

공기역학적 성능을 고려한 인간동력항공기 개념 설계

강형민*, 김철완**

Preliminary Design of Human Powered Aircraft by the Consideration of Aerodynamic Performance

Hyungmin Kang*, Cheolwan Kim**

Abstract

In this study, preliminary design of human powered aircraft was performed by considering the aerodynamic performance. For this, overall weight including the aircraft and pilot was determined. Then, the main wing and horizontal/vertical tail were designed with appropriate selection of the airfoils and planform shapes. Based on these, three dimensional flow was calculated to obtain lift and drag coefficients and the position of center of gravity (CG). Consequently, it was shown that the lift and power of the aircraft satisfied the constraints of the minimum required lift and the pilot's available power. Also, the CG of the aircraft was located at aerodynamic center (AC) of the main wing, which guaranteed 26% of the static margin.

초 록

본 연구에서는 공기역학적 성능을 고려하여 인간의 힘만으로 이륙할 수 있는 초경량 인간동력 항공기의 개념설계를 수행하였다. 이를 위해 조종사를 포함한 항공기 전체 무게를 결정한 이후 적절한 익형을 선정하여 주날개/보조날개를 설계하였다. 설계된 비행기의 형상을 기초로 3차원 전산해석을 하였으며, 이를 통해 양력/항력 등의 성능계수 및 항공기 무게 중심(CG)에 대한 계산을 수행하였다. 그 결과 비행기의 양력 및 추력이 양력 및 추력의 제한 조건을 만족하였다. 또한 비행기의 무게 중심(CG)이 주의의 공력 중심(AC)에 위치함으로써 26%의 정적 안정성이 보장되었다.

키워드 : 인간동력 항공기 (Human Powered Aircraft), 개념설계(Preliminary Design), 공기역학적 성능 (Aerodynamic Performance)

1. 서 론

인간동력항공기란 외부의 기계적 힘을 이용하지

않고 오직 사람의 힘만으로 지상을 활주하여 이륙할 수 있는 항공기를 지칭한다[1-4]. 이 때 사람이 지속적으로 낼 수 있는 힘에는 명확한 한계

접수일(2013년 8월 25일),

수정일(1차 2013년 10월 16일),

게재 확정일(2013년 11월 1일)

* 공력성능팀/avdlkang@kari.re.kr

** 공력성능팀/cwkim@kari.re.kr



그림 1. 인간동력항공기 (Daedalus, 1988.3.7)

가 존재하며, 상대적으로 그 값이 작기 때문에 상용 비행기에 비해 비행 속도가 매우 작다. 따라서 성공적인 이륙을 위해서는 초경량의 비행체가 요구되며, 이륙 시 필요한 양력을 발생시키기 위해 그림 1과 같이 날개의 가로세로비가 일반적인 항공기에 비해 매우 크다.

이러한 인간동력항공기는 1961년 최초로 제작된 이후, 미국, 유럽, 일본 등에서 활발히 개발되고 있다. 특히 미국 MIT에서 개발된 Daedalus는 1988년 115km의 비행에 성공하여 최고 기록을 수립하기도 하였다 [1-2]. 우리나라의 경우에는 공군사관학교에서 인간동력항공기 개발을 수행한 전례가 있다[3]. 또한 한국항공우주연구원 주관으로 인간동력항공기 경진대회가 2012년 10월에 처음 개최되었으며, 항공우주연구원(이하 항우연) 시범 비행기가 240m 비행을 성공하였다.

인간동력항공기의 성공적인 비행을 위해서는 비행체의 총 이륙 중량 및 조종사 추력을 결정하고, 이에 따라 공기역학적 성능을 고려하여 주익 및 미익의 형상 및 크기를 결정하는 것이 매우 중요하다. 따라서 본 연구에서는 항우연 시범 비행기의 개념 설계를 수행하였으며, 설계된 형상에 대해 전산해석을 수행함으로써 공기역학적 성능 해석을 수행하였다. 이를 토대로 주어진 형상에 대한 공기역학적 성능이 필요 양력 및 항력 조건, 정적 안정성 조건을 만족하는지를 검증하였다. 이러한 검증을 토대로 주어진 제한 조건을 만족할 수 있도록 하는 항우연 시범기의 최종 형

상을 결정하였다.

2. 인간동력항공기 공력설계

인간동력 항공기의 공력 설계를 위해서 우선 미션 분석을 통하여 비행체의 요구 동력 및 최대 이륙 중량, 비행체의 순항 속도를 결정하였다. 이후 주익과 미익의 적절한 크기 및 공간 상에서의 위치를 결정하였다. 이를 토대로 비행체의 실제 양력, 항력, 이에 따른 요구 동력에 대한 전산 해석을 수행하였다. 해석 결과 계산된 비행체의 공력 성능이 제한 조건을 만족할 경우 최종적으로 피칭(Pitching) 움직임에 대해 비행 안전성 해석을 수행하여 설계된 비행기의 정적 안정성 정도를 확인하였다. 전체적인 인간동력항공기의 초기 설계 순서를 그림 2에 순서도로 정리하였다.

2.1 비행체 요구 동력 결정

본 인간동력 항공기는 400m를 최단 시간 내에 주파하는 항우연 인간동력 항공기 경진 대회 시범용으로 설계되었다. 따라서 비행 거리를 고려할 경우 최대 약 2분 동안 높은 수준의 추력을

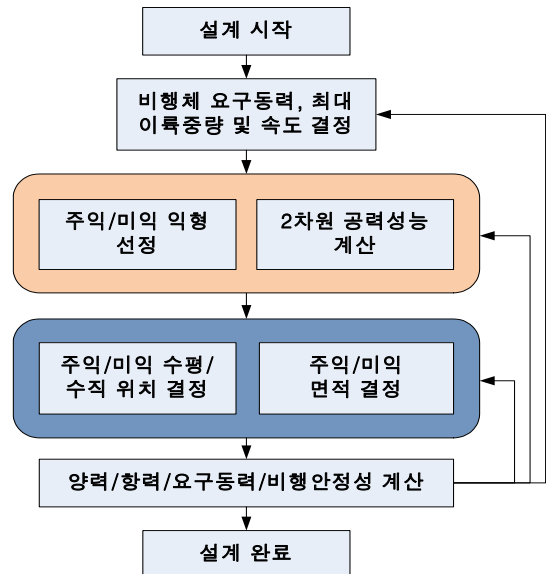


그림 2. 인간동력항공기 설계 순서도

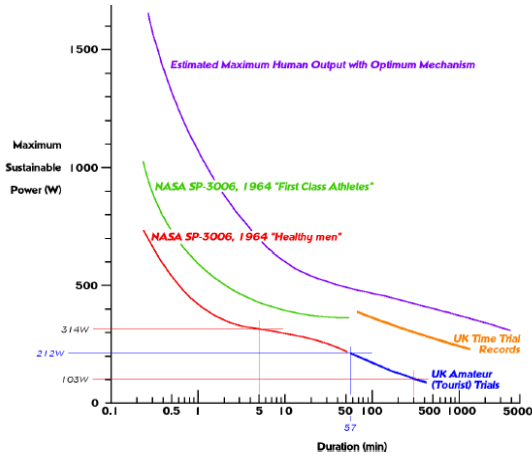


그림 3. 시간에 따른 인간동력 변화

낼 수 있어야 한다. 이 때 인간이 낼 수 있는 추력 수준은 그림 3과 같이 운동선수의 경우 2분간 약 600W 이상을, 건강한 일반인의 경우 최소 400W 이상의 추력이 가능하다. 인간동력항공기의 경우 조종사의 체력적 능력이 중요하며 이로 인해 선발된 조종사의 경우 비행기 조종을 위해 체력 훈련을 병행하는 경우가 대부분이다. 따라서 본 연구에서는 건강한 일반인을 훈련시키는 경우를 상정하여 조종사가 2분간 지속적으로 낼 수 있는 최대 추력(P_{human})을 450W로 결정하였다. 이 때 기어박스(Gearbox) 및 제작 공차로 인한 효율(η_g)이 90%, 또한 프로펠러(Propeller)에 의한 효율(η_p)이 90%라고 가정하면 항공기의 최대 허용 추력 P_{air} 는 약 365W가 된다. 따라서 설계될 비행체의 추력(P_{req})이 최대 365W를 넘지 않도록 비행체 설계가 수행되어야 한다.

2.2 최대이륙중량 및 속도결정

비행체의 추력을 결정한 이후 비행체의 공허중량 및 조종사 무게를 포함한 최대 이륙 중량(W_{tot}) 및 비행 속도(V_{air})를 결정하였다. 이를 위해 우선 외국에서 성공적으로 개발되었던 인간동력 항공기 사례에 대하여 선행 조사를 수행하여 표 1에 정리하였다.

표 1. 인간동력항공기 제원 비교

	Cyclair	Airglow	Daedaluse	Velair
비행 속도 (m/s)	8.5	7.8	6.2-7.6	8.6
날개Span (m)	25.0	25.0	34.0	23.2
날개면적(m ²)	18.2	22.5	30.8	16.9
중형비(AR)	34.3	27.8	-	32.0
공허중량 (kg)	31.0	35.7	31.0	30.5
조종사중량 (kg)	54.0	57.5	72.1	59.0

조사 결과 대부분의 항공기가 W_{tot} 는 90에서 100kg 사이에, V_{air} 는 7에서 9m/s 정도임을 확인할 수 있었다. 항우연 시범기의 경우 속도 경쟁용이므로 V_{air} 는 9m/s, W_{tot} 는 100kg으로 정하였다. 따라서 설계될 비행체의 최소 요구 양력 L_{air} 은 980N 이상이어야 한다.

2.3 익형 선정 및 2차원 공력성능 계산

인간동력항공기의 경우 저속으로 비행하기 때문에 저속에서 양향비 특성이 우수해야 한다. 또한 마일러 등의 가벼운 비닐 재질로 표면(Skin)을 제작하기 때문에 유동에 대해서 되도록 익형의 형상이 유지되어야 한다. 이러한 특성을 고려하여 본 연구에서는 다른 익형에 비해 윗면이 비교적 평형한 SG6043 익형을 선정하였다. 그러나 주날개보(Main spar) 두께 대비 익형의 두께에 여유가 많지 않기 때문에 그림 4와 같이 원래 익형에서 두께비를 약간 더 크게 한 SG6043-M 익형을 사용하였다. 꼬리날개의 경우에는 주요한 양력면이 아니기 때문에 제작성을 고려하여 NACA0012 익형을 선정하였다. 각각의 익형에 대해서는 X-FOIL을 이용하여 성능 분석을 수행하였다.

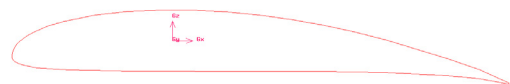


그림 4. SG6043-M 익형

2.4 주익/미익 위치 및 면적 결정

선정된 익형을 이용하여 주익/미익의 초기 개념 설계를 수행하였다. 주익의 경우 제작성 및 미적 요소 등을 고려하여 그림 5 같이 스패 (Span) 4.5m까지는 시위(Chord) 길이를 0.96m로 한 직선 날개(Straight wing)를, 이후 스패(Span) 12m까지는 시위(Chord) 길이를 0.56m로 한 테이퍼 날개(Tapered wing)를 사용하였다. 전체 면적은 양쪽 날개의 합이 20m²이며, 가로세로비(AR)은 28.8로 계산되었다.

주익의 크기를 결정한 이후, 경험식을 바탕으로 식 (1) 및 (2)와 같이 2차원 공력계수에서 3차원 공력계수를 구하였다.

$$C_{L_\alpha} = \frac{c_{l_\alpha}}{1 + \frac{c_{l_\alpha}}{\pi e AR}}, e = 0.75. \quad (1)$$

$$C_L = C_{L_\alpha} \times (\alpha_i - \alpha_{q=0}). \quad (2)$$

여기서 c_{l_α} 및 $\alpha_{q=0}$ 는 각각 익형에서의 받음각에 따른 양력곡선의 기울기와 양력계수가 0일 때의 받음각을 의미한다. C_{L_α} 및 C_L 은 각각 주익에서의 받음각에 따른 양력곡선의 기울기 및 양력 계수를 의미한다. 따라서 익형 성능 해석 결과를 토대로 익형의 공력 성능을 구하고, 주익의 붙임각 α_i 을 3.5도로 할 경우 주익의 양력 계수 C_L 은 약 1.044가 되고, 이에 따른 양력은 1035N이 되어 L_{air} 보다 크음을 확인하였다.

이후 주익의 형상 정보를 활용하여 미익의 위치 및 면적을 정하였다. 우선 기존의 인간동력항공기 도면 정보 등을 활용하여 공간상에 주익 위치 X_{cg} 는 0.725m로 하였다. 이와 함께 수평 미익의 위치 $X_{ac,h}$ 는 5.475m로, 수직 미익의 위치 $X_{ac,v}$ 는 6.275m로 하였다. 이러한 공간상의 정보



그림 5. 주날개 형상

들과 식(3) 및 (4)의 경험식을 활용하게 되면 수평/수직 미익의 체적 계수 V_h 및 V_v 를 계산할 수 있다.

$$\text{수평미익 체적계수: } V_h = \frac{S_h \times (X_{ac,h} - X_{cg})}{S_{wing} \times c_w}. \quad (3)$$

$$\text{수직미익 체적계수: } V_v = \frac{S_v \times (X_{ac,v} - X_{cg})}{S_{wing} \times b_w}. \quad (4)$$

이 때 비행기의 동적 안정성을 위한 체적 계수의 범위가 존재하게 되는데 인간동력항공기와 비슷한 급의 항공기의 경우 체적 계수의 범위가 각각 $0.3 \leq V_h \leq 0.66$, $0.02 \leq V_v \leq 0.072$ 이며, 일반적인 권장 값은 $V_h = 0.5$, $V_v = 0.02$ 이다. 따라서 시범기의 경우에는 체적 계수를 고려하여 수평/수직 미익의 면적을 각각 $S_h = 2m^2$, $S_v = 1.8m^2$ 으로 하였다. 또한 제작성을 고려하여 각각의 미익은 시위(Chord) 길이 0.7m의 직선 날개(Straight wing)로 구성하였다. 따라서 각각의 스패(Span) 길이는 수평 미익이 2.86m, 수직 미익은 2.57m로 하였다.

2.5 양력/항력/요구동력/비행안정성 계산

확정한 형상 정보를 이용하여 3차원 전산 해석을 수행하였다. 이를 위해 주날개 형상에 대하여 3차원 격자를 생성하여 받음각 0도에서부터 10도까지 전산해석을 수행하였다. 해석 결과 받음각 대비 공력계수의 변화를 그림 6에 표시하였다. 받음각을 3.5도로 할 경우 양력 계수 C_L 은 1.032, 항력 계수 C_D 는 0.0288임을 확인하였다. 조종면까지의 항력을 고려하여 전체 C_D 를 0.035로 가정할 경우 최종적인 양력 및 항력은 각각 1024N 및 34.7N이다. 이 때 항력의 경우 날개 Skin으로 마일러 재질을 사용하므로, 형상 변화에 의한 항력 증가가 생길 수 있음을 고려하여 항력에 대한 여유분을 10% 정도 더 고려하였다. 따라서 항력에 의한 최종적인 요구 추력은 344W가 된다. 이렇게 계산한 발생 양력의 경우 980N

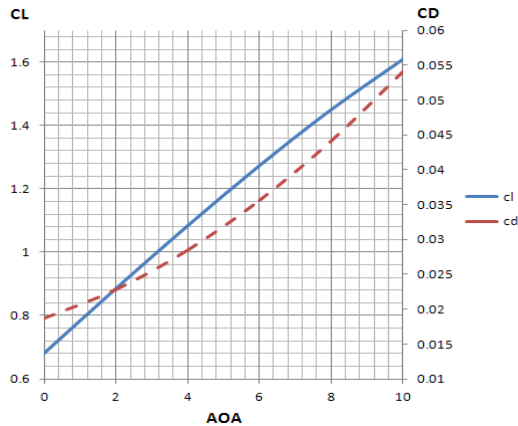


그림 6. 받음각 대비 공력 계수 변화

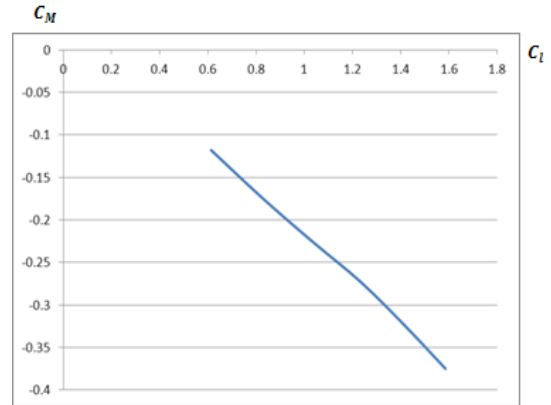


그림 8. CG에서의 C_M 변화

보다 크며, 요구 추력은 365W보다 작게 되어 모두 제한 조건을 만족함을 확인하였다.

마지막으로 피칭(Pitching) 움직임에 대한 비행 안정성을 확인하기 위해 주익 및 수평 미익에 대해서 받음각 변화에 따른 공력해석을 수행하였다. 그 결과 그림 7과 같이 주익의 앞전(Leading edge)로부터 시위(Chord) 길이 대비 51% 지점에 중립점(Neutral point(NP))이 존재함을 확인하였다. 따라서 무게중심(CG)이 주익 시위(Chord) 길이 대비 25% 지점에 존재할 경우 약 26%의 정적 안정성(Static margin)을 갖게 된다. 또한 그림 8과 같이 (-) 피칭 모멘트(Pitching moment)가 발생하여 설계된 비행기가 피칭(Pitching) 움직임에 대해 안정적임을 확인하였다.

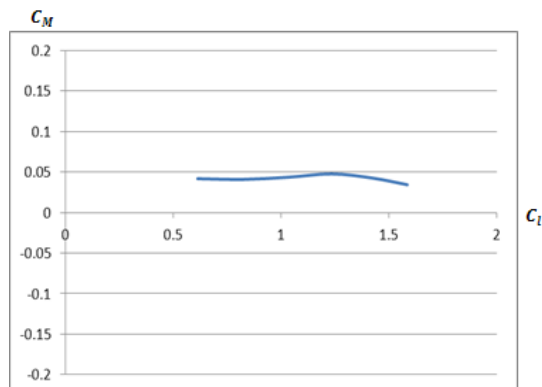


그림 7. NP에서의 C_M 변화

3. 결 론

본 연구에서는 인간동력 항공기의 초기 개념 설계를 수행하였으며, 전산 해석을 통하여 양력/항력/요구 동력/비행 안정성에 대한 검증을 수행하였다. 이를 위해 조종사를 포함한 항공기의 무게를 결정하였으며, 익형 선정 및 성능해석을 통해 주익 및 미익의 최종 형상을 결정하였다. 전산 해석 결과 설계된 형상에서 양력이 1024N, 최소 요구 동력이 344W가 되어 설계 제한 조건을 만족함을 확인하였다. 마지막으로 피칭 모멘트(Pitching motion)에 대한 설계된 비행기가 약 26%의 정적 안정성(Static margin)을 가짐을 확인하였다.

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.

4. 강형민, 김철완, “인간동력항공기 개념설계 Software 개발을 위한 프레임워크 구축,” 한국항공우주학회 2013년도 추계학술대회, 2012, pp. 1943-1945.