

태양광 에너지 무인항공기의 장기체공을 위한 경로 탐색

류한석^{1,†} · 변희재¹ · 박상혁¹

¹한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

Efficient Path Planning for Long Term Solar UAV Flight

Hanseok Ryu^{1,†}, Heejae Byun¹, Sanghyuk Park¹

¹School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

Abstract : Sufficient energy charging during a day is essential for a solar-powered long-endurance aircraft. Variations of flight path that is superior to a basic circle path are sought in this study for more efficient charging. Flight path associated with roll and pitch attitudes are investigated. It seems that the pitch angle can play more important role than the roll angle for the solar charging efficiency. Thus, more energy charging is observed when the entire flight path is tilted toward the direction of the sun.

Key Words : UAV, Efficiency, Flight Path, Fuel Cell, Solar Charging, Battery, Long Endurance

1. 서 론

장기체공 비행에서 주요 극복 과제 중 하나는 야간 비행이고, 야간 비행을 견디게 해주는 것은 낮 동안의 충분한 태양광 충전이다. 여기서 우선 생각해 볼 수 있는 것은 태양광 충전 패널의 충전 효율성 개선이다. 그러나 모든 기계적인 개선이 한계에 달했을 때, 그 다음 개선 가능성은 바로 비행경로에 있다고 볼 수 있다. 보다 효율적인 비행경로를 산출하는 것이 가능하다면, 실험 및 이론 모두 검증된 견고한 비행제어 알고리즘[12]을 바탕으로 실험을 진행할 계획이다.

현재 연구동향을 보면, 태양광 항공기의 효율적인 경로 생성을 주제로 Andrew T. Klesh[1]와 Sara

C. Spangelo[2]의 연구가 있다. 경로에 대한 연구에 비해 태양광 항공기의 디자인 분석에 대해서는 상당한 연구가 있어 왔다^[1]. 1954년 Dr. A. Raspert의 태양광 비행의 가능성에 관한 선구적인 연구를 비롯하여, 90년대 이후엔 optimization procedure를 이용하여 기체를 제작하는 연구가 이루어졌다[4][5][6]. 한편, 언제 어디서 날아야 하는가에 대해 중점적으로 연구한 Mission Design에 관한 연구도 활발히 진행되었다[7][8][9][10]. 이와 같이 대부분의 논문에서 효율성 향상을 위한 노력은 사전적인 design에 집중되었다. 대안적으로 Solar cell의 냉각을 개선하여 효율성을 30% 가까이 증대시키는 연구가 있다[11].

Andrew[1]가 지적인 바와 같이 비행 모델과 에너지 모델을 결합한 모델을 바탕으로 비행경로를 최적화시키는 연구는 드문 상황이다. 본 논문은 태양광무인기의 장기체공을 위한 것으로 출발 지점과 도착 지점이 정해진 상황에서 최적 경로를 찾는

Andrew[1] 연구와 방향이 다르다. 논문에서는 제한된 거리의 폐곡선을 비행하여 일정한 비행구역을 벗어나지 않는다. 즉, 언제나 최적의 효율로 충전하는 것이 아니라 반복적인 폐곡선 위로의 비행으로 구간별 손실을 감수하고도 보다 효율적인 형태의 경로가 있는지가 관심사이다.

Andrew[1]는 pitch angle을 0으로 가정한 level flight model을 세우지만, 본 연구에서 pitch angle은 주요 변수로 간주된다는 점에서 차이가 있다. Sara C. Spangelo[2]의 연구는 pitch angle 및 incidence angle을 반영하고, 고도의 변화를 고려하는 등 완화된 가정을 하며, 본 논문과 유사한 주제를 보여준다. 반면 본 논문은 구간마다 일정한 곡률을 유지하는 선에서 비행경로를 변형시키는 단순화된 비행경로를 가정하였고, [2]에서처럼 수치적으로 Optimal path를 찾는 것은 아니다. 일정한 곡률을 구간별로 유지하는 것이 실험에서 경로를 설정하기가 용이하기 때문이다.

본 논문은 이 점에 초점을 두고 몇 가지 가정에 따른 개선 가능성을 보이겠다. 이를 위해 독자적인 시뮬레이션 툴을 구현하였으며, 모델의 단순화를 위해 Level flight를 가정하였다. 이 후 다음과 같이 구성된다. 2장 본론 중 2.1절에서 시뮬레이션 환경과 가정한 비행 모델을 소개하고, 2.2절에서 테스트한 경로와 중간 결과를 설명한다. 마지막 3장은 본 논문의 결론이다.

2. 본론

2.1 수학적 모델링

앞서 타당성을 검증하기 위해 단순화된 태양 위치 계산 알고리즘을 이용하고 등속 수평 비행을 가정하여 태양 전지의 충전 양을 구할 수 있는 시뮬레이션 환경을 만들었다. 태양을 향한 벡터와 태양광 패널 수직방향 벡터의 내적을 태양의 방사조도량(solar irradiance W/m^2)에 곱하여 임의의 비행 자세에서 태양광 세기를 구할 수 있다. Fig. 1과 Fig. 2에서 연구방법에 대한 전체 조감도를 보여준다.

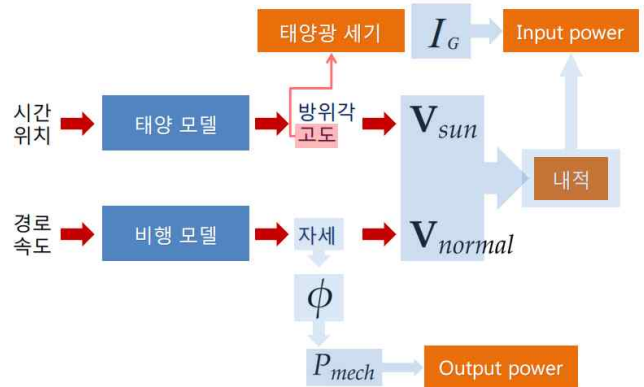


Fig. 1 The Research Method Flowchart

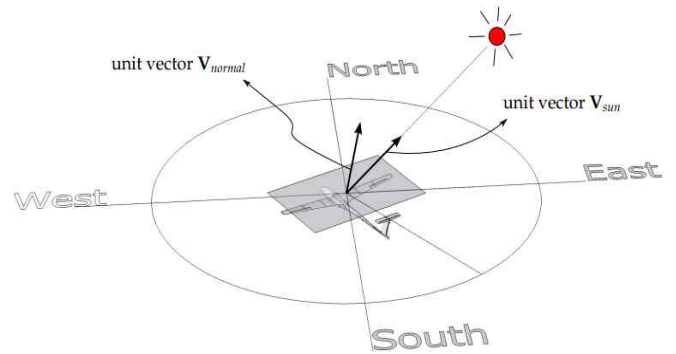


Fig. 2 The Entire Bird's-Eye View

2.1.1 태양 위치 모델링

간소화된 태양 위치 알고리즘 식 (1)을 이용하여 태양의 위상을 구한다[3]. 알고리즘에 지표의 위도, 경도와 날짜 및 시각을 입력하면 태양의 위상을 구할 수 있다.

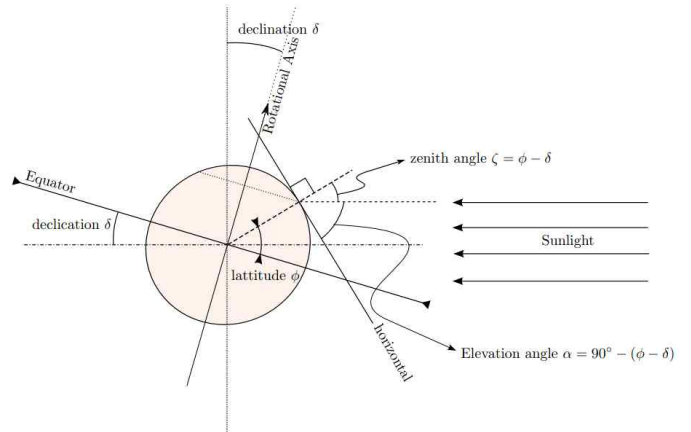


Fig. 3 Latitude ϕ , Declination δ and Elevation α

$$\delta = \sin^{-1} \sin(23.45^\circ \times \sin \left[\frac{360}{365} (d-81) \right])$$

$$\begin{cases} \alpha = \sin^{-1}(\sin\delta \sin\phi + \cos\delta \cos\phi \cos(\text{HRA})) \\ a = \cos^{-1} \frac{\sin\delta \cos\phi - \cos\delta \sin\phi \cos(\text{HRA})}{\cos\alpha} \end{cases} \quad (1)$$

where $\alpha = elevation$ (도각)

$a = azimuth$ (방위각)

$\delta = declination$ (적위)

$\phi = latitude$ (위도)

HRA = HourAngle

$d = number\ of\ days$ (1 ~ 365)

HRA(HouR Angle)는 하늘을 운용하는 태양의 각도로써, LST(Local Solar Time)를 각도의 단위로 표현한 것이다. LST는 지역시간(Local Time) LT에 주어진 Time zone의 경도 값을 반영하여 수정한 것이다.

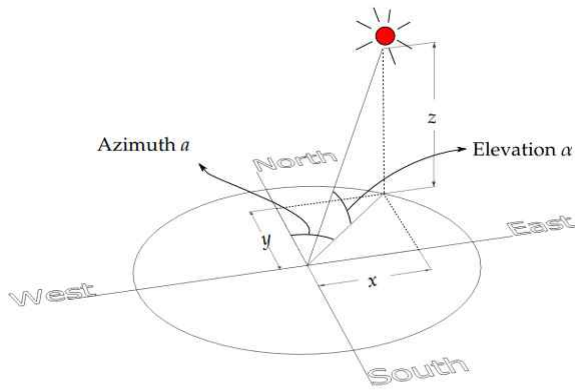


Fig. 4 From Phase of Sun to the Cartesian Vector

$$(a, \alpha) \rightarrow \frac{1}{1 + \tan^2 \alpha} \begin{bmatrix} \sin a \\ \cos a \\ -\tan \alpha \end{bmatrix} = \mathbf{V}_{\text{sun}} \quad (2)$$

(2)에 의해 태양의 위상을 카르테시안 좌표로 변환하여 태양을 가리키는 단위벡터를 구한다.

2.1.2 태양의 입사각에 의한 세기^[3]

천정각(zenith angle)으로부터 경험적으

로 구해진 식 (3)를 이용해 태양광의 세기(solar irradiance)를 구한다. 이렇게 구해지는 태양의 방사조도량의 단위는 kW m 이며, 시뮬레이션에서는 W/m² 단위로 사용한다.

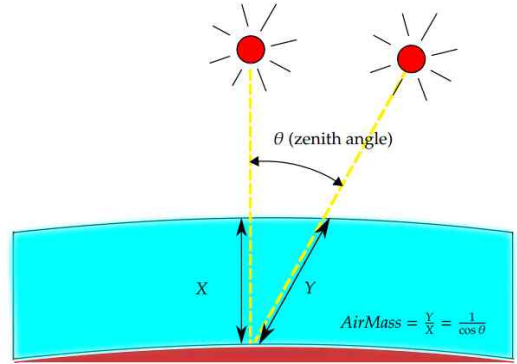


Fig. 5 Air Mass from Zenith Angle

$$AM = \frac{1}{\cos\theta}$$

$$\begin{cases} I_D = 1.353 \times 0.7^{AM - 0.678} \\ I_G = 1.1 \times I_D \end{cases} \quad (3)$$

I_D (direct irradiance)은 태양광에 수직한 면에 입사되는 방사조도량이고, 최종적으로 I_D 에 1.1을 곱하여 맑은 날의 확산광을 반영한 I_G (global irradiance)를 구한다.

2.1.3 비행 모델링

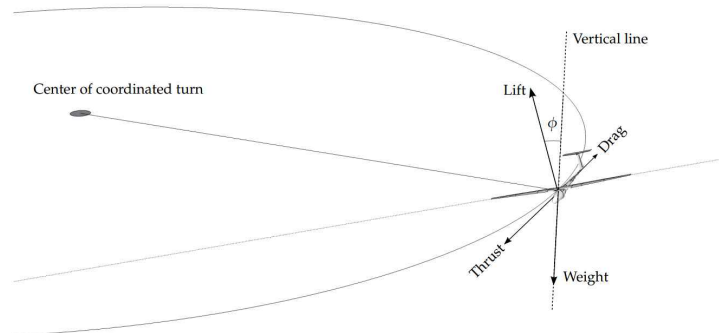


Fig. 6 Simple Coordinated Flight Turn

단순화를 위해 고도의 변화를 제외한 등속 수평 비행을 가정하였다. 식 (5)의 두번째 식에서 $L qSC_L = \frac{W}{\cos\phi}$ 이므로 식 (6)의 두번째 식을 얻는다. 따라서 C_L 은 bank angle ϕ 의 함수로 나타낼 수 있고, 따라서 $P_{\text{mechanical}}$ 은 ϕ 만의 함수 ($P_{\text{mechanical}} = f(\phi)$)가 된다. 를 구하기 위해 우선 경로의 곡률반경을 구해야 한다. 곡률반경은 세 개의 점으로 기하학적인 계산을 통해 구한다.

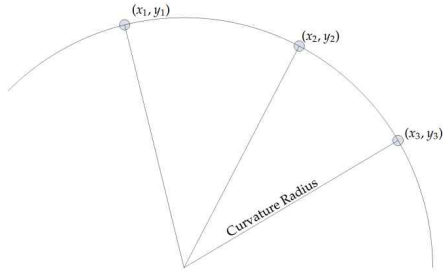


Fig. 7 Curvature Ratio Using 3-Points

$$\left\{ \begin{aligned} \text{num} &= (x - x_3)^2 + (y_1 - y_3)^2 \\ &\quad \times \{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2\} \\ &\quad \times \{(x_3 - x_2)^2 + (y_3 - y_2)^2\} \\ \text{den} &= 2(-x_1 + x_2)(-y_2 + y_3) \\ &\quad - 2(-x_2 + x_3)(-y_1 + y_2) \\ \rho &= \frac{\text{num}}{\text{den}} \end{aligned} \right. \quad (4)$$

$$\left\{ \begin{aligned} L \sin\phi &= m \frac{v^2}{\rho} \\ L \cos\phi &= W = mg \\ \tan\phi &= \frac{1}{g} \frac{v^2}{\rho} \\ \therefore \phi &= \tan^{-1}\left(\frac{1}{g} \frac{v^2}{\rho}\right) \end{aligned} \right. \quad (5)$$

식 (4)에서 얻은 곡률반경을 식 (5)에 대입하여 bank 각을 얻는다. 이렇게 얻어진 bank각은 그대로 C_L 값을 구하는데 사용되며 식 (6)의 과정을 통해 $P_{\text{mechanical}}$ 을 계산할 수 있다.

$$\left\{ \begin{aligned} \bar{q} &= \frac{1}{2} \rho v^2 \\ C_L &= \frac{W}{\bar{q}S} \frac{1}{\cos\phi} \\ C_D &= C_D + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \\ \text{Drag} &= C_D \bar{q} S \\ P_{\text{mechanical}} &= TV = DV \end{aligned} \right. \quad (6)$$

2.1.4 Final Solar Irradiance I_*

(7)을 통해 주익의 incidence angle을 반영하고 NED 좌표계에서 태양광 패널에 수직인 벡터를 구한다. 임의의 자세를 NED좌표계로 변환하기 위해 쿼터니언을 이용하였다.

$$\mathbf{V}_{\text{normal}} = [C]_{\text{NED} \leftarrow \text{B}} \begin{bmatrix} \cos(i) & 0 & -\sin(i) \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos(i) & 0 & \sin(i) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

where

$i = \text{incidence angle}$

$$[C]_{\text{NED} \leftarrow \text{B}} = [C]_{\text{B} \leftarrow \text{NED}}^T$$

$$[C]_{\text{B} \leftarrow \text{NED}} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}$$

$$\left\{ \begin{aligned} q &= \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \\ q_1 &= \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) - \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \\ q_2 &= \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \\ q_3 &= \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) - \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \end{aligned} \right.$$

식 (2)의 \mathbf{V}_{sun} 과 식 (7)의 $\mathbf{V}_{\text{normal}}$ 의 내적을 식 (3)의 I_G 에 곱하여 비행 중 태양전지판과 평행한 면에 입사되는 태양광 방사조도량 I_* 를 얻는다(식 (8)). I_* 에 태양광 날개 면적과 효율 η_{in} 을 곱하면 (Fig. 8) A 지점의 공급 전력 P_A 가 구해진다(식 (9)).

$$I = (\mathbf{V}_{\text{normal}} \cdot \mathbf{V}_{\text{sun}}) \times I_G \quad (8)$$

2.1.5 Energy Flow 모델링

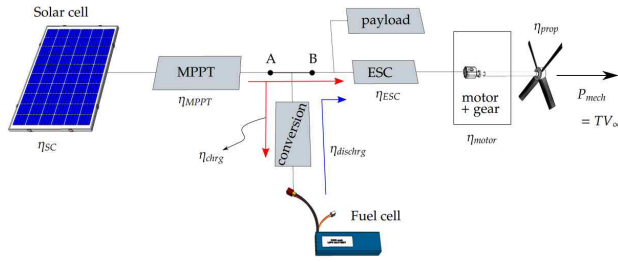


Fig. 8 Energy Flow Diagram

$$\begin{cases} P_A = \eta_{MPPT} \eta_{SC} S_{SC} I \\ P_B = \frac{1}{\eta_{prop} \eta_{motor} \eta_{ESC}} P_{mech} + P_{payload} \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} \text{if } P_A \geq P_B : & P_{fc} = \eta_{chrg} (P_A - P_B) \\ \text{if } P_A < P_B : & (P_A - P_B) = \eta_{dischrg} P_{fc} \end{cases} \quad (10)$$

A지점과 B지점에서 측정되는 전력의 양을 각각 공급과 소모 전력으로 볼 수 있다. 식 (10)에 따라 공급 전력이 더 클 경우 충전이 되고, 소모 전력이 더 클 경우 방전이 된다. 낮 동안의 실험에서 되도록 많이 충전하는 것이 목적이므로 방전되는 상황은 사실상 제외되었지만, 시뮬레이션에서는 그러한 상황도 고려하였다.

수행된 비행 변수 세팅은 다음과 같다. 실제 실험을 수행하고 있는 기체의 조건에 맞추어 세팅하였다. 가정된 효율계수들의 의미는 Table 2에 설명되어 있다.

Table 1 Flight Simulation Parameters Set

및 시각	2014년 7월 24일 8시 10분			
시간 ()	1 (86.68°, 30.06°)~(95.86°, 42.10°)			
GPS좌표	경도127.343608, 위도36.615439			
P _{payload}	0.01 W			
efficiency	$\eta_{otor+prop}$	0.5	η_{chrg}	0.97
	η_{in}	0.15	$\eta_{dischrg}$	0.97

S	1.5 m ²
b	4 m
e	0.74
incidence angle	5°
C _D	0.02
C _{Lα}	5.5
C _{L₀}	0.2
v	10 m/s
mass	5 kg
height	200 m
max. radius of path	200 m

Table 2 Meanings of the Efficiency Coefficients

$\eta_{motor+prop}$	=	$\eta_{prop} \times \eta_{motor} \times \eta_{ESC}$
η_{in}	=	$\eta_{SC} \times \eta_{MPPT}$
η_{SC}		efficiency of Solar Cell
MPPT		efficiency of Maximum Power Point Tracking
η_{chrg}		efficiency of Charging
$\eta_{dischrg}$		efficiency of Discharging
η_{ESC}		efficiency of Electronic Speed Controller
η_{otor}		efficiency of Motor
η_{prop}		efficiency of Propeller

2.2 시뮬레이션 해석

거리의 폐곡선을 일정한 시간 동안 비행을 반복한다. 수행된 가상 비행 시간은 1시간이며, 태양의 위상(azimuth, elevation)은 그에 대응하여 (86.68°, 30.06°)~(95.86°, 42.10°)까지 변화한다. azimuth는 정북방향에서 시계방향 기준이다.

2.2.1 고도의 변화 없는 비행경로

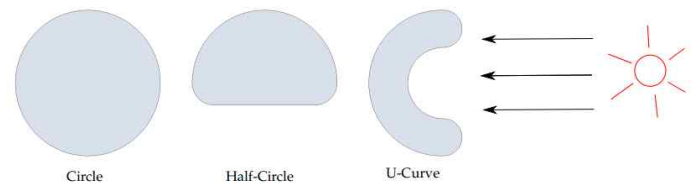


Fig. 9 Various Flight Path Test

경로의 자동비행은 non-linear path following formula[12]를 테스트하기 위한 기본적인 경로이다. 당초 이 논문의 주제는 기본 경로(원)를 벗어나 보다 효율적인 충전을 위한 경로가 존재하느냐는 물음에서 출발했다. 주요 경로에 대한 시뮬레이션 결과는 Table 3과 같다. 경로의 변화에 따른 평균 배터리 충전 전력이다.

Table 3 Test Results of Various Flight Path

Path type	Average Power Gain
Circle	59.7[w]
Half-Circle	59.1[w]
U-Curve	58.6[w]

태양을 향한 bank angle로부터 더 효율적인 충전을 기대했으나, U자 커브 및 기타 비행경로는 원 경로에 비해 개선된 결과를 보이지 않았다. incidence angle 과 pitch angle의 영향은 처음에 기대했던 bank angle에 의한 영향보다 더 중요한 것으로 해석되었다.

따라서 태양에 등을 지는 방향으로 비행을 유지하는 것이 보다 높은 효율의 충전을 가능케 할 것으로 기대된다. 이에 고도의 변화가 없다는 가정을 완화하여 비행경로를 Fig. 10과 같이 기울인 결과 보다 향상된 결과를 얻었다. 경로 전체를 기울이는 것은, 태양을 등지는 구간에서 태양을 향해 더욱 V_{normal} 을 기울여 더 많은 충전을 기하고, 태양을 바라보는 하강구간에서도 충전의 손실을 줄이기 위함이다.

2.2.2 기울어진 비행경로

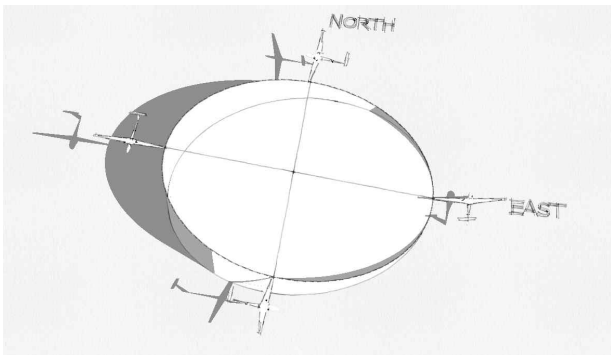


Fig. 10 Tilted Circle Flight Path

(11)을 이용하여 T 를 $P_{mechanical}$ 에 반영하고, flight path angle 만큼 기울어진 경로 모델로 수정한다.

$$T = D + W \sin(\gamma) \quad (11)$$

Table 4 보는 바와 같이 반경 100m이상의 경로에서 bank angle의 변화에 의한 Drag와 Lift의 변화가 미미하다. 전체 기울기를 시도하는 경로는 200m 이상의 넓은 반경이므로 bank angle에 의한 횡 방향 운동은 무시하고 종축운동만을 고려한 식(11)을 그대로 적용하였다.

Table 4 Flight Variables According to the Change of Curvature Radius

radius(m)	bank(deg)	Lift(N)	Drag(N)
10	45.5	70.0	4.00
25	22.2	53.0	3.06
50	11.5	50.6	2.92
75	7.74	49.5	2.90
100	5.82	49.3	2.90
125	4.66	49.2	2.89
150	3.89	49.2	2.89
175	3.33	49.1	2.88
200	2.92	49.1	2.88
	0.00	49.0	2.88

Table 5 Comparison of Flat vs. Tilt

Path type	Flat	Tilt (3.35°)
Circle	59.7[w]	63.7[w]

Table 5에서 기본경로인 원을 기울여 비교하였다. 3.35°는 $W \sin(\gamma)$ 가 최소의 Drag보다 커지지 않는 한도에서 최대로 기울일 수 있는 경로 전체의 경사각이다. 하강구간에서 지나치게 경사가 급하면 추력이 음이 되어야 하는 상황이 생기기 때문에 제한을 두었다. 충전되는 평균전력을 비교하여 약 6.8%의 개선을 보였다.

3. 결 론

기본 비행경로인 원 궤적을 벗어나 보다 효율적인 충전을 위한 경로를 찾기 위하여 구간별 일정한 곡률을 유지하는 다양한 경로를 시도해보았으나, 수평비행에서 경로의 변형은 경미한 변화거나 오히려 이득이 적은 결과를 보였다. 효율적 충전을 위해 bank angle보다 중요한 것은 주익의 incidence angle과 pitch angle임을 확인하고, 경로 전체를 기울이는 시도를 한 결과 보다 개선된 결과를 얻었다.

후 기

본 연구의 공동저자는 해양수산부 해양시설과 “해양 교통 전문인력 양성사업(GNSS 부분)”에 의해 지원을 받고 있습니다.

참 고 문 헌

- [1] Andrew T. Klesh, "Solar-Powered Aircraft: Energy-Optimal Path Planning and Perpetual Endurance", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009
- [2] Sara C. Spangelo, "Periodic Energy-Optimal Path Planning for Solar-Powered Aircraft Sara C. Spangelo", AIAA, 2009
- [3] The Sun's position algorithm
<http://pveducation.org/pvcdrom/properties-of-sun/light/suns-position>
- [4] O. Trifu, G. Savu, "Unmanned Solar-Powered Aerial Surveyor Configured with an Aerodynamic Optimization Procedure", AIAA, 1997
- [5] P. Berry, "The Sunriser - A Design Study in Solar Powered Flight", AIAA, SAE, 2000
- [6] G. Romeo, G. Frulla, E. Cestino, F. Borello, "SHAMPO: Solar HALE Aircraft for Multi Payload and Operations", AIDAA, 2005
- [7] M. Curry, "NASA Fact Sheet: Solar-Power Research and Dryden", 2006
www.nasa.gov/centers/dryden/news/FactSheets/FS-054-DFRC.html
- [8] D. Hall, D. Watson, R. Tuttle, S. Hall, "Mission Analysis of Solar Powered Aircraft", NASA Contractor Report 172583, 1985

- [9] A. Colozza, "Effect of Power System Technology and Mission Requirements on High Altitude Long Endurance Aircraft", NASA Contractor Report 194455, 1994
- [10] A. Colozza, "Effect of Date and Location on Maximum Achievable Altitude for a Solar Powered Aircraft", NASA Contractor Report 202326, 1997
- [11] A. Colozza, "Convective Array Cooling for a Solar Powered Aircraft", NASA Contractor Report 212084, 2003
- [12] S. Park, J. How, J. Deyst, "Performance and Lyapunov stability of a nonlinear path-following guidance method", Journal of Guidance, Control, and Dynamics (ISSN:0731-5090), Vol. 30, No. 6, pp. 1718-1728, Nov. 2007

저 자 소 개



류 한 석

2008년 서울대 경영학과 졸업
2012년~현재
한국항공대학교 대학원 재학 중
관심분야는 태양광 장기체공 비행



변 희 재

2013년 한국항공대 항공우주공학 졸업
2014년~현재
한국항공대학교 대학원 재학 중
관심분야는 무인항공기 최적효율



박 상 혁

1998년 서울대 항공우주공학과 졸업
2004 Ph.D at MIT Aeronautics and Astronautics
2009년~현재
한국항공대학교
항공우주 및 기계공학부 교수