

인간동력 항공기 TORUK MAKTO I 세로 안정성 및 승강타 제어연구

박주희¹ · 김연수¹ · 한철희^{1,†}

¹한국교통대학교 항공·기계설계학과

Study of Longitudinal Stability and Elevator Control of a Human Powered Aircraft, TORUK MAKTO I

Joohee Park¹, Younsoo Kim¹ and Cheolheui Han^{1,†}

¹Dept. of Aeronautical & Mechanical Design Engineering, Korea National University of Transportation

Abstract : 인간동력 항공기 TORUK MAKTO I에 대하여 양력선이론 및 XFOIL을 사용하여 도출한 공력 계수 및 미계수 값과 CATIA를 사용한 관성모멘트 추정 값을 사용하여 지면효과 및 주익과 무게중심 사이의 수직거리 변화가 인간동력 항공기의 세로 정안정성에 미치는 영향과 수평미익(스테빌레이터) 변위각제어에 따른 세로 동안정성 해석 연구를 수행하였다. 연구결과 지면효과가 정적여유에 미치는 영향은 미미했다. 공력중심과 무게중심 사이의 수직거리가 세로 정안정성에 미치는 영향은 매우 컸으며, 수직거리 증가는 세로 정안정성을 증가시켰다. 수평미익 변위각 제어에 따른 세로 동안정성 해석 결과 장주기 진동특성과 감쇄특성이 매우 나쁜 것으로 나타났다. 향후 항공기의 동특성을 고려한 세로 동안정성 해석 및 측풍에 의한 가로 및 방향 안정성 해석연구를 수행할 예정이다.

Key Words : Longitudinal Stability, Elevator Control, Dynamic Stability, Ground Effect, Stabilator

1. 서 론

일반적으로 항공기의 성공적 비행을 위해서는 비행임무에 따른 비행성능을 발휘 할 수 있어야 하며 동시에 안정한 자세를 유지하며 조종이 가능하도록 설계해야 한다[1]. 따라서, 항공기 설계과정에서 주익 및 미익의 면적과 무게중심으로부터 공력중심까지의 수평거리가 비행안정성과 관련한 주요 설계변수이다[2].

인간동력 항공기(Human Powered Aircraft; HPA)는 순수 인간동력 만을 사용하여 비행하는 항공기로, 이륙 총중량이 100kg 내외이며, 낮은 인간동력 및 익면하중으로 날개의 중형비가 큰 반면 비행고도는 수 미터 이내이다[3]. 따라서, 인간동력 항공기의 설계과정에서 지면이 항공기의 비행안정성에 미치는 영향을 정확히 파악하는 것은 중요하다. 항공기 전체 중량의

60%이상을 차지하는 조종사의 위치가 높이방향으로 주익으로 부터 1미터 이상 떨어져 있어 공력중심과 무게중심의 수직거리가 항공기 비행안정성에 미치는 영향을 무시할 수 없다[3]. 또한, 인간동력 항공기는 미익이 승강타(elevator)와 수평안정판(stabilizer)의 역할을 동시에 수행하는 스테빌레이터(stabilator)로 제작되는 경우가 많으며 일반 항공기와 다른 안정성 특성을 가지고 있다.

정조원 등[4]은 실험연구를 통해 인간동력 항공기의 세로 안정성에 주익이 미치는 영향을 무시할 수 없음을 보였다. Sullivan과 Zerweckh[5]는 인간동력 항공기에 대한 비행시험과 동안정성 해석연구를 수행하여 요구동력을 추정하였다. 강형민 등[6]은 주익 및 수평미익의 받음각 변화에 따른 공력해석 연구를 수행하여 세로 정안정성을 확인하였다. 은원중 등[7]은 미익설계 과정에서 인간동력 항공기에 대한 가로/세로 정안정성 해석 및 정적여유 선정연구를 수행하였다.

Received: Aug. 24, 2015 Revised: Sep. 23, 2015 Accepted: Sep. 24, 2015

† 한 철 희

Tel: +82-43-841-5379, E-mail: chhan@ut.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System

Jex 와 Mitchell[8]은 Gossamer Condor의 비행안정성에 관한 연구결과를 발표하였다.

지금까지 발표된 인간동력 항공기관련 안정성 해석 연구들 중 1) 지면효과 공력특성, 2) 조종사 위치 변화에 따른 무게중심 위치 변화, 3) 수평미익(스테빌레이터) 변위각 조작이 항공기의 세로 안정성에 미치는 영향에 관한 연구는 아직 부족한 상태이다. 따라서, 본 연구에서는 지면효과 공력특성 및 무게중심 위치 변화가 인간동력 항공기의 세로 정안정성에 미치는 영향과 수평미익 변위각 조작이 세로 동안정성에 미치는 영향을 연구하였다.

2. 세로 안정성

2.1 운동 방정식

Fig.1은 인간동력 항공기처럼 무게중심이 주익과 미익보다 아래에 있는 경우에 대한 안정성 해석 모델을 나타낸 그림이다[9]. 인간동력 항공기의 공허중량은 약 40kg, 조종사 무게가 60kg 정도로[3] 무게중심과 주익사이의 거리가 크다는 특징이 있다. 인간동력 항공기의 동체를 기준으로 다음과 같은 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$T = W \sin \theta + D_w \cos \alpha - L_w \sin \alpha + D_h \cos (\alpha - \epsilon_d) - L_h \sin (\alpha - \epsilon_d) \quad (1)$$

$$L_w \cos \alpha + D_w \sin \alpha + L_h \cos (\alpha - \epsilon_d) + D_h \sin (\alpha - \epsilon_d) = W \cos \theta \quad (2)$$

여기서 T는 추력, W는 중력, D는 항력, L은 양력을 나타내며, 하첨자 w는 주익을 h는 수평미익을 나타낸다. 또한 α 는 받음각을 ϵ_d 는 빗내림각(down wash)으로 주익에서 발생한 날개끝 와류(wingtip vortex)가 수평미익 앞에서 유도하는 속도를 나타낸다. 또한 Fig.1에 나타낸 주익 및 수평미익의 공력중심에서 무게중심까지의 거리 및 날개 면적에 대한 정의를 Table 1에 나타내었다. 무게중심에 대한 공력모멘트 및 추력모멘트의 합은 다음과 같다.

$$m = m_w - l_w L_w \cos \alpha - h_w L_w \sin \alpha - l_w D_w \sin \alpha + m_h - l_h L_h \cos (\alpha - \epsilon_d) - h_h L_h \sin (\alpha - \epsilon_d) + h_h D_h \cos (\alpha - \epsilon_d) - l_h D_h \sin (\alpha - \epsilon_d) - h_T T \quad (3)$$

식(1)~(3)을 무차원화 시켜 공력계수들의 식으로 나타

내면 다음과 같다.

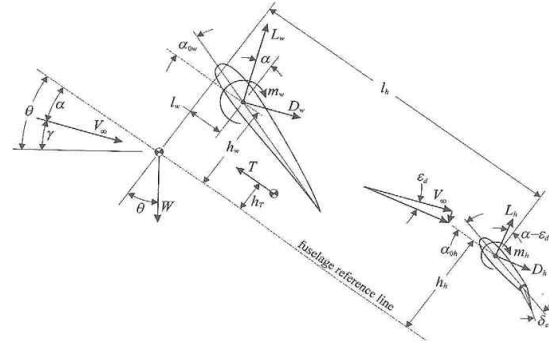


Fig. 1 Forces and moments acting on a wing with a horizontal control surface[9]

Table 1 Nomenclatures for Figure 1

S_w	주익면적	S_h	수평미익 면적
l_w	무게중심에서 주익 공력중심까지 수평 거리	l_h	무게중심에서 수평미익 공력중심까지 수평 거리
h_w	무게중심에서 주익 공력중심까지 수직 거리	h_h	무게중심에서 수평미익 공력중심까지 수직 거리
c_w	주익 평균공력시위	c_h	수평미익 평균공력시위

$$C_T = C_{T_w} \sin \theta + C_{D_w} \cos \alpha - C_{L_w} \sin \alpha + \frac{S_h}{S_w} \eta_h [C_{D_h} \cos (\alpha - \epsilon_d) - C_{L_h} \sin (\alpha - \epsilon_d)] \quad (4)$$

$$C_{L_w} \cos \alpha + C_{D_w} \sin \alpha + \frac{S_h}{S_w} [C_{L_w} \cos (\alpha - \epsilon_d) + C_{D_h} \sin (\alpha - \epsilon_d)] = C_{T_w} \cos \theta \quad (5)$$

$$C_m = C_{m_w} - \left(\frac{l_w}{c_w} \cos \alpha + \frac{h_w}{c_w} \sin \alpha \right) C_{L_w} + \left(\frac{h_w}{c_w} \cos \alpha - \frac{l_w}{c_w} \sin \alpha \right) C_{D_w} + \frac{S_h c_h}{S_w c_w} \eta_h C_{m_h} - \left[\frac{S_h l_h}{S_w c_w} \cos (\alpha - \epsilon_d) + \frac{S_h h_h}{S_w c_w} \sin (\alpha - \epsilon_d) \right] \eta_h C_{L_h} + \left[\frac{S_h h_h}{S_w c_w} \cos (\alpha - \epsilon_d) - \frac{S_h l_h}{S_w c_w} \sin (\alpha - \epsilon_d) \right] \eta_h C_{D_h} - \frac{h_T}{c_w} C_T \quad (6)$$

여기서,

$$\begin{aligned} C_{Lw} &= C_{Lw,\alpha}(\alpha + \alpha_{0w} - \alpha_{L0w}), \\ C_{Lh} &= C_{Lh,\alpha}(\alpha + \alpha_{0h} - \alpha_{Loh} - \epsilon_d + \epsilon_e \delta_e), \\ C_{mh} &= C_{mh0} + C_{mh,\delta_e} \delta_e \end{aligned} \quad (7)$$

식(6)으로부터, 받음각 변화에 따른 피치모멘트 변화는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} &= \left(\frac{l_w}{c_w} \sin \alpha - \frac{h_w}{c_w} \cos \alpha \right) C_{Lw} - \left(\frac{h_w}{c_w} \sin \alpha + \frac{l_w}{c_w} \cos \alpha \right) C_{Dw} \\ &- \left(\frac{l_w}{c_w} \cos \alpha - \frac{h_w}{c_w} \sin \alpha \right) C_{Lh} \\ &+ \left(\frac{h_w}{c_w} \sin \alpha - \frac{l_w}{c_w} \cos \alpha \right) \left(C_{D0,Lw} + \frac{2C_{Lw}}{\pi e_w R_{A_w}} \right) C_{Lw,\alpha} \\ &+ \left[\frac{S_h l_h}{S_w c_w} \sin(\alpha - \epsilon_d) - \frac{S_h h_h}{S_w c_w} \cos(\alpha - \epsilon_d) \right] \eta_h C_{Lh} (1 - \epsilon_{d,\alpha}) \\ &- \left[\frac{S_h l_h}{S_w c_w} \sin(\alpha - \epsilon_d) + \frac{S_h h_h}{S_w c_w} \cos(\alpha - \epsilon_d) \right] \eta_h C_{Lh} (1 - \epsilon_{d,\alpha}) \\ &- \left[\frac{S_h l_h}{S_w c_w} \cos(\alpha - \epsilon_d) + \frac{S_h h_h}{S_w c_w} \sin(\alpha - \epsilon_d) \right] \eta_h C_{Lh} (1 - \epsilon_{d,\alpha}) \\ &+ \left[\frac{S_h l_h}{S_w c_w} \cos(\alpha - \epsilon_d) - \frac{S_h h_h}{S_w c_w} \sin(\alpha - \epsilon_d) \right] \left(C_{D0,Lh} + \frac{2C_{Lh}}{\pi e_h R_{A_h}} \right) \eta_h C_{Lh,\alpha} (1 - \epsilon_{d,\alpha}) \end{aligned} \quad (8)$$

인간동력 항공기의 경우에 수평미익이 스테빌레이터 역할을 하므로, 식 (7)은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} C_{Lw} &= C_{Lw,\alpha}(\alpha + \alpha_{0w} - \alpha_{L0w}), \\ C_{Lh} &= C_{Lh,\alpha}(\alpha + \alpha_{0h} - \alpha_{Loh} - \epsilon_d + \delta_s), \\ C_{mh} &= C_{mh0} + C_{mh,\delta_s} \delta_s \end{aligned} \quad (9)$$

2.2 비행운동방정식 상태 미계수 행렬

인간동력 항공기는 스테빌레이터라는 특수한 수평미익을 사용하므로, 일반 항공기의 공력특성과는 다르다. 따라서, 수평미익의 변위각(deflection angle) 조작에 따른 항공기 세로 동안정성 해석은 항공기 이·착륙 및 고도제어에 중요하다. 본 연구에서는 인간동력 항공기 TORUK MAKTO I[10]의 주익 및 수평미익에 관한 공력계수와 미계수(Table 2)와 CATIA을 이용하여 얻은 관성모멘트(Table 3)를 이용하여 식 (10)의 선형화시킨 상태방정식을 사용하여 동안정성 분석 연구를 수행하였다. 공력계수 및 미계수는 참고문헌 [11]의 공력해석 연구에 사용한 XFOIL[12]와 양력선 이론을 결합한 3차원 날개 공력해석 방법을 사용하여

계산하였다.

$$\begin{aligned} &\begin{bmatrix} (1-R_{x,\hat{\mu}}) & -R_{x,\hat{\alpha}} & 0 & 0 \\ -R_{z,\hat{\mu}} & (1-R_{z,\hat{\alpha}}) & 0 & 0 \\ -R_{m,\hat{\mu}} & -R_{m,\hat{\alpha}} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} R_{x,\mu} & R_{x,\alpha} & R_{x,\bar{q}} & -R_{gx} \cos \theta_0 \\ R_{z,\mu} & R_{z,\alpha} & (R_{z,\bar{q}} + 1) & -R_{gz} \sin \theta_0 \\ R_{m,\mu} & R_{m,\alpha} & R_{m,\bar{q}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} R_{x,\delta_s} \\ R_{z,\delta_s} \\ R_{m,\delta_s} \\ 0 \end{bmatrix} \Delta \delta_s \end{aligned} \quad (10)$$

Table 2 Aerodynamics derivatives

주익		미익	
$C_{Lw,\alpha}$	6.17	$C_{Lh,\alpha}$	4.193
$C_{Dw,\alpha}$	0.14110679	α_{0h}	0.009863
$C_{m,w}$	-0.150911	α_{L0h}	0
α_{0w}	0.1047	C_{Lh}	0
α_{Low}	-0.10385	C_{Dh}	0.00475
C_{Lw}	1.2867535	C_{D0h}	0.00475
C_{Dw}	0.02626137	e_h	1
C_{Dow}	0.01154	ϵ_e	0.186398
e_w	1.473	ϵ_d	0.009863
C_{Lwo}	1.2867535	$\epsilon_{d,\alpha}$	0.047295

Table 3 Moment of inertia

관성모멘트	kgm^2
I_x	339.58
I_y	6,056.18
I_z	6,214.43

3. 결과 및 해석

3.1 세로 정안정성 해석

식(3)에서 등속수평비행일 경우 수평미익이 가지는 받음각이 매우 작으므로 $l_w D_w \sin \alpha$ 은 0으로 가정할 수 있으며, $l_h D_h \sin(\alpha - \epsilon_d)$ 은 또한 매우 작은 값을 가진다. 그러나 $h_h D_h \cos(\alpha - \epsilon_d)$ 값이 세로 정안정성에 미치는 영향은 주익의 공력중심과 항공기 무게중심 사이의 수직거리가 상대적으로 큰 인간동력 항공기에서는 무시할 수 없을 것으로 예상된다.

Table 4에 날개에서 발생한 항력 및 무게중심과 주익 공력중심 사이의 거리 변화에 따른 항공기 $C_{m,\alpha}$ 값을 나타내었다. 먼저 Case 1과 Case2 또는 Case 3과 Case 4를 비교했을 때, 날개에서 발생하는 항력은 세

로 정안정성을 다소 증가시키는 경향은 있었으나, 전체항공기의 세로 정안정성에 미치는 영향은 매우 작았다. 반면, 무게중심이 주의 공력중심 보다 매우 낮은 위치에 있는 Case 3 및 Case 4의 경우 무게중심 위치가 주의 공력중심과 동일한 높이에 있을 때(Case 1 및 Case 2)보다 세로 정안정이 크게 증가하였다.

Table 4 Effect of drag and vertical offset

Case	항력	h_w, h_h	$C_{m,\alpha}$
1	X	X	-0.625
2	O	X	-0.665
3	X	O	-1.451
4	O	O	-1.453

항공기는 정적여유(SM; static margin)가 음의 값을 가지면 항공기는 세로로 불안정하다. 인간동력 항공기의 경우 날개 스패길이 보다 낮은 고도로 비행 하므로 비행하므로, 지면효과에 의한 공력특성 변화가 발생한다. 주익에서 발생한 날개끝 와류의 강도가 지면의 영향으로 감소하며, 빗내림각 크기가 감소한다. 따라서, 유도항력이 감소하며 중립점이 뒤로 이동한다[9]. 일반적으로 지면효과를 사용하여 비행하는 지면효과익선의 경우 세로로 불안정 하며, 이를 극복하기 위해 보통 수평미익이 주의 보다 높도록 설계한다[13].

Table 5에 지면효과가 인간동력 항공기의 정적여유에 미치는 영향을 나타내었다. 지면효과를 고려할 경우 정적여유가 약 2% 증가하였다. 따라서, 지면효과가 인간동력 항공기의 정안정성에 미치는 영향은 크지 않다. 또한 해석결과 인간동력 항공기 TORUK MAKTO I의 정적여유가 9.72%MAC이므로 세로 정안정성을 확보 할 수 있다고 판단된다.

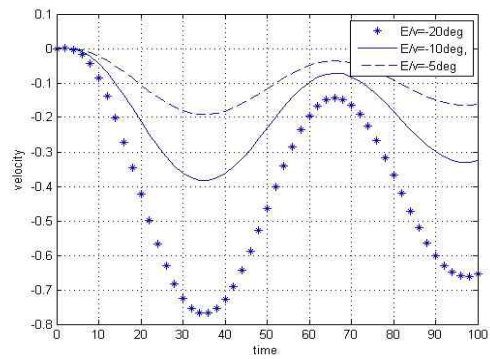
Table 5 Static margin due to ground effect

비행고도[m]	중립점 위치[cm]	정적여유[%MAC]
20.0	9.63	7.67
1.8	14.10	9.72

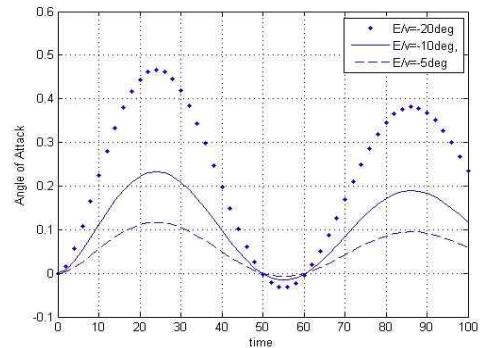
3.2 세로 동안정성 해석

Fig. 2는 트림 상태인 항공기 수평미익의 변위각을 -5°, -10°, -20°로 나누어 단위 계단 입력을 주었을

때, 항공기 비행속도와 받음각의 변화를 나타낸 그림이다. Fig. 2에 제시된 바와 같이 추력이 일정하다는 조건하에서 항공기는 감속하고 피치각은 기수들림 상태로 진동 주기가 길고 진폭의 감쇄특성이 나쁘게 나타났다. 단거리를 목적으로 하는 인간동력 항공기의 비행시간은 보통 수분 이내이다. 따라서, 조종사의 빠르고 정확한 상황판단에 근거한 변위각 제어가 요구된다. 또한 작은 상승각도로 이륙이 가능하도록 임무형상을 설계할 필요가 있다.



(a) Velocity [m/s]



(b) Angle of attack [rad.]

Fig. 2 Speed and AOA changes due to a unit step input of stabilator deflection angle.

4. 결론

인간동력 항공기 TORUK MAKTO I의 공력해석 연구결과 및 관성모멘트 자료 등을 바탕으로 지면효과 공력특성 및 무게중심 위치 변화에 따른 세로 정안정성 해석 연구를 수행하였다.

지면효과가 항공기의 정적 여유에 미치는 영향은 미미한 수준이었다. 주의 및 수평미익에서 발생하는 항력이 세로 정안정성에 미치는 영향은 주의 보다는 대

부분 수평미익의 영향이 크게 나타났다. 조종사의 위치가 날개로부터 지면방향으로 멀리 위치할수록 세로 정안정성은 더욱 증가하였다.

수평미익의 변위각 제어에 따른 항공기 동안정성 해석 결과 장주기 진동특성을 보였으며, 진폭의 감쇄특성이 나쁘게 나타났다. 따라서, 단거리용 인간동력 항공기의 세로 안정성을 확보하기 위해서는 조종사의 지속적인 변위각 제어노력이 요구되며, 이륙비행과 관련하여 이륙 상승 각도를 가능한 작게 해야 한다.

향후 항공기의 동특성을 고려한 동안정성 해석 연구 및 측풍에 의한 가로 및 방향 안정성 해석연구로 확장할 예정이다.

참고 문헌

- [1] 윤용현, “비행역학”, 경문사, pp. 251, 2011.
- [2] 손명환 외 7명, “항공기 개념설계”, 경문사, pp. 334, 2014.
- [3] 한철희, “인간동력 항공기 개발 고찰”, 한국교통대학교 융복합기술 연구소 논문집, 제 4권 제 2호, pp.35-40, 2014.
- [4] 정조원, 백동기, 조옥찬, “수평-수직 꼬리날개가아 음속 항공기의 정 안정성에 미치는 영향”, 한국항공우주학회지, 제15권, 제3호, pp. 1-13, 1987.
- [5] R. B. Sullivan and S. H. Zerweckh “Flight test results for the Daedalus and Light Eagle human powered aircraft”, Massachusetts Inst. of Tech, Cambridge, MA, 1988.
- [6] 강형민, 김철완, “공기역학적 성능을 고려한 인간동력 항공기 개념 설계”, 항공우주기술, 제12권, 제2호, pp. 180-185, 2013.
- [7] 은원종 외 15명, “서울대학교 인간동력 항공기의 설계 및 제작”, 항공우주기술, 제12권, 제2호, pp.230-240, 2013.
- [8] H. R. Jex and D. G. Mitchell, “Stability and control of the Gossamer human-powered aircraft by analysis and flight test”, NASA CR 3627, 1982.
- [9] W. F. Phillips, Mechanics of Flight, John Wiley & Sons Inc. 2004.
- [10] 항공우주연구원 보고서(2014), “초경량 소형항공기 구조 최적화 및 비행 조종성 향상 연구”, 항공우주연구원
- [11] 한형석, 박주희, 이나원, 한철희, “저속 비행 3차원 유연날개 정적 공력-구조 연계해석”, 항공우주시스템공학회지, 제9권, 제2호, pp.1-6, 2015
- [12] <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
- [13] K. V. Rozhdestvensky, Aerodynamics of a Lifting System in Extreme Ground Effect, Springer, 2000.

저자 소개



박주희

2014년 한국교통대 항공기계설계학과 재학.



김연수

2014년 한국교통대 항공기계설계학과 재학.



한철희

1993년 한양대 기계공학과 졸업. 1998년 동 대학원 석사. 2003년 동 대학 박사. 2006년~현재 한국교통대학교 항공기계설계학과 교수. 관심분야는 응용 공기역학, 항공기설계, 생체모사공학.