

인력비행기의 소재선정 및 구조설계

윤성찬* · 허현우* · 유새롬* · 이재홍* · 김두만** · 오장근*** · 이희우****

HPA(Human Powered Aircraft) Material Selection and Structural Design

Sungchan Yun* · Hyenoo Hu* · Saerom You* · Jaehong Lee* · Dooman Kim**
Janggeun Oh*** · Heewoo Lee****

ABSTRACT

The 1st development of "Human Powered Aircraft(HPA)" in Korea has been conducting by KAFA(Korea Air Force Academy) from Aug. 2008 to now. HPA is an aircraft powered by directly human energy. The thrust provided by the human power may be the only source and that is weak. Therefore, light weight and strong structure is first requirement. In this paper, treating a basic conceptual design of HPA and material property and material choice for HPA. Also analysing the structure and checking the safety of HPA.

Key Words: HPA(Human Powered Aircraft), Aluminum, Glass Fiber, Tracker, Stall, Load Factor, Safety Factor,

1. 서 론

인력비행기는 일반적인 비행기와는 다르게 기계적 동력을 이용하지 않고, 순수한 인간의 힘만으로 동력원을 삼아서 지상을 활주하여 이륙 비행하는 항공기를 말한다. 해외에서는 예전부터 이미 수차례에 걸쳐서 제작이 되었으나 아직 국내에서는 제작된 적이 없다. 인력비행기는 인간의 힘만으로 비행하기 때문에 동체의 무게가 가벼워야 하고 날개의 양력이 큰 것이 특징이다. 국내에서 최초로 인력비행기를 제작하

기 위해 해외에서 제작한 인력비행기의 충분한 사례 조사를 통해 이전에 사용된 소재를 검토하고 선정하였으며, 선정된 소재를 통한 인력비행기 제작을 실시하였다. 인력비행기를 제작하면서 가벼운 재질을 가지는 소재를 발굴 하였고, 또한 Low 레이놀즈수 영역에서의 항공기 공력특성에 대한 기초기술을 습득 하였다. 이러한 인력비행기를 제작하면서 습득한 기술들은 향후 장시간 비행 할 수 있는 태양열을 이용한 무인 비행기개발 등에도 활용될 수 있을 것이다.



Fig. 1 Picture of HPA

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주공학과

** 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 비회원, 한국신기술 연구소

**** 비회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: dmkim@kau.ac.kr

2. 소재선정

2.1 이전 제작기들의 소재검토

과거에 해외에서 인력비행기를 제작 할 때 부위에 따라 사용된 소재를 조사하여 검토 후 이번에 제작될 인력비행기에 어떠한 소재를 사용할 것인가를 결정했다. 해외에서 제작된 인력비행기들의 무게 및 주날개 길이를 표 1에서 나타냈다.

표 1. Property of foreign HPA

기체명	Condor	Albaatross	Eagle	Daedalus
날개폭(m)	29	28.8	35	35
기체 중량(kg)	32	32	41	31
날개 면적(m ²)	32/23.1	29.80	31	31

이러한 해외에서의 인력비행기를 통해서 예상무게와 날개면적 등을 선정 한 후 제작을 했다.

2.2 예상무게 및 소재선정 과정

기준에 해외에서 제작되었던 인력비행기들의 소재를 조사하여 동체, 날개, 꼬리날개, 트랙커 각 부분에 적합한 소재를 선정하고 소재 시험을 실시하였다.[1] 이번에 국내에서 제작하는 인력비행기의 소재 선정에 있어서 국내에서 구입 가능한 소재를 쓰는 것을 원칙으로 하였고 초기에 제작에 대한 별다른 Know-how가 없었기 때문에 예상무게를 상당히 높게 잡았다. 이는 해외에서 제작되었던 인력비행기들에 비해서 무게가 상당히 높았고 실제 시제기 및 1호기를 제작하는 과정에서 동력장치, 조종석 프레임, 프로펠러 등 여러 가지 구조물들에 대해서 간소화 및 재료의 변경을 통해서 상당한 무게감소를 이루게 되었다. 이렇게 변경 되어진 인력비행기의 최초 예상 무게와 구조시제기, 1호기의 무게는 다음 표 2에 나타난다. 해외에서의 인력비행기에 대해 성공한 사례들을 보면 대부분이 가장 무거운 주날개의 Spar부분을 경량성과 강도가 우수한 Carbon fiber를 사용한 것으로 나타났지만 Carbon

fiber는 구할 수 있는 다른 재료들에 비해서 비용효율이 매우 낮고 제작 방식에 따라서 강도차이도 심했기 때문에 다른 재료를 모색하게 되었다.

표 2. Weight of HPA

	예상무게	구조시제기	1호기
주날개	25 Kg	25.5 Kg	22.5 Kg
꼬리날개	3 Kg	2.3 Kg	2.1 Kg
중앙 파이프	6 Kg	4.9 Kg	4.4 Kg
조종석 프레임	8 Kg	6 Kg	5.7 Kg
동력장치	10 Kg	4 Kg	4 Kg
프로펠러	3 Kg	0.8 Kg	1.2 Kg
기타	2 Kg	1.8 Kg	2 Kg
Total	57 Kg	45.3 Kg	41.9 Kg

이번에 제작한 인력비행기는 초기에 주날개의 Spar로 쉽게 구할 수 있는 A16061-T6를 사용했으나 무게가 상당히 무거웠기 때문에 무게감소를 위해서 이를 대체할 다른 재료가 필요하게 되었다. 그래서 여러 가지 대체 재료를 찾던 중 Glass fiber라는 소재를 발굴했다. Carbon fiber에 비해서 강도 및 경량성은 조금 떨어지지만 가격이 Carbon fiber에 비해 매우 저렴했기 때문에 비용효율 면에서 Carbon fiber보다는 Glass fiber가 더 좋다는 판단을 하였고, 이러한 재료에 따라서 Spar무게가 얼마나 될 지를 표 3에 나타냈다.

표 3. Weight comparison by material

	비중	총 중량(Kg)
A16061-T6	2.7	22.556
Glass fiber	1.9~2.0	16.134
Carbon fiber	1.7	13.716

인력비행기에서 가장 큰 무게를 가지는 곳은 표 2에서 보는 것과 같이 주날개이고, 양력 발생에 의한 힘을 가장 많이 받는 부분도 주날개이기 때문에 주날개 Spar에 대한 강도 시험이 필요하다. 강도 실험 전 인력비행기의 상태를 등속수평비행상태를 가정하고, 이때 발생하는 양력이 인력비행기의 무게와 같다고 가정하였다. Spar

의 소재 선정 시 소재에 인력비행기의 무게와 동일한 모래주머니나 물병을 달아서 이때 이 소재가 부러지지 않고 견딜 수 있는가, 또 재료가 휘었다가 다시 회복이 되는지에 대한 복원실험을 통해서 재료의 강도를 확보하였다. 이러한 소재 조사 및 복원실험에 기초를 하여 선정된 재료들은 표 4와 같다.

표 4. Material of HPA

	시제기	1호기
주날개 Spar	A16061-T6 Ti-M5	Glass Fiber
꼬리날개 Spar	Carbon Fiber	동일
중앙 파이프	A16061-T6	A16061-T6, Glass Fiber
조종석 프레임	A16061-T6, A17006, Ti-M5	A16061-T6, A17006, Ti-M5, Glass Fiber
프로펠러	Carbon Fiber, 우드락	동일 (강도 보강)

3. 구조설계

3.1 구조 설계 개념 및 해석을 위한 가정

인력비행기의 최소수평속도는 7.0 m/s 이내(실속속도 1.0 m/s 이하)로 설정하고 비행최대고도는 5.0 m 이내로 하고, 기동하중배수는 $\pm 1G$, 돌풍은 수평돌풍(1.5 m/s 이내)을 고려하여 구조 설계를 실시하였다. 그리고 인력비행기의 구조해석 수행 시 단순화를 위해서 『첫째, Wing Skin에 의해 발생하는 양력은 모두 Spar가 담당하는 것으로 한다. 둘째, Wing Tail에 의해서 발생하는 양력은 고려하지 않는다. 셋째, 조종사의 체중은 모두 안장위에 집중된다고 본다. 넷째, 와이어 설치시의 초기변형은 무시한다. 다섯째, 날개위치는 최소한 기수위치가 내려가지 않는 위치로 한다. 여섯째, Spar의 재료는 금번 사용한 Glass fiber에 대한 시편 채취가 불가하여 실험에 의해 정확한 기계적 물성치를 구할 수가 없었기 때문에 구조 시제기에 사용한 A16061-T6 으로 하여 계산을 한다.』

라는 가정을 하였다.

3.2 구조 해석

Figure. 2는 Patran을 사용하여 인력비행기를 모델링 한 것이다. 이때 주날개의 Spar를 0~6m, 6~12 m, 12~15 m 의 3부분으로 모델링 하였는데 이는 주날개 설계 시 날개의 길이가 매우 길어서 각 부분을 조립하여 15 m 길이의 주날개를 만들도록 설계하였기 때문이다. 이렇게 모델링된 인력비행기를 Nastran을 사용하여 해석하였다.

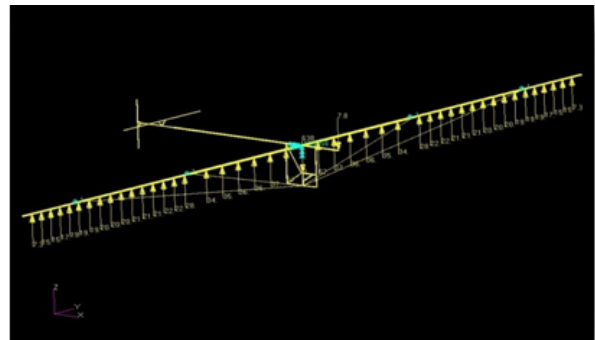


Fig. 2 Modeling by Patran

인력비행기는 저속으로 움직이고 선회 등의 기동이 거의 없기 때문에 큰 Load factor를 고려하여 해석을 하는 것은 의미가 없기 때문에 해석 시 Load Factor를 1G, 1.5G, 2.25G 에 대한 해석을 수행 하였다. 각각의 Load factor 상태는 1G 상태를 기본하중 상태로 놓고, 1.5G 를 기본적인 안전을 확보하기 위한 안전계수를 고려한 상태로 놓았다. 그리고 2.25G 는 비행 중 수직돌풍 등에 의해 발생 할 수 있는 극한 상태를 고려한 일반적인 저속 항공기에서 사용되는 안전계수를 고려한 값이다. 3가지 경우의 Load factor에 대하여 1G 상태에서는 어떠한 항복이나 좌굴이 일어나지 않았다. 아래의 표 5에서는 3개의 부분으로 나누어진 Spar 접합부에서의 Load factor 당 Spar 및 Wire에 걸리는 응력과 재료의 물성치에 따라 Safety factor를 구하여 각 부위마다 얼마만큼의 안전성을 갖는지를 나타내었다.

표 5. Safety factor by load factor

S.F	Load	Spar	Spar	Wire
	Factor	yielding	buckling	yielding
	1G	8.57	2.28	3.58
	1.5G	5.73	1.49	2.38
2.25G	3.75	0.99	1.59	

이를 통해서 1G 상태와 1.5G 상태에서는 Spar 및 Wire 부분이 항복과 좌굴에 대해 충분한 안전성을 확보했다. 그리고 2.25G 에서는 Spar의 좌굴에 대해 위험이 보이지만 인력비행기는 저속으로 움직이고 선회 등의 기동이 거의 없고 1호기에서부터는 강성이 더 좋은 Glass fiber를 사용하기 때문에 극한 상황에서도 충분히 안전성을 확보하게 될 것으로 판단된다.

3.3 인력비행기의 구조설계

구조 해석 데이터를 바탕으로 주날개의 Main Rib는 23개로, 각각의 Main Rib 사이의 간격은 650 mm 로 설정하였으며 무게의 감소 및 날개 조립의 편의성을 위해서 Spar를 각각 6 m 지점까지 직경 84.4 mm, 12 m 지점까지 직경 72.4 mm, 15 m 지점까지 직경 62.4 mm 인 3단 Spar로 설계하였다. 또한 주날개 6 m, 12 m 지점에 각각 와이어를 설치하여 비행 전후의 주날개 처짐 및 들뜸을 방지하였다. 또한 Spar 위치에 따라 동체파이프의 처짐 변화가 심했기 때문에 해석 시 가장 적은 동체 파이프 변형을 보여주었던 0.65 m 의 위치에 Spar를 배치하였다.

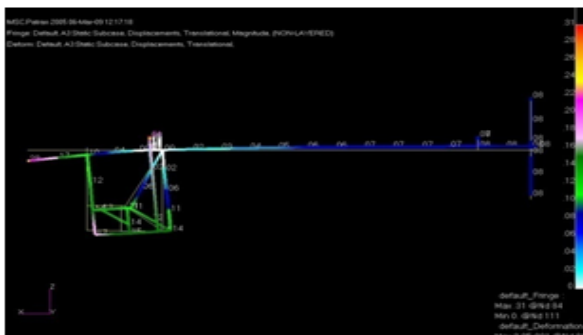


Fig 3. Located in 1.1 m

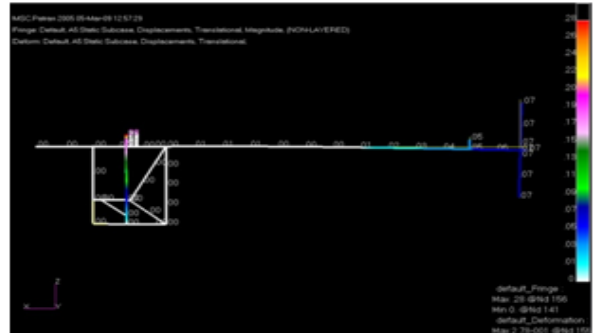


Fig. 4 Located in 0.65 m

Figure. 5는 본 연구결과 얻어진 설계도면이다.

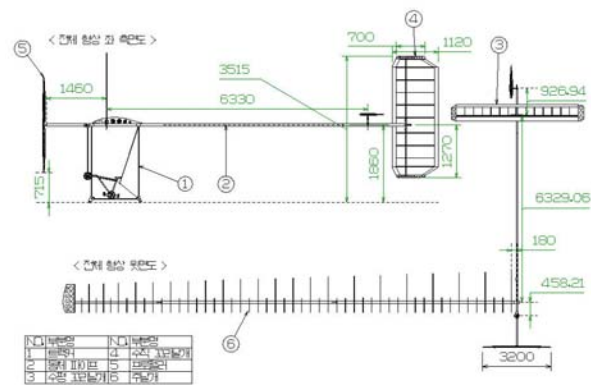


Fig. 5 Outline drawing of HPA

3. 결 론

세계에서 5번째로, 우리나라에서는 최초로 인력비행기를 제작 하였으며, 본 연구를 통하여 인력비행기의 공하하중의 무게를 42kg까지 감소시킬 수 있었고, HPA의 구조설계 도면을 얻을 수 있었다. 또한 인력비행기 제작을 통해서 얻어진 초경량 재료의 발굴과 재료 제작기술과 저속에서의 경량 비행기 제작 기술은 추후에 태양열을 이용한 무인 항공기 제작 등에 유용한 자료 및 기술제공이 가능할 것으로 예상된다.

참 고 문 헌

-
- [1] Daedalus Drawings By A.A.P.loyd September 1988
- [2] Low-Reynolds-number airfoil design for the MIT Daedalus prototype- A case stu, VOL. 25, NO. 8
- [3] Aerofoil Design for Man Powered Aircraft By F. X. Wortmann Universitat Stuttgart
- [4] ADELAIDE_UNIV_HPA
- [5] Bionic Bat - Stored energy human powered aircraft Martyn B. Cowley and W. Ray Morgan
- [6] Flight testing a highly flexible aircraft - Case study on the MIT Light Eagle, S.H. Zerweckh, A.H. von Flotow
- [7] Method for simultaneous wing aerodynamic and structural load prediction, VOL.27, NO.8