

論文

실험적 연구를 통한 SNU 초소형 비행체 설계 및 개발

이영빈*, 김우례*, 김규홍**, 김종암**

Design and Development of SNU MAV using Experimental Studies

Yeongbin Lee*, Woore Kim, Kyu Hong Kim** and Chongam Kim**

ABSTRACT

The SNU MAV has been designed through studies on highly efficient aerodynamic shape and propulsion system. The configuration of the vehicle was determined from conventional empirical equations, iterative wind tunnel tests and flight tests. The propeller shape was optimized with the various thrust tests and RSM(Response Surface Method) to obtain the higher efficient propulsion system. It was certified that the MAV could fly for over 17 minutes with a 210mAh battery. In addition, it showed good flight characteristics in both stability and controllability.

초 록

본 논문에서는 일반 항공기의 설계경험식을 이용하여 SNU 초소형 비행체를 개념설계 하고 설계된 내용을 토대로 시제기를 제작하여 반복적인 풍동실험과 비행실험을 통하여 형상을 최적화하였다. 그리고 고효율의 추진시스템을 위해 프로펠러 형상에 따른 추력실험과 반응면기법(RSM)을 이용하여 최적의 프로펠러 형상을 도출하였다. SNU 초소형 비행체는 210mAh 배터리를 장착하였을 경우 17분 이상을 비행할 수 있었으며, 안정성과 조종성면에서 좋은 특성을 가지고 있음을 확인하였다.

Key Words : Micro Air Vehicle(초소형 비행체), Aircraft Design(설계), Thrust test(추력 실험), Propulsion system optimization(추진시스템 최적화), Flight test(비행 실험), Wind tunnel test(풍동실험)

1. 서 론

초소형 비행체(Micro Air Vehicle, MAV)는 최대 150mm, 100g이하의 비행체로 사람이 접근하기 힘들거나 위험한 곳을 약 10m/s이하의 속도로 비행하며 정보 등을 수집하도록 DARPA(미국 방성)에 의해 제안되었다. 초소형 비행체는 크기와 무게, 운용속도가 제한되어 있어 전형적인 저레이놀즈수 유동 영역의 특성을 가지고 있기 때

문에 일반적인 항공기 설계에 관한 방법과 데이터를 적용하는 데에 어려움이 있다. 현재 국내외의 대학과 연구소에서 초소형 비행체에 관한 많은 연구가 이루어지고 있으나 이러한 시도에도 불구하고 초소형 비행체는 임무를 수행하는데 요구되는 안정성과 항속시간 측면에서 현재까지 부족한 면이 많다.

초소형 비행체의 개발은 1990년대 초 미국 RAND사에 의해 시작되어 많은 대학과 연구소를 중심으로 고정익, 회전익 등의 형태로 연구개발이 진행되어 왔다.1) 이에 대한 최근의 연구로, 미국의 Aeronvironment사는 영상수집과 자동조종 비행 임무를 수행할 수 있는 'Blackwidow'를 개발하였고2), Lockheed Martin사는 'MicroSTAR'

† 2006년 2월 16일 접수 ~ 2006년 9월 21일 심사완료

* 정희원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 정희원, 서울대학교 기계항공공학부
연락처, E-mail : aerocfd1@snu.ac.kr
서울시 관악구 신림동 산 56-1

등을 개발하였다. 미국의 Florida 대학³⁾은 박쥐 형상의 날개와 유연한 날개 구조를 적용하여 자율 비행이 가능한 초소형 비행체를 개발하여 대학 중 가장 활발한 연구를 진행 중이다. 그리고 Arizona 대학⁴⁾은 adaptive 날개를 MAV에 적용하는 연구를 수행하고 있으며 Georgia Tech Research Institute와 영국의 Cambridge대학 등을 중심으로 매년 MAV 경연대회를 개최하는 등 초소형 비행체 개발에 관한 관심이 점차 높아지고 있다. 국내에서는 국방과학연구소의 초소형 비행체에 관한 연구를 시작으로 대한항공 한국항공기술연구원에서 고정익 초소형 항공기를 개발하였으며⁵⁾ KIST에서 제어, 영상신호, 초소형 터빈엔진 등을 개발하고 있다. 국내의 대학에서는 건국대학교가 비디오판자를 탑재하고 비행이 가능한 고정익 초소형 비행체를 개발하였고, 현재 회전익 초소형 비행체를 개발하고 있으며 국제 MAV 경연대회에 참가하여 성과를 거두기도 하였다.⁶⁾ 또한 동아리를 중심으로 인하대학교와 서울대학교에서 초소형 비행체를 개발하고 있다. 이러한 기존의 연구는 초소형 비행체의 비행가능성, 임무수행에 필요한 비행시간에 관한 연구를 중심으로 이루어 졌으며 주로 간단한 임무 수행 수준에서 비행체 개발이 이루어졌다. 그러나 앞으로 더욱 다양한 임무를 수행하기 위해서는 높은 공기역학적 효율을 갖는 설계 연구와 저 레이놀즈수 유동 영역에 관한 학문적 적립이 필요하고 이를 바탕으로 공기역학적으로 유리한 초소형 비행체 설계와 비행체를 구성하는 부품들의 성능 개선이 필요한 실정이다.

본 연구에서는 저 레이놀즈수 유동 영역에 알맞은 공기역학적인 설계를 통해 기본적인 공력형상만으로 최대의 비행안정성과 조종성을 확보하도록 반복적인 비행실험과 풍동실험을 이용하여 비행체 형상을 설계하였다. 그리고 임무수행에 필요한 비행시간과 목적에 알맞은 추진시스템으로 최적화하였으며, 영상송수신장치나 자동조종시스템과 같은 유상하중(payload)을 장착하고 비행이 가능하도록 하였다.

II. 본 론

2.1 초소형 비행체의 설계

초소형 비행체는 저 레이놀즈수 영역에서 비행하기 때문에 일반적인 항공기와는 다른 공력특성을 갖는다. 현재까지 명확한 공력 데이터의 부족으로 체계화된 설계의 예를 찾아보기 힘들기 때

문에 비행체를 설계하는데 어려움이 있다. 그래서 본 연구에서는 기존의 비행체 설계방식을 기반으로 다양한 R/C 비행체 설계 경험식과 풍동 실험, 비행실험을 이용하여 초소형 비행체를 설계하였다.

2.1.1 임무

본 연구에서는 기본적으로 오래날기 임무를 수행하며 추후에 부가적인 영상송수신 시스템이나 자동조종 시스템이 장착 가능한 다목적의 초소형 비행체로 임무를 결정하였다. 임무에 대한 내용은 [그림 1]과 같다.

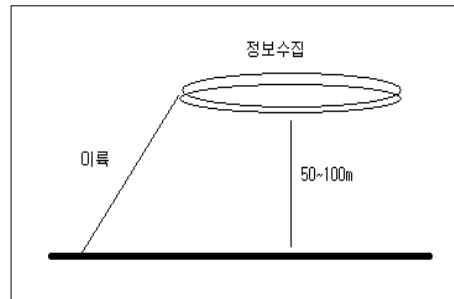


그림 1. SNU 초소형 비행체 임무

2.1.2 초소형 비행체 성능 요구조건

SNU 초소형 비행체의 결정된 임무를 토대로 성능요구 조건을 결정하였다. 성능요구 조건은 다음 [표 1]과 같다. 운용속도는 7~15m/s이고 선회반경은 3~5m, 운용 가능시간은 15분 이상이며 초보자도 쉽게 운용할 수 있는 높은 비행안정성과 조종성이 보장되어야 한다.

표 1. 초소형 비행체 설계 요구조건

최대 길이	148mm
최대 무게	100g
운용 시간	15분 이상
임무	endurance, surveillance

2.1.3 초소형 비행체의 3차원 설계

본 연구에서는 초소형 비행체의 정의에 맞게 최대 길이 148mm, 최대 무게 60g 이하로 제한하여 비행체를 설계하였다. 부품배치의 용이성과 다양한 형상의 구현을 위해 CATIA를 이용하여 수행하였다.

2.1.3.1 날개 형상설계

날개의 형상은 초소형 비행체의 제약조건인 크기와 무게를 고려하여 설계하였다. 크기가 제한된 초소형 비행체는 작은 가로세로비 날개의 특

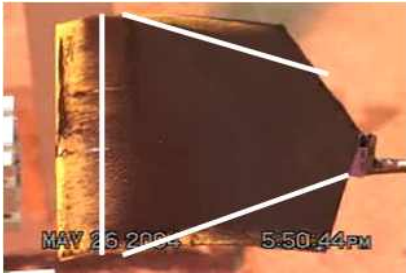


그림 2. 사각 날개 받음각 0도

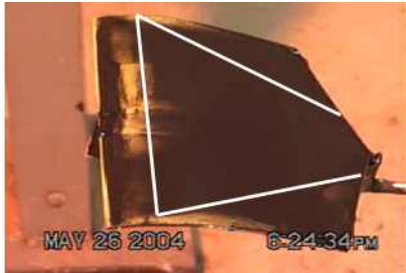


그림 3. 사각 날개 받음각 10도

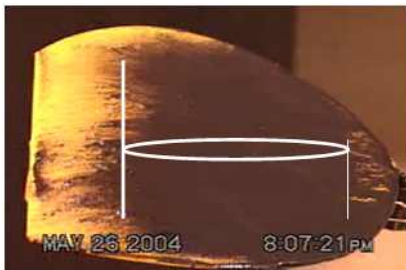


그림 4. 둥근날개 받음각 0도와 10도



그림 5. 둥근날개 받음각 10도

성을 갖게 된다. 작은 가로세로비 날개의 특성은 날개끝와류(wing tip vortex)의 영향을 증가시키며, 날개끝와류의 영향은 양력곡선 기울기의 감소와 실속받음각의 증가, 유도항력의 증가등 공기역학적으로 나쁜 영향을 초래하게 된다. 본 연구에서는 날개끝와류의 영향을 받는 면적을 최소

화시키고 주어진 조건에서 최대의 양력발생을 위해 초기 사각형 타입의 날개에서 이상적인 양력 발생과 항력감소를 위해 타원형(elliptic)타입의 원형(disc)형상으로 날개의 평면형(wing planform)을 결정하였다.

표면유동 가시화실험[그림 2~그림 5]을 통해 초기 사용된 사각형 타입 날개는 받음각이 증가할수록 날개 끝에서 발생하는 와류의 영향을 많이 받게 되며, 날개 앞전에서의 박리로 표면의 유동이 불규칙한 특성을 갖는 것을 확인하였다. 이를 보완하기 위해 사각형 타입의 날개를 원형형상으로 변경하였다. 원형형상의 날개의 경우, 받음각이 증가할수록 날개끝와류의 영향을 받는 면적이 사각형 타입의 날개보다 작았으며 날개 윗면의 흐름도 사각날개보다 비교적 안정함을 확인하였다. 표면유동가시화 실험을 통하여 SNU 초소형 비행체의 wing planform은 초기 사각날개에서 항력측면에서 유리한 원형형상의 날개로 결정되었다. 저 레이놀즈수 유동 영역에서는 익형(airfoil)형상으로 인한 양력증가보다 형상으로 인한 무게 증가가 크기 때문에 날개 단면을 익형이 아닌 얇은 날개(thin wing)로 결정하였다. 낮은 받음각에서 효과적인 양력발생과 날개 윗표면의 흐름특성을 파악하여 적절한 캠버(camber)를 적용하였으며 높은 받음각이 적용되었을 때의 실속과 캠버로 인한 피치 불안정성을 감소시키기 위해 뒷전을 reflex로 설계하였다. 초기 이륙 시 안정성과 저속에서의 활공비행이 가능하도록 날개 붙임각을 약 7.5도로 장착하여 일반적인 항공기와 비교하였을 경우 상대적으로 큰 값을 적용하여 설계하였다.

2.1.3.2 동체 형상과 조종면 설계

▶ 동체형상 설계

동체는 기본적으로 조종시스템과 서보시스템을 탑재하며, 부가적인 자동조종시스템이나 영상송수신 시스템과 같은 유상하중을 장착할 수 있도록 설계하였다. 안정성을 위해 동체를 주익의 아랫부분에 위치시켜 저중심 설계를 하였고 롤과 요안정성을 위해 동체 앞부분까지 연장한 도살핀을 장착하여 비행체의 직진성을 확보하였다. 그리고 항력을 감소시키기 위해 전면부의 형상을 유선형화 하고 동체를 세장형 몸체(slender body)형상으로 설계하였다.

▶ 조종면 설계

초소형 비행체는 앞에서도 언급하였듯이 가로세로비가 작기 때문에 롤과 요안정성에 나쁜 영향을 주고 비행체의 짧은 길이로 피치안정성에

영향을 미치게 된다. 롤과 요안정성을 확보하기 위해 수직꼬리날개를 장착하였다. 꼬리날개는 항공기의 모멘트를 변화시키는 것을 주목적으로 하기 때문에 주익과 연관되어 결정된다. 꼬리날개의 면적은 초기 설계 시 일반적인 항공기 설계식을 통해 결정되었다. 주익과 꼬리날개의 면적비를 비교하였을 경우, 수직꼬리날개는 초기 주익 면적의 15%에서 비행실험을 통해 비행체의 요안정성과 롤안정성 등을 고려하여 주익의 약 12%로 최소화하여 설계하였다. 주익과의 면적비가 15%의 경우, 비행 시 조종반응성이 크며 이로 인해 방향 전환 시 불안정하였다. 순항 시 조종면의 크기가 수직미익의 면적에 부가되기 때문에 직진성이 강하였다.

주익과의 면적비가 약 12%일 경우 수직꼬리날개 부피계수를 구해보면 다음과 같다.

수직꼬리날개 부피계수:

$$C_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_W S_W} = 0.049$$

여기서, L_{VT} : 공력중심과 수직 꼬리날개 공력중심의 거리, S_{VT} : 수직 꼬리날개의 면적

b_W : 주익의 span 길이, S_W : 주익면적

최소화된 수직꼬리날개를 일반적인 항공기의 부피계수[표 2]와 비교하였을 경우, 초소형 비행체와 추진기관이 비슷한 일반적인 단발 항공기와 큰 차이를 보였다. 초소형 비행체는 크기와 무게가 작아 외부교란에 민감하여 안정성이 좋지 않기 때문에 실험을 통한 형상설계로 결정된 도살판과 수직꼬리날개의 면적의 부피계수가 큰 값을 갖게 되었다.

동체의 짧은 길이와 캠버로 인한 피치불안정성을 위해 수평꼬리날개를 장착하였다. 주어진 공간에서 최대의 가로세로비를 갖도록 하여 수평꼬리날개로 롤안정성과 피치안정성을 확보할 수 있도록 하였다. 수평꼬리날개의 자세한 사항은 가로세로비가 2.7, 면적은 주익면적의 약 15%로 설계하였다. 수평꼬리날개의 초기 값의 경우, 비행 시 안정정인 비행특성을 가졌으나 조종의 반응이 느렸다. 또한 수평꼬리날개의 면적에 따라 항속시간 또한 영향을 미치기 때문에 안정성과 조종성을 확보한 상태로 수평꼬리날개의 면적을 최소화하여 항속시간을 최대화하였다.

수평꼬리날개의 부피계수를 구해 보면 다음과 같다.

수평꼬리날개 부피계수:

$$C_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{C_W S_W} = 0.11$$

여기서, L_{HT} : 공력중심과 수평 꼬리날개의 공력중심의 거리, S_{HT} : 수평 꼬리날개의 면적

C_W : Mean Aerodynamic Chord, S_W : 주익면적

표 2. Tail volume coefficient

	수평꼬리	수직꼬리
Sailplane	0.50	0.02
Home built	0.50	0.04
General aviation (single engine)	0.70	0.04

수평꼬리날개의 경우, 일반 항공기에 비해 작은 부피 계수를 가졌으나, 부가적인 주익의 reflex 형상으로 피치 안정성을 확보할 수 있었다.

조종면은 무게와 크기의 제한으로 러더와 엘리베이터를 장착하여 러더로 롤과 요를 조절하고 엘리베이터로 피치를 조절할 수 있도록 하였다.

엘리베이터의 경우, 초기에는 주익의 뒷전에 엘리베이터를 장착하였으나, 비행 시 받음각이 높아지면서 주익의 앞전에서의 유동 박리로 인해 조종 불능상태에 이르는 단점을 가져 수평꼬리날개 뒷전에 장착하였다.

조종면 또한 꼬리날개와 같은 방법으로 원활한 조종이 가능하도록 면적을 최소화하였다. 엘리베이터의 면적은 수평꼬리날개 면적의 약 16.67%로 일반적인 항공기가 가지는 15~50%와 차이가 작았지만, 러더의 면적은 수직꼬리날개의 약 58%를 차지하여 롤을 발생시키기 위해 큰 값을 가졌다.⁷⁾ 이렇게 설계된 자세한 SNU 초소형 비행체의 제원은 다음 [표 3]이며 3차원 도면은 [그림 6]과 같다.

표 3. 초소형 비행체의 제원

최대 길이	148mm
주익 면적	160.65cm ²
수직꼬리날개 면적	18.755cm ²
수평꼬리날개 면적	36cm ²
elevator 면적	6cm ²
rudder 면적	11cm ²
최대 무게	38g(+10g)
Motor(RE10)	10g
Servo(LS-2.1)	5g
Receiver	5g
Structure & Wing	8g
Battery	10g

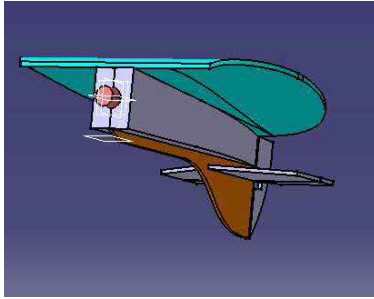


그림 6. 3차원 CATIA도면

2.2 추력실험을 이용한 추진시스템 최적화

초소형 비행체는 작은 날개를 가지고 있기 때문에 날개에서 발생하는 양력발생보다 무게비가 높아 효율적인 추진시스템을 요구한다. 초기의 SNU 초소형 비행체의 추진시스템은 엔진시스템을 사용하였으나, 최종적으로 추력 조절이 용이하고 부품의 무게가 가벼운 장점이 있는 전동모터시스템으로 결정하였다. 전동모터시스템 구성을 위해 시판되고 있는 부품 중 크기와 무게가 가장 작은 부품을 선정, 추진시스템을 구성한 뒤 추력실험을 통해 성능 최적화를 하였다. 추력실험은 추력테스터[그림 7]를 이용하였다.

추력테스터는 마운트에 모터나 비행체를 직접 장착하고 프로펠러 회전으로 발생하는 추력을 측정하는 장치로 풍동 안에 장착하여 동적 추력특성을 파악할 수 있도록 설계하였다.

SNU 초소형 비행체에 사용되는 프로펠러는 Union사의 U-80이며 지름이 80mm이고 1회전시 50mm를 전진할 수 있는 R/C용 상용프로펠러이다.

우선, 요구되는 추력을 만족하는 추진시스템 구현을 위해 다양한 모델을 서로 조합하여 추력을 측정하였다. U-80 프로펠러의 경우, 배터리 사용 시 약 40g의 추력과 1.3A의 배터리 소모율(I)을 갖는다. 그러나 이 프로펠러를 그대로 사용하면 추력은 충분하게 발생되나 모터가 회전하는데 높은 토크를 요구하게 되어 배터리 소모율이

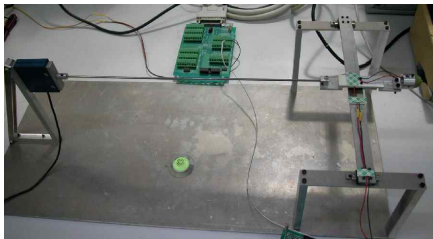


그림 7. 추력테스터

높아져 유효추력시간이 약 5분으로 제한되기 때문에 원하는 비행시간을 만족할 수 없으며, 배터리의 과방전으로 인한 추진시스템에 손상을 가져오게 된다. 일반적으로 추진시스템의 성능을 향상시키기 위해 모터, 배터리, 프로펠러의 성능을 개선하지만 모터와 배터리를 개선하기에는 많은 어려움이 수반되어 프로펠러의 형상을 변화시켜 배터리 소모율과 비행하기 충분한 추력을 얻을 수 있도록 하였다. 즉, 초기 시스템에서는 추력이 남고 배터리 소모율이 높기 때문에 잉여 추력은 버리고 배터리 소모율을 최소화되도록 프로펠러 형상을 개량하였다. 다음을 이용하여 비행시간과 대략적인 배터리소모율을 구할 수 있다.

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

기본 배터리인 145mAh의 배터리를 13분 이상 사용하려면 약 0.7A 정도의 배터리 소모율이 필요하다. 추진시스템 최적화에 앞서 비행 가능여부를 결정하는 추력대중량비를 R/C 항공기의 설계경험식으로 산출하여 유효추력(구속조건)을 비행체 무게의 70%인 28g이상으로 결정하였다.

SNU 초소형 비행체의 추진시스템 최적화를 위한 요구조건은 다음 [표 4]와 같다.

표 4. 추진시스템 요구사항

	Recommended value
Current	0.7~0.8A
Thrust	28g

2.2.1 추력실험 및 추진시스템 최적화

SNU 초소형 비행체는 약조건에서 최대추력을 사용한다는 가정 하에 추력실험을 수행하였다. 일정한 전압, 6V를 기준으로 최대추력이 발생하는 상황에서 프로펠러의 길이를 감소시키며 배터리 소모율(A)을 측정하였으며, 배터리 소모율이 약 1A 이하의 구간에서 프로펠러 길이, 깃의 길이 변화를 변수로 실험을 수행하였다.

프로펠러의 길이는 지름을 2mm씩 감소시켰다. 깃의 시위(chord) 길이 변화는 프로펠러 깃 시위를 뒷전으로부터 1mm, 2mm 절단하여 깃의 시위 길이를 변화시키고 표면처리를 수행하였다.

실험결과는 다음 [그림 8~그림 9]와 같다.

실험결과, 프로펠러의 길이를 58mm, 깃의 시위를 1mm 절단하여 표면 처리한 프로펠러의 형상일 때 최소의 배터리 소모율(34% 소모율 감소)을 갖는 것을 확인하였다[그림 8].

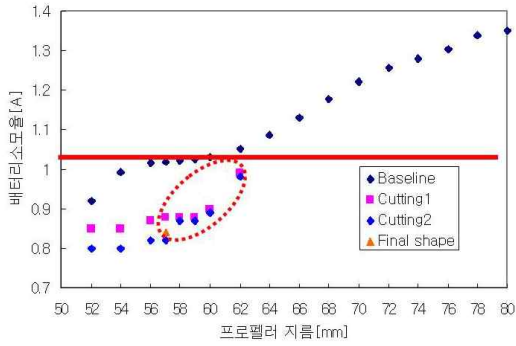
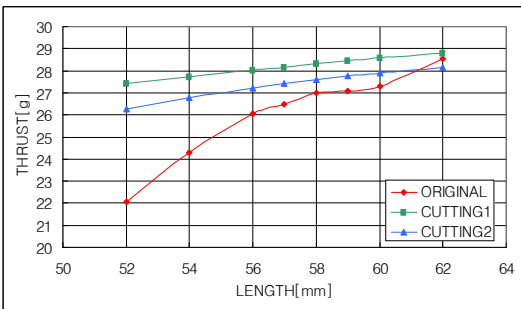


그림 8. 지름 별 배터리 소모율 변화



ORIGINAL: U-80 PROPELLER
 CUTTING1: 깃의 시위 T.E.기준 1mm 절단
 CUTTING2: 깃의 시위 T.E.기준 2mm 절단

그림 9. 추력실험결과

추진시스템을 보다 효율적으로 하기 위해 반응면 기법(RSM)을 이용하여 프로펠러 형상 최적화를 수행하였다.

최적화를 위해 각각의 변수와 목적함수를 결정하였다.

◇ 설계변수는 깃의 시위 길이와 프로펠러의 길이(프로펠러의 지름)이다.

◇ 목적함수는 추진시스템에 대한 최소의 배터리 소모율이다.

◇ 구속조건은 추력이 28g 이상, 배터리소모율(I)이 0.7A 이하이다.

본 연구실의 최적화 코드를 이용하여 최적화를 수행한 결과 다음 [표 5]와 같은 결과를 얻을 수 있었다.

표 5. Propeller Optimization Result

최적 프로펠러 지름	57.12
최적 깃의 시위 길이	1.74

최적화 결과와 추력 실험결과를 비교해 보면, 프로펠러의 길이가 추력실험을 통해 얻어진 58mm

에서 약 0.8mm 감소하였으며, 깃의 시위 길이는 프로펠러의 뒷전에서 1mm보다 약 0.7mm 더 감소시켰을 때로 최적화되었다. 최적화된 프로펠러를 실제 제작하여 추력실험을 통해 추력은 28g 전후, 배터리 소모율은 약 0.7A~0.8A을 확인하였다. 깃의 시위 길이 감소로 인해 기존의 프로펠러 토크가 감소하여 유효추력 발생시간이 증가된 것으로 판단된다. 최적화된 프로펠러의 형상은 다음 [그림 10]과 같다.



위: U-80 프로펠러(80mm)
 아래: 추진시스템에 최적화된 프로펠러(58mm)

그림 10. 프로펠러 형상비교

[그림 8]은 최종 추력실험 결과이며, 타원에 해당하는 부분은 추력이 28g 이상인 구간이다. 삼각형은 RSM을 이용하여 최적화된 결과로서 추가적으로 추진 시스템의 배터리 소모율은 약 3% 더 감소되었다.

2.3 기본형상에 대한 풍동시험

본 연구에서는 비행실험과 풍동실험을 통한 설계변경으로 얻어진 모델을 1:1.3으로 실험모델을 제작하여 본 연구실에서 설계, 개발한 초소형 6분력 외장형 풍동 와이어 지지 밸런스를 이용하여 SNU 초소형 비행체의 성능을 분석하였다.

2.3.1 실험조건 및 방법

실험조건은 날개 시위를 기준으로 풍동속도 8m/s, 레이놀즈수 90,000에서 실험을 수행하였다. 대기온도는 섭씨 25도, 대기압 1000mb, 습도 65%이다. 본 연구에서 사용된 풍동저울의 보정은 양력, 항력 피칭모멘트의 경우 최대 5% 이내의 오차를 갖고, 그 외의 측정되는 힘의 경우에는 와이어의 간섭으로 10% 이내의 오차를 갖는다.

실험모델은 실험의 편의를 위해 시제기의 1.3배의 크기로 확대 제작되었으며 풍동 시험부의 중앙에 위치시키고 비행체의 받음각을 -20도에서 35까지 3도 간격으로 측정하였다. 실험모델은 [그림 11]과 [그림 12]와 같다.



그림 11. 실험모델

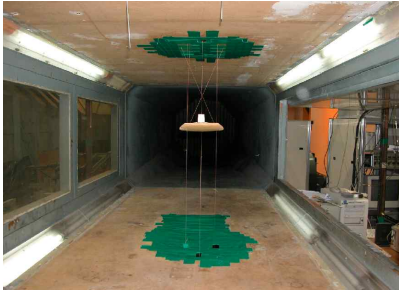


그림 12. 실험모델 장착장면

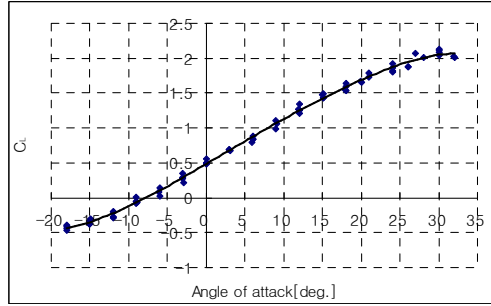


그림 13. Lift coefficient

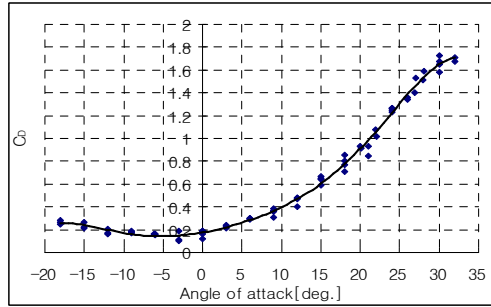


그림 14. Drag coefficient

2.3.2 실험결과

기본 형상에 대한 실험결과, [그림 14]와 [그림 15]와 같이 초소형 비행체는 저 레이놀즈수 영역의 특성으로 일반적인 항공기에 비해 현저하게 높은 항력과 낮은 양항비 성능을 갖는다.

양력특성[그림 13]을 살펴보면 상당히 높은 받음각에서 실속이 발생하며, 선형구간에서 양력 곡선의 기울기는 3.467/rad., 최대양력계수는 약 2.0으로 나타났다.

항력 특성[그림14]을 살펴보면, 최소항력은 받음각 -6도에서 0.158로 일반적인 비행체에 비해 현저하게 높은 값을 가졌다. 이것은 저 레이놀즈수 영역의 점성효과와 비행체 날개, 동체, 수평미익과의 간섭효과가 크게 발생되고, 작은 가로세로비 날개의 전형적인 특성을 갖기 때문이다.

피칭모멘트[그림 15]의 경우, 비행체의 root chord의 1/4지점에서 측정하였다. 비행체 운용영역인 받음각 -5도 이후에서 음의 기울기를 가져 비행체가 피치안정성을 확보하고 있는 것을 알 수 있었다. 이것은 비행체의 짧은 길이와 캠버 효과에 따른 불안정성을 만회하기 위해 비행체 주익의 뒷전을 reflex 형상으로 설계하였고 수평꼬리 날개의 영향으로 종적으로 안정하였다.

양력계수와 항력계수를 통해 양항비[그림 16]를 구하면 받음각 3도에서 최대 3을 나타내고 있다.

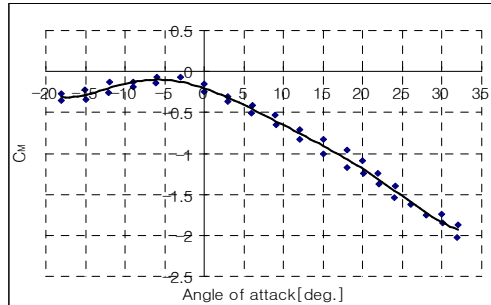


그림 15. Pitching moment coefficient

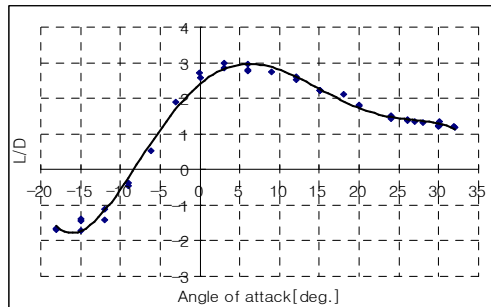


그림 16. L/D

2.4 비행시험

풍동실험과 비행실험을 통해 얻어진 설계 내용

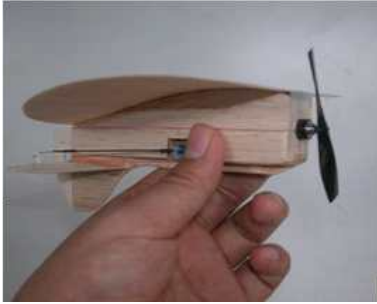


그림 17. 초소형 비행체 시제기

을 토대로 제작된 시제기의 형상은 다음 [그림 17]과 같다.

비행시험 결과, 비행체는 약 50m 이상의 고도로 상승하여 안정적이며 원활한 조종 비행특성을 가졌다. 최종 시제기의 경우 풍동실험, 비행실험을 통한 설계변경으로 비행체의 무게를 초기 45g에서 38g로 최소화하였다.

비행체의 무게 감소와 추진시스템 최적화로 기본 배터리(145mAh)를 사용하였을 경우, 비행시간을 초기 5분에서 최소 13분 이상으로 향상시킬 수 있었으며, 210mAh의 경우 17분 이상의 비행이 가능하였다.

다양한 임무를 수행하기 위한 자동조종시스템과 영상송수신장치를 장착가능 여부를 위해 약 10g의 dummy weight를 장착하여 비행실험을 수행한 결과 비행시험 역시 성공적이었다. 그리고 자동조종시스템을 탑재하였을 때 안정성과 조종성의 가능성을 살펴보기 위해 무선조종기의 트림을 구속시키고 비행을 수행한 결과, 안정적인 정상 선회 비행이 가능하였으며, 이를 통해 자동조종 시스템의 가능성을 확인하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 초소형 비행체를 풍동실험과 비행실험을 이용하여 공기역학적으로 유리하게 형상설계를 하였고, 길이와 무게를 최소화하였으며, 비행안정성과 조종성을 확보한 초소형 비행체를 개발하였다.

초소형 비행체의 안정성, 조종성, 효율성을 위해 동체앞부분까지 연장된 도살핀과 reflex 형상의 날개를 적용하였으며, 수직, 수평 꼬리날개를 초소형 비행체에 알맞게 설계하였고 날개의 평면형을 원형으로 설계하였다. 또한 추진시스템의 효율성 향상을 위해 프로펠러의 형상을 최적화하였고 이를 통해 우리가 원하는 비행시간을 만

족시킬 수 있었다.

풍동시험에서는 최종 모델을 제작하여 SNU 초소형 비행체의 성능을 파악하였다. 시험결과, reflex 형상의 날개를 적용하여 중간정성을 확보할 수 있었으나, 양향비의 경우 최대 3으로 이 부분에 대한 성능개선이 필요함을 알 수 있었다.

최종적인 형상의 비행체를 비행 시험한 결과, SNU 초소형 비행체는 기본 배터리인 145mAh를 사용하였을 경우 초기 5분에서 최소 13분 이상으로 비행시간을 향상시켰으며, 210mAh 배터리를 사용하였을 경우, 17분 이상 비행이 가능하였다. 또한 dummy weight 비행실험을 통해 추가적인 유상하중을 10g 장착하고 비행이 가능하였다. 이것으로 SNU 초소형 비행체는 다양한 임무를 수행할 수 있으리라 기대된다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 특장기초 연구과제 "R01-2002-000-000329-0" 지원의 일부로 수행된 것을 밝히며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Hundley, Richard., and Gritton, Eugene C., "Future Technology-Driven Revolutions in Military Operations.", RAND Corporation, Document No. DB-110-ARPA, 1994.
- 2) Joel M. Grasmeyer. and Matthew T. Keennon., "Development of the Black Widow Micro Air Vehicle", AIAA-2001-0127.
- 3) S. Todorovic and M. C. Nechyba, "A vision system for intellignet mission profiles of Micro Air Vehicles", IEEE Transactions on Vehicular Technology, vol. 53, no. 6, 2004, pp. 1713-1725.
- 4) Arizona state university MAV competition, <http://www.eas.asu.edu/~uav/main.html>
- 5) 안존, "초소형 항공기의 개발 현황 및 전망", 한국항공우주학회지, 제 28권 7호 2000, pp. 145~154.
- 6) 정대근, 황희철, 김종현, 박훈철, 윤광준, "고정의 초소형 비행체 "BAT WING" 시스템 개발", 한국항공우주학회지 제 32권 2호, 2004, pp. 82~86 .
- 7) Daneil P. Raymer, "Aircraft Design: A Conceptual Approach", AIAA Inc
- 8) Thomas J. Muller, "Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle

Applications", AIAA Inc.

9) Sergey Shkarayev, mthew Wagner, "Development of Micro Air Vehicle Technology With In-Flight Adaptive-Wing Structure", NASA Langley Research Center, NASA/CR-2004-21-213271.

10) John D. Anderson Jr., "Fundamentals of Aerodynamics", McGRAW-HILL INTERNATIONAL, SECOND EDITION.

11) John D. Anderson Jr., "Introduction to Flight" THIRD EDITION, McGRAW-HILL INTERNATIONAL.

12) T. WARD, "Introduction to flight test engineering", ELSEVIER.

13) Jewel B. Barlow, "Low speed Wind Tunnel Testing" THIRD EDITION, JOHN WILEY & SONS. INC. 1999.

14) Warren F. Phillips, "Mechanics of Flight", JOHN WILEY & SONS. INC. 2003.

15) D.E.Hoak, R.D.Finck, "USAF Stability And Control Datcom", GLOBAL ENGINEERING DOCUMENTS.

16) 이영빈, 김종암, 노오현, "비행 실험을 통한 SNU 초소형 비행체 개발과 최적화", 한국항공우주학회, 춘계 학술발표회 논문집, 2004. 4.

17) 이영빈, 김종암, 노오현, "실험을 통한 SNU 초소형 비행체 개발과 최적화", 한국유체공학회, 2004. 8