

## 비행프로파일에 대한 전기추진 경량비행기의 배터리 성능 예측

김현기\*, 김성찬  
한국항공우주연구원

### Prediction of Battery Performance of Electric Propulsion Lightweight Airplane for Flight Profiles

Hyun-Gi Kim\*, Sungchan Kim  
Korea Aerospace Research Institute

**요약** 전기동력을 기반으로 하는 전기추진비행기는 화석연료 사용에 따른 CO<sub>2</sub> 발생을 줄여서 지구온난화에 대응할 수 있고 에너지의 효율적 사용을 통해서 장기적으로 비행기의 운용비용을 줄일 수 있다. 이런 이유로, 미국과 유럽연합 등 선진 항공국가에서는 미래의 완전한 전기비행기 구현을 위한 혁신적 기술개발을 선도적으로 진행하고 있다. 현재, 국내에서는 기존 2인승 엔진 비행기를 전기추진비행기로 개조하는 연구개발이 진행 중에 있다. 개조대상 비행기는 KLA-100으로써 엔진 장착공간과 부조종사 공간을 활용하여 배터리 팩을 설치하고, 30분의 비행시험을 목표로 하고 있다. 해당 목표를 달성하기 위해서는 배터리 성능이 보장되어야 하는데, 개조 비행기에는 비출력 150Wh/kg, 중량 200kg 그리고 C-rate 3~4인 리튬-이온(Li-ion) 배터리가 설치된다. 본 논문에서는 설계된 배터리 팩이 장착된 전기추진비행기의 비행 가능성을 사전에 점검하고자 한다. 이를 위해 30분 비행 프로파일을 시동 및 활주단계, 이륙단계, 상승단계, 순항단계, 하강단계, 착륙 및 활주단계로 구분하고, 각 단계에서 요구되는 배터리 용량을 계산하여 최종 목표로 하고 있는 30분 비행 가능 여부를 평가하였다. 또한, 비행속도에 따른 비행 가능시간과 항속거리를 분석하여 전기추진비행기용 배터리 팩의 비행성능을 파악하였다.

**Abstract** Electrically powered airplanes can reduce CO<sub>2</sub> emissions from fossil fuel use and reduce airplane costs in the long run through efficient energy use. For this reason, advanced aviation countries such as the United States and the European Union are leading the development of innovative technologies to implement the full-electric airplane in the future. Currently, the research and development to convert existing two-seater engine airplanes to electric-powered airplanes are underway domestically. The airplane converted to electric propulsion is the KLA-100, which aims to carry out a 30-minute flight test with a battery pack installed using the engine mounting space and copilot space. The lithium-ion battery installed on the airplane converted to electric propulsion was designed with a specific power of 150Wh/kg, weight of 200kg, and a C-rate 3~4. This study confirmed the possibility of a 30-minute flight with a designed battery pack before conducting a flight test of a modified electrically propelled airplane. The battery performance was verified by dividing the 30-minute flight profile into start/run stage, take-off stage, climbing stage, cruise stage, descending stage, and landing/run stage. The final target of the 30-minute flight was evaluated by calculating the battery capacity required for each stage. Furthermore, the flight performance of the electrically propelled airplane was determined by calculating the flight availability time and navigation distance according to the flight speed.

**Keywords** : Electric-powered Airplane, Electric Propulsion, KLA-100, Li-ion Battery, Specific Power

본 논문은 항공우주부품기술개발사업(General Aviation급 항공기 전기추진시스템용 65kW급 추진모터와 시동발전기 개발)의 지원으로 수행되었음.

\*Corresponding Author : Hyun-Gi Kim(Korea Aerospace Research Institute)

email: shotgun1@kari.re.kr

Received January 27, 2021

Accepted May 7, 2021

Revised February 22, 2021

Published May 31, 2021

## 1. 서론

지구온난화로 인해 발생한 기상이변은 전 세계적인 문제로 대두되고 있으며, 지구온난화의 대표적인 원인으로 꼽히는 온실가스를 절감하기 위한 노력이 국제적으로 이루어지고 있다. 이러한 세계 동향에 따라 국내외 항공분야에서도 연료전지를 이용한 전기동력 추진시스템[1,2] 또는 태양광을 이용한 고고도 장기체공 무인기와 같은 친환경 기술을 개발하기 위한 연구가 꾸준히 진행되고 있으며[3-5], 최근에는 기존의 가스터빈엔진과 전기추진 시스템을 결합한 하이브리드 추진시스템이 주목받고 있다[6,7].

그 일환으로 국내에서는 기존의 2인승 엔진 동력 비행기를 전기추진동력으로 개조하고 비행시험을 통해 전기추진 모터와 인버터, 냉각계통 등, 주요 구성품의 성능을 입증하고자 하는 연구개발이 진행되고 있다. 개조대상 비행기는 베셀(Vessel)사의 KLA-100이다. 개조대상 비행기로 Pipistel, CTLS, KLA-100 등 3개 후보기종에 대한 검토를 수행하였으며, 지리적 여건과 항공기 안전성을 고려하여 국내 개발사의 KLA-100을 적용대상 기종으로 선정하였다.



Fig. 1. KLA-100 of Vessel

Fig. 1의 KLA-100 비행기는 최대이륙중량 600kg의 레저/스포츠용 경량비행기로서, 탑승인원은 조종사를 포함한 2인승이며, 비록에 비행 및 주간 시계비행 방식으로 운용한다. KLA-100의 최대추력은 100마력(75.6kW), 최대순항속도는 185km/h(100kts), 최대순항거리 1,400km 이상이며, 최대 순항속도로 562분을 비행할 수 있다[8].

본 연구의 목적은 기존 KLA-100 비행기의 엔진 장착 공간과 부조종사 공간을 활용하여 C-rate가 3~4로 설계된 비출력 150Wh/kg, 중량 약 200kg인 리튬-이온(Li-ion) 배터리(총용량 28kWh)를 탑재하여 전기추진 동력으로 개조하고, 30분의 비행시험을 통해 추진모터/

인버터의 전기추진비행기 적용 가능성을 타진하는데 있다. 본 연구에서는 전기추진비행기의 비행 가능성 확인을 위해 30분 비행 프로파일을 시동/활주단계, 이륙단계, 상승단계, 순항단계, 하강단계, 착륙/활주단계로 구분하고 각 단계별로 요구되는 동력별 배터리 용량을 계산하여 최종 목표로 하고 있는 30분 비행 가능 여부를 평가하였다. 그리고, 비행속도에 따른 비행가능시간과 항속거리를 평가하여 탑재된 배터리 성능도 가늠하였다.

## 2. 비행시험 프로파일

전기동력 추진계통 설계를 위해서는 비행기 임무 요구도를 설정해야 한다. 본 연구는 비행시험을 목적으로 하고 있어, 비행시험 미션프로파일 (Mission Profile)을 요구도로 설정하였다.

Fig. 2는 비행시험 프로파일이다. 각 단계에서 배터리 요구출력 계산을 위해 필요한 시간, 속도, 상승각, 하강각에 대한 정보는 ①~⑥에 주어져 있다. 배터리 성능에 대한 보수적인 평가를 위해 전체 비행시험 프로파일 시간을 목표시간보다 약 30% 이상 증가한 40분으로 설정하여 각 배터리의 요구출력을 계산하였다.

### ①-② 시동, 활주 및 이륙 단계

: 활주 및 이륙 5분, 이륙속도 103.75 km/h, 활주거리 400m

### ③ 상승 단계

: 상승 5분, 상승각 8도, 상승률 3.4m/s, 상승속도 103.75km/h, 고도 1,020m

### ④ 순항/임무 단계

: 순항 15분, 순항속도 150km/h

### ⑤ 하강 단계

: 하강 10분, 하강각 3도, 하강률 1.45m/s, 하강속도 99.6km/h

### ⑥ 착륙 및 활주 단계

: 착륙 및 활주 5분, 착륙속도 99.6km/h, 착륙 후 활주거리 400m

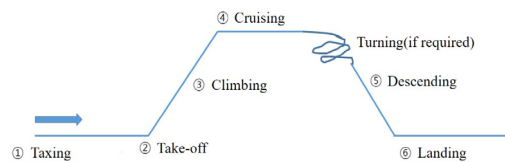


Fig. 2. Mission Profile of Flight Test

### 3. 전기추진비행기 성능해석

#### 3.1 공력성능 분석

실제 비행기 날개의 항력계수에는 유한한 날개 길이로 인한 날개끝의 와류와 내리흐름(downwash) 때문에 발생하는 유도항력(induced drag)이 크게 작용하게 된다. Prandtl lifting-line theory로 부터 유도항력을 고려한 항력계수는 식 (1)과 같다[9].

$$C_D = C_{D0} + \frac{(C_L)^2}{\pi e AR} = C_{D0} + K(C_L)^2 \quad (1)$$

여기서,  $K = \frac{1}{\pi e AR}$  이다.

식 (1)에서  $C_{D0}$ 는 최소항력계수(zero-lift drag coefficient) 또는 유해항력계수,  $C_L$ 은 양력계수를 의미한다. 두 번째 항의  $K$ 는 유도항력계수로서,  $AR$ (aspect ratio)은 중형비,  $e$ 는 Oswald efficiency number인데 유도항력을 최소화하는 이상적인 타원형 날개를 1.0으로 하여 일반적인 날개는 0.8 정도의 값이다.

본 논문에서는 최소항력계수( $C_{D0}$ )에 대해 KLA-100과 유사기종인 세스나(Cessna) 비행기의 데이터를 적용하였고, 유도항력계수( $K$ )는  $e=0.8$ , KLA-100의 중형비( $AR$ ) 7.9를 적용하여 계산하였다. 따라서, 본 논문에서는 식 (2)의 양항곡선(drag polar)식을 적용하였다.

$$C_D = 0.0549 + 0.0504 C_L^2 \quad (2)$$

최소 항력계수( $C_{D0}$ )는 식 (3), 양력계수( $C_L$ )는 식 (4)와 같이 계산된다.

$$C_{D0} = \frac{2F_D}{\rho V^2 A} \quad (3)$$

$$C_L = \frac{2F_L}{\rho V^2 A} \quad (4)$$

여기서,  $F_D$ 는 항력,  $F_L$ 는 양력,  $A$ 는 날개면적,  $\rho$ 는 공기밀도( $1.293 \text{ kg/m}^3$  @해면고도),  $V$ 는 속도(m/s)를 의미한다. KLA-100의 최대이륙중량은 600kg, 순항속도는 172km/h, 날개면적( $A$ )은  $11.4 \text{ m}^2$  이다. 참고로, 식 (4)에서 순항비행시 양력( $F_L$ )은 최대이륙중량에 중력가속도( $9.8 \text{ m/sec}^2$ )을 곱하여 계산한다.

#### 3.2 비행성능 분석

배터리 성능을 평가하기 위해 비행프로파일을 활주 및 이륙단계, 상승단계, 순항단계, 하강단계, 착륙 및 활주단

계로 나누어 각 단계에서 소요될 것으로 예상되는 배터리 용량을 평가하였다.

##### 3.2.1 활주 및 이륙단계

활주/이륙단계는 활주를 위한 정지상태에서 비행기가 지면에서 떠오르는 상태까지를 의미한다. 이때의 평형방정식은 식 (5)와 같다.

본 논문에서는 이륙속도는 실속속도의 1.25배로 적용하였다. 실속속도는 양력계수가 최대일 때이며, 식 (6)으로 계산된다. 참고로, KLA-100의 실속속도는 83km/h 이다.

$$T - F_D = \frac{W}{g} \frac{dV_{tf}}{dt} \quad (5)$$

$$V_{so} = \sqrt{\frac{2W}{\rho A C_{L_{max}}}} \quad (6)$$

위의 식에서,  $T$ 는 추력,  $W$ 는 항공기 중량,  $V_{tf}$ 는 이륙속도,  $V_{so}$ 은 실속속도,  $C_{L_{max}}$ 는 최대 양력계수를 의미한다.

식 (5)에 이륙속도를 반영하고 요구동력식  $P_R = TV_{tf}$ 을 이용하면 활주단계 요구동력은 식 (7)과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} P_R &= TV_{tf} \quad (7) \\ &= F_D V_{tf} + \frac{W}{g} V_{tf} \frac{dV_{tf}}{dt} \\ &= \frac{1}{2} \rho V_{tf}^3 A C_D + \frac{W}{g} V_{tf} \frac{dV_{tf}}{dt} \end{aligned}$$

식 (7)에서 항력계수( $C_D$ )는 식 (2)의 양항곡선식으로 부터 구해지는데, 그 전에 양력계수( $C_L$ )는 식 (4)에서  $F_L = W$ 를 대입하여 구해진다. 또한,  $dV_{tf}/dt$ 는 정지상태에서 이륙속도( $V_{tf}$ )를 적용하여 계산하였다.

##### 3.2.2 상승단계

Fig. 3에 나타난 것처럼 비행기가 속도  $V_f$ , 상승각  $\gamma_c$ 를 유지하며 상승비행을 할 때, 비행기의 힘의 평형은 식 (8)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} T - F_D - W \sin(\gamma_c) &= \frac{W}{g} \frac{dV_f}{dt} \quad (8) \\ F_L - W \cos(\gamma_c) &= 0 \end{aligned}$$

비행기가 일정한 속도  $V_f$ 로 상승한다고 가정하고, 상

승률 ( $dh_c/dt = V_f \sin(\gamma_c)$ )을 식 (8)에 대입하면 식 (9)와 같이 주어진다.

$$(T - F_D) V_f = W \frac{dh_c}{dt} \quad (9)$$

여기서,  $V_f$ 는 상승속도,  $h_c$ 는 상승높이를 의미한다.

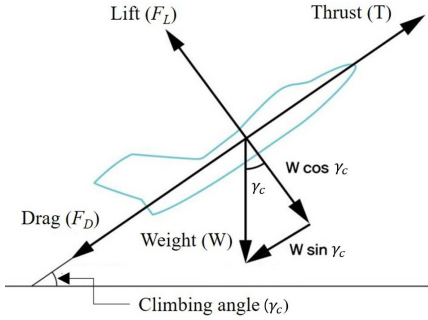


Fig. 3. Force Equilibrium of Climb Flight

요구동력  $P_R = TV_f$  이므로, 식 (9)에 식 (3)의 항력 ( $F_D$ )을 대입하면 상승단계 요구동력은 식 (10)과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} P_R &= TV_f \quad (10) \\ &= F_D V_f + W \frac{dh_c}{dt} \\ &= \frac{1}{2} \rho V_f^3 A C_D + W \frac{dh_c}{dt} \end{aligned}$$

식 (10)의 요구동력을 구하기 위해서는 항력계수를 구해야 한다. 식 (2)의 양항곡선식으로부터 항력계수( $C_D$ )를 계산하려면 식 (4)로부터 양력계수( $C_L$ )를 계산해야 한다. 이를 위해 식 (4)에서 중력( $W$ )과 상승각( $\gamma_c$ )을 반영하여 양력( $F_L$ )을 나타내면 식 (11)과 같다.

본 논문에서는 식 (11)을 계산하기 위해서, 상승속도는 실속속도( $V_{so}$ ) 1.25배의 속도, 상승각은  $8^\circ$ 로 가정하였다.

$$C_L = \frac{2W \cos(\gamma_c)}{\rho V_f^2 A} \quad (11)$$

### 3.2.3 순항단계

비행기가 수평 비행조건일 경우 다음 관계가 성립한다.

$$W = F_L, T = F_D \quad (12)$$

식 (12)로부터 추력은 식 (13)과 같이 표현되며, 요구동력은 식 (14)와 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} T = F_D &= \frac{1}{2} \rho V_c^2 A C_D \quad (13) \\ &= \frac{1}{2} \rho V_c^2 A C_{D0} + \frac{2W^2}{\rho V_c^2 A \pi e A R} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} P_R = T \times V_c &= \frac{1}{2} \rho V_c^2 A C_D \times V_c \quad (14) \\ &= \frac{1}{2} \rho V_c^3 A \left( C_{D0} + \frac{(C_L)^2}{\pi e A R} \right) \\ &= \frac{1}{2} \rho V_c^3 A C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho V_c A} \end{aligned}$$

위의 식에서,  $V_c$ 는 순항속도,  $K$ 는 유도 항력계수를 의미한다. 참고로, 식 (14)를 속도로 미분하면 식 (15)와 같이 전개되며, 최소 요구동력에서의 속도식은 식 (16)과 같다.

$$\frac{\partial P_R}{\partial V_c} = \frac{3}{2} \rho V_c^2 A C_{D0} - \frac{2KW^2}{\rho V_c^2 A} = 0 \quad (15)$$

$$V_{P_{\min}} = \left( \frac{2W}{\rho A} \right)^{\frac{1}{2}} \left( \frac{1}{3} \frac{K}{C_{D0}} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (16)$$

식 (16)의 속도관계를 식 (14)에 대입하면, 최소 요구동력은 식 (17)과 같다.

$$\begin{aligned} P_{R_{\min}} &= \frac{1}{2} \rho V_c^3 A C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho V_c A} \quad (17) \\ &= 4W(C_{D0})^{\frac{1}{4}} \left( \frac{2W}{\rho A} \right)^{\frac{1}{2}} \left( \frac{1}{3\pi e A R} \right)^{\frac{3}{4}} \end{aligned}$$

### 3.2.4 하강단계

비행기가 하강할 때 작용하는 힘은 Fig. 4와 같다. 이때 일정한 속도로 하강한다고 가정하면, 비행 방향에 수직 및 수평 방향으로 작용하는 힘의 평형 방정식은 식 (18)과 같다.

$$T - F_D + W \sin(\gamma_d) = \frac{W}{g} \frac{dV_d}{dt} = 0 \quad (18)$$

상승률과 유사하게 하강률( $dh_d/dt = V_d \sin(\gamma_d)$ )을 식 (18)에 대입하면 식 (19)와 같이 주어진다.

$$(T - F_D) V_d = -W \frac{dh_d}{dt} \quad (19)$$

여기서,  $V_d$ 는 하강속도,  $h_d$ 는 하강높이,  $\gamma_d$ 는 하강각을 의미한다.

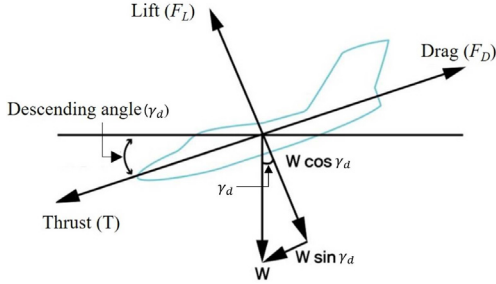


Fig. 4. Force Equilibrium of Descending Flight

상승단계에서 요구되는 동력은 식 (20)과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} P_R &= T V_d \\ &= F_D V_d - W \frac{dh_d}{dt} \\ &= \frac{1}{2} \rho V_d^3 A C_D - W \frac{dh_d}{dt} \end{aligned} \quad (20)$$

식 (20)의 요구동력을 계산하기 위해서는 상승단계와 유사하게 식 (2)로부터 항력계수( $C_D$ )를 구해야 한다. 이를 위해 먼저 양력계수( $C_L$ )를 계산해야 하는데, 항공기 중량( $W$ )과 하강각( $\gamma_d$ )을 반영하여 양력( $F_L$ )을 나타내면, 식 (4)는 식 (21)과 같이 표현된다.

$$C_L = \frac{2F_L}{\rho V_d^2 A} = \frac{2W \cos(\gamma_d)}{\rho V_d^2 A} \quad (21)$$

여기서, 식 (21)을 계산하기 위해 하강속도는 실속속도 ( $V_{so}$ )의 1.2배, 하강각은  $3^\circ$ 를 적용하였다.

### 3.2.5 착륙 및 활주단계

착륙 및 활주단계는 활주 및 이륙단계와 유사하게 계산될 수 있다. 이 단계의 평형방정식은 식 (22)와 같다.

$$T - F_D = \frac{W}{g} \frac{dV_l}{dt} \quad (22)$$

여기서,  $V_l$ 는 착륙속도를 의미한다. 요구동력  $P_R = T V_l$ 와 식 (23)에 의해 활주단계 요구동력은 식 (24)와 같이 계산된다.

$$(T - F_D) V_l = \frac{W}{g} V_l \frac{dV_l}{dt} \quad (23)$$

$$\begin{aligned} P_R &= F_D V_l + \frac{W}{g} V_l \frac{dV_l}{dt} \\ &= \frac{1}{2} \rho V_l^3 A C_D + \frac{W}{g} V_l \frac{dV_l}{dt} \end{aligned} \quad (24)$$

식 (24)의 요구동력을 구하기 위해서는 가속도 ( $dV_l/dt$ )를 계산해야 하는데 본 논문에서는 실속속도 ( $V_{so}$ ) 1.2배의 속도로 착륙하여 정지하는 것으로 적용하였다.

### 3.3 비행프로파일에 대한 배터리 성능평가

일반적으로 연료를 사용하는 비행기는 Brequet 공식을 사용하여 항속거리와 항속시간을 계산한다[10]. 그러나, 배터리를 동력원으로 사용하는 비행기는 비행시 무게의 변화가 없기 때문에 식 (25)과 같이 에너지를 동력의 시간에 대한 적분으로 표현하여 항속거리와 항속시간을 예측할 수 있다[11].

$$Energy = \int_0^t Power dt \quad (25)$$

식 (25)로부터, 시간에 대해 전력이 일정한 것으로 가정하면 배터리의 사용시간은 식 (26)과 같이 표현된다.

$$t_{battery} = \frac{B_c (Wh)}{P_e} \quad (26)$$

식 (26)에서  $B_c$ 는 배터리의 에너지용량,  $P_e$ 는 모터로 공급되는 전력을 의미한다. 따라서, 항속시간( $t_{flight}$ )을 배터리 에너지용량, 요구동력, 효율의 관계로 나타내면 식 (27)과 같으며, 항속거리는 식 (28)로 계산된다.

$$t_{flight} = \frac{\eta B_c}{P_R} \quad (27)$$

$$Range = V_{cf} \frac{\eta B_c}{P_R} = V_{cf} \cdot t_{flight} \quad (28)$$

여기서,  $V_{cf}$ 는 비행속도,  $P_R$ 은 요구동력,  $\eta$ 은 전체효율로써 프로펠러 효율과 모터효율의 곱을 의미하는데, 본 논문에서는 전체효율( $\eta$ )을 0.7로 가정하였다.

Table 1은 Fig. 2의 비행 프로파일에서 각 단계의 요구동력과 배터리 소모량을 보여주고 있다. 40분의 비행 프로파일에 의해 소모되는 배터리 용량은 22.95kWh로

계산되었다. 따라서, 개조 비행기에 장착되는 배터리 총 용량은 28kWh 이므로 비행 후에도 배터리는 22% 수준의 여유 에너지를 확보하는 것으로 평가되었다.

Table 1. Battery consumption in flight profile

Stage	Time (min.)	Required Power(W)	Battery Consumption (kWh)
Take-off	5	35,801	4.26
Climbing	5	37,692	4.49
Cruising	15	33,607	12.00
Descending	10	8,606	2.05
Landing	5	1,278	0.15
Sum	40		22.95

### 3.4 비행시간 및 항속거리

Table 1에서 활주 및 이륙단계와 상승단계에서는 8.75kWh, 하강 및 착륙 단계에서는 2.2kWh를 사용하는 것으로 예측된다. 따라서, 배터리 총 용량은 총 28kWh 이므로, 순항단계에서 사용 가능한 배터리 용량은 최대 17.05kWh 이다.

Fig. 5는 가용한 배터리 용량을 적용하여 속도에 따른 항속거리와 비행시간을 보여주고 있다. Fig. 5에서 비행 속도 증가에 따라 비행 가능시간은 점차 감소하고, 항속 거리는 비행속도 105km/h 까지는 증가하다가 감소하는 것으로 파악되었다. 특히, 비행속도 105km/h에서 39.6 분 동안 비행가능하고 항속거리는 가장 긴 69km로 예측 되었다. 또한, 시험비행에서 계획하고 있는 비행속도 150km/h에서는 21분 동안 비행이 가능한 것으로 예측 되었다. 따라서, 비행시험에서는 순항단계의 비행시간을 15분으로 계획하고 있으므로 순항비행부터 착륙까지 요구되는 배터리 용량에는 문제가 없을 것으로 판단된다.

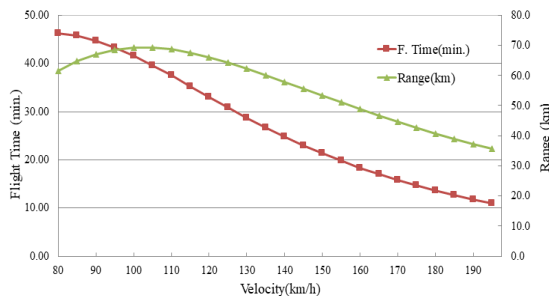


Fig. 5. Flight Time and Range according to Velocity

## 4. 결론

본 연구에서는 국내에서 개발된 전기추진 핵심구성품 (추진모터/인버터)의 성능을 검증 하고자 기존 엔진동력 비행기를 전기동력 추진이 가능토록 개조하고, 시험비행 프로파일에 대한 배터리 팩의 동력성능을 평가하였다.

시험비행 프로파일에서의 배터리 소모량을 예측하기 위해 프로파일을 활주 및 이륙단계, 상승단계, 순항단계, 하강단계, 착륙 및 활주단계로 구성하였고, 각 단계에서의 속도, 시간, 추력 등의 정보를 통해 해당 단계에서의 배터리 소모 전력을 평가하였다. 배터리 성능 평가결과는 아래와 같다.

첫째, 활주 및 이륙단계와 상승단계에서는 8.75kWh, 하강 및 착륙 단계에서는 2.2kWh를 소모하는 것으로 예측되었고, 순항단계에서 사용할 수 있는 배터리 용량은 17.05kWh로 평가되었다.

둘째, 비행속도 증가에 따라 비행 가능시간은 점차 감소하고, 항속거리는 비행속도 105km/h 까지는 증가하다가 감소하는 것으로 파악되었다.

셋째, 순항단계에서 사용할 수 있는 배터리 용량은 17.05kWh로 비행속도 105km/h에서 39.6분 동안 비행이 가능한 것으로 예측되었고, 비행속도 150km/h에서는 21분 동안 비행이 가능한 것으로 예측되었다.

넷째, 40분의 비행 프로파일을 완료하기까지 소모되는 배터리 총 용량은 약 22.95kWh로써 약 22% 여유 에너지를 확보하고 있는 것으로 평가되었다. 따라서, 본 연구에서 전기추진 비행기에 적용되는 배터리 총용량이 28kWh임을 고려했을 때, 배터리 용량 관점에서 최종 목표로 하고 있는 30분의 시험비행은 달성 가능할 것으로 평가되었다.

## References

- [1] G. Romeo, C. Novarese, I. Moraglio, "ENFICA-FC: Preliminary Survey & Design of 2-Seat Aircraft Powered by Fuel Cells Electric Propulsion," 7<sup>th</sup> AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO), AIAA 2007-7754, 2007. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2007-7754>
- [2] T.H. Bradley, B. A. Moffitt, D. N. Mavris, D. E. Parekh, "Development and Experimental Characterization of a Fuel Cell Powered Aircraft," *Journal of Power Sources*, vol. 171, no. 2, pp. 793-801, 2007. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2007.06.215>

- [3] D. Park, S. Hwang, S. Kim, C. Kim, Y. Lee, "Design and Performance Analysis of Propeller for Solar-powered HALE UAV EAV-3," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 44, no. 9, pp. 759-768, 2016.  
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.9.759>
- [4] S. Hwang, S. Kim, Y. Lee, "Developing High Altitude Long Endurance(HALE) Solar-powered Unmanned Aerial Vehicle(UAV)," Journal of Aerospace System Engineering, vol. 10, no. 1, pp. 59-65, 2016.  
DOI: <https://doi.org/10.20910/JASE.2016.10.1.59>
- [5] K. Shin, H. Hwang, J. Ahn, "Initial Climb Mission Analysis of a Solar HALE UAV," Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 42, no. 6, pp. 468-477, 2014.  
DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.6.468>
- [6] M. Santin, A. Traverso, A. Massardo, "Technological aspects of gas turbine and fuel cell hybrid systems for aircraft: a review," The Aeronautical Journal, vol. 112 no. 1134, pp. 459-467, 2008.  
DOI: <https://doi.org/10.1017/S000192400002426>
- [7] P. Park, K. Kim, B. Cha, "Flight Test of Hybrid Propulsion System for Electrically Powered UAV," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, vol. 17, no. 4, pp. 49-55, 2013.  
DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.4.049>
- [8] KLA-100, Available From: <https://namu.wiki/w/KLA-100> (accessed Jan. 25, 2021)
- [9] J. D. Anderson, "Fundamental of aerodynamics," McGraw-Hill Inc., USA, p. 340, 2001.
- [10] M. Cavcar, A. Cavcar, "Optimum Range and Endurance of a Piston Propeller Aircraft with Cambered Wing," Journal of Aircraft, vol. 42, no. 1, pp. 212-217, 2005.  
DOI: <https://doi.org/10.2514/1.6095>
- [11] C. Lee, S. Kim, D. Kim, "Performance Analysis of an Electric Powered Small Unmanned Aerial Vehicle," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, vol. 14, no. 4, pp. 65-70, 2010.

김 현 기(Hyun-Gi Kim)

[정회원]



- 2000년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (학사)
- 2002년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (석사)
- 2006년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (박사)
- 2006년 2월 ~ 2007년 12월 : 현 대중공업 선임연구원
- 2007년 12월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

<관심분야>

항공기 구조해석, 구조최적화, 유체-구조 연성해석

김 성 찬(Sungchan Kim)

[정회원]



- 1988년 2월 : 한국항공대학교 항공기계공학과(학사)
- 1998년 8월 : 한국항공대학교 항공기계공학과(석사)
- 2009년 2월 : 충남대학교 항공우주공학과(박사)
- 1991년 3월 ~ 1994년 12월 : (주)광림 과장
- 1995년 2월 ~ 2000년 7월 : 한국항공우주산업 선임연구원
- 2000년 9월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

<관심분야>

항공기 구조설계 및 세부계통