

## 인간동력항공기 구조설계와 동력측정

이충렬\*, 박주원\*, 고은수\*, 최중수\*\*, 김인걸\*\*, 김병수\*\* (충남대학교)

### HPA Structure Design and Power Measurement

Chung-Ryul Lee\* Ju-Won Park\*, Eun-Su Go\*, Jong-Soo Choi\*\*, In-Gul Kim\*\*, Byoung-Soo Kim\*\*

#### Abstract

The process of designing and building a human-powered aircraft (HPA) and its performance analysis are introduced in this paper. Light Bros, the Chungnam National University HPA team, has developed Volante, a HPA, to compete in the 2012 exhibition of human-powered aircraft hosted by Korea Aerospace Research Institute. The power train system is composed of a two-blade propeller and Bevel-type gear and the ground test bed is built to simulate the operation. A study has been made to find a efficient propeller based upon the test result of thrust and power available from a pilot under various propeller conditions and running time. The load and structural analysis is conducted for the glider-shaped wing made of composite material which has very high aspect ratio. The spar is analyzed using finite element modeling followed by the comparison of its displacement and strain on structural test. As a result, the performance and safety is confirmed.

#### 초 록

본 논문에서는 항공우주연구원에서 주최하는 2012년 인간 동력 항공기 시범 경진대회에 참가하기 위하여 제작한 충남대학교 Light Bros. 팀의 Human Powered Aircraft인 Volante 날개에 대한 설계/제작과정과 프로펠러의 설계/제작과정을 기술하였다. 동력장치는 두 개의 프로펠러로 구성되어 있고 베벨기어와 지상에서 작동하게 만들어졌다. 프로펠러의 상태 변화와 시간에 따른 동력변화를 측정하여 가장 효율적인 프로펠러는 찾는 것이다. 복합재의 사용과 글라이더 형태의 큰 Aspect Ratio(AR)을 갖는 날개의 하중 해석 및 구조 해석을 수행하였다. 주익 Spar의 모델링 및 구조 해석을 수행한 후 구조 시험을 통해 변위 및 Strain 비교를 수행하였으며 결과적으로 주익의 성능 및 안전성을 확인하였다.

키워드 : HPA (human power aircraft), 동력측정(power measure), 프로펠러(propeller) 보호(Protection) 구조설계(structure design), 정적구조시험(static structure test)

접수일(2013년 9월 6일),  
\* 이충렬 /jeans89@cnu.ac.kr  
\*\* 최중수 /jchoi@cnu.ac.kr

수정일(1차 2013년 10월 19일),  
\* 박주원 /sythgood@naver.com  
\*\* 김인걸 /ijkim@cnu.ac.kr

계재 확정일(2013년 11월 1일)  
\* 고은수 /jeans89@cnu.ac.kr  
\*\* 김병수/kbskbs@cnu.ac.kr

## 1. 서 론

본 연구의 목적은 한국 항공우주연구원에서 주최하는 2012년 인간 동력 항공기 시범 경진대회에 참가하는 HPA 'VOLANTE' 주익구조 설계 및 해석과 프로펠러의 설계이다. 비강도, 비강성이 우수한 복합재료를 적용하여 주익 Spar를 설계하여 FE 모델링 해석을 통해 변위 및 Strain 값을 예측하였다. 또한 해석결과와 Spar 구조 시험을 통해 취득한 변위 및 Strain 값을 비교하였다.

아래 Table 1은 HPA 'VOLANTE'의 주요 제원을 나타내었다.

Table 1. Volante specifications

Description	Specification
Overall Length	8 m
Span	23.5 m
Height	3.3 m
Max. TakeOff weight	100 kg
Empty Weight	40 kg
Power	300 W
Stall Speed	6.16 m/s
Take off Distance	77 m

## 2. 본 론

### 2.1 동력전달 및 프로펠러 설계\*제작

#### 2.1.1 기어 - 칠성기어

칠성기어는 대전에서 시민공공자전거에 사용되고 있는 기어이다. 모양과 구동방식은 베벨기어와 비슷하지만 기어부분에 차이가 있다. 크랭크에 연결 되는 기어가 한쪽은 이빨모양이며, 반대쪽은 테이퍼 가공된 원통형 베어링이다. 롤러기어는 구름 작용을 해서 베벨기어와 달리 마찰을 흡수해 체인과 같은 구동력을 유지해 준다. 롤러기어가 베어링 역할을 해서 마찰을 줄이고 소음이 거의 없으며 부품교환도 쉽다. 체인에 비해 내구성은 10배 높고 베벨기어보다 가볍다.

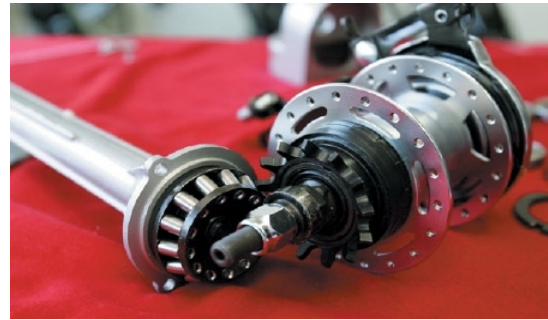


Figure 1. 칠성기어

Table 2. 칠성기어 weight table

칠성 기어	
파트	무게
칠성기어 × 2	350 g
기어 큰 휠	330 g
작은 휠 × 2	120 g
칠성기어 샤프트 L3000mm, Φ:14mm	4600 g
합 계	5,400 g

본 연구에서 사용하는 기어시스템의 단점은 구동부의 축이 무게가 무겁다는 점이다. 이러한 단점을 보완하기 위해서 외부 3k Twill Carbon Cloth 마감된 100g 카본 파이프(T :12mm)로 축으로 사용하였다.

Table 3. 칠성기어 weight change

칠성기어 샤프트	
변경 전(알루미늄+철)	4600g
변경 후(Carbon Pipe)	300g

이로 인하여 금속재질을 이용한 경우보다 4300g의 무게를 줄일 수 있었다.

#### 2.1.2 프로펠러 에어포일 선정

4개의 에어포일 후보군을 낮은 레이놀즈 영역에서 XFLR을 이용하여 확인해 보았다. 파란색(실선)은 Dae51, 초록색(점선)은 E193, 붉은 색(1

점쇄선)은 Fx60-100을 나타내고 있다. 결과를 보시면 레이놀즈 수 20,000 영역에서는 Fx60-100, Dae51, E193, 순으로 좋은 양항비를 보이고 있지만 제작성을 고려하여 Dae51 에어포일을 프로펠러의 에어포일로 선정했다.

Table 4. Past HPA propeller airfoil

HPA	prop airfoil	Maximum Thickness
daedalus88	DAE51	9.4% at 30% chord
velair89	wortmann FX 60-100	10% at 27.9% chord
velair87		
Monarch	E193	10% at 31.5% chord
-	Clark Y	11.7% at 30.5% chord

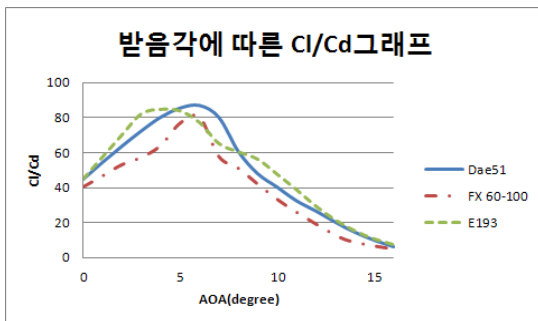


Figure 2. Re 20,000 Cl/Cd comparison

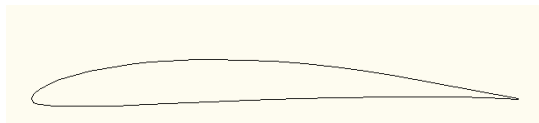


Figure 3. Dae 51 airfoil

### 2.1.3 prop designer를 이용한 propeller설계

Prop designer는 역대 HPA propeller data가 내장되어 있는데 지름, 순항속도 RPM을 조정해서 요구동력과 추력 정보 등을 얻을 수 있다. 대표적인 propeller인 Daedalus를 기준으로 하여 data를 얻었다. 항우연에서 측정된 시간에 따른 동력data를 이용해 예상동력을 500W로 정하였

다. 프로펠러의 정확한 성능 계산 및 설계를 위하여 r/R에 따른 프로펠러의 Chord distribution과 Twist distribution에 대한 내용을 검토하였다. Prop designer를 통해 가상 설계를 해보았고 그 결과 중에 신뢰할 수 있는 값 20개를 추출하여 Table5,6으로 작성해 보았다. 설계할 프로펠러와 같은 조건으로 지름 3m, 회전수 204.3 RPM, 유입속도 7m/s를 입력해서 계산한 결과이다

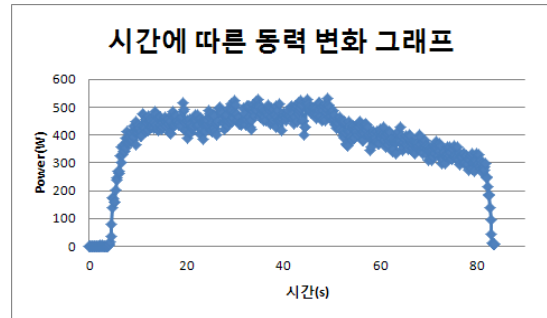


Figure 4. Power change versus time

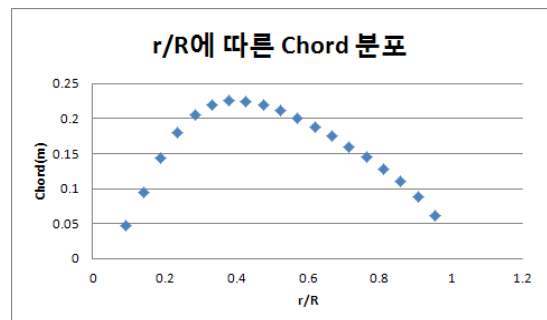


Figure 5. Chord distributions of the propeller

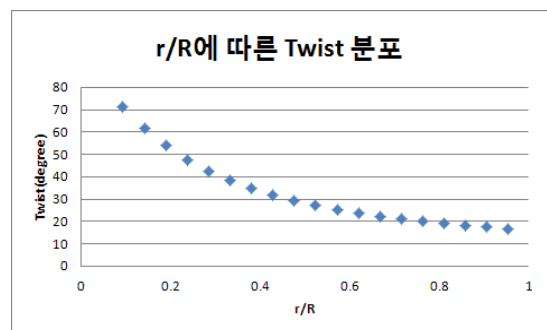
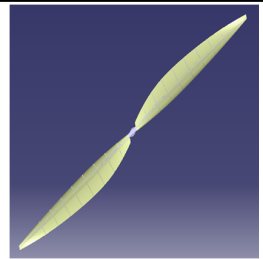


Figure 6. Twist distributions of the propeller

### 2.1.4 프로펠러 제원

Table 5. Propeller specification

	Type	Tractor
	Blade 수	2개
	Diameter	3m
	Airfoil	Dae51
	Weight	1.0kg

### 2.1.5 프로펠러 제작

Dae51에어포일을 이용하여 길이 3m, 무게 약 750g의 에어포일을 제작하였다. 직경 6.5, 9.5, 16mm 카본파이프 3개를 이용하여 연결하여 프로펠러의 스파를 이루어서 테이퍼진 형태를 만들었고 프로펠러 리브는 발사를 레이저커팅하여 만들었다. 얻어진 형상정보대로 카본파이프 3개를 연결한 스파에 위치를 표시하고 발사를 끼운 다음 각도기를 이용하여 발사의 비틀림각을 주었다. 리브와 리브사이의 앞전과 뒷전을 우드락으로 끼운 다음 열선을 이용하여 리브모양을 따라 커팅하였다. 앞전과 뒷전사이의 공간을 발사를 얹어서 구조적인 보강 및 형상유지에 힘썼다. 기본 형상이 만들어진 다음에 유리섬유를 이용하여 표면을 덮은 다음 레진과 알코올을 섞어서 발라주어 스킨을 만들었다. 스킨을 더 단단하게 해주기 위해 표면을 아크릴 물감으로 칠해주었다.



Figure 7. Pitch angle check



Figure 8. Leading, Trailing edge fill woodlark



Figure 9. Covered glass fiber Figure 10. Completed propeller

### 2.1.6 인간 동력 측정 장치 설계 및 제작



Figure 11. Power measure

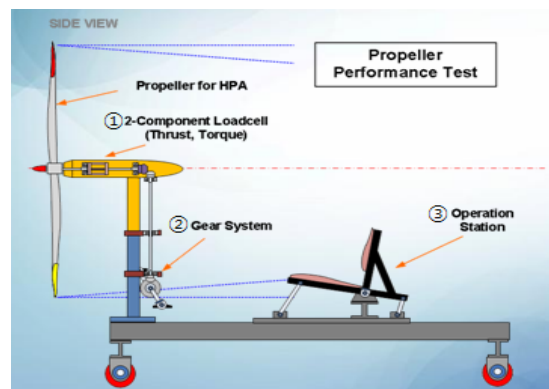


Figure 12. Power measure system concept

#### 1) 2-component Balance

프로펠러 연결부로 2-component Load cell(torque, thrust)이 탑재되어 있는 부분으로 프로펠러를 연결하여 각각의 Load cell로 토크와 추력을 측정하며 앞부분에 빨간색 원형부분에서

프로펠러가 헛도는 현상이 발생하는 것을 방지하기 프로펠러 허브를 알루미늄 블록에 고정시키는 방법을 이용하였다.



Figure 13. Propeller link part

### 2) 포토센서를 이용한 RPM측정

RPM을 측정하기 위해 포토센서를 Figure 14와 같이 측정할 수 있도록 설계하였다. 기어가 맞물려 돌면 따라서 동그란 발사 원판이 돌아 측정되는 원리이다.



Figure 14. Photo sensor

### 3) Gear system

조종사가 발을 구르는 부분으로 강하게 측정 장치 축에 고정할 필요가 있었다. 알루미늄블록을 가장 크게 가공하여 고정 시켰으며, 고정부에 유격을 두어 조종사의 자세에 따라 조종이 가능하도록 하였다. 기어시스템이기 때문에 shaft array 문제를 고려한 설계라고 할 수 있다. 페달은 시중에 파는 저렴한 것을 사용하였으나 실제 대회 시에는 클릿페달을 사용하였다.

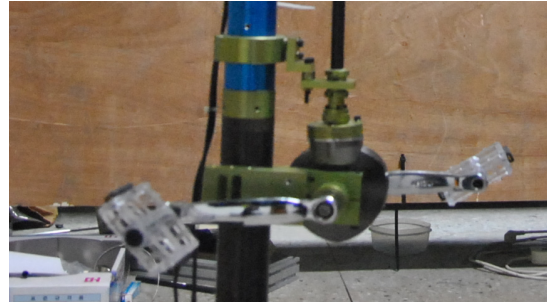


Figure 15. Gear Part

## 2.1.7 실험

### - Calibration

사용되는 센서는 프로펠러의 공력특성을 측정할 수 있도록 2축 밸런스의 보정실험을 수행하였다. 실험에 사용되는 2축 밸런스는 Thrust, Torque에 대한 공력데이터를 측정하는데 사용되어지며 선형성을 가지는 것을 확인 하였다.

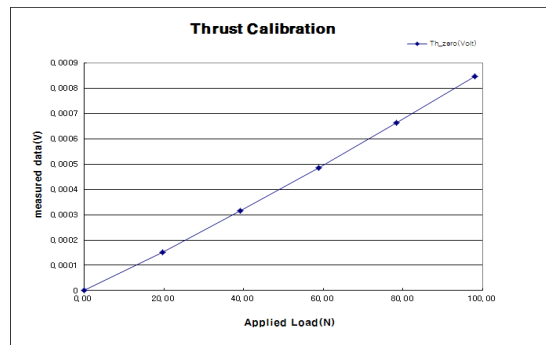


Figure 16. Thrust Calibration Result

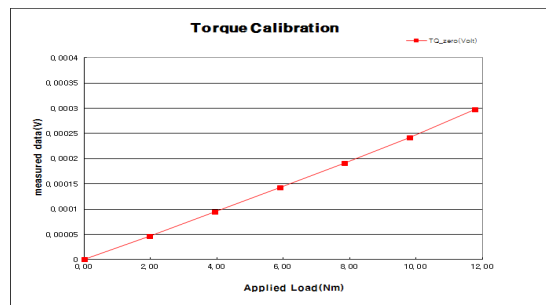


Figure 17. Torque Calibration Result

## 2.2 주의 구조해석 및 정적 구조시험

### 2.2.1 하중 조건

1G 상태의 날개에 작용하는 양력은 아래의 식 (1)로부터 Max. Take Off Weight인 100kg이 작용한다는 것을 알 수 있다.

$$L = W \quad (1)$$

양력 분포는 밀도와 속도, Airfoil 형상과 받음각에 따른  $C_L$  값이 일정하다고 가정하고 날개 면적에 따른 양력을 식 (2)을 이용하여 Figure 18과 같이 계산하였다.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (2)$$

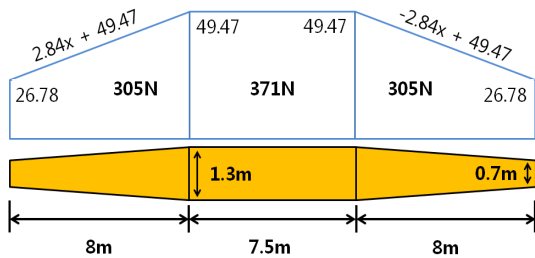


Figure 18. The lift distribution on the wing area

### 2.2.2 Spar 설계 및 구조해석

날개는 총 4개의 원형 Carbon 파이프로 구성 되어있다. 날개 중심부를 기준으로 대칭이며 날개 중심부의 파이프의 길이는 5.75m, 날개 끝부분의 파이프는 6m로 날개길이는 총 23.5m로 설계하였다. 1.5G 조건에서도 좌굴 및 파손이 일어나지 않아야 하는 대회설계조건을 만족시키기 위하여 적층 패턴은 Figure 19와 같이 설계하였다. 패턴에 사용된 탄소 섬유는 물성치는 Table 6과 같다.

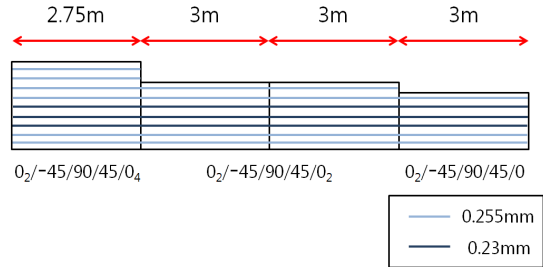


Figure 19. Spar layout pattern

Table 6. Carbon property

Property	Prepreg	UD		Fabric	
Elastic modulus	$E_1$	131(131)	GPa	65.4(68.15)	GPa
	$E_2$	8.2(8)	GPa	65.4(68.15)	GPa
	$E_3$	8.2(8)	GPa	-	GPa
Shear modulus	$G_1$	4.5	GPa	3.59(4.30)	GPa
	$G_2$	4.5	GPa	-	GPa
	$G_3$	3.5	GPa	-	GPa
Poisson's ratio	$\nu_{12}$	0.281(0.28)		0.058(0.126)	
	$\nu_{13}$	0.281(0.28)			
	$\nu_{23}$	0.47(0.4)			
Tensile strength	$X_T$	2000	MPa	959.1(1004)	MPa
	$Y_T$	61	MPa	929.1(903.2)	MPa
	$Z_T$	61	MPa	-	MPa
Shear strength	$S_{12}$	70	MPa	118.6(64.9)	MPa
	$S_{13}$	70	MPa	-	MPa
	$S_{23}$	40	MPa	-	MPa
Thickness	$T$	0.255	mm	0.23	mm
Density	$\rho$	1580	kg/m <sup>3</sup>	1580	kg/m <sup>3</sup>

각각의 파이프를 결합하기 위해 Middle Joint, Side Joint를 각각 설계하였다. Middle Joint는 무게를 최소화하며 Bending Moment를 견딜 수 있는 탄소 섬유 복합재 파이프를 사용하였고, 적층 패턴은 Figure 20과 같다. Side Joint는 가볍고 제작비용이 낮은 소나무를 사용하였고 무게 경량화를 위하여 Figure 21와 같이 설계하였다. FE 모델링은 2D Shell (QUAD4) 요소를 사용하였으며 Spar의 모습은 Figure 22와 같다. 해석에 사

용된 소나무의 물성치는 Table 7과 같다.

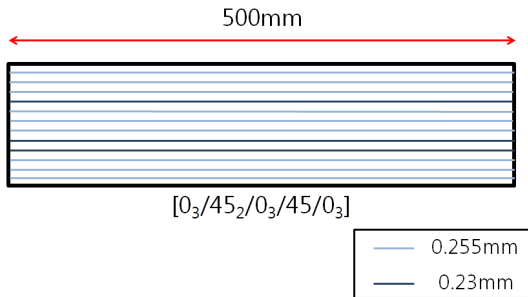


Figure 20 Middle Joint layout pattern

Table 7. Property of Pine wood

	Pine wood
Modulus of Elasticity	11.2 Gpa
Compressive strength	41.9 Mpa
Shear Strength	8.34 Mpa

조건으로 FE 모델링을 이용하여 좌굴 해석 및 파손 지수 해석을 수행하였다.

FE 모델링을 통한 1.5G 분포하중 조건의 해석 결과는 Table 8과 같다. Table 8을 통하여 좌굴 계수는 1.1546으로 좌굴이 일어나지 않았고 파손 지수 역시 0.0895로 파손이 일어나는 1에 크게 미치지 못해 파손이 일어나지 않아 Table 9의 대회설계조건을 만족하는 Spar 설계가 이루어졌음을 확인하였다.

날개의 변위를 감소시키기 위하여 Figure 23과 같이 Spar의 중심부로부터 5.7m 떨어진 지점에 지름 3mm Steel Wire를 1D Beam (Bar) 요소를 사용하여 모델링하였다.

Table 8. Design spar distribution of 1.5G loading conditions, analysis results

하중 조건	변위 (mm)	Buckling Factor	Failure Index	Mass (kg)
1.5G	1290	1.1546	0.0895	12.01

Table 9. Exhibition design conditions

하중조건	Buckling Factor	Failure Index	Mass (kg)
1.5G	1(↑)	1(↓)	15(↓)

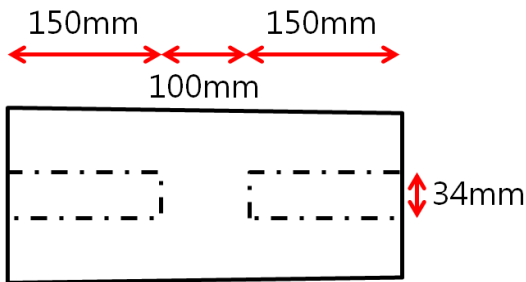


Figure 21. Side Joint

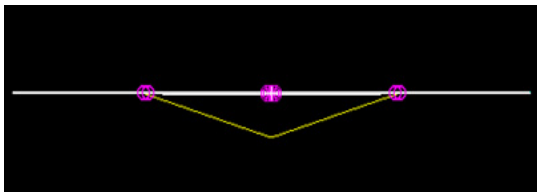


Figure 22. FE Modeling

대회설계조건을 만족하는지 확인하기 위해 위와 같이 설계한 Spar와 Joint를 1.5G 분포하중

### 2.2.3 Spar Redesign

구조해석을 통해 얻은 데이터를 이용하여 복합재 원형 Spar를 제작하였다. 하지만, 제작상의 결함으로 설계 시의 제원과 제작 후의 제원이 Table 10와 같이 다른 것을 확인할 수 있다. 또한, Spar의 무게가 12.01kg에서 15.65kg으로 증가한 것을 확인하였다.

구조해석과 구조시험의 오차를 줄이기 위하여 실제 제작된 Spar의 제원을 이용하여 모델링을 수정하였다.

Table 10. Spar design thickness and produced thickness

	설계두께 (mm)	제작두께 (mm)
0~2.75m	2.2	2.3
2.75~5.75m	1.7	2.1
5.75~8.75m	1.5	1.8

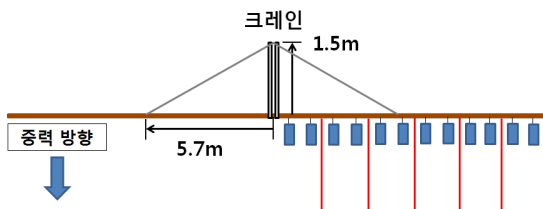


Figure 23. Static test configuration

## 2.2.4 구조시험

### 1) 시험하중 및 시험방법

날개의 구조시험은 항공기를 뒤집어놓은 형상으로 양력 방향과 중력 방향이 일치하게 수행하였다. 구조시험은 집중하중 조건으로, 앞선 계산을 이용하여 얻은 비행 시 분포하중과 Spar의 자중을 고려하여 Spar의 중심부로부터 0.5m 씩 떨어진 위치에 각각의 양력을 계산하여 Table 11과 같이 0.5G, 1G, 1.5G의 하중을 구하였다. 또한 변위를 측정하기 위하여 Figure 23과 같이 2m 간격으로 변위측정용 줄을 설치하였다.

날개의 구조시험은 대칭하중조건이기 때문에 한 쪽 날개에만 Strain gage를 부착하였으며, 총 3개의 Strain Gage를 Spar에 부착하여 Strain 값을 측정하였다. Strain gage의 부착 위치는 Figure 24과 날개의 중심부(SG-1)와 Spar와 Wire가 만나는 지점을 전, 후로 하여 SG-2, SG-3로 선정하였다.

Table 11. Location-specific load

	0.5G(kg)	1G(kg)	1.5G(kg)
0.5m	0.92	2.16	3.40
1m	0.92	2.16	3.40
1.5m	0.92	2.16	3.40
2m	0.92	2.16	3.40
2.5m	0.92	2.16	3.40
3m	0.92	2.16	3.40
3.5m	0.92	2.16	3.40
4m	0.90	2.12	3.34
4.5m	0.88	2.08	3.28
5m	0.86	2.05	3.24
5.5m	0.83	1.99	3.15
6m	0.80	1.93	3.06
6.5m	0.77	1.87	2.97
7m	0.74	1.81	2.88
7.5m	0.71	1.75	2.79
8m	0.68	1.69	2.70
8.5m	0.65	1.63	2.61
9m	0.62	1.57	2.52
9.5m	0.59	1.51	2.43
10m	0.56	1.45	2.34
0.5m	0.53	1.39	2.25
11m	0.50	1.33	2.16
1.5m	0.47	1.27	2.07
전체하중	35.06	85.12	135.18

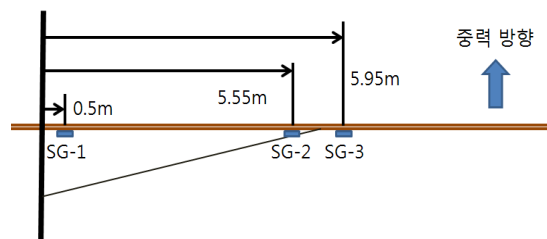


Figure 24. Strain Gage installation overview

## 3. 실험 결과

### 3.1 프로펠러 실험 결과

실험해본 결과 시간에 따른 rpm 그래프이다. 10초 이후부터 평균적인 rpm이 나오기 시작하기 때문에 프로펠러 성능을 확인할 때는 10초 이후 값을 사용하였다.



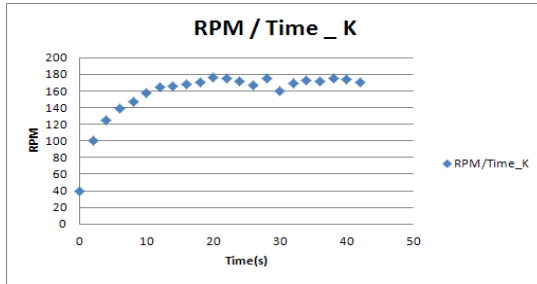


Figure 25 . RPM change versus time

### 3.1.2 프로펠러 피치변화를 준 실험

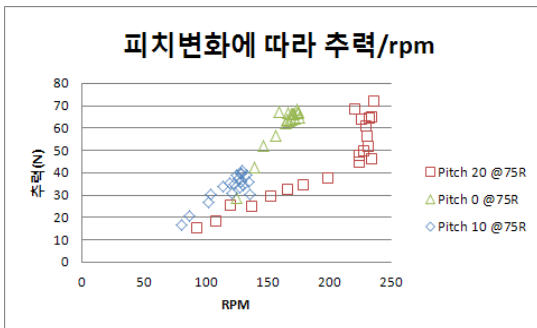


Figure 26. Thrust/RPM change versus RPM

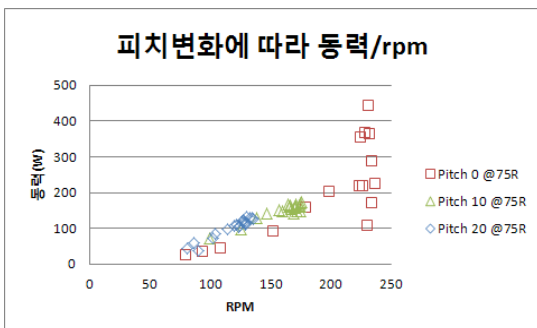


Figure 27. Power/rpm change versus RPM

본 연구에서 실험은 풍속이 없는 조건에서 실험을 하였다. 이유는 충남대학교의 풍동은 최대사이즈가 1.8m여서 프로펠러지름 3m인관계로 실험을 못한 이유와 사람이 직접 구동을 하기 때문에 여러 가지 실험구현의 힘든 점 때문이다. 전진비가 1보다 작은 프로펠러라 Hover상태의 실험을 통하여 설계오차나 제작 과정에서 발생할

수 있는 문제를 성능 검증을 통하여 최대 추력조건을 확인하였다. 프로펠러의 pitch를 변화 시키며 실험을 수행하였으며 75%R에서 pitch가 20°인 설계목표로 잡은 프로펠러이다. 다른 각도들에 비해 운용되는 rpm도 낮고 추력값과 동력값이 모두 작음을 Figure 26을 통하여 확인 할 수 있다. Pitch10 @75%R 값들이 원래 설계한 것 보다 75%지점에서 10°가량 낮게 Pitch를 조절하였을 때 가장 좋은 추력을 내고 Pitch20 @75%R보다는 큰 동력이 드는 것을 Figure 27을 통하여 알 수 있다. 이론상 이륙하기 위해서 정지 추력 상태에서 내어야하는 추력은 56.4N으로 Pitch10 @75%R에서는 충분히 추력을 낼 수 있음을 확인 할 수 있다. Pitch0 @75%R의 값을 보면 rpm이 큰 영역이 운용 되고 추력은 Pitch10 @75R과 비슷하게 내고 있지만 값이 일정하지 못하고 동력 또한 값이 일정하지 못한 불안정한 상태를 알 수 있다. Figure 26,27을 참고하여 HPA대회 참가 시 Propeller의 pitch각을 조정하여 운행하였다.

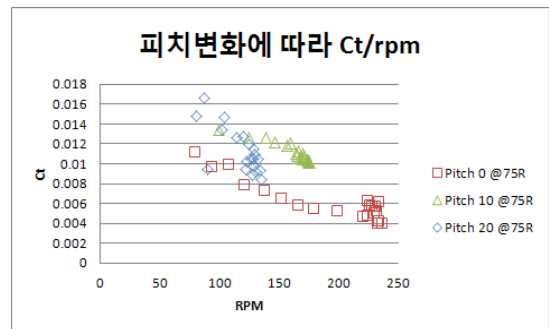


Figure 28. Ct/RPM change versus RPM

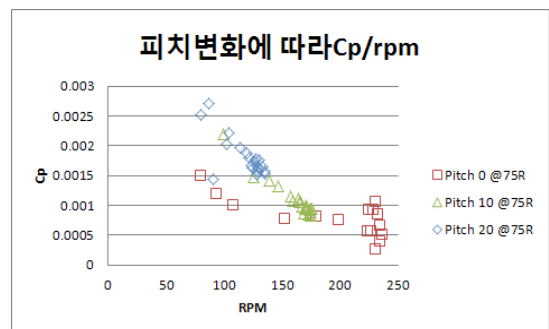


Figure 29. Cp/RPM change versus RPM

Figure 28,29는 rpm에 따른  $C_t$ ,  $C_p$  그래프이다. 실험 시 측정된 데이터의 결과가 같은 회전수 근처에서  $C_t$ 와  $C_p$ 값이 모두 일정한 값에 모이는 것을 확인 할 수 있다. 본 실험은 모터를 이용한 일정한 동력과 회전수 조건에서 실험을 수행한 것이 아니라 일정한 힘을 유지하는데 한계가 있는 사람을 동력으로 실험을 수행함을 고려할 때 신뢰할만한 수준의 실험결과라고 판단된다.

### 3.1.3 파일럿 변화를 준 실험 결과

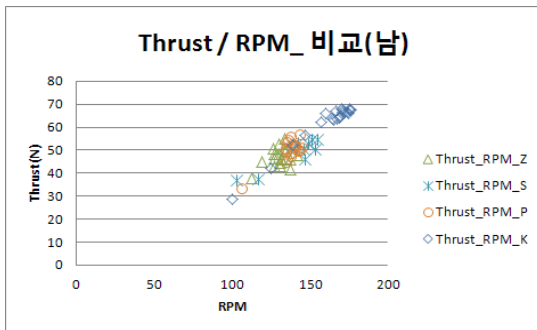


Figure 30. Thrust/RPM versus RPM(man)

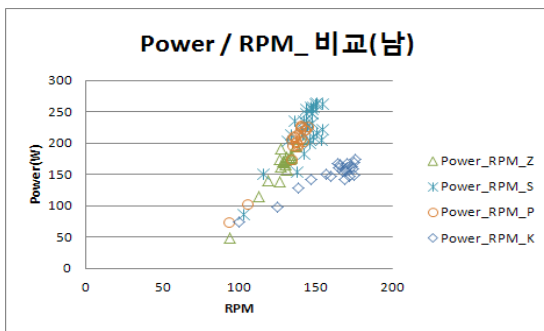


Figure 31. Power/RPM versus RPM(man)

남자 키 167~177cm 사이, 몸무게 63~70kg 사이의 예비 파일럿들의 사람들을 똑같은 조건에서 실험을 해보았다. 5명의 피실험자가 비슷한 결과값이 나왔으나 파일럿이었던 K가 높은 rpm과 추력이 나오고 비슷한 추력을 내는 사람에 비해 높은 동력이 나오는 것을 확인 할 수 있다.

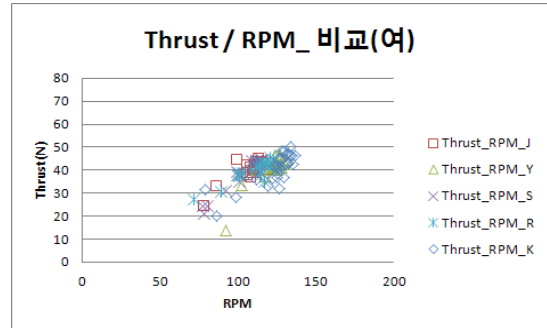


Figure 32. Thrust/RPM versus RPM(woman)

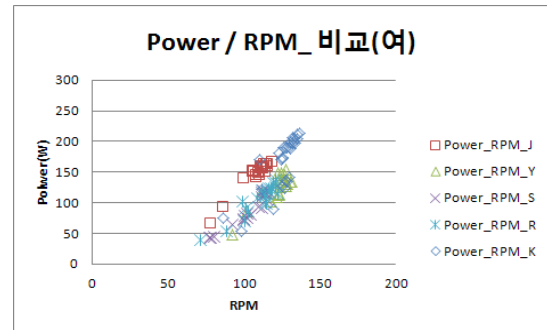


Figure 33. Power/RPM versus RPM(woman)

여자 키 160~165cm의 피실험자 5명을 실험해 본 결과 남자에 비해 낮은 rpm, 추력, 동력값이 나왔다. 피실험자 5명중 K가 다른 피실험자들에 비해 약간 나은 모습을 보이고 있으나 비슷한 값을 보이고 있다.

### 3.2 구조해석 결과

FEM 해석을 수행한 결과 변형은 Figure 34과 같이 나타났다.

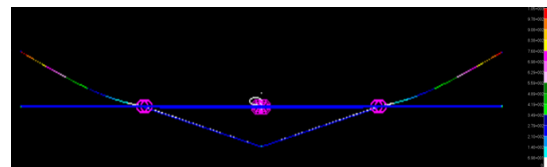


Figure 34. FEM analysis result(1G)

날개의 구조해석과 구조실험을 통하여 얻은 0.5G, 1G, 1.5G의 Strain 값은 Table 12, Table 13과 같다.

Table 12, Table 13에서 나타나듯 SG-2와 SG-3의 구조해석 Strain 값과 구조시험의 Strain 값의 오차가 16~1.9%로 차이가 크지 않지만, SG-1의 Strain 값은 오차가 121~12%로 차이가 크게 나는 것을 알 수 있다. 동일하게 Table 14, Table 15의 변위를 확인하면 동일하게 6m 지점을 전후로 오차가 300~28%에서 45~0.9%로 급격히 줄어드는 것을 확인할 수 있다.

Table 12와 Table 13에서 나타나듯, 시험이 시작하고 SG-1의 Strain 값이 증가하다가 일정시간이 지나면 Strain이 감소하는 것을 확인 하였다. 시험당시에 크레인으로 Spar를 들어올리기 시작할 때는 Wire가 팽팽하지 않아 Spar에 하중이 전달되고 이후 높이가 높아지면서 Wire가 팽팽해져 하중을 지탱하기 시작한다. 즉 Wire가 느슨해 하중을 지탱하지 못하는 초기에는 Spar에 하중이 전달되어 그림 35와 같이 Strain값이 증가하다가 Wire가 팽팽해지며 하중을 지탱하기 시작하면 Spar에 작용하는 하중이 Wire로 분산되며 Spar 중심부의 Strain 값은 Spar로만 전체하중을 지탱하던 초기 값보다 감소하게 되는 것이다. 따라서 Wire가 연결된 5.7m 지점 전의 SG-1의 Strain 값과 변위 값이 차이가 나는 것을 알 수 있다.

또한 구조시험 중 여러 가지 오차요인이 발생하였다. 먼저 하중을 작용할 때 Spar가 하중에 의해 소폭 회전하는 것을 관찰 할 수 있었다. Spar의 회전 때문에 Strain gage의 위치가 소폭 이동하여 측정된 Strain과 해석한 Strain이 오차가 발생하였다. 그리고 Wire의 길이조절에서도 해석과 시험 간의 오차가 발생하였다. 앞선 이유로 Strain 값과 변위 값에 오차가 발생하였다. 그리고 SG-2의 경우 1G조건 실험 시 Strain gage 상에 문제가 생겨 이후 실험에서도 데이터를 취득하지 못하였다.

구조해석을 통한 Spar 설계에서 Table 9의 설계조건을 만족하는 것을 예측하고 구조시험을 통하여 Spar가 1.5G까지의 하중을 견디는 것을 확

인하였다. Spar의 구조해석과 구조시험을 통하여 HPA의 날개 Spar로 사용하여도 안전하다는 것을 확인하였다. 또한 실제 순항비행 시의 변위가 1G 하중 상태의 변위인 1.09m 인 것을 예상할 수 있고 이를 통하여 날개의 공력특성 및 비행안정성을 확인 할 수 있다.

Table 12. 0.5G Strain

	0.5G Strain ( $\mu\epsilon$ )	
	Analysis	Test
SG-1	66.3	40.3
SG-2	444	408.6
SG-3	508	422.1

Table 13 1G, 1.5G Strain

	1G Strain ( $\mu\epsilon$ )		1.5G Strain ( $\mu\epsilon$ )	
	Analysis	Test	Analysis	Test
SG-1	108	-22.8	87.6	115.5
SG-2	651	-	1090	-
SG-3	782	757.0	1460	1432.7

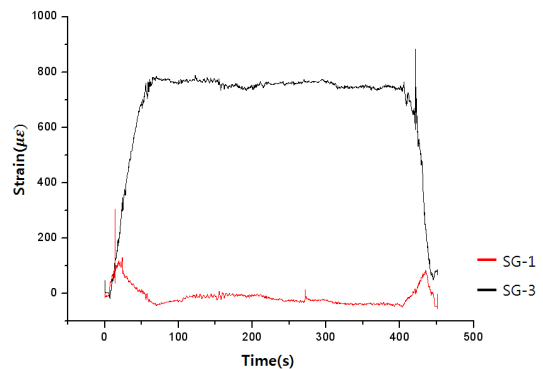


Figure 35 Static test strain / time graph(1G)

Table 14. 0.5G Displacement

(m)	0.5G 변위(mm)	
	Analysis	Test
-11.75	492	570
-10	328	380
-8	172	220
-6	62.2	80
-4	15	30
-2	5	10
0	0	0
2	5	20
4	15	50
6	62.2	110
8	172	250
10	328	410
11.75	492	570

Table 15. 1G, 1.5G Displacement

(m)	1G 변위 (mm)		1.5G 변위 (mm)	
	Analysis	Test	Analysis	Test
-11.75	1080	1090	1290	1375
-10	681	740	917	990
-8	305	400	493	550
-6	84.9	150	166	220
-4	29.9	50	68	110
-2	8	10	7	10
0	0	0	0	0
2	8	10	7	10
4	29.9	70	68	110
6	84.9	180	166	220
8	305	430	493	550
10	681	780	917	990
11.75	1080	1090	1290	1375

## 4. 결 론

**공력** : 2012년 인간동력항공기대회에 참가할 수 있게 프로펠러설계와 제작을 하였고 프로펠러가 최대의 효율을 낼 수 있게끔 피치변화실험을 통하여 확인하였다. 파일럿의 변화를 주면서 실험을 하여 파일럿을 선정하고 남녀의 동력의 차이를 확인하였다. 향후 유속이 있는 조건에서 프로펠러 실험을 하여 프로펠러의 성능 확인 할 것이다. 기어 비 변화 및 pully system으로 변화시켜 칠성기어와의 차이를 확인할 것이다.

**구조** : 대회설계조건에 부합하는 Spar를 설계한 후 1.5G 조건에서의 변위와 Strain값을 해석값과 실제 구조시험을 통해 얻은 값을 비교해 보았다. 해석으로 얻은 예상값과 시험값이 대체로 일치하는 것을 확인하였고 해석의 신뢰성을 확보하였다.

## 참 고 문 헌

1. Yang M. S., Jen B. H., Yang Y. J., Lee J. J., 2008, "Design Limit Load Test of SmartUAV Structures", Proceeding of the 2008 KSAS Spring Conference, pp. 89~92.
2. Sim J. Y., Lee J. J., Park K. H., Gang Y. G., Hwang G. C., 1997, "Structural Test of Twin-Bee Aircraft Wing", Proceeding of the 1997 KSAS Fall Conference, pp. 7~11.
3. Lee K. Y., Choi S. k., Oh J. K., "The Design, Construction and Flight of Human Powered Aircraft Sky Runner.