는 약 10m/s로 설정하였다. Fluent의 설정은 다음 표 7-1과 같다.

Solver	segreated
Formulation	Implicit
Space	3D
Time	Steady
Velocity formulation	Absolute
Viscous model	Laminar

표6- 1 FLUENT 설정

Wing tip의 Circulatory motion은 날개 아랫면의 높은 압력과 날개 윗면의 낮은 압력의 차이로 발생하게 된다. 그림 6-1에서 보면 알 수 있듯이 disc 형상의 날개는 leading edge부분에서 vortex가 발생하고 trailing edge 부분에서는 영향을 받는 부분이 매우 작다는 것을 알 수 있다. 그러나 wing tip부분에서 vortex의 영향이 보였다. 이것은 풍동실험에서 성능향상장치인 winglet이나 endplate를 장착하면 항력감소를 가져올 수 있으리라 판단된다. 또한 전반적으로 날개 윗면의 유동의 경우 안정하였다. 이것을 통해 표면 유동가시화실험과 마찬가지로 유동이 층류영역으로 의하여 속도구배로 인한 표면마찰항력을 감소시킴을 의미한다. 그러므로 항력감소면에서 사각날개보다는 원형날개가 유리함을 알 수 있었으며 FLUENT를 이용하여 표면유동가시화 실험의 타당성을 검증할 수 있었다.

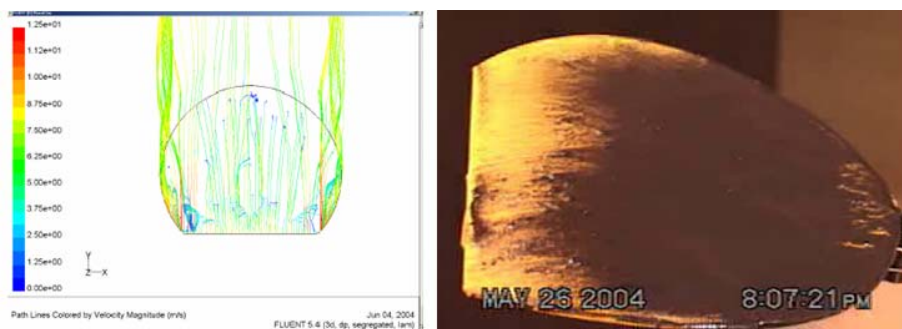


그림6- 1 FLUENT계산결과와 표면유동가시화

## 7. 결론

본 연구에서는 저레이놀즈수 영역의 공기역학적 특성을 이해하고 이 영역에서 운용되는 초소형 비행체의 전반적인 설계, 개발 및 최적화에 대한 실험적인 연구를 수행하였다. 초소형 비행체의 정의에 따라 최대 148mm, 40g이하의 비행체를 설계, 제작하였다. 반복적인 비행 실험을 통하여 기본적인 공력형상으로 비행안정성과 조종성을 확보할 수 있도록 최소의 형상과 무게로 최적화하였다. 또한 초소형 비행체에 탑재되는 부품의 한정성으로 인한 효율적인 시스템의 부재로 초소형 비행체의 비행여부를 판단하는데 주요적인 역할을 하는 추진시스템을 다양한 모델의 모터, 프로펠러, 배터리를 서로 조합하여 성능이 좋은 시스템으로 구현하였으며, 이렇게 구현된 추진시스템의 성능을 개선하기 위해 프로펠러의 형상을 최적화하고 지속적인 추력실험을 통하여 우리가 원하는 비행시간과 유효추력을 얻을 수 있었다. 반복적인 비행실험을 통해 설계 변경과 개선으로 얻어진 prototype에 효율적인 추진시스템을 장착하여 145mAh 배터리를 사용하였을 경우 초기 5분에서 12분 30초 이상으로 비행시간을 연장할 수 있었다. 비행실험을 통해 초소형 비행체에 알맞은 정적마진 확보와 안정성 확보에 대한 연구를 수행하였다. 풍동실험을 통해서서는 표면유동가시화와 공력특성실험을 수행하였다. 본 연구에서 공기역학적인 힘과 모멘트를 측정하는데 사용된 Balance는 기존의 wire supported six component external balance의 구조적인 개선과 calibration을 수행하여 데이터획득의 정확도를 향상시켰다. 정확도가 향상된 balance를 이용하여 기본적인 공력형상에 대한 공력특성을 파악하였다. 이 결과, 초소형 비행체는 일반적인 항공기에 비해 현저하게 높은 항력과 낮은 양항비를 가지고 있는 것을 확인하였다. 또한 작은 가로세로비 날개의 전체형상에 따른 공기역학적인 특성 파악을 위해 표면유동가시화와 FLUENT를 이용하여 유동의 특성을 파악하고 풍동실험을 통하여 얻어진 결과를 토대로 초소형 비행체에 적합한 날개를 제시할 수 있었다. 본 연구에서는 초소형 비행체의 날개의 전체적인 형상이 사각형상의 날개보다는 원형형상의 날개가 더 효율적인 것을 도출할 수 있었다. 또한 원형형상의 날개를 변형하여 양항비를 개선하였으며 피칭모멘트 면에서도 안정화할 수 있었다. 또한, 공기역학적인 성능을 향상시키기 위해 저레이놀즈수 영역에서 사용되는 양력증진과 항력 감소 Device인 Gurney flap과 Winglet에 대한 실험을 수행하여 효과를 확인할 수 있었다. Gurney flap을 이용하였을 경우 항력 증가를 지연하고 양력을 증가시켜 양항비의 증진을 가져왔고, winglet의 경우 초소형 비행체의 비행안정성을 증가시키고 항력 감소를 가져와 winglet을 장착하지 않은 경우보다 양항비를 증가시킬 수 있다. 앞으로 성능향상 장치에 대한 상세한 실험을 통하여 초소형 비행체에 알맞도록 장치를 구현하고 이와 더불어 수동적인 유동제어를 통해 항력감소방안을 모색하여 공기역학적인 효율을 증가시킬 수 있도록 할 것이다.

## 8. 참고문헌

- [1] Thomas J. Muller, “Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications”, AIAA, Inc.
- [2] Daniel P. Raymer, “Aircraft Design: A Conceptual Approach”, AIAA, Inc.
- [3] John D. Anderson Jr., “Fundamentals of Aerodynamics”, McGRAW-HILL INTERNATIONAL, Second edition
- [4] John D. Anderson Jr., “Introduction to flight”, McGRAW-HILL INTERNATIONAL, Third edition
- [5] T. WARD, “Introduction to flight test engineering”, ELSEVIER.
- [6] Jewel B. Barlow, “Low-speed Wind Tunnel Testing”, JOHN WILEY & SONS. INC., Third edition.
- [7] Warren F. Phillips, 2003, “Mechanics of Flight”, JOHN WILEY & SONS. INC.
- [8] John D. Anderson Jr., 1999, “Aircraft Performance and Design”, McGRAW-HILL INTERNATIONAL
- [9] 이영빈, 김우례, 김종암, 노오현, 2004.5, “비행실험을 통한 SNU 초소형 비행체의 개발과 최적화”, 한국항공우주학회, 2004춘계학술발표회논문집, pp.33-36.
- [10] 이영빈, 김종암, 노오현, 2004.8, “실험을 통한 SNU 초소형 비행체의 개발과 최적화”, 한국유체공학회.
- [11] 이영빈, 김종암, 노오현, 2004.8, “SNU 초소형 비행체의 개발과 개선”, 한국군사과학기술학회.