

論文

인력비행기 개발을 위한 설계 및 제작 고려 요소

이기영*, 최성옥**

The Design and Construction Consideration for
Developing the Human Powered Aircraft

Ki-Young Lee* and Seong-Ok Choi**

ABSTRACT

This paper surveys the historical perspective and design considerations for developing the human powered aircraft(HPA). Especially the weight and materials, aerodynamics, flight controls, and power trains are focused. The average power a human can produce and sustain is approximately 200~250 W which is a critical design constraint of HPA. The survey shows that the empty weight of HPA was in the 30~40 kg range(90~110 kg include pilot). Thus, in order to design a successful HPA, the value of power to weight ratio should be 2.0 W/kg or above. The HPA design technique could be applied directly to the development of an unmanned high altitude airplanes used for atmospheric research, where light structures, low Reynolds number aerodynamics and high efficiency propeller design are required as well.

Key Words : Human Powered Aircraft(인력비행기), Muscular Engine(근육엔진), Low Reynolds Number Aerodynamics(저레이놀즈수 공기역학), Minimum Induced Loss Propellers(최소유도손실 프로펠러)

1. 서론

많은 신화와 전설 속에서 날개를 단 인간이 하늘을 날아 전장을 누비고 물건을 운반하는 모습의 묘사는 인간의 힘으로 비행하고자 하는 열망의 표현이라 할 수 있다. 이러한 비행에의 열망은 Leonardo da Vinci와 같은 천재 과학자와 Otto Lilienthal과 같은 열정적인 항공학자들에 의해 오늘날의 인력비행기 설계와 제작에 이룰 수 있는 기반이 되었다[1, 2]. Leonardo da Vinci가 구상한 인력비행기 형태는 Fig 1과 같은 비행기계(ornithopter)였다. 그의 설계는 커다란 날개

를 입고 새의 날개짓과 같은 방법으로 양력과 추력을 얻는 개념이었다. 하지만 이러한 비행방식은 많은 과학자들이 여러 형태로 변형해가며 시도되었지만 모두 실패하였으며, 시험과정 중에 많은 사상자들이 발생하였다. 이는 인력 만에 의한 날개짓 운동으로는 비행에 요구되는 충분한 양력을 얻을 수 없었기 때문이다. 이에 1868년 Spencer는 Cayley가 제안한 고정익에 의한 인력비행 개념으로 전환하였다. 그는 날개를 사람 몸에 부착하고, 인력으로 구동되는 작은 보조 프로펠러들을 날개끝에 장착하였다. 이러한 설계 개념은 인력비행에 좀 더 가능한 방법으로 생각되었다. 수많은 실패 끝에 과학적 시도에 의한 인력비행의 성공은 1936년에 Mufli & Pedaliante가 제작한 비행기라 할 수 있다. 그러나 이들의 비행은 수평을 유지하는 데는 실패하였고 단지 활공거리를 늘이는 초보적인 수준이었다.

2009년 3월 11일 접수 ~ 2009년 3월 26일 심사완료

* 해군사관학교 기계조선공학과

** 공군사관학교 항공우주공학과

연락처, E-mail : kylee04@hanmail.net

경상남도 진해시 앵곡동 사서함 88



Fig 1. 레오나르도의 스케치를 근거로 제작한 비행기계 모형

인력비행기 개발을 본격적으로 촉발시킨 계기는 영국의 사업가 Kremer가 1959년에 제안한 Kremer 상이다. 첫 번째 Kremer 상¹⁾은 인력비행기의 설계와 제작에 도전하는 경연의 장으로, 1/2 마일 떨어진 두 개의 기둥 사이를 8자 비행으로 성공하는 경우 오만 파운드의 상금을 수여하기로 하였다[3]. Kremer 상이 제안된 후 영국과 일본을 시작으로 많은 항공기들이 도전했지만 첫 번째 성공은 18년이 경과한 1977년 8월 23에 MacCready의 Gossamer Condor에 의해서였다 (Fig 2). 두 번째로 주어진 Kremer 상의 과제는 영불해협 횡단비행이었다. 이는 인력비행기 설계·제작에 있어서 공력과 구조적 효율성 그리고 이상적인 기상조건 이상에서의 조종력에 대한 기술적 도전이었다. 이 과제 역시 MacCready의 Gossamer Albatross에 의해 1979년 6월 12일에 35.8 km의 영불해협을 2시간 49분의 비행으로 성공하였다. 이와 같은 장거리 인력비행은 Gossamer Condor에 비하여 상당량의 탄소섬유를 사용한 경량화 된 기골과 보다 공력학적 구조로의 수정으로 가능하였다. 세 번째 Kremer 상은 인력비행기의 크기를 작게 하고 비행과정에서의 파손을 줄이기 위해 1.5 km 거리의 삼각형 코스를 3분 이내에 비행하는 속도 경연이었다. 이 과제는 1984년 미국의 Monarch와 Bionic Bat, 독일의 Musculair가 성공하였다. 특히 Musculair는 48 km/h의 경이적인 비행속도를 기록하였다 [4].

1970~1980년대의 연이은 인력비행의 성공은

1) 당시 인력비행기 설계에 대한 주요 규칙으로는 양력을 생성시키기 위하여 공기보다 가벼운 기체를 사용할 수 없으며, 항공기는 반드시 고정익으로 설계되어야 하고, 한사람이 오직 근육을 사용하여 동력을 생성하여야 한다. 또한, 이륙 후에는 어떠한 부품도 버릴 수 없으며, 조종사에게 외부의 도움이나 통신이 허용되지 않았다. 다만 제어 목적만을 위한 탑재 동력원은 허용되었다.

1988년 4월 23일 MIT 그룹에 의해 제작된 Daedalus 88의 비행으로 최정점에 이르렀다. 이들의 비행은 인류의 비행에 대한 가장 오래된 기록인 다달로스의 비행을 재현하는 도전으로 크레타 섬에서 이륙하여 산토리니 해안가까지 119km를 3시간 54분 동안 비행하는 놀라운 기록을 달성하였다[5]. 이외에도 독일의 Velair가 1989년 3.1 km의 비행을, 영국에서는 1990년 Airglow가 초도비행에 성공하였다. 일본의 인력비행 도전도 서구에 못지않게 일찍 시작되어 1977년 일본대의 기무라 교수 연구팀이 Stork로 당시에는 세계기록인 2.1 km의 비행에 성공하였다[6]. 일본에서는 고정익 형태의 인력비행기뿐 아니라 회전익 형태의 인력 헬리콥터에도 꾸준히 도전해 오고 있다[7].



Fig 2. 최초로 Kremer 상을 획득한 Gossamer Condor의 비행 모습

Table 1은 인력비행에 성공한 대표적인 항공기들의 제원과 성능을 보인 것이다. 우리나라에서의 인력비행 시도는 좀 늦은 감이 없지 않으나 한국 공군을 중심으로 2009년 9월 비행을 목표로 추진 중에 있다. 목표 비행거리가 3km 정도의 다소 짧은 것은 하지만 Table 1에서와 같이 독일과 일본의 인력비행 수준에 도달하는 것을 1차 목표로 하고 있다. 인력 비행기 개발에 성공하면 미국, 일본, 영국, 독일에 이어 세계에서 5번째 인력 비행 성공 국가가 될 것이다[8]. 본 논문은 인력비행에 성공한 항공기들을 중심으로 설계·제작 제원들을 개괄적으로 검토 분석한 것으로 인력비행기 설계·제작에 필요한 기초 자료로 제시하고자 한다. 특히, 인력비행기 설계의 가장 핵심적인 제한사항인 인력에 의한 동력생성 한도와 낮은 레이놀즈수 유동에 의한 공력학적 한계를 조망하고, 이를 극복하여 성공적인 인력비행에 이르기 위한 양력과 추력의 극대화와 항력 극소화, 조종성 향상 및 효과적인 동력전달 방법들을 제시하고자 한다.

Table 1. 대표적인 인력비행기 제원과 성능

Model	Albatross (미국)	Daedalus (미국)	Velair (독일)	Stork (Japan)
span(m)	29.0	34.1	23.2	21.0
날개	area(m ²)	49.8	31.0	16.9
	AR	19.0	37.5	31.8
중량	empty (kg)	33.0	31.1	30.5
	pilot(kg)	61.5	72.5	59.0
	total(kg)	96.5	109.6	93.9
순항 조건	power (W)	221.4	203.0	300
	speed (m/s)	5.43	6.87	8.4
비행거리(km)	35.8	116.6	3.1	2.1

II. 항공기 엔진으로서의 인력동력

인간의 근육은 그 속에 저장된 탄수화물 혹은 글리코겐의 연소에 의해 화학적 에너지를 기계적 에너지로 변환시키는 엔진과도 같다. 근육 엔진은 매우 복잡한 에너지 변환과정을 포함하고 있으며 정상조건하에서의 엔진효율은 20~25% 정도로 알려져 있다. Fig 3은 보편적인 인력비행기의 동력생성 형식인 사이클링에서의 운동지속시간에 따른 생성동력과 산소소모량을 보인 것이다. 훈련된 사이클 선수인 경우 수십 초 내에서는 약 1마력 이상의 동력을 생성시킬 수 있다. 운동 초기에는 근육에 공급되는 산소량이 적어 무산소과정에 의해 근육 속에 저장된 글리코겐을 분해하여 에너지화 한다. 따라서 에너지화 과정에서 생성되어 축적되는 젖산으로 인한 근육피로로 지속적인 동력생성은 제한적일 수밖에 없다. 즉 무산소 운동에 의한 동력생성은 짧은 시간에 많은 동력을 생성할 수 있으나 인간이 감당할 수 있는 지속시간은 약 2.5분 정도이다[9, 10].

과도한 젖산의 축적을 방지하면서 지속적인 동력을 생성하기 위해서는 적절한 산소를 공급하여야 한다. 인간의 근육 속에 저장된 글루코오스 100 g으로 약 900 W를 생성시킬 수 있으며, 근력엔진의 효율이 20~25% 정도임을 감안하면 180~225 W 정도의 동력을 생성할 수 있음을 의미한다. 더욱이 인간의 심폐기능계는 산소요구량의 증가에 반응하여 유산소 에너지 생성이 가속되어 수분간은 지속된다. 따라서 선천적인 심폐기능과 함께 훈련을 부가하면 이륙 후 수분이 경과한 이후에도 지속적으로 생성할 수 있는 동력은 대략 200~250 W 정도이다. 이 값은 인력비

행기 설계에 있어서 가장 중요한 제한사항이 되며, 저속의 수평비행에는 충분한 동력이다[11, 12]. Bussolari & Nadel[9]에 의하면 인력비행기의 비동력은 조종사의 최대유산소 비동력의 약 70% 정도로 보고하고 있다. 대기 중에서 흡입할 수 있는 분당흡입산소량(VO₂max)은 지속적인 동력생성과 밀접한 관계가 있으므로 인력비행기 조종사 선발 시 VO₂max 능력이 우수한 사람을 선발하는 것이 필수적이라고 할 수 있다.

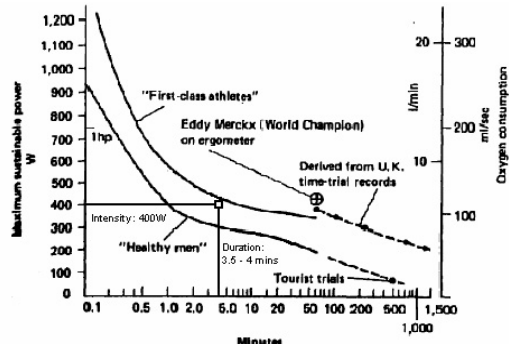


Fig 3. 사이클링 지속시간에 따른 인력동력 출력과 산소소모량[10]

사이클링의 페달링(pedalling) 주파수도 적정 동력 생성에 영향을 미치는 파라미터 중 하나이다. Whitt & Wilson[10]에 따르면 훈련된 사이클 선수의 경우 가장 편안한 페달링 횡수는 순항비행의 경우 70 rpm으로 제시하였다. 이륙상승과 같이 짧은 시간에 많은 동력이 요구되는 경우에는 스프린터의 페달링 주파수인 150 rpm정도가 요구되지만 이를 초과하는 것은 비합리적인 것으로 보고하고 있다. Ball 등[13]은 60 rpm과 120 rpm에서 1~5분간의 페달링 후 혈중젖산농도를 측정한 결과 60 rpm에서의 혈중젖산농도가 오히려 더 높게 나타남을 보고하였다. 따라서 비행조건에 따라 페달링 주파수를 달리하여 설계할 필요가 있음을 알 수 있다. 즉, 장거리 비행의 경우에는 70 rpm 정도가 적정하지만 5분이내의 단거리 비행의 경우에는 90 rpm 내외로 페달링 주파수를 상향시킬 필요가 있다.

III. 인력비행기 설계 및 제작 고려요소

3.1 비행기 중량과 소재

1936년에 제작된 Pedaliante라는 인력비행기

의 무게는 거의 100 kg에 달하였으나 1989년에 제작된 Velair 89의 공허중량은 30.5 kg에 불과하였다. 비행에 성공한 인력비행기의 공허중량은 대략 30~45kg 범위로, 이는 항공기의 모든 부분들이 가능한 최소중량이 되도록 세심하게 설계되어야 함을 의미하고 있다. Fig 4는 인력비행기의 성능을 평가하는 지표 중 하나인 중량당동력비(power to weight ratio)를 비행성공년도에 따른 변화를 보인 것이다. Fig 4에서와 같이 첨단 경량구조재의 개발과 더불어 조종사 중량을 포함하여 중량당동력비가 2.5 W/kg 수준으로 향상되고 있음을 알 수 있다. 아울러 인력비행에 성공하기 위해서는 최소한 2.0 W/kg 이상이 되도록 설계되어야 함을 보여주고 있다. 따라서 인력비행기에 사용되는 소재는 가능한 경량이면서 구조 강건성을 유지할 수 있도록 저밀도 고강도의 소재 사용이 필수적이다.

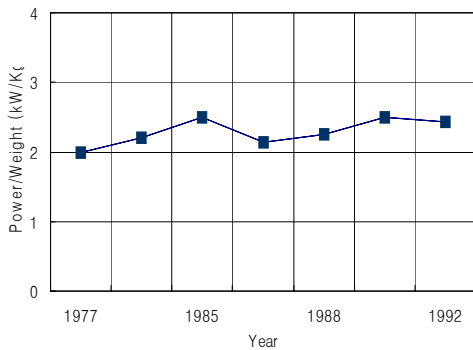


Fig 4. 인력비행기의 단위중량당 동력비 변화 추이

Table 2는 대표적인 인력비행기의 부위별 중량 분포를 보인 것이다. 날개는 조종사의 중량과 동체 그리고 동력전달 시스템을 지지하면서 인력비행기 중량의 대부분인 50% 이상을 점유하기 때문에 가능한 경량이면서 동체를 지지할 수 있는 강성이 있는 소재를 사용하여야 한다. 인력비행기 날개의 내부 구조는 Fig 5와 같이 날개끝에서 다른 끝까지 이어지는 긴 주 스파(main spar)와 스파에 수직한 리브(rib)로 이루어져 있다. 리브는 스티로폼과 같은 경량 소재 시트로 제작되며, 탄소섬유로 에어포일을 지지하기도 한다. 날개의 앞전과 뒷전은 날개표면의 강성을 주고 외

피가 리브들 간에 벗겨지지 않도록 고정시켜주는 소재를 사용한다.

구조용 소재로는 6자 혹은 7자 계열의 알루미늄 합금이 사용된다. 알루미늄 합금은 과도한 중량증가 없이 강성을 유지할 수 있기 때문에 Gossamer Condor에서도 주익의 스파, 동력전달부와 조종면 등에 사용되었다. 섬유강화플라스틱(FRP)과 유리섬유 그리고 탄소섬유 등의 복합재료들도 경량이면서도 인력비행기에 요구되는 강성을 갖고 있기 때문에 많은 인력비행기들의 제작에 사용되었다. 발사목(balsa wood)과 같은 목재는 매우 가벼우면서도 복합재료에 비하여 저렴하기 때문에 날개의 앞전과 뒷전, 프로펠러 및 날개의 리브 등에 사용되고 있다. 날개 외피는 Mylar™와 같은 폴리머 시트를 신장시켜 날개 표면을 덮는 방식을 사용한다.

Table 2. 인력비행기의 부위별 중량 분포[5, 14]

모델	Daedalus (kg)	Velair 89 (kg)
날개	18.99	15.96
동체/제어시스템	7.27	9.41
착륙장치	0.73	0.76
동력시스템	2.80	2.99
러더/에일러론	1.16	1.44
계기	0.12	0.11
총중량	31.07	30.67



Fig 5. 전형적인 인력비행기 스파와 리브의 날개 구조

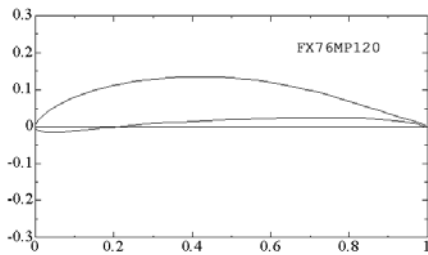
인력비행기의 꼬리는 상대적으로 길면서 가는 단란 활대로 지지하며, 주익과 마찬가지로 스파와 리브의 구조로 제작된다. 동체는 조종사, 동력전달 시스템, 제어시스템 및 프로펠러와 착륙기어를 지지할 수 있도록 충분한 강성과 충격 및 응력에 견딜 수 있어야 한다. 일반적으로 프레임은 상자 형태로 지지되고, 다른 부분들과 링크되

2) Daedalus는 장거리 인력비행, 그리고 Velair는 단거리 속도 인력비행의 대표적인 예이다. 따라서 두 인력비행기의 총중량은 비슷하지만 Daedalus의 날개중량비율(61.6%)이 Velair(52.0%)에 비하여 월등하게 높은 값을 보인다.

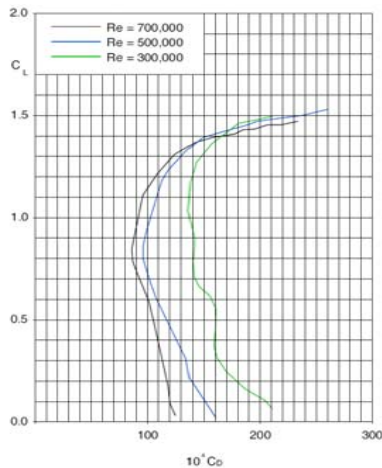
어 있다. 프레임 소재는 탄소섬유 혹은 알루미늄 합금이 주로 사용된다. 동체는 프레임을 외피로 감싼 형태로 날개와 마찬가지로 폴리머 시트를 사용한다.

3.2 공기역학

초기의 인력비행기 개발자들은 전체성능에서 날개꼴의 중요성을 인식하고 있었다. 특히 인력비행기 설계상 가장 큰 제한점인 적은 생성 동력으로 인하여 매우 큰 양항비를 갖는 날개의 설계가 요구된다. 아울러 공기역학적 관점에서 매우 낮은 비행속도는 $3 \times 10^5 \sim 7 \times 10^5$ 의 낮은 레이놀즈수 영역으로 완전한 층류 혹은 난류영역이 아닌 천이영역이 된다. 이 영역에서 생성되는 박리버블이 에어포일 성능에 상당한 영향을 주기 때문에 인력비행기의 에어포일 설계도 매우 도전적인 과제 중의 하나이다[15]. 낮은 레이놀즈수 영역에서의 에어포일 특성에 관해서는 Lissamann[16]과 Carmichael[17]이 종합적인 검토를 수행하였다.



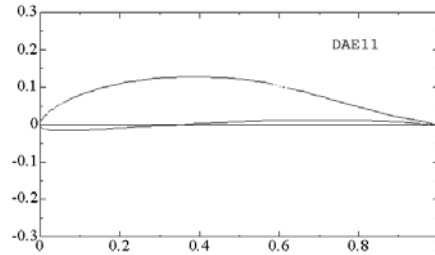
(a) 에어포일 형상



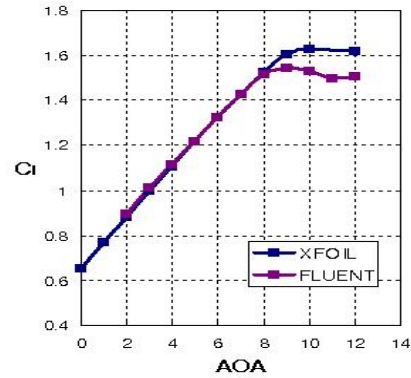
(b) 양항특성

Fig 6. FX76계열 에어포일 형상 및 공력특성[17]

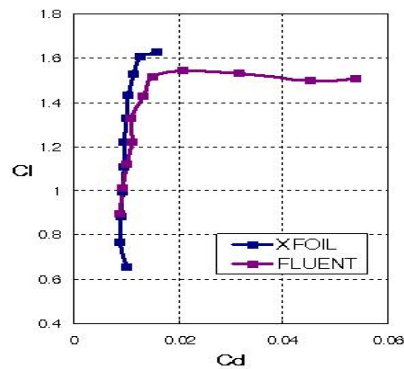
인력비행기용 에어포일은 양항비가 크고, 스토크를 포함할 수 있는 적절한 두께를 갖는 것이 유리하다. 대표적인 인력비행기용 에어포일로는 Wortmann[18]이 설계한 Fig 6의 FX76-MP 시리즈로 1970년대에 개발되어 Velair에 사용되었다. Fig 7(a)의 DAE 11은 Daedalus에 사용하기 위해 개발된 에어포일 형상이며, Fig 7(b) 및 (c)는 $Re_c=500,000$ 에서 $k\omega$ -SST 천이모델을 사용하여 X-FOIL과 FLUENT로 계산한 공력특성이다[19].



(a) 에어포일 형상



(b) α - C_l



(c) 양항특성

Fig 7. DAE 11 에어포일 형상 및 공력특성[18]

인력비행에 소요되는 양력을 생성시키기 위하여 변화시킬 수 있는 변수는 받음각과 에어포일의 두께 그리고 캠버이다. 낮은 레이놀즈수에서의 에어포일은 받음각 2° 에서 10° 사이에서 양호한 양력특성 및 압력분포를 보인다[20, 21]. 에어포일 받음각의 변경은 인력비행기가 낮은 실속속도에서 작동하기 때문에 실속으로 인한 조종사의 부상과 항공기의 파손 가능성을 고려하여야 한다. 양력계수를 증가시키는 다른 방법으로는 에어포일의 두께를 증가시키는 방법이 있다. 하지만 날개 두께의 증가는 유도항력과 구조중량의 증가를 동반하기 때문에 바람직한 방법은 아니다. 양력계수를 증가시키는 또 다른 방법인 캠버의 증가는 양력을 생성시키는 데 필요한 받음각의 저하와 영의 받음각에서도 어느 정도의 양력을 생성시킬 수 있음을 의미한다.

양력의 크기를 결정하는 변수는 양력계수와 날개면적이다. 날개면적은 설계과정에서 간단하게 변화시킬 수 있는 변수로 날개의 스패น 시위로 정할 수 있다. Fig 8은 1977년부터 최근인 2006년까지 인력비행에 성공한 미국, 영국, 독일 및 일본 등 4개국 19개의 항공기들의 주요 제원들인 공허중량, 날개면적, 날개스팬 및 가로세로비를 비행성공 년도에 따른 변화를 보인 것이다. 인력비행기들의 공허 중량은 30~40 kg의 내외이며 이륙중량은 조종사의 평균중량을 65~70 kg로 감안하면 대략 100~110 kg 범위가 된다. 지속적으로 생성 가능한 인력동력을 220 W로, 순항속도를 싸이클링 속도인 30 km/h로 가정하여 계산하면 개략적인 날개면적은 30 m^2 부근이 된다. 따라서 낮은 비행속도로 이 정도의 이륙중량을 감당하기 위해서는 날개 스패를 증가시켜 양력면의 표면적을 증가시켜야 함을 의미한다. Fig 8에서와 같이 인력비행에 성공한 항공기들의 날개면적은 30 m^2 내외이다. 날개면적은 기술의 진보와 함께 줄어들면서 가로세로비가 증가하는 경향을 보여 전반적으로 시위가 짧고 스패가 긴 높은 가로세로비를 갖는 형태의 날개로 변화되고 있는 추세이다.

인력비행기의 양력생성은 지면효과에 의해서도 추가적으로 생성된다. 지면효과는 지면에 근접 비행할 때 날개끝에서 생성하는 날개끝 와류가 지면에 의해 억제되면서 유도항력이 감소되고 이로 인하여 날개와 지면사이의 유속이 정체됨으로써 이 부분의 압력증가로 인한 양력 증가로 나타난다. 인력비행기는 지면에 가까울 때 이 양력을 활용할 수 있어 대부분의 인력비행기가 10 m 이내의 매우 낮은 고도에서 비행한다[22].

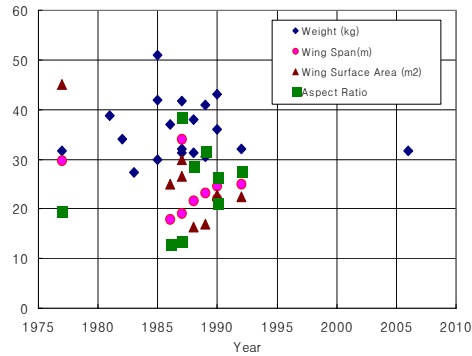


Fig 8. 인력항공기의 주요 제원 변화 추이

인력비행기는 원천적으로 큰 날개로 인한 양력유도항력과 형상, 마찰 및 간섭항력 등의 유해항력이 생성된다. 이중에서 인력비행기의 양력을 낮은 속도에서 얻기 위한 큰 날개표면에서의 양력 생성에 따른 유도항력이 가장 큰 문제이다. 양력-유도 항력(lift-induced drag)은 날개끝 와류와 받음각이 있는 양력면에서의 와류에 의해 생성된다. 유도항력을 감소시키기 위해서는 날개 끝 부근에 윙렛(winglets)을 설치하고 날개 스패를 연장시키는 방법을 적용한다. 아울러 양력면의 시위길이를 줄이고, 단면을 얇게 하여 뒷전에서의 속도차를 줄임으로써 감소시킬 수 있다.

유해항력은 양력생성과 관련되지 않는 모든 항력으로, 마찰항력, 형상항력 및 간섭항력이 있다. 마찰항력의 경우 외피소재를 매끄러우면서 가벼운 소재를 선택하면 감소시킬 수 있다. Gossamer Albatross에 사용된 Mylar와 같은 매끄러운 폴리머 시트가 대표적인 예이다. 비행으로 전면과 후면에서의 압력차에 의해 생성되는 형상항력은 동체를 유선형을 제작하여 후류의 생성을 최소화하면 상당히 줄일 수 있다. 간섭항력이 생성되는 주요 부위는 날개와 동체의 접합부위와 안테나, 손잡이 등의 돌출부들이므로 외부를 매끄럽게 하고, 날개를 고익(high wing)으로 하면 간섭항력을 줄일 수 있다.

3.3 비행제어

인력비행기의 비행제어 설계는 중량증가로 인하여 구동기에 의한 조종면 제어 시스템의 사용이 제한된다. 따라서 경량의 푸시로드와 케이블에 의한 제어가 일반적이다. 특히 인력비행기에서 다리는 크랭크의 페달링에 의한 동력공급에 사용되기 때문에 항공기의 러더 제어에 사용할 수 없는 것이 일반저속 항공기와와의 중요한 차이

점이다. Gossamer Albatross 경우 Fig 9와 같은 조종간을 사용하여 당기거나 밀어 러더를 작동시켜 요를, 좌우로 작동시켜 에일러론을 동작시켜 롤을, 그리고 모터사이클의 핸드그립처럼 회전시켜 피치를 제어하는 방법을 사용하였다[5].

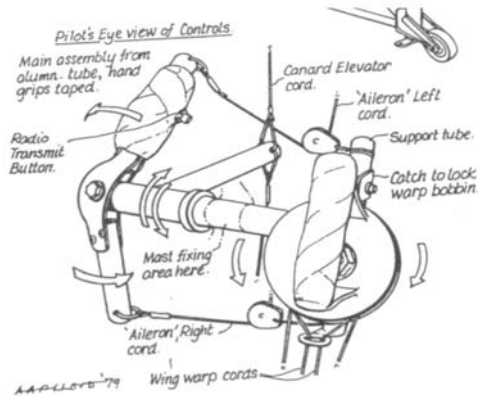


Fig 9. Gossamer Albatross의 조종간 개념도[5]

인력비행기는 안정성이 기동성보다 중요하기 때문에 양호한 정적 세로안정성 한계를 갖고 있어야 한다. 양력 증가를 일으키는 정안정성은 항공기의 무게중심에 대해 부의 피칭 모멘트가 생성되어야 하므로 항공기의 정안정성을 보장하기 위해서 대부분의 인력비행기는 무게중심을 항공기의 중립위치 앞으로 이동시킨다. 따라서 조종석의 위치를 거의 날개의 앞전 바로 밑에 위치시켜 압력중심에 매우 가깝게 하여 세로안정성을 증가시킨다. 아울러 꼬리 날개를 항공기의 무게중심으로부터 더 멀리 위치시키고 꼬리 날개 끝에 트립 탭을 만드는 방법을 사용하기도 한다. 이 트립 탭은 무게중심에 대하여 총모멘트가 영이 되도록 필요한 받음각을 줄 수 있다[23].

인력비행기의 롤에 관한 가로방향 안정성을 향상시키는 일반적인 방법은 날개에 상반각을 추가하는 것이 보편적이다. 상반각은 롤링 운동 중의 낮은 날개쪽 양력을 높은 날개쪽 양력보다 증가시켜 항공기가 반대방향으로 롤(roll)하도록 큰 모멘트를 생성하여 안정화시킨다. 인력비행기의 길고 유연한 날개로 이륙할 때 상방으로 휘어져 타원형의 상반각 형태가 되어 날개간의 무게중심으로 가로안정성을 증진할 수 있는 것이 바람직한 형상이다. 인력비행기에 주로 사용되고 있는 고익 역시 가로안정성을 증가시키는 방법이다. 인력비행기의 요(yaw) 제어는 큰 표면적을 갖는 러더를 사용하여 방향안정성을 증진하고 있다.

3.4 추진 시스템

대부분의 인력비행기는 자전거와 유사한 기어 시스템을 사용하여 동력을 전달하도록 설계되고 있다. 이 시스템은 페달과 경량 금속으로 만들어진 크랭크 그리고 기어시스템 혹은 비틀린 체인 배열에 의한 구동축으로 구성되어 있다. 체인구동의 경우는 설계 및 제작과 기어비의 조절이 용이한 반면 체인과 스포라켓이 분리될 수 있는 단점이 있다. 축-구동형은 동력 전달의 신뢰성이 높으나 동력전달을 위한 기어박스 등 구조가 복잡해지는 단점이 있다. 크랭크 재료는 대개 경량 알루미늄 합금을 사용하며, 중량 감소를 위해 Swiss-cheese형의 구멍을 낸다.

조종석 형식은 동력 전달과 항공기 중량에 다른 효과를 준다. Fig 10(a)와 같은 직립형(upright type)은 조종사가 중력에 의해 페달을 아래로 밀어내므로 동력생성면에서 이점이 있으며, 체인 길이 측면에서 재료를 절감할 수 있다. 반면에 Fig 10(b)와 같은 누운형(recumbent type)은 조종사가 보다 편안한 자세로 페달링을 하면서 항공기 조종에 집중할 수 있다. 또한 체인 길이가 다소 늘어나지만 조종석의 크기를 줄일 수 있기 때문에 중량을 감소시킬 수 있다.

프로펠러는 전체 동력전달 시스템 중에서 가장 중요한 부분이라 할 수 있다. 인력비행기 프로펠러는 경량이면서 비행 중 충분한 강성을 가질 수 있도록 설계되어야 한다. 인력비행기에 적용할 수 있는 프로펠러 설계이론은 비교적 잘 개발되어 Betz & Prandtl의 양력선/와류(lifting line/vortex) 이론이 Glauert[24]에 의해 정리되어 초기의 인력비행기용 프로펠러 설계에 사용되었다. Larrabee[25, 26, 27]는 Betz/Prandtl/Glauert 이론을 정리하여 주어진 프로펠러 직경, 전진비(advance ratio) 및 디스크 부하(disc loading)에서 최소의 유도항력을 갖는 프로펠러를 설계, 분석하는 알고리즘을 개발하였다. Albatross와 Daedalus와 같은 장거리 인력비행에의 성공은 최소유도손실 및 최소형상항력을 갖는 블레이드 단면과 양력계수를 선택하도록 설계 프로그램을 개발한 Larrabee 교수의 공헌이 크다고 할 수 있다. 최소유도손실 기법에 의해 설계된 프로펠러 블레이드는 종전의 직사각형 블레이드 모양에서 비교적 낮은 전진비를 갖고 외측의 블레이드는 시위가 좁고, 내측 블레이드는 시위가 넓으면서 큰 비틀림을 갖는 형상이 된다. Velair 89 등 인력비행기 프로펠러 설계에도 Larrabee의 설계 알고리즘이 적용되었다[14].



(a) 직립형



(b) 누운형

Fig 10. 조종석 형식

프로펠러의 효율은 기본적으로 블레이드의 직경과 회전속도, 블레이드 시위, 그리고 블레이드 에어포일 형상에 달려있다. 블레이드 직경이 클수록 이론적으로는 높은 효율을 보이지만 에어포일 폭 감소에 따른 블레이드 레이놀즈수의 감소로 블레이드 끝에서 유도항력을 증가시킨다. 따라서 이를 고려하여 가장 효율이 높은 블레이드 직경을 정하여야 한다. Table 3은 대표적인 인력비행기들의 프로펠러 제원을 보인 것이다. Daedalus와 Albatross와 같은 장거리 인력비행기용 프로펠러는 직경이 크고 회전속도를 낮게 하여 일정 동력을 장시간 생성할 수 있게 하였다. 반면에 단거리 속도용 인력비행기인 Velair와 Monarch의 프로펠러 직경은 상대적으로 작으면서 높은 회전수로 단시간에 많은 동력을 생성할 수 있도록 설계한 것이 특징이다. 블레이드의 에어포일은 DAE 51과 E193 등이 사용되었다.

인력비행기의 프로펠러는 통상 2개의 블레이드를 사용하는데, 이는 설계상의 간단성과 가능한 저중량으로 프로펠러를 제작할 수 있기 때문이다. Gossamer 계열의 모든 인력비행기와 Velair 그리고 Daedalus는 모두 2개의 블레이드로 인력비행에 성공하였다. 인력비행기의 프로펠러

리는 가벼우면서 비행하는 동안 가해지는 힘을 충분히 견딜 수 있어야 하기 때문에 발사목과 탄소섬유, 강화플라스틱과 같은 초경량 재료들을 사용하여 제작된다(Fig 11). 프로펠러 피치를 변경하면 잉여의 성능을 얻을 수 있다. 즉, 블레이드 받음각을 변화시키면 주어진 회전속도 및 전진속도비에서 최대가능효율을 얻을 수 있다. 하지만 비행 중 프로펠러의 피치각을 조절할 수 있는 시스템은 복잡하고 중량이 증가하기 때문에 Daedalus 와 Light Eagle 등을 제외하고는 사용되지 않았으며, 대부분 지상에서 피치를 조절할 수 있도록 제작되었다.

Table 3 인력비행기 프로펠러 제원

기종	Daedalus	Albatross	Velair	Monarch
Power [W]	200	186	300	459
Diameter [m]	3.4	4.1	2.8	3.1
rpm	110	95	190	210
블레이드 수	2	2	2	2
비행속도 [m/s]	6.7	5.4	8.4	9.2
추력 [N]	26.6	-	33	-
에어포일	DAE 51	E193	FX 60-100	E193
전진비	0.342	0.265	0.30	0.270

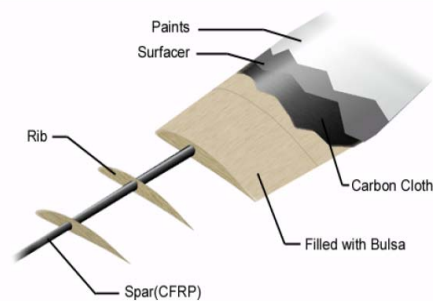


Fig 11. 인력비행기용 프로펠러[28]

프로펠러는 동체의 앞부분(tractor type) 혹은 뒷부분(pusher type)에 장착되어 항공기를 밀거나 끌게 된다. 전방 장착 프로펠러의 예는 독일의 Pelargos 계열로, 페달링 위치 역시 직립방식이 사용되었다. 후방장착 프로펠러의 경우는 인력비행기에 즐겨 사용하는 방식으로 Daedalus, Velair, Airglow, Musculair, 그리고 Gossamer 계열들이 있다. 후방장착형 프로펠러는 프로펠러

후류에 의한 동체와 날개에의 영향이 없기 때문에 추가적인 항력 생성이 없는 장점이 있는 반면, 동체와 날개 및 꼬리날개로부터 유입되는 불균일한 강한 유동으로 인한 비정상 부하로 프로펠러 효율을 저하시킬 수 있다. 그러나 실제적인 프로펠러 장착 위치는 동력전달 시스템의 기계적 간결성에 의해 결정되는 경우가 대부분이다.

IV. 결 론

인력비행기는 외부의 어떠한 도움도 없이 오직 사람의 근육에서 나오는 동력을 사용하여 비행하는 항공기로 다이달로스 이카루스의 신화와 같이 인류의 오랜 소망의 실현이라 할 수 있다. 보통의 인간은 비교적 장시간 동안 약 200 W 내외의 동력을 생성할 수 있으며, 이 수치가 인력비행기 설계의 주 구속조건이 된다. 인력비행기의 비행 속도는 매우 낮은 수 m/s의 크기로, 이는 매우 낮은 레이놀즈수 영역으로 공기역학적으로도 도전적인 과제이다. 비행기의 전체중량은 가벼울수록 양력 생성면이 적어지기 때문에 설계 및 제작상의 주요 고려사항이다. 비행제어의 경우도 비행기의 동력원이 되는 발을 항공기 제어에 사용할 수 없고 오로지 손만을 사용하기 때문에 역시 어려운 과제이다. 이와 같은 도전 과제들을 극복할 때 비로소 순전히 근육에 의한 동력으로 비행을 달성할 수 있는 것이다.

인력비행에 대한 아이디어를 구현하기 시작한 이래로 기술적 진보와 함께 저가의 첨단 초경량 고강도 재료들의 등장으로 수 시간을 일반적인 기상 조건 하에서도 비행할 수 있는 항공기의 제작이 시도되고 있다. 향후에는 조종하기 용이하면서, 강하고 보다 실용적인 인력비행기 연구들이 행하여 질 것으로 생각된다. 이러한 인력비행기 설계 기술들은 태양광 에너지 등 보조동력장치와의 복합시스템에 의한 초저속 초경량의 고고도 장기체공 항공기 설계에 적용하여 적은 비용으로 감시정찰 혹은 기상관측용에도 활용될 것이 기대된다.

참고문헌

- [1] Laurenza, D., *Leonardo on Flight*, Giunti Editore S.p.A., Florence-Millan, Italy, 2004.
- [2] Niccoli, R., *History of Flight*, White Star S.p.A. Via Candido Sassone, Vercelli, Italy, 2002.
- [3] The Royal Aeronautical Society, *Human Powered Flight Regulations and Conditions for the Kremer International Marathon Competition*, 1988.
- [4] Drela, M., "Aerodynamics of Human-Powered Flight," *Annu. Rev., Fluid Mech.*, Vol. 22, 1990, pp. 93-110.
- [5] Langford, J. S., "The Daedalus Project: A Summary of Lessons Learned," AIAA-89-2048, 1989.
- [6] Kimura, H., "Development of Human-Powered Aircraft in Nihon University Since 1963," The Research Institute of Science & Technology Nihon University, 1977.
- [7] Nakamura, K., "Human Powered Aircraft of Japan," The Human Powered Aircraft Group Symposium, Royal Aeronautical Society, London, 1992.
- [8] 유용원의 군사포커스, 2008년6월21일, 조선일보.
- [9] Bussolari, S. R. and Nadel, E. R., "The Physiological Limits of Long Duration Human Power Production," *Human Power*, Summer 1989.
- [10] Whitt, F. R., Wilson, D. G., *Bicycling Science*, MIT Press, London, 1982.
- [11] Huxley, H. E., "The Mechanism of Muscular Contraction," *Scientific Am.*, Vol. 213, No. 6, 1965, pp. 18-27.
- [12] Nadel, E. R., and Bussolari, S. R., "The Daedalus Project: Physiological Problems and Solutions," *American Scientist*, Vol. 76, 1988, pp. 35-360.
- [13] Ball, D., Ferguson, R. A., & Sargeant, A. J., "Effect of Muscle Temperature on Rate of Oxygen Uptake During Exercise in Humans at Different Contraction Frequencies," *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 205, 2002, pp. 981-987.
- [14] Frank, P., "The Human Powered Aircraft Velair Design Details and Results of Structural, Prop and Flight Tests," 1994 International Human Powered Flight Symposium.
- [15] Drela, M., "Low Reynolds-Number Airfoil Design for the M. I. T. Daedalus

- Prototype: Case Study," J. Aircraft, Vol. 25, No. 8, 1988, pp. 724-732.
- [16] Lissamann, P. B. S., "Low Reynolds Number Airfoils," Ann. Rev. Fluid Mech. Vol. 15, 1983, 229-239.
- [17] Carmichael, B. H., "Low Reynolds Number Airfoil Survey," NASA CR-165803.
- [18] Wortmann, F. X., "Aerofoil Design for Man Powered Aircraft," 2nd Man Powered Aircraft Group Symposium, The Royal Aeronautical Society, London, 1977.
- [19] 이일우, "인력비행기 형상설계 및 해석결과," KHPA 설계 및 제작 기본설계 검토회의 발표자료, 2008.
- [20] Anderson, J. D., *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill Inc., New York, 2007.
- [21] Abbot, I. H. and Von Doenhoff, A. E., *Theory of Wing Section*, Dover Publications, Inc., New York, 1949.
- [22] Shenstone, B. S., "Engineering Aspects in Man Powered Flight," Journal of The Royal Aeronautical Society, Vol. 64, No. 596, August 1960.
- [23] Raymer, D. P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach* 4th ed, AIAA Education Series, AIAA, Inc., Virginia, 2006.
- [24] Glauert, H., "Airplane propellers, In Aerodynamic Theory, Vol. 4, Div. I, pp. 169-360, Berlin, Springer-Verlag.
- [25] Larrabee, E. E., "Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers," SAE Technical Paper 790585, 1979.
- [26] Larrabee, E. E., "My Propeller Theory," Human Power, No 50, p. 20, Spring, 2000.
- [27] Larrabee, E. E., "The Daedalus Propeller: A Modern Application of Classical Propeller Theory," Fall 1988.
- [28] <<http://propdesigner.co.uk/index.html>>