

인간동력항공기 제작 및 비행 시험

권기정*, 안석민**

Fabrication and Flight Test of Human Powered Aircraft

Kijung Kwon* and Seokmin Ahan**

Abstract

Fabrication of human powered aircraft and flight test procedure for pilot training are included in this paper. To meet the weight requirement, very light materials such as carbon fiber and PVC foam are used and the final weight was 41.5kg. Ninety two times of flight test were done at Goheung Aviation Test Center from August to September 2012. When KARI were lack of know-how about human powered aircraft, damages on the aircraft were very frequent. After knowing how to fly and to control, one of two pilots was finally successful in flying further to 240m in the Human Powered Aircraft Contest.

초 록

본 연구에서는 인간의 힘만으로 비행하는 인간동력항공기 제작 과정과 조종사 훈련을 위한 비행 시험을 수록하고 있다. 기체 무게를 줄이기 위해 탄소섬유, PVC폼과 같은 초경량 재질만을 사용하였으며 최종 무게는 41.5kg 이었다. 조종 훈련을 위한 비행 시험을 2012년 8월에서 9월 사이에 고흥항공센터에서 92회에 걸쳐 수행하였으며, 인간동력항공기 조종에 대한 노하우가 없던 초반에는 기체가 파손되는 경험도 하였으나, 이후 조종 기술을 습득하여 인간동력항공기 시범 경진대회에서 한국항공우주연구원 시범기가 240m 비행에 성공하였다.

키워드 : 인간동력항공기 (Human Powered Aircraft), 체계(System engineering), 중량 관리 (Weight management), 비행 시험(Flight Test)

1. 서 론

인간동력항공기란 사람의 힘만으로 비행할 수 있는 항공기를 지칭하며, 부력을 이용할 수 없는 등 몇 가지 기준 조건이 제시되어있다[1-4]. 인

간동력항공기는 크게 두 가지 목표를 가지고 제작이 되는데, 일정한 거리를 빨리 비행하는 것과 먼 거리를 오래 동안 비행하는 두 가지가 바로 그것이다. 한국항공우주연구원에서 개발한 인간 동력항공기는 400m 거리를 빨리 비행하는 것을

접수일(2013년 9월 10일),

수정일(1차 2013년 10월 16일),

게재 확정일(2013년 11월 1일)

* 공력성능팀/kjkwon@kari.re.kr

** 항공제어전자팀/smahn@kari.re.k

목표로 하여 날개의 면적이 장거리용 기체에 비해 다소 작으며, 비행 속도는 빠르도록 설계 목표치를 설정하였다.

이러한 인간동력항공기는 1961년 최초로 제작된 이후, 미국, 유럽, 일본 등 각국에서 특징 있는 인간동력항공기 경진대회를 지금까지 매년 개최하고 있다. 특히 미국 MIT에서 개발된 Daedalus는 1988년 115km의 비행에 성공하여 비행 거리로는 세계 최고 기록을 수립하기도 하였다 [1-2]. 우리나라의 경우에는 민간인이 공군 사관학교의 도움을 받아 인간동력항공기 개발한 사례가 있으며, 당시 150m를 비행한 것으로 되어있다[3].

인간동력항공기의 성공적인 비행을 위해서는 비행체의 총 이륙 중량 및 필요 추력을 결정하고 기체를 가볍게 제작하고, 몸무게가 작은 조종사로부터 필요 추력을 얻는 것이 핵심 사항이라 하겠다. 1979년 도버 해협 횡단에 성공한 Gossnar Albatross는 기체 무게가 33kg에 불과할 정도로 경량화 되어있는 것이 특징이다. 본 논문에서는 이러한 조건들을 만족하기 위해 인간동력항공기를 경량으로 만들기 위한 방법을 제시하고, 완성된 항공기를 이용하여 성공적인 비행을 하기 위한 비행 훈련에 대해 수록하고 있다.

2. 인간동력항공기 제작

2.1 카본 복합재 스파 제작

기체 부분품은 주날개를 이루는 스파와 주날개와 꼬리날개 및 조종석을 연결하는 붐의 제작부터 시작되었다. 날개에 사용되는 스파와 연결 브라켓, 조종석 구조용 카본 파이프는 복합재 제작 전문 업체에 가공을 의뢰해서 제공 받았다.

환봉으로 제작되는 스파와 붐의 적층 패턴은 휨 변형 및 강도 등을 고려하여 다음의 표 2.1과 같은 패턴으로 제작하였다. 원형의 카본 소재는 가공 방법의 특성 상 표면의 굴곡이 존재하여 사포 등을 이용하여 수작업 표면 처리를 일부 수행하였다. 제작된 주 날개 스파의 모습을 그림 2.1에 나타내었다.

표 2.1 기본 적층 패턴

부분	치수	레이업 패턴
Spar (inboard)	ID100	상하: 0, 45, -45, 0 좌우: 0, 45, 0
Spar (outboard)	ID65/30	상하: 0, 45, -45, 0 좌우: 0, 45, 0
Boom	ID100/65	앞: 0, 45, 90, -45, 0 뒤: 0, 45, -45, 0

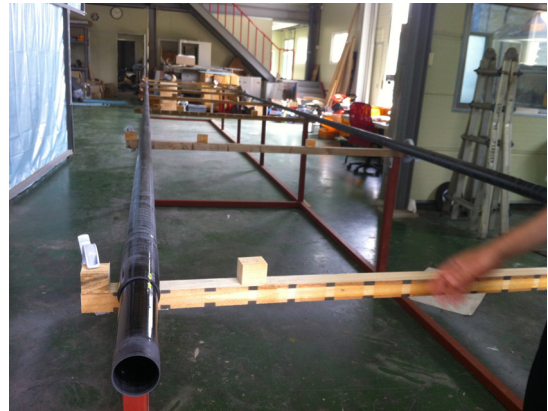


그림 2.1 표면 처리 된 주날개용 스파

부분품들을 결합하고, 카본 시트지를 이용한 형상 제작에 필요한 에폭시는 Jeffco사 1307 LV레진과 3176 MED 하드너를 사용하였다.

2.2 부분품 가공

인간동력항공기의 설계 목표중량은 55 ~ 60kg의 조종사 중량을 고려하여 공허중량 40kg미만으로, 총중량 100kg으로 설계를 진행하였다.

날개 형상 유지를 위한 rib은 PVC 폼인 블루폼으로 제작되었다. CATIA로 설계된 형상에 따라 레이저 컷터를 이용하여 정밀 가공으로 제작이 되어 좌 우 주날개에 사용되는 rib의 무게 차이가 4g으로 측정되었다. 그림 2.2에 레이저 가공된 주날개 rib의 모습을 나타내었다.

주날개 앞전의 스펠방향으로는 아이소핑크 재

질을 이용하여 익형 형상을 만들었다. 건축용 자재로 주로 사용되는 재질로서 밀도와 단열 특성에 따라 1호에서 4호로 종류가 나누어진다. 당초 설계에서는 밀도 20 kg/m^3 이상인 3호의 물성치를 고려하였으나, 두께 100 mm 제품이 생산되지 않아 밀도 30 kg/m^3 이상인 1호 아이소핑크를 사용하여 제작을 하였다.

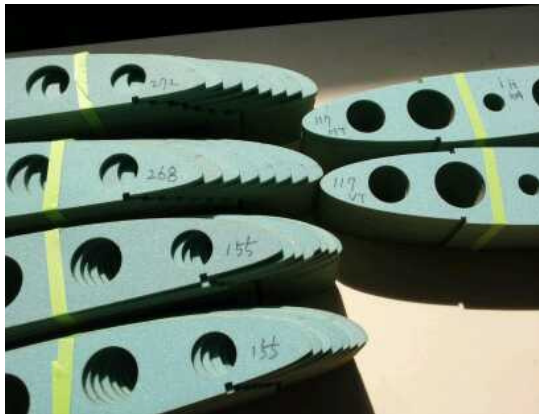


그림 2.2 레이저 가공된 주날개용 rib

부분품 제작 중 가장 애로 사항이 있었던 부분으로서 날개 앞전의 곡률 반경이 작아서 일반적인 열선 작업으로는 일정한 두께로 제작하기 힘들어 열선의 온도와 절단 속도를 낮춰 최적의 조건을 찾은 다음 작업을 수행 하였다. 그림 2.3에 날개 앞전용 커버의 사진을 나타내었다.



그림 2.3 열선 가공된 주날개용 leading edge cover

봄에 연결되는 주날개, 수직 및 수평꼬리 날개는 모두 카본 재질의 브라켓을 이용하였으며 그림 2.4와 그림 2.5에 각각의 제작 사진을 수록하였다. 기본적으로 카본 시트 3장을 사용하여 제작하였으며, 형상을 위한 몰드를 이용하여 수작업으로 제작하였다. 주날개 및 수평꼬리 날개용 U자형 브라켓은 에폭시를 이용하여 봄에 부착 후 리벳으로 최종 조립을 완료하였다. 설계의 특성 상 주날개의 위치 이동이 불가능한 단점이 있어 향후 개발되는 인간동력항공기는 고정식 브라켓 보다는 주날개의 위치 이동이 일부 가능하도록 고정 방법에 대한 개념을 변경할 필요가 있다는 점을 알게 되었다.

또한 날개 고정용 브라켓이 비행 상태에서의 하중을 고려하여 제작되어, 비정상적인 착륙 등 날개에 하중이 많이 가해지는 경우 파손의 우려가 있어 이에 대한 보강도 추후 필요할 것으로 판단하였다.

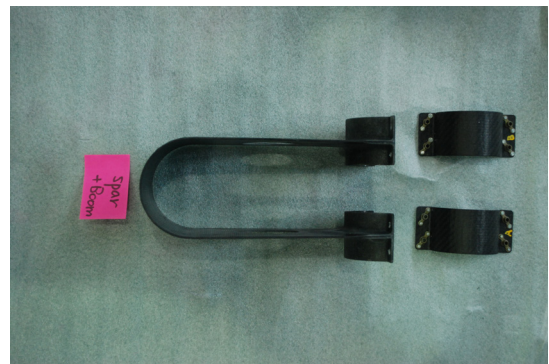


그림 2.4 주날개 메인 스파 고정용 브라켓



그림 2.5 수직꼬리 날개 고정용 브라켓

수평 및 수직 꼬리 날개의 변위 조종을 위한 구동기는 붐 위에 설치되며, 고정을 위한 브라켓을 카본으로 제작하였다. 구동기를 위한 배터리는 무게를 고려하여 설치 위치를 결정하였다. 조종간의 경우 초기 설계에는 왼쪽을 수직꼬리날개, 오른쪽을 수평꼬리날개 조종으로 하였으나, 실제 비행에서 기체 자세 제어를 위한 수직꼬리날개 조종이 훨씬 많이 사용된다는 점을 감안하여 추후에 두 조종간의 위치를 바꾸었다.



그림 2.6 수직꼬리 제어용 서버 고정 브라켓

조종석 하부 바퀴는 앞 뒤 지름이 서로 다르게 설계가 되었으나, 바퀴를 고정하는 캐스터는 동일한 개념으로 설계 제작하였다. 다만, 앞쪽 바퀴를 고정하는 캐스터는 지름이 서로 다른 두 개의 바퀴를 교환으로 사용가능하고, 또한 고정 위치를 바꾸면서 항공기 기체의 받음각 조절이 가능토록 제작이 되었다.

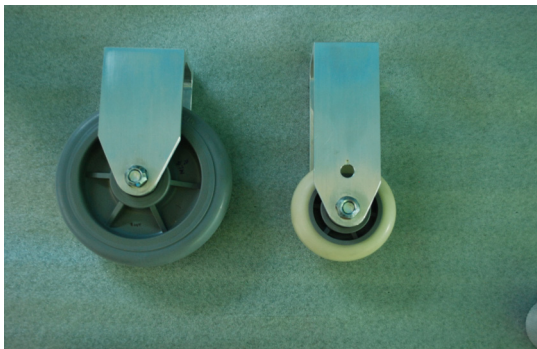


그림 2.7 앞 뒤 바퀴 및 캐스터

조종석은 엉덩이 부분과 등받이 그리고 손잡이의 세 부분으로 나누어 제작이 되었다. 헬스클럽에서 사용하는 운동기구 안장을 이용하여 몰드를 제작하였으며, 이 몰드에서 카본 재질의 조종석을 제작하였다. 등받이 각도는 선발된 두 조종사가 가장 편하게 조종할 수 있는 각도를 선택하였으며, 두 조종사의 신장이 다른 점을 고려하여 조종석에서 위치 조절이 가능토록 하였다.

손잡이 부분에는 수직 및 수평 꼬리 날개의 조종간이 부착되었다. 조종간은 조종사가 엄지손가락을 이용하여 조종이 가능한데, 초기 회전 높을 이용하였으나 후에 원점 복귀 형으로 변경이 되었다.



그림 2.8 조종석 의자

붐과 조종석을 연결하는 구조물은 모두 카본 시트를 이용하여 작업을 수행하였다. 세 겹의 시트를 사용하여 구조적인 안전성을 확보하였다.



그림 2.9 조종석 프레임 부착 작업 모습

조종석 페달을 설치하기 위한 브래킷은 작용하는 하중을 고려하여 알루미늄으로 기계가공을 하였다. 용접 없이 알루미늄 블록을 기계 가공으로 제작하여 제작 정밀도를 높이고 무게가 최소화될 수 있도록 하였다. 카본 구조물과는 에폭시 본딩으로 결합을 하였다.



그림 2.10 페달 베어링 고정 브래킷

주 날개 6 m 지점과 조종석 프레임을 연결하는 와이어 연결 브래킷은 알루미늄 가공으로 제작하였다. 초기 설계에서 와이어는 정상 비행에서의 날개 휨 변형만 고려하여 날개 아랫부분만 고정하였으나, 이후 설계 변경을 통해 계류 때의 아랫방향 휨 변형도 줄이기 위해 아랫부분도 와이어로 고정하기 위해 원형의 고리가 있는 형태

로 변경이 되었다.



그림 2.11 주날개 하부 와이어 고정 브래킷

2.3 조립

부분품 제작 완료 후 조립은 무게를 고려하여 최소한의 접착제만을 사용하도록 하였다. 날개의 형상을 위한 rib의 조립은 항공기 양력 발생 여부에 영향을 미치게 되므로 레이저 수평계 등을 이용하여 신중하게 작업을 수행하였다.

이동을 고려하여 주날개와 수평 및 수직꼬리날개, 그리고 프로펠러는 착탈이 가능하도록 제작이 되어 완전 분해 후 조립에 걸리는 시간이 두 시간을 넘지 않도록 하였다.

제작이 완료된 이후 최종 무게 측정 작업을 수행하였으며, 두 대의 저울을 이용하여 앞뒤 바퀴에서의 무게를 측정한 결과 조종사 탑승 시 9:1의 무게 배분 결과를 얻었으며, 이는 설계시 고려된 무게 중심(0.21c ~ 0.26c)을 만족하는 범위를 확인하였다.

3. 비행 훈련

총 92회의 비행 훈련을 고흥항공센터에서 수행하였다. 최초 훈련에서 비행을 시도하여 높이

약 100mm의 이륙을 경험하고 계속해서 좀 더 높은 비행을 위해 노력을 하였으나, 지상에서의 활주 연습이 없이는 비행을 할 수 없다는 사실을 간과한 덕에 아래의 사진과 같이 비행기가 대파하는 경험을 하게 되었다. 그림 3.1에 기체 파손 사고 사진을 수록하였다.



그림 3.1 비행 시험 도중 파손된 기체

이후 비정상 착륙에서도 기체 손상을 줄이기 위한 노력을 하여 지상 계류 시에도 날개의 처짐을 줄이기 위한 와이어를 새로 설치하는 등 노력을 기울였다. 또한 지상에서 착륙을 위한 보조자들의 행동 방법에 대해서도 원칙을 정하여 항공기 기체가 한 쪽 방향으로 쏠려 날개 한쪽이 바닥에 닿는 경우 절대 날개 쪽을 접근하지 못하게 하는 규칙도 정하게 되었다. 기체가 이륙하기 위해서 조종석 뒤쪽에서 밀어주는 보조요원과 양날

개 가운데 부분에서 받쳐 주는 두 명의 보조요원을 두었는데, 기체가 이륙하기 전에는 뒤에서 미는 보조요원이 이륙 가능 여부를 판단해서 이륙을 취소할 수 있는 권한을 가지도록 하였으며, 보조 요원으로부터 기체가 벗어난 이후에는 모든 권한을 조종사가 가지며, 이륙이나 비행 중지 여부를 결정하도록 하였다.

설계 당시 설정된 정적 여유(static margin)에 따라 원활한 비행을 위해서는 수평꼬리날개의 초기 트림각(trim)을 결정하여야 했다. 두 명의 조종사가 신장과 몸무게가 서로 달라 무게 중심이 변하기 때문에 각기 다른 트림 각도를 정했으며, 또한 전방 풍의 속도에 따라서도 조절 각도를 달리 하였다. 트림 각도는 수 차례의 비행 시험 결과를 통계처리하여 약 -5° 에서 -9° 사이에서 택하였다. 최적으로 선정된 이 트림 각도는 설계당시 예상보다 큰 값이었는데, 이는 항공기의 동체에 해당하는 봄의 강성에 의해 휨 변형이 발생하고 실제로는 수평꼬리날개의 영향이 약 2° 정도 줄어들기 때문인 것으로 확인되었다. 이륙 직전 수평 꼬리날개를 약 -2° 정도 더 조절하여 이륙하였으며, 이륙 직후에도 고도가 낮아질 경우 수평 꼬리 날개를 조절하도록 하였다. 다만, 수평 혹은 수직 꼬리 날개를 조절 한다는 것은 항력 증가를 의미하며, 이때는 조종사가 파워를 더 낼 수 있도록 하였다.

4. 결 언

본 연구에서는 인간동력항공기의 제작과 비행 시험에 대한 내용을 다루었다. 국제적으로는 40여년 이상의 역사를 가지고 있으나 국내에서는 두 번째로 시도된 인간동력항공기 개발에 있어 무게를 최소화하기 위한 제작 과정을 연구하고, 아울러 좁은 활주로 상에서 측풍을 이겨내며 직선 비행을 위해서는 조종 훈련이 그 무엇보다 중요하다라는 것을 알 수 있었다.

이러한 노력 덕분에 2012년 10월 13일 개최된 인간동력항공기 시범 경진대회에서 항우연 시범기는 240m를 비행하여 국내 최장 기록을 수립하



그림 3.2 240m 비행 당시 모습

게 되었다. 아직 400m 비행을 하지 못해 일정한 거리를 빨리 날아가는 대회 규칙을 만족하지 못하지만 좁고 측풍이 강한 활주로 상황에서는 훌륭한 비행 이라고 할 수 있겠다.

2013년도에 개최되는 제1회 인간동력항공기 대회에서는 전년도에 습득한 기술 바탕위에 400m 비행에 성공할 수 있으리라 기대해 본다.

참 고 문 헌

1. Byrne, M., Coombs, J., Mills, R. and Nguyen, M., "Human Powered Aircraft," Aircraft Design Project, 2010, pp. 1-20.
2. Langford, J. S., "The Daedalus Project: A Summary of Lessons Learned", AIAA-89-2048, 1989, pp.1-11.
3. 이희우, 최성욱, 오장근, "한국 최초 인력비행기 개발 사례 연구", 한국항공우주학회 2012년도 춘계학술대회, 2012, pp.1316-1317.