

## 인력비행기 스카이 러너 설계 · 제작 · 비행

### The Design, Construction and Flight of Human Powered Aircraft Sky Runner

이 기 영\*                      최 성 옥\*\*                      오 장 근\*\*\*  
Ki Young Lee                      Seoung Ok Choy                      Jang Geun Oh

#### Abstract

With the financial sponsorship of FKI and six other companies, the design and construction of the human powered aircraft Sky Runner has been begun to design in December of 2008. And it flew in late December of 2009. The original design configuration was continuously modified in response to test results as a 30.36m span, 35.25m<sup>2</sup> wing area, 26.0 aspect ratio and 39.8kg of empty weight. Although, we have made only 150m flight flying a few seconds so far however, it will contribute to the research of ultra-light and long duration flying planes. A brief review of some design features, wing layout, prop design, fabrication and flight test results are presented.

Keywords : Human Powered Aircraft(인력비행기), Flight Test(비행시험), Aerodynamic Characteristics(공력특성), Propeller(프로펠러), Airfoil(날개꼴), 스파와 리브(Spar & Rib)

#### 1. 서론

인력비행기는 인간의 힘만으로 지상을 활주하여 이륙하고 비행한 후 착륙하는 항공기로 외부의 어떠한 도움도 없이 오직 사람의 근육에서 나오는 동력을 사용하여 비행하는 항공기이다. 따라서 동력발생장치가 없는 글라이더와는 근본적인 차이를 갖는다. 조류의 경우 비행 가능한 중량이 약 15kg으로 제한되는 것

로 알려져 있다<sup>[1]</sup>. 이는 비행체의 동체와 날개 구조와 매우 밀접한 관계가 있다. 대부분의 조류의 몸체와 날개는 대부분 강성을 지지할 수 있는 칼슘으로 구성되어 있다. 대나무와 같이 경량의 천연재료를 구조재로 사용한 항공기에 의한 인력 비행에의 꿈은 오랫동안 실현되지 못하였으나 근래의 유리섬유, 탄소섬유 등 초경량 고강도의 첨단재료들의 등장으로 인력비행의 가능성을 높여 주었다.

보통의 인간이 비교적 장시간 동안 발생할 수 있는 동력은 약 200W 내외로 대단히 작기 때문에 인력비행기의 속도 역시 수 m/s 수준의 저속이다. 이 속도영역은 공기역학적으로 매우 도전적인 레이놀즈수인  $O(10^5)$  크기이다. 사용가능한 동력의 제한은 항공기의 중량을 최대한 감소시켜야만 비행에 성공할 수 있음을 의미한다. 하지만 중량의 감소를 위해서는 양력 발

† 2010년 4월 26일 접수~2010년 7월 23일 게재승인  
\* 해군사관학교 기계조선공학과(Korea Naval Academy)  
\*\* 공군사관학교 항공우주공학과(Korea Air Force Academy)  
\*\*\* 한국신기술연구소(Korea New Technology Institute)  
책임저자 : 이기영(kylee04@hanmail.net)

생면의 축소를 초과하므로 중량감소와 양력면 증가를 적절하게 조화시켜야만 한다. 아울러 전통적인 비행기의 조종은 조종사의 손과 발을 모두 사용할 수 있지만 인력 비행기에서는 손만을 사용하기 때문에 비행 제어 역시 매우 어려운 과제이다. 이와 같이 매우 제한된 소요동력에 의한 인력비행은 고도의 설계기술, 초경량 및 고강도의 재료기술 등 인간의 지력과 체력에 의해 극복하여야만 비로소 달성할 수 있다<sup>[2]</sup>. 이는 미국, 영국, 독일 및 일본의 4개국만이 인력비행에 성공하였음이 보여주고 있다. Table 1은 대표적인 인력비행기의 성능과 제원을 비교하여 보인 것이다.

Table 1. 인력비행기 제원 및 성능 비교<sup>[3-6]</sup>

		Albatross (미국)	Daedalus (미국)	Velair 89 (독일)	Stork (일본)
날개	스팬(m)	28.6	34.1	23.2	21.0
	면적(m <sup>2</sup> )	44.0	30.8	16.9	21.7
	가로세로비	18.0	37.8	31.8	20.3
동체	기장(m)	10.0	8.84	-	8.85
중량	공허중량(kg)	31.8	31.1	30.5	35.9
	총중량(kg)	97.5	109.3	89.5	93.9
프로펠러	반경(m)	2.06	1.71	1.4	1.25
	회전속도(rpm)	95.0	108	190	210
날개부하(N/m <sup>2</sup> )		21.7	34.7	-	42.5
성능	순항속도(m/s)	4.92	6.93	8.4	8.6
	비행거리(km)	35.8	116.6	3.1	2.1
비행년도		1979	1988	1989	1976

국내에서는 전국경제인연합회 등 7개 단체와 기업들의 후원아래 공군을 중심으로 2008년 7월부터 인력비행기 제작 프로그램을 시작하였다. 본 논문은 한국 최초로 시도한 인력비행기 스카이 러너(sky-runner)의 형상설계와 제작 그리고 비행에 관한 내용이다. 스카이 러너의 최초 비행목표는 고도 3m에서 2km의 비행을 목표로 하였다. 이는 장거리 인력비행에 성공한 미국의 기술수준에는 미치지 못하지만 독일과 일본의 인력비행 수준의 목표이다. 따라서 스카이 러너는 장거리 비행보다는 단거리 비행에 적합하도록 설계하였으며, 원형기의 제작과 시험비행과정을 통해 수차례

수정 보완되었다. 비록 2009년 12월 12일의 최초 공개비행이 목표 비행거리에 훨씬 미달되는 150m의 비행에 그쳤지만 제시된 설계 및 제작 데이터들은 향후 시도될 좀 더 고성능의 인력비행기 개발의 기초자료로 활용될 수 있다. 인력비행기의 동력원인 조종사의 중량은 유사한 중량의 화석연료 혹은 태양에너지 구동 엔진으로 대체할 수 있다. 따라서 인력비행기의 기체구조가 적은 동력의 엔진으로 고고도에서 장기 체공할 수 있는 태양광 발전 고고도 무인환경감시기 등 뿐 아니라 15,000m 이상의 고도에서 무인통신중계기 등의 설계 제작에 사용될 수 있을 것으로 기대하고 있다.

## 2. 기본 설계

### 가. 인력동력

인간의 근육은 그 속에 저장된 탄수화물 혹은 글리코겐의 연소에 의해 화학적 에너지를 기계적 에너지로 변환시키는 엔진과도 같다. Fig. 1은 인력비행기의 동력으로 활용되고 있는 다리, 팔, 혹은 다리와 팔을 모두 사용하여 사이클링에 의해 발생할 수 있는 동력을 보여주고 있다<sup>[7,8]</sup>. Fig. 1에서와 같이 건강한 보통 사람의 경우 수초의 짧은 시간 내에서는 다리만으로도 1마력에 가까운 동력을 발생할 수 있으나 지속시간의 증가에 따라 출력동력이 급격하게 저하됨을 알 수 있다. 즉, 수분이 경과한 이후에도 지속적으로 발생할 수 있는 동력은 대략 0.3~0.4마력 정도인 220~300W 정도이다.

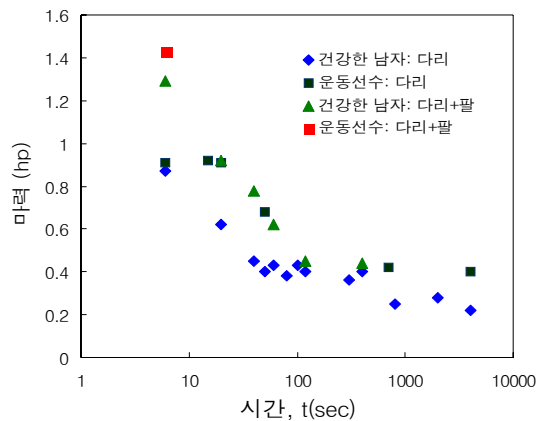


Fig. 1. 사이클링 지속시간에 따른 인력 동력<sup>[7,8]</sup>

해군사관학교의 측력계(ergonometer)에 의한 조종사 후부의 동력 측정 결과 최대순간동력은 650W, 지속발생동력은 200~250W였다. 이 수치는 인력비행기 설계에 있어서 가장 중요한 제한사항이 된다. 또한 동력전달 시스템과 프로펠러와 같은 추진장치의 효율을 고려하여 스카이 러너의 지속 발생 가능한 동력을 220W로 제한하였다. 이와 같이 매우 낮은 동력에 의한 인력비행을 성공하기 위해서는 낮은 총중량(공허중량+조종사 중량)과 높은 양항비를 갖도록 고세장비의 날개, 고효율의 프로펠러, 그리고 낮은 전달손실의 동력전달장치의 강력한 사이클 타입의 구동시스템으로 설계되어야 함을 의미한다.

나. 기본설계 조건

스카이 러너의 기본 설계제원은 지난 30년간 인력비행에 성공한 4개국 31개 인력비행기의 주요 제원들을 분석하여 참고하였다(Fig. 2)<sup>[9]</sup>. 인력비행에 성공한 항공기의 공허중량은 30kg~45kg 내외로 고강도저밀도 소재의 개발로 경량화 되는 추세이다. 조종사의 중량을 고려하면 총중량이 110kg을 초과하지 않음을 알 수 있다. 날개면적은 평균 31.4m<sup>2</sup>로 거리비행과 속도비행의 목적에 따라 다소 차이를 보인다. 주익의 평균 스패น과 가로세로비는 각각 24.8m와 21.6으로 큰 가로세로비의 매우 긴 스패んの 날개형상이 일반적이다.

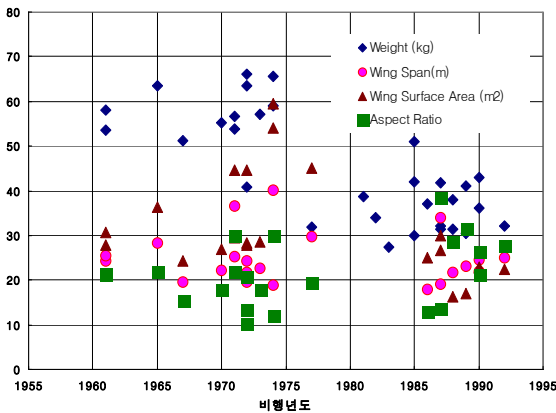


Fig. 2. 인력비행기 주요제원의 변화

설계목표중량은 60~65kg의 조종사 중량을 고려하여 공허중량 35kg~40kg, 총중량 100kg으로 하였다. 설계 순항속도는 일반인의 사이클링 속도인 20~25km/h 범위의 23km/h(6.5m/s)로 정하였다. 총중량 100kg인 항공

기가  $V=6.5\text{m/s}$ 의 순항속도로 비행하는데 요구되는 날개면적은 양력계수를  $C_L=1.1$ 인 경우  $S=34.5\text{m}^2$ 가 된다. 가용인력동력인  $P=220\text{W}$ 와 설계순항속도인  $6.5\text{m/s}$ 로 항공기 추진에 소요되는 추력  $T$ 는 식 (1)로부터 약  $T=30.5\text{N}$ 이다. 프로펠러효율  $\eta$ 는 전진비 0.26~0.42의 경우 약  $\eta=0.9$ 이다.<sup>[4]</sup> 따라서 계산된 추력으로로부터 순항 조건에서 요구되는 인력비행기의 양항비는  $L/D=32.25$ 가 된다.

$$T = \frac{P \cdot \eta}{V} = \frac{W\sqrt{W/S}}{V(L/D)\sqrt{(\rho/2)C_L}} \quad (1)$$

이와 같이 높은 양항비를 갖는 날개는 필연적으로 매우 높은 가로세로비의 날개형상이 요구된다. 또한 낮은 비행속도로 인하여 날개의 단면형상도 저 레이놀즈수에서 효율적으로 작동되는 에어포일을 선택하여야 한다. 이상의 형상설계를 위한 기본설계 조건을 요약하면 Table 2와 같다.

Table 2. 스카이 러너 기본설계 조건

구분	파라미터	설계값
설계조건	순항 양력계수	1.1
	총중량 (kg)	100
	순항속도 (m/s)	6.5
날개	날개면적 (m <sup>2</sup> )	34.5
추진계통	가용동력 (W)	220
	프로펠러 효율	0.9
	순항추력 (N)	30.5
성능	추력대중량비	0.031
	양항비	32.2

3. 스카이 러너 형상 설계

가. 주익과 미익

인력비행기의 주익은 저속·저동력 비행을 위해서 최대의 공력효율(양항비)을 갖는 높은 세장비의 날개형상이 요구된다. 따라서 스카이라너 주익의 기본형상으로 스패น  $B_w=30.36\text{m}$ , 평균시위  $C_{\text{mean}}=1.16\text{m}$ , 가로세로비  $AR=26.0$ 인 날씬하면서 긴 날개 형태를 채용하였

다. 날개 뿌리와 날개끝에서의 시위는 각각  $C_{root}=1.4m$ ,  $C_{tip}=0.95m$ 이며, 뒷전후퇴각만  $1.72^\circ$ 를 부여하여  $0.68$ 의 테이퍼비를 갖는 매우 긴 사다리꼴의 날개형상으로 하였다. 이와 같이 긴 스패스로 인하여 날개에 별도의 상반각을 주지 않았다. 즉, 길고 유연한 날개로 이륙할 때 상방으로 휘어져 타원형 형태가 되어 가로안정성을 증진할 수 있는 상반각 효과를 발생하게 된다.

인력비행기 주익 단면의 에어포일 선정은 높은 양항비를 우선적으로 고려하였다. 아울러 스파를 포함할 수 있는 충분한 내부공간을 확보하고 구조중량을 감소시킬 수 있는 가능한 최대두께의 에어포일을 선택하도록 하였다. 이와 같은 기준에 따라 채택한 주익 에어포일은 DAE 11이다. DAE 11은 낮은 레이놀즈수 영역에서 최대양항비  $(C_l/C_d)_{max}=135.5$ , 피칭모멘트  $C_m=-0.14$ 의 양호한 공력특성을 가지고 있고, Daedalus에의 적용을 통해 운영 안정성이 입증된 바 있다<sup>[4,11]</sup>. 아울러 최대두께  $(t/c)_{max@33.2\%c}=0.128$ 은 긴 날개를 지지할 수 있는 적절한 직경의 스파를 내부에 삽입할 수 있을 만큼의 충분히 두꺼운 형상이다. Fig. 3은  $Re_c=5 \times 10^5$ 에서  $k\omega$ -SST 난류 모델을 사용하여 FLUENT로 계산된 DAE 11의 공력특성 결과이다<sup>[12]</sup>. DAE 11의 양항곡선은 받음각  $9^\circ \sim 10^\circ$ 에서 최대 양항비를 보이며, 받음각  $10^\circ$  이상에서는 항력이 급격하게 증가하는 특성을 보여준다. 하지만 비교적 넓은 받음각 영역에서 양력계수  $C_l=1.1$  이상,  $C_d=0.01$ 이하로 유지되는 양호한 양항특성을 보인다.

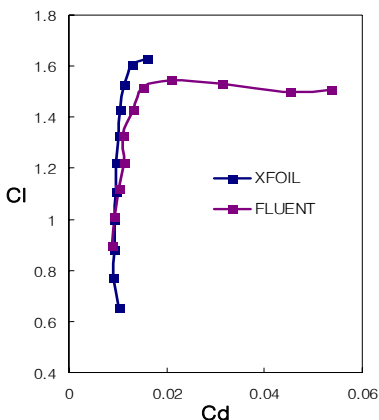


Fig. 3. DAE 11의 양항곡선<sup>[12]</sup>

긴 스패스를 가진 넓은 표면적의 주익으로 인하여 수평미익 및 수직미익의 날개면적도 증가된다. 일반적으로

로 수직미익과 수평미익의 크기  $S_{VT}$ 와  $S_{HT}$ 는 미익부피계수  $C_{VT}$  및  $C_{HT}$ 와 설계조건으로 주어지는 모멘트 양인  $L_{VT}$ 와  $L_{HT}$ 로부터 다음의 식으로 계산할 수 있다<sup>[10]</sup>.

$$S_{VT} = \frac{C_{VT} B_W S_W}{L_{VT}}, \quad S_{HT} = \frac{C_{HT} \overline{C}_W S_W}{L_{HT}} \quad (2)$$

여기서,  $\overline{C}_W$ 는 주익의 평균시위이다. 수직미익 및 수평미익의 체적계수는 날개부하가 스카이 러너와 유사한 Daedalus를 참고로 하여 각각  $C_{VT}=0.02$ 와  $C_{HT}=0.5$ 로 선택하였다. 따라서 수직미익과 수평미익의 날개면적은 항공기의 조종안정성을 고려하여 상대적으로 대형인 각각  $S_{VT}=3.2m^2$ 와  $S_H=2.6m^2$ 으로 하였다. 미익 단면 에어포일은 NACA 0009를 사용하였다. Table 3은 주익과 미익의 형상설계 제원을 요약한 것이다.

Table 3. 주익과 미익의 형상설계 제원

구분	주익	수평미익	수직미익
날개면적( $m^2$ )	35.25	2.6	3.2
스팬 (m)	30.36	4.6	2.9
세장비(AR)	26	8.14	2.6
앞전 후퇴각 ( $^\circ$ )	0	-	-
뒷전 후퇴각 ( $^\circ$ )	1.718	-	-
상반각 ( $^\circ$ )	0	-	-
$C_{root}$ (m)	1.4	0.57	1.12
$C_{tip}$ (m)	0.95	0.57	0.7
테이퍼비	0.68	1.0	-
평균공력시위	1.17	0.57	1.1
뒤틀림각 ( $^\circ$ )	0	0	-
25%시위각 ( $^\circ$ )	0	-	-
체적계수	-	0.5	0.02
날개꼴	DAE 11	NACA 0009	NACA 0009

수직미익과 수평미익의 조종면은 인력비행기의 특성상 매우 저속으로 인하여 반응시간이 매우 느릴 것으로 예상되어 미익전체를 활용하는 전통의 개념을 채택하였다. 인력비행기는 조종성보다 적절한 안정성을 확보하는 것이 보다 중요하다. DATCOM에 의한

스카이 러너의 정적 세로방향 및 가로방향 안정성 예측 결과는 강한 세로안정성과 비교적 양호한 피치 뎀핑을 보유한 것으로 예측되었다. 아울러 유연한 날개로 인한 상반각 효과(dihedral effect)로 롤-뎀핑은 비교적 클 것으로 예측되었지만 옆미끄럼각 변화에 대한 가로축 조종은 매우 힘들고 기체반응이 매우 느릴 것으로 예상되었다. 자세한 안정성 계산 결과는 참고문헌 [12]에 기술되어 있다.

나. 조종석, 동력전달 장치 및 프로펠러

조종석 형상은 조종사가 중력에 의해 페달을 아래로 밀어내기 때문에 동력발생에 보다 효과적이면서 체인 길이를 감소시켜 중량을 최소화 할 수 있는 직립형을 채택하였다. 조종석의 크기는 한국인 평균신장인 172.5cm를 기준으로 5% 수준의 마진을 고려하여 높이 1.84m, 길이 1.23m로 설계하였다. 또한 공기저항에 의한 동체항력을 최소화하기 위하여 대칭형 NACA 에어포일 형상의 폐쇄형 동체를 채용하였으며 이륙할 주를 위한 이륙바퀴를 조종석 하단에 장착하였다. 조종석의 위치는 날개의 앞전 바로 밑에 위치시켜 압력 중심에 매우 가깝게 함으로써 세로안정성을 증가시키고자 하였다.

비행 동력전달 장치는 사이클링에 의한 발생한 동력을 체인과 2개의 베벨기어를 채용한 기어박스를 통해 프로펠러를 회전시키는 방식을 사용하였다. 프로펠

러의 동체에의 장착은 직립방식의 페달링과 동력전달 시스템의 기계적 간결성을 고려하여 전방장착형으로 하였다.

프로펠러는 최소유도손실 및 최소형상항력을 갖는 브레이드 단면과 양력계수를 선택하는 Larrabee의 설계방법을 적용하였다<sup>[13,14]</sup>. 프로펠러용 에어포일은 Daedalus 88에 사용된 DAE 51을 채택하였다. Table 2의 기본설계점인 동력 220W와 기 제작된 인력비행기들의 프로펠러 제원들을 참고하여 브레이드수 2개, 직경 3.2m, 전진비 0.30,  $\beta_{75}=31.36^\circ$ , 회전속도 135 rpm로 작동되도록 설계하였다. Fig. 4는 스카이 러너 형상설계에 대한 2차원 도면을, Fig. 5는 8.9m(기장)×30.4m(기폭)×3.5m(기고)의 스카이 러너 조감도이다.

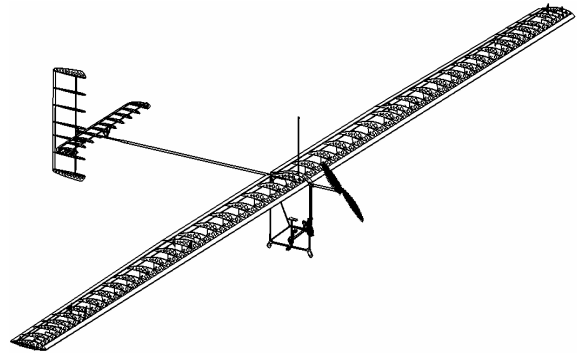


Fig. 5. 스카이 러너 조감도

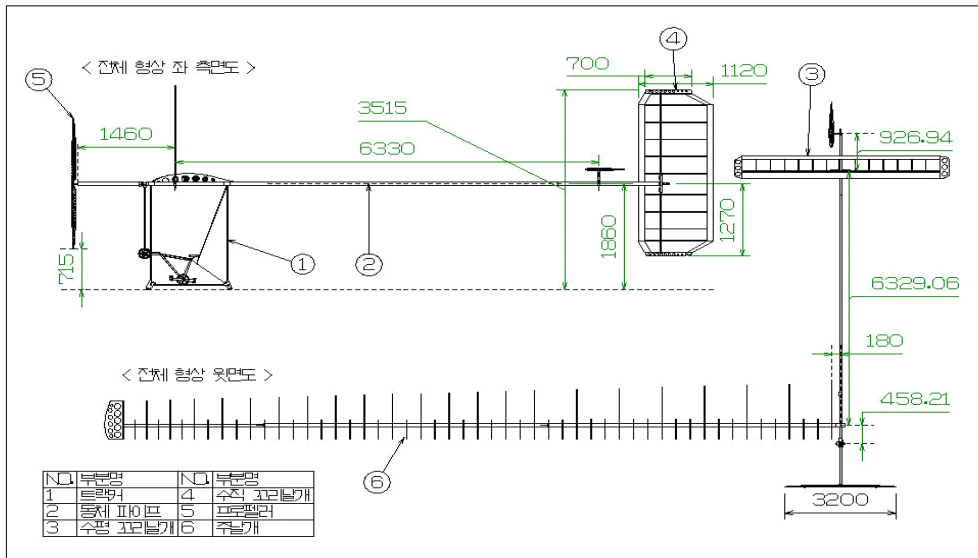


Fig. 4. 스카이 러너 형상설계 도면

#### 4. 제작 및 비행

##### 가. 날개와 조종면

날개는 Fig. 6과 같이 스파와 리브의 구조로 제작하였다. 스파는  $\phi 62.4 \sim 84.4\text{mm}$ 의 GFRP 파이프로, 리브는 3겹의  $t=10\text{mm}$ 의 초경량소재인 우드락(woodrock)을 사용하였다. 앞전과 뒷전에는 익형의 유지를 위하여 두께 1mm의 우드락으로 덮개를 만들어 씌웠다. 날개의 스킨은  $t=0.03\text{mm}$ 의 강화폴리에스터 필름인 Mylar를 사용하였다. 주익은 좌·우익 각각 세부분으로 나누어 제작한 다음 최종 조립단계에서 서로 체결하였다. 주익의 부착위치는 조종석 형상과 일반 항공기보다 직경이 큰 프로펠러 그리고 긴 날개로 인한 날개 손상 가능성 및 항공기 가로 안전성의 향상을 고려하여 고익으로 하였다. 날개의 붙임각은 동체축 2.41°, 날개끝 3°이다. 아울러 비행시 돌풍 등에 의해 과도한 들림을 방지하기 위해 날개와 동체를 연결하는 양력 와이어(lifting wire)와 착륙시 날개가 지면에 닿는 것을 방지하기 위한 착륙 와이어(landing wire)를 스테인레스 스틸 와이어를 사용하여 연결하였다.



Fig. 6. 스파-리브 구조의 주익

수평 및 수직미익은 주익과 마찬가지로 스파와 리브의 구조로 하였다. 미익의 스파는  $\phi 17 \sim 18\text{mm}$ 의 CFRP 파이프를, 리브는  $t=10\text{mm}$ 의 우드락을 사용하였다(Table 4).

##### 나. 조종석과 동력전달장치

동체는 직경 50mm인 Al 6061-T6 고강도 알루미늄 합금을 사용하여 주익과 미익 및 동력전달장치와 일체

화된 구조로 제작하였다. 동력전달장치는 체인 드라이브 구조로 Al 7006 알루미늄 합금으로 제작된 전문가용 사이클 프레임에 사용하였다. 조종석과 동체 구조 프레임은 Ti-M5, Al 7006 파이프를 사용하였으며, 사이클 페달은 상하 페달링 과정에서의 동력손실을 방지할 수 있는 사이클 전문화를 부착하였다. 체인 드라이브의 크랭크와 스포라켓의 톱니수는 각 52T와 34T이며, 체인에 적절한 인장을 주기위하여 20T의 인장 스포라켓을 부착하였다(Fig. 7).

Table 4. 주익과 미익 사용재료

구분	주익	수평미익	수직미익
스파	GFRP $\phi 84.4 \times 1.2 \times 6\text{m}$ $\phi 72.4 \times 1.2 \times 6\text{m}$ $\phi 62.4 \times 1.2 \times 3\text{m}$	CFRP $\phi 18-22 \times 0.6\text{t}$ Al-7006 $\phi 19 \times 1.0\text{t}$	CFRP $\phi 17-21 \times 1.0\text{t}$
리브	Woodrock 10t×3piece	Woodrock 10t×3piece	Woodrock 10t×3piece
지지대	Al 6061-T6	Al-7006 $\phi 12 \times 0.75\text{t}$	Al-7006 $\phi 12 \times 0.75\text{t}$
스킨	Mylar 0.03t	Mylar 0.03t	Mylar 0.03t



Fig. 7. 조종석

조종간은 조종사가 페달링으로 동력을 생산하면서 비행조종을 하는 상황을 고려하여 일자형 손잡이 끝에 사이드 스틱형으로 제작하였다. 오른손으로 조종간을 앞뒤로 밀거나 당기는 방식으로 엘리베이터를 조향하고 좌우로 작동시키는 방법으로 러더를 조향하는 방식

이다(Fig. 8). 프로펠러는 날개와 마찬가지로 스파와 리브 구조로 제작하였다(Fig. 9). 프로펠러의 스파는 고강도 탄소섬유 파이프를, 리브는 발사목(balsa wood)으로 그리고 Mylar를 스킨으로 제작하였다. 프로펠러의 피치각은 지상에서 조정할 수 있도록 하였다.

다. 비행기 제작 및 중량제어

비행기는 시험비행용 시험기 1대와 공개비행용 최종기 그리고 예비기를 포함하여 총 3대를 제작하였다. 인력비행의 성공은 최대의 양력을 발생하면서 비행부하를 취급할 수 있는 강성을 유지하면서 최소의 중량으로 제작하는 것이 관건이라 할 수 있다. 스카이라너의 설계목표 공허중량은 35kg이나 기본형상설계에 의한 예상 공허중량은 54.0kg으로 설계기준을 50% 이상 초과하였다. 따라서 시험비행용 시제기의 주날개 스파 재질을 Al 6060-T6에서 GFRP와 CFRP로 교체하고, 조종석을 초경량의 사이클 프레임으로 교체하여 공허중량 41.9kg으로 제작하였다. 최종기는 구조강건성에 영향이 없는 범위 내에서 각 부품들의 치즈 컷 등의 추가 중량감소를 통해 39.8kg으로 제작하였다(Table 5).



Fig. 8. 조종간

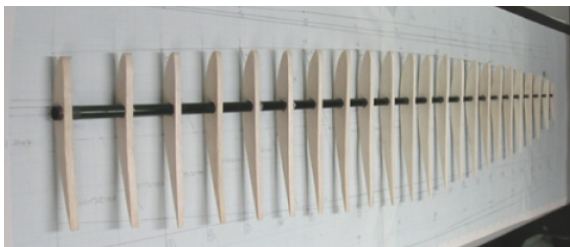


Fig. 9. 프로펠러

Table 5. 스카이라너 중량 제어

구분	기본설계	시험기	최종기
주익	25.0	22.5	22.0
미익	2.0	2.1	1.8
동체	5.0	4.4	4.3
조종석/ 동력시스템	17.0	9.7	9.1
프로펠러	3.0	1.2	0.8
기타	2.0	2.0	1.8
총 공허중량	54.0kg	41.9kg	39.8kg

라. 시험비행 및 공개비행

2008년 12월부터 2009년 12월까지 1년간에 걸쳐 제작된 시험기를 사용하여 지상시험, 저속활주, 고속활주, 이륙 및 착륙 등 총 26회의 시험비행을 실시하였다. 시험비행을 통하여 좌우 날개 비대칭적인 양력발생, 날개틀림 정도, 승강타에 의한 기체반응, 날개 연결부위의 구조강도, 양력 와이어의 강도, 주익 및 미익의 변형도 그리고 프로펠러 적정 피치 등을 점검하고 조정하였다. 시험비행 과정에서 전술한 비행안정성 예측 결과와 같이 세로 안정성은 비교적 강한 안정성을 보였으나 가로안정성이 상대적으로 낮아 측풍에 의한 롤 조종이 매우 어려웠다. Fig. 10은 '09년 7월 26일의 초도비행시험 장면으로 초기출발시 중앙에서 보조자가 밀어 기체의 부양시킨 것이다. 아울러 기체 좌우에 6명이 보조자를 두어 활주시 과도한 요잉 발생으로 인한 기체의 전복, 기체충돌 등으로 인한 기체 파괴를 방지하도록 하였다.



Fig. 10. 보조 부양 시험 비행

공개비행은 2009년 12월 12일 공군사관학교 활주로에서 실시하였다. 조종사인 인라인 스케이트 강사 이원씨의 중량 53kg을 포함하여 항공기의 총이륙중량은 92.8kg이었다. 이륙속도는 6.1m/s로 설계순항속도인 6.5m/s보다 다소 낮은 속도에서 부양되었으며, 고도 1.5m를 유지하면서 총 150m를 비행하였다. 이때 프로펠러 피치각은 28°로 하였다. 이 비행기록은 개발 목표인 2km의 비행에는 미달하였지만 미국, 일본, 영국, 독일에 이은 5번째의 인력비행 성공이 되었다<sup>[14,15]</sup>. 이러한 비행결과는 유사한 크기인 Daedalus 정도의 중량 저감과 조종사 훈련을 보완하면 보다 장시간의 장거리 비행이 가능함을 보여 준다.



Fig. 11. 공개 비행

## 5. 요약 및 결론

인간의 힘만을 동력으로 비행하는 기장 8.9m, 기폭 30.4m, 기고 3.5m의 인력비행기 스카이 러너를 설계 · 제작하여 비행하였다. 스카이 러너는 저속 저동력에 의한 인력비행이 가능하도록 가로세로비가 26.0인 매우 긴 스패의 장방형 날개, 조종 안정성을 고려한 대형의 수평 및 수직 전동미익, 그리고 2개의 베벨기어 박스를 채용한 단순한 동력전달 시스템, 그리고 직경 3.2m의 프로펠러로 구성되어 있다. 초경량 소재인 GFRP, CFRP, 우드락 등을 구조재로 사용하여 공허중량은 39.8kg이었다. 공식 비행기록은 비록 150m의 직선 비행에 불과하지만 세계 5번째의 시도와 절반의 성공에 의의가 있다. 스카이 러너 인력비행기의 제시된 설계 및 제작에 활용된 경험과 기술은 유사한 기체 구조를 갖는 태양광, 연료전지 등을 동력원을 사용하는 장기체공용 무인항공기 개발에 응용될 수 있다.

## Reference

- [1] Azuma, A., "The Biokinetics of Flying and Swimming 2nd ed.", AIAA Inc., 2006.
- [2] 이일우, "인력비행기 이야기," KSAS 매거진, 제3권 제1호, pp. 23~31, 2009.
- [3] Burke, J. D., "The Gossamer Condor and Albatross : A Case Study in Aircraft Design", AIAA Professional Study Series, AeroViromental Inc., 1980.
- [4] Langford, J. S., "The Daedalus Project : A Summary of Lessons Learned", AIAA-89-2048, 1989.
- [5] Frank, P., "The Human Powered Aircraft Velair Design Details and Results of Structural, Prop and Flight Tests", International Human Powered Flight Symposium, 1994.
- [6] Kimura, H., "Development of Man-Powered Aircraft in Nihon University Since 1963", The Research Institute of Science and Technology Nihon University, 1977.
- [7] Eilkie, D. R., "Man as a Aero Engine", J. Royal Aeronautical Soc., Vol. 64, pp. 477~481, 1960.
- [8] Whitt, F. R., Wilson, D. G., Bicycling Science, MIT Press, London, 1982.
- [9] 이기영, 최성욱, "인력비행기 개발을 위한 설계 및 제작 고려요소," 한국항공운항학회지 제17권 제1호, pp. 29~38, 2009.
- [10] Raymer, D. P., Aircraft Design : A Conceptual Approach, 4th ed., AIAA Education Series, AIAA, 2006.
- [11] Kosiso, N., Tsushima, T., and Murotsu, Y., "Wing Planform Optimization of Human Powered Aircraft in Low Reynolds Number Range", AIAA 2000-4739.
- [12] 이일우, 최성욱, 이기영, "한국형 인력비행기의 공력특성", 한국군사과학기술학회 종합학술대회 논문집, pp. 1667~1670, 2009.
- [13] Larrabee, E. E., "Practical Design of Minimum Induced Loss Propeller", SAE Technical Paper 790595, 1979.
- [14] <http://news.donga.com/view.phd>, 2009-12-17.
- [15] <http://kookbang.dema.mil.kr/kdd>, 2009-12-15.