

유인 전기추진 경량 비행기 개조 개발

김현기¹ · 이정훈² · 백승욱³ · 신복균⁴ · 주환⁵ · 이윤상⁵ · 유수호⁶ · 문석민¹ · 김성찬^{1,†}¹한국항공우주연구원, ²아모텍, ³제이앤에스, ⁴한국항공우주산업진흥협회, ⁵베셀에어로스페이스,
⁶브이스페이스

Modification and Development of Manned Electric Propulsion Lightweight Airplane

Hyun-gi Kim¹, Jeung Hoon Lee², Seung Uk Baek³, Bok-kyun Shin⁴, Hwan Joo⁵, Yoon Sang Lee⁵,
Su Ho Yoo⁶, Seokmin Moon¹, Sungchan Kim^{1,†}¹Korea Aerospace Research Institute, ²AMOTECH, ³JNS, ⁴Korea Aerospace Industries Association,
⁵Vessel Aerospace, ⁶V-SPACE

Abstract

The electric propulsion airplane can cope with global warming by reducing the use of fossil fuel and reducing airplane cost in the long run through the efficient use of energy. For this reason, advanced aviation countries, such as the USA and members of the European Union, are taking the lead in developing innovative technologies to realize an electric airplane in the future. Currently, research and development are underway domestically to convert an existing two-seat internal combustion engine airplane into an electric propulsion airplane. In this study, the KLA-100X, which was developed by modifying the existing two-seater lightweight sports airplane KLA-100 with electric propulsion components, is introduced. The main specifications, design characteristics, and performance of KLA-100X are explained. In addition, the performance of the main components of the propulsion system, such as the domestically developed propulsion motor, inverter, and battery for applying to the KLA-100X and the additionally modified control system, are explained. Finally, the applicability of the developed major components to the electric propulsion airplane was confirmed by conducting ground and flight tests on the KLA-100X. In addition, the possibility of expansion to system development was reviewed based on the development of a dedicated platform for electric propulsion aircraft in the future.

초 록

전기추진 비행기는 화석연료의 사용을 줄여 지구온난화에 대처할 수 있고, 에너지의 효율적 사용을 통해서 장기적으로 비행기의 운용비용을 줄일 수 있다. 이런 이유로, 미국과 유럽연합 등 선진 항공국가에서는 미래 전기비행기를 현실화하기 위한 혁신적 기술개발을 선도적으로 진행하고 있으며, 국내에서도 기존의 내연기관 비행기를 전기추진 비행기로 개조하는 연구개발을 진행하고 있다. 본 연구에서는 기존의 2인승 경량스포츠 비행기인 KLA-100을 전기추진 구성품을 장착하여 개조 개발한 KLA-100X에 대해 소개하였다. 본문에서는 KLA-100X에 대한 주요제원과 설계특성 그리고 성능에 대해 설명하였다. 그리고, 전기추진비행기인 KLA-100X에 적용하기 위해 국내에서 개발된 추진모터, 인버터, 배터리와 같은 추진계통의 주요 구성품들의 성능과 추가적으로 개조되는 조종계통에 대해 설명하였다. 최종적으로 KLA-100X에 대한 지상 및 비행시험을 수행하여 개발된 주요 구성품들의 전기추진 비행기로의 적용 가능성을 확인하였다. 또한, 향후 전기추진 비행기용 전용 플랫폼 개발을 기반으로 하는 체계개발로의 확장 가능성을 검토하였다.

Key Words: Electric Propulsion Airplane(전기추진비행기), Inverter(인버터), Li-ion Battery(리튬-이온 배터리), PMSM(영구자석 동기모터)

Received: Feb. 19, 2023 Revised: Mar. 27, 2023 Accepted: Apr. 17, 2023

† Corresponding Author

Tel: +82-42-870-3531, E-mail: sckim@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

1. 서 론

지구온난화로 인해 발생한 기상이변은 전 세계적인 문제로 대두되고 있으며, 지구온난화의 대표적인 원인으로 꼽히는 온실가스를 줄이기 위한 노력이 국제적으로 이루어지고 있다. 이러한 세계 동향에 따라 항공분야에서도 연료전지를 적용한 전기동력 추진시스템[1,2], 그리고 태양광 고고도 장기체공 무인기와 같은 친환경기술 연구가 꾸준히 진행되고 있으며[3-5], 최근에는 기존의 가스터빈 엔진과 전기추진시스템을 결합한 하이브리드 추진시스템이 주목받고 있다[6,7]. 또한, AIRBUS는 수소를 동력원으로 하는 비행기 개발에 나서고 있다[8]. 특히, 유인 전기추진비행기는 슬로베니아 PIPISTREL[9], 영국 Rolls-Royce[10], 미국 BYE AEROSPACE[11]와 Beta Technology[12], 브라질 EMBRAER[13], 캐나다 OPENER[14]에서 주도적으로 개발을 진행하고 있으며, NASA에서도 이 분야에 큰 관심을 갖고 분산 전기추진기반 X-57 맥스웰(Maxwell)과 같은 전기비행기 개발 프로젝트를 수행하고 있다[15]. 최근, Rolls-Royce가 개발 중인 경주용 전기비행기 “Spirit of Innovation”은 전기비행기에서 제일 빠른 속도인 623km/h를 달성하기도 하였다[10]. 이와 같이, 선진항공업체에서는 프로토타입(proto-type)을 제작하여 오랜기간 비행시험을 진행하면서 전기비행기의 성능을 개선시키고 관련 노하우도 상당히 확보한 것으로 파악된다. 하지만, 현재까지 슬로베니아 PIPISTREL의 velis electro만 양산중이고[9], 그 외 본격적인 양산을 진행하고 있는 전기비행기는 없는 것으로 파악되므로 조속히 전기추진비행기의 기술개발에 참여하면 선진항공업체와의 기술 격차를 빠른 시간 안에 줄일 수 있고, 나아가 미래 시장 선점도 기대해 볼 수 있다.

그 일환으로 국내에서는 기존의 2인승 내연기관 비행기를 전기추진비행기로 개조 개발하는 연구가 수행되었으며, 이를 위해 전기추진비행기에 대한 비행시험용 추진모터와 인버터, 배터리 등 주요 구성품들이 개발되었다. 개조개발 대상 비행기는 베셀에어로스페이스(Vessel Aerospace)에서 제작한 KLA-100이다[16]. 기존 KLA-100의 전방 엔진룸에 설치된 내연기관과 관련 구성품들을 제거한 후, 추진모터(propulsion motor)와 인버터(inverter)를 장착하고, 엔진룸과 부조종사 공간을 활용하여

C-rate가 2~3으로 설계된 비출력 185Wh/kg, 총용량 26kWh, 중량 약 140kgf 리튬-이온(Li-ion) 배터리(battery)를 탑재하여 전기추진 동력으로 개조하였다. 이러한 방식으로 개조 개발된 비행기를 KLA-100X로 명명하였다. KLA-100X의 개조개발을 위해, 한국항공우주연구원에서는 항공기 개조와 비행시험을 수행하고, 주요 구성품인 추진모터, 인버터, 리튬-이온 배터리는 아모텍(AMOTECH), 제이앤에스(JNS), 브이스페이스(V-SPACE)에서 각각 개발하였다. 그리고, 베셀에어로스페이스는 전기엔진용 구성품의 항공기 조립을 지원하였다.

KLA-100X는 국내 첫번째 유인 전기추진 경량비행기로써, 본 연구에서는 비행시험을 통해서 전기추진용으로 국내 개발된 추진모터와 인버터의 미래 전기추진비행기로의 적용 가능성을 확인하는데 목적이 있다. 참고로, Fig. 1은 KLA-100X 전체 형상이고, Fig. 2는 기존 내연기관 비행기인 KLA-100의 엔진룸(a)과 전기추진비행기 KLA-100X의 엔진룸(b)을 비교한 것이다.



Fig. 1 Configuration of KLA-100X

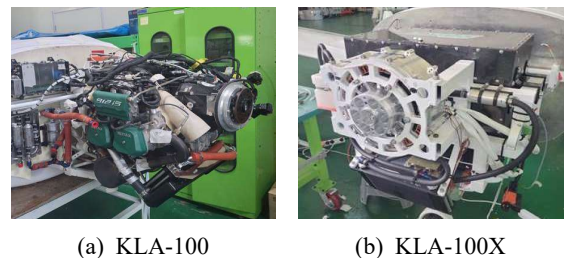


Fig. 2 Propulsion System of KLA-100 and KLA-100X

2. 본 론

2.1 KLA-100X 개요

KLA-100X는 레저/스포츠용 2인승 경량비행기인 KLA-100에서 내연기관을 제거하고 전기추진시스템을 설치하여 개조한 1인승 전기추진비행기이다. KLA-100X는 기존의 KLA-100의 엔진룸을 개조하였기 때문에 비행기 길이(6.30m), 폭(10.31m), 높이(2.61m), 동체, 주익, 꼬리날개 구조와 재료, 조종계통, 착륙계통, 전원 및 조명장치는 기존 KLA-100과 동일하지만, 전기엔진으로의 개조로 동력장치에 대해서는 기존 KLA-100과 큰 차이가 있다.

KLA-100X는 추진모터와 인버터로 구성된 수냉식 단발 전기추진 방식으로 작동된다. 사용연료는 리튬-이온 배터리가 사용되는데, 전방 엔진룸에 17.3kWh 배터리 1개, 기존 부조종석 자리에 8.7kWh 배터리 1개가 설치되어 총 26kWh 용량의 배터리가 설치되었다. 참고로, KLA-100X는 기존 KLA-100의 비행 계기패널, Glass Cockpit, 통신장비를 동일하게 사용하고, 추진모터 RPM, 배터리 전압과 같은 전기엔진 데이터는 Fig. 3와 같이 별도의 지시장치를 설치하여 나타내었다. Fig. 4는 지상 모터링을 수행하고 있는 KLA-100X를 보여주고 있다.

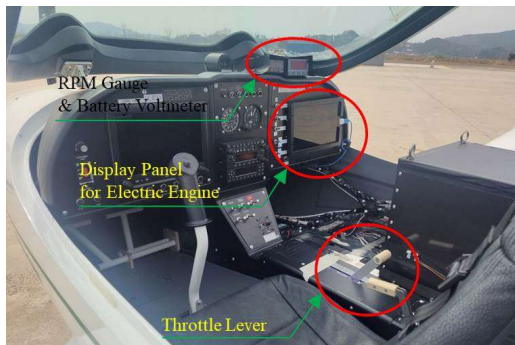


Fig. 3 Measuring Device for Electric Propulsion airplane



Fig. 4 Ground Motoring Test of KLA-100X

2.2 KLA-100X 주요 구성품

KLA-100X의 추진계통은 전기추진시스템으로써 추진모터, 인버터, 전/후방 배터리 그리고, 별도의 감속기 없이 구동되는 프로펠러로 구성된다. 참고로, 프로펠러는 KLA-100과 동일한 독일 MT-Propeller Entwicklung GmbH의 3 blade ground-adjustable propeller(모델명: NEUFORM CR3-65-(IP)-47-101.6)가 적용되었다.

2.2.1 추진모터(Propulsion Motor)

KLA-100X의 추진모터는 영구자석 동기모터(permanent magnetic synchronous motor, PMSM)가 적용되었다. 참고로, 추진모터(모델명: APM151-65)는 아모텍에서 65kW급 비행기용으로 개발하였다.

KLA-100X의 추진모터는 중량 15.7kgf(목표값 17.1kgf), 연속출력 50kW@2500rpm, 최대출력 65kW@2500rpm(Max. 5min), 비출력 4.14kW/kg(목표값 4.1kW/kg), 정격토크 191N·m, 최대토크 248N·m, 모터효율 95%이며, 리튬-이온 배터리를 적용하고, 센서가 없는 방식으로 제어된다. KLA-100X 추진모터는 수냉방식이 적용되었고, 스위칭 주파수는 20KHz 이상, IP 등급은 IP65이상, 그리고 MIL-STD-461F와 MIL-STD-810G 환경조건을 만족하도록 설계되었으며, 과전류, 과전압, 과온도에 대한 보호기능을 내장하고 있다. Fig. 5는 KLA-100X 추진모터의 내부와 외형을 보여주고 있다.



(a) Appearance of Propulsion Motor

(b) Internal Shape of Propulsion Motor

Fig. 5 Propulsion Motor of KLA-100X

2.2.2 인버터(Inverter)

KLA-100X 인버터는 중량 8.2kgf (목표값 9kgf 이하), 크기는 $306(\text{D})\times 422(\text{W})\times 122(\text{H})\text{mm}$ 이다. KLA-100X 인버터는 비행기에 설치된 리튬-이온 배터리로부터 직류(DC) 전압을 공급받아 3상 교류(AC) 전압으로 변환하여 추진모터를 구동하는 역할을 수행하며, 고용량, 고효율 SiC MOSFET 스위치 소자를 가지고 FOC(Field Oriented Control), SVPWM(Space Vector Pulse Width Modulation) 등의 효율적인 제어를 통해 최대 부하시 최대 96.1%(목표값 95% 이상)의 고효율로 동작한다. 또한, 최대출력 65kW 추진모터를 구동하기 위해 일시적으로 70kW 전력공급이 가능하며, 이를 통해 최대토크 $210\text{N}\cdot\text{m}$ 으로 프로펠러를 회전시킬 수 있다.

KLA-100X 인버터는 수냉방식이 적용되었고, MIL-STD-810G 환경 요구조건(온도, 습도, 진동, 충격, 가속도, 고도), MIL-STD-461F 전자기파 내성/간섭 요구조건, DO-160G section 22의 낙뢰 간접영향에 대한 요구조건을 만족하도록 설계되었다. Fig. 6(a)는 JNS에서 KLA-100X용으로 개발한 인버터(모델명: ITM 22)를 보여주고 있으며, Fig. 6(b)는 인버터와 추진모터 사이의 배선 연결을 보여주고 있다.

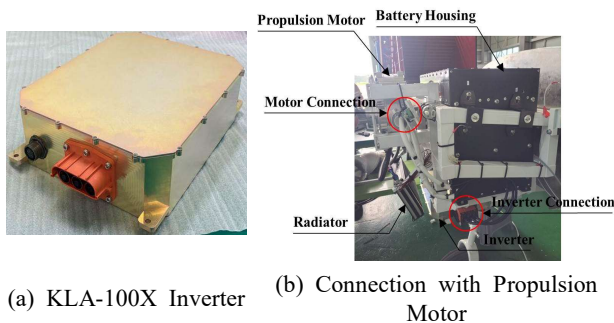


Fig. 6 KLA-100X Inverter and Connection with Propulsion Motor

2.2.3 배터리(Battery)

KLA-100X는 리튬-이온 배터리(모델명: Vspace-16F/R)를 사용한다. 배터리는 중량 140kgf , 정격전압 580VDC , 총용량은 26kWh 이며, 전방 엔진룸 내부에 17.3kWh 1개, 기존 부조종석 자리에 8.7kWh 1개가 설치되었다. 냉각방식은 공랭식이고, Integral BMS 방식으로 제어되며, 전방 배터리 아래에 설치되어 인버터에 직류전원을 인가한다. Fig. 7은

전/후방 배터리와 인버터 사이의 배선연결을 개략적으로 보여주고 있다.

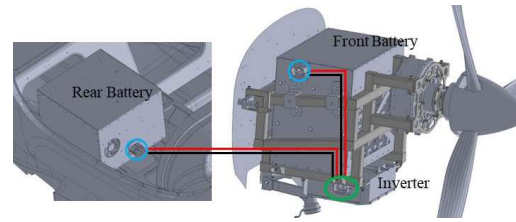


Fig. 7 Wiring Diagram between Batteries and Inverter

2.2.4 전기엔진 장착용 구조프레임

기존 KLA-100 엔진마운트에 추가 설치된 전방 구조프레임에는 추진모터, 인버터 그리고 전방배터리를 설치하였고, 기존 부조종석 시트를 제거하고 설치된 배터리 프레임에 후방배터리를 장착하였다. Fig. 8은 전방 구조프레임에 전기엔진을 장착한 형상이다. 참고로, 전기엔진 장착용 전방 구조프레임의 주요부재는 Fig. 9와 같이 모터마운트(motor mount), 모터프레임(motor frame), 배터리마운트 브라켓(battery mount bracket) 그리고 엔진마운트 구조(engine mount structure)로 구성되어 있다.

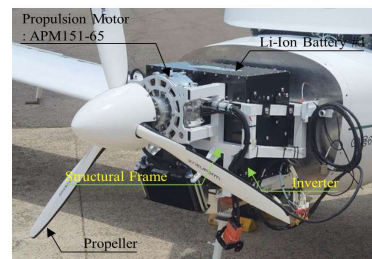


Fig. 8 Electric Engine Installation of KLA-100X

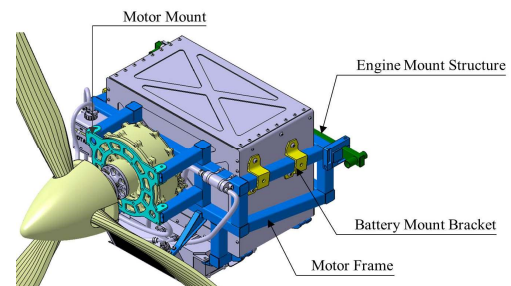


Fig. 9 Major Structural Parts of Electric Engine Mounting Frame

전기엔진 장착용 전방 구조프레임은 ASTM F2245의 규정에 따라 비행하중과 착륙하중으로 구성된 7가지의 하중조건에 대한 구조해석을 수행하였다. Table 1은 구조해석에 적용된 7cases(LC #1~7) 하중조건이다.

Table 1 Load Conditions for Electric Engine Mounting Frame

LC* No.	Description		
	Inertia Load	Airplane Direction	External Load
#1	Flight Load	4.0g	up
#2		2.0g	down
#3		4.0g	up engine operation
#4	Side Load	1.5g	right
#5		1.5g	left
#6		1.5g	right ground contact
#7	Landing		ground contact

*LC : Load Condition

경량항공기 기술기준(ASTM F2245) 2.1.4.2항에 따르면, 구조는 상방으로 2.0g, 하방으로 4.0g 같은 하중계수에 상응하는 정지 관성하중을 받는 제한기동하중을 지지할 수 있도록 설계되어야 하는 것으로 규정하고 있다. 또한, 엔진 마운트와 그 지지 구조물은 상방 2.0g, 하방 4.0g 하중에 엔진의 토크(모터토크 210N.m, 프로펠러 추력 1,580N)가 동시에 작용하는 경우에도 하중을 지지할 수 있도록 설계되어야 하는 것으로 규정한다. 여기에 더하여 엔진마운트와 그 지지 구조물은 측방 1.5g 하중을 지지할 수 있도록 설계되어야 한다. 다만, 이 하중은 앞에서 규정한 상방, 하방 엔진토크 하중들과 독립된 것으로 간주한다. 그리고, 경량항공기 기술기준 2.1.4.1나(1)항에 따라 극한하중 안전계수 1.5를 사용한다.

Figure 10은 전방 구조프레임에 대한 유한요소 모델(Finite Element Model, FEM)이다. FEM은 절점수 38,395개, 요소수 38,183개(Quad4 37,823/Tri3 360), RBE2와 RBE3를 사용한 MPC 67개로 구성되어 있다. Figure 10에 나타난 바와 같이 구조해석을 위한 경계조건으로 항공기와 체결되는 지점에 고정경계 조건을 부과하였고, 전.후처리용 소프트웨어는

패트란(patran), 솔버는 나스트란(nastran)을 사용하였다. 전방 구조프레임의 주요부재에 적용된 물성정보는 Table 2에 주어져 있다.

Figure 11은 FEM에 인가되는 주요 하중조건을 나타내고 있다. 참고로, Fig. 11의 인가하중은 Table 1의 하중조건 중 구조해석을 통해서 전방 구조프레임에 가장 큰 영향을 주는 것으로 파악된 LC #3과 #6에 대해 나타내었다. LC #3은 주요구성품(모터, 인버터, 배터리, 라디에이터, 프로펠러)들의 관성하중, 프로펠러 추력과 모터 토크를 반영한 하중조건이고, LC #6은 주요구성품들의 관성하중과 착륙하중을 반영한 하중조건이다.

Figure 12는 전방 구조프레임의 주요부재에 대한 구조해석 결과를 보여주고 있다. 구조해석 결과, 전방 구조프레임은 Table 1의 하중조건들 중에서 LC #3과 LC #6에서 가장 취약한 것으로 파악되었는데, 모터마운트, 모터프레임, 배터리마운트 브라킷은 LC #3이 중요하중이고, 엔진마운트 구조는 LC #6이 중요하중으로 파악되었다. Table 3은 구조해석을 수행한 후, 안전계수를 반영하여 주요부재의 최소 안전여유와 해당 하중조건을 정리한 결과이다. Table 3의 결과로부터, 주요부재 중 취약부재는 모터프레임과 엔진마운트 구조인데, 모터프레임은 LC #3에서 최소 안전여유 0.09, 엔진마운트 구조는 LC #6에서 최소 안전여유 0.08로 파악되었다. 따라서, 전기엔진용 전방 구조프레임 주요부재들의 안전여유는 모두 0 이상으로 확인되었다.

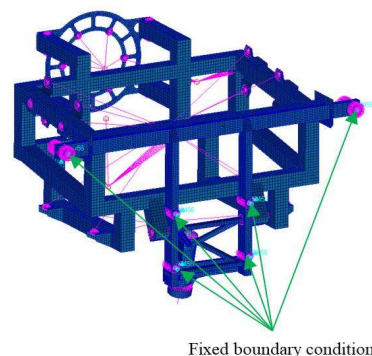
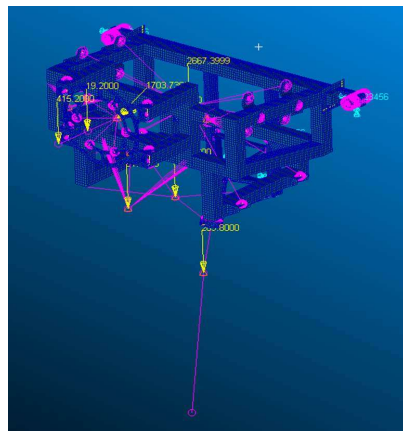
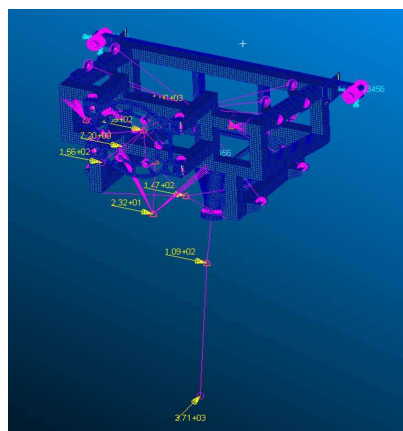


Fig. 10 FEM and Boundary Condition for KLA-100X



(a) LC #3



(b) LC #6

Fig. 11 Critical Load Cases for Electric Engine Mounting Frame

Table 2 Material Properties of Electric Engine Mounting Frame

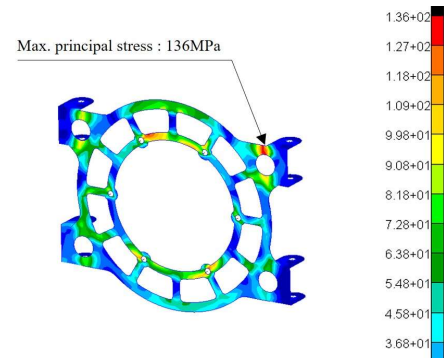
Component	Material	σ_{tu} (MPa)	E (GPa)	μ	ρ (kg/m ³)
Motor mount	SS275	410	205	0.30	7850
Motor frame	SS400	410	205	0.30	7850
Battery mount bracket					
Engine mount structure	AISI4130	621	205	0.29	7850

σ_{tu} : Allowable ultimate stress

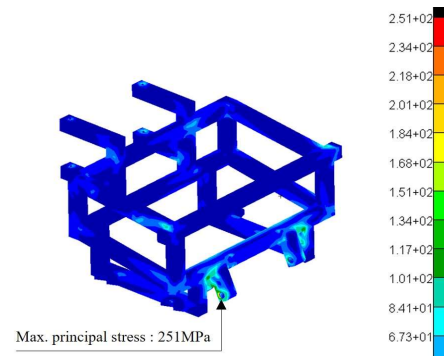
E: Modulus of elasticity

μ : Poisson's ratio

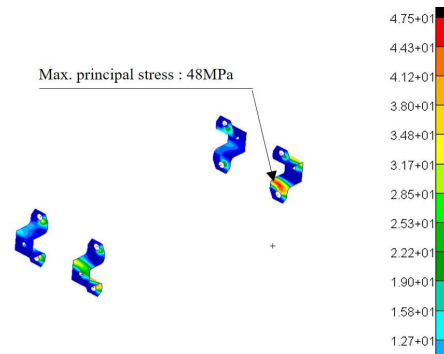
ρ : density



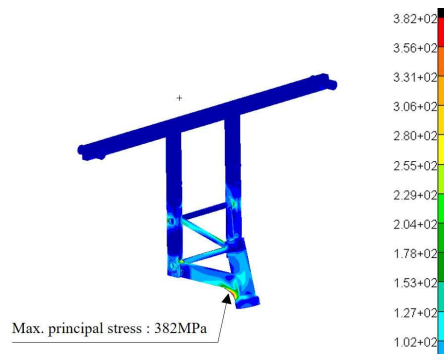
(a) Motor Mount (@LC #3)



(b) Motor Frame (@LC #3)



(c) Battery Mount Bracket (@LC #3)



(d) Engine Mount Structure (@LC #6)

Fig. 12 Structural Analysis Results for Major Structural Parts

Table 3 Margin of Safety for Major Structural Parts

Part	Critical LC No.	M.S.*	Note
Motor mount	LC#3	+1.00	$M.S. = \frac{\sigma_{tu}}{(\sigma_{max} \times SF^{**})} - 1$
Motor frame	LC#3	+0.09	
Battery mount bracket	LC#3	+4.69	
Engine mount structure	LC#6	+0.08	

* M.S.: Margin of Safety

** SF.: Safety Factor

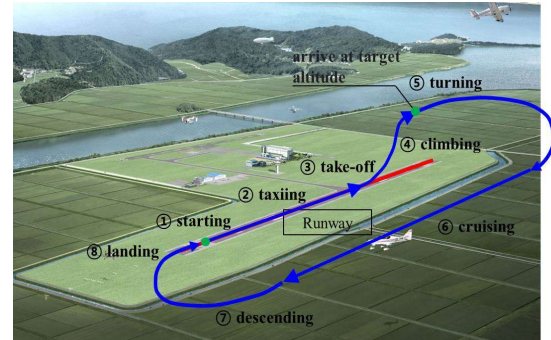
2.3 지상활주 및 비행시험

Figure 13은 비행시험 전에 수행한 지상 활주시험을 보여주고 있다. 지상 활주시험을 통해서 비행 전에 조종사가 전기추진비행기의 조종석 환경과 작동방식에 적응하도록 하였고, 주요 구성품의 성능을 검증하고, 비행기의 안정성을 확인하였다.

**Fig. 13** Ground Taxiing Test of KLA-100X

KLA-100X는 2023.2.8 고흥항공센터에서 초도비행을 수행하였다. KLA-100X의 초도비행은 Fig. 14에 나타난 비행시험 경로에 따라 고흥항공센터 활주로에서 이륙한 후, 상승 및 선회하여 활주로 측면 상공을 따라 순항, 그리고 하강 및 선회하여 활주로에 안전하게 착륙하였다. 초도비행시 순항고도는 700ft, 비행시간 7분, 순항속도는 80knot 였다. Fig. 15(a)~(f)는 지상활주, 이륙, 상승, 순항, 착륙시 활주로 주변에 설치된 카메라와 KLA-100X 수직 꼬리날개 상단에 GoPro를 설치하여 촬영하였다. 초도비행 이후, 추가적인 비행시험을 통해 KLA-100X의 비행성능을 분석하였다. 그 결과, 비행시험을 수행한 범위 내에서 KLA-100X의 최대 이륙중량(maximum take-off weight, MTOW)은 582kgf, 운용고도 1200~1500ft, 순항속도

80knot, 최대속도 110knot, 비행 가능시간 20분~30분, 상승률은 8ft/s로 파악되었고, 향후 비행시험을 통해 KLA-100X 성능 파악과 개선을 지속적으로 수행해 나갈 계획이다.

**Fig. 14** Path of the Flight Test

(a) Taxiing



(b) Take-off



(c) Climbing



(d) Cruising



(e) Descending and Runway Approach



(f) Landing

Fig. 15 Flight Test of KLA-100X

3. 결 론

본 연구에서는 기존 내연기관 비행기인 KLA-100을 전기추진비행기인 KLA-100X로 개조 개발하고 비행시험을 통해 전기추진비행기에 적용한 주요 구성품들에 대한 신뢰성을 검증하였다. KLA-100X는 기존 내연기관 비행기인 KLA-100의 엔진룸에 설치되어 있는 내연기관 및 관련 부품을 모두 탈거한 후 전기엔진을 장착하여 개조 개발한 국내 첫 번째 유인 전기추진비행기이다.

전기추진으로의 개조를 위해 전기엔진용으로 설계/제작된 구조프레임을 설치하고, 목표중량, 비출력 및 효율 달성을 통해 전기추진 비행기용으로 국내 개발된 추진모터와 인버터 그리고 리튬-이온 배터리를 장착하였다. 전방 구조프레임에 대해서는 ASTM F2245에서 규정하는 비행하중, 프로펠러 추력, 모터

토크, 착륙하중으로 구성된 7가지의 하중조건을 적용한 구조해석을 수행하여 주요부재들의 응력, 취약부재, 중요 하중조건, 안전여유를 파악하였다. 이를 통해서 전기엔진을 설치하는 전방 구조프레임이 충분한 안전여유를 확보하고 있음을 확인하였고, 비행시험을 수행하기 전 지상활주시험을 통해 전기엔진 주요 구성품들의 성능과 안전성을 확인하였다. 최종적으로 비행시험을 수행하여 전기추진비행기용으로 개발한 추진모터, 인버터 그리고 배터리의 성능을 확인하였고, 개조된 전기추진비행기 구조 프레임에 대한 구조 안전성도 검증하였다.

KLA-100X는 기존의 내연기관 비행기인 KLA-100을 개조개발 하였기 때문에 전기추진비행기에는 필요하지 않은 연료탱크나 배관 등을 그대로 유지하고 있어 전기추진비행기로써의 성능을 최대화하는데 제약이 있다. 또한, KLA-100은 전기추진시스템의 추진모터, 인버터, 배터리 등의 상태를 나타내는 지시장치가 내장되어 있지 않기 때문에 별도의 지시장치를 설치하여 지상시험과 비행시험을 수행해야만 했다. 따라서, 전기추진비행기 전용 플랫폼을 개발하고 본 연구에서 개발된 추진모터, 인버터 및 리튬-이온 배터리 등 주요 구성품을 개선하게 되면 최대속도 및 비행시간 증가 등 현재 수준보다 훨씬 성능이 향상된 전기추진비행기의 개발이 가능할 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부 및 산업기술평가관리원(KEIT)의 지원으로 수행되었습니다.(과제번호: 20003470, General Aviation급 항공기 전기추진시스템용 65kW급 추진모터와 시동발전기 개발)

References

- [1] G. Romeo, C. Novarese, I. Moraglio, "ENFICA-FC: Preliminary Survey & Design of 2-Seat Aircraft Powered by Fuel Cells Electric Propulsion," 7th 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. Mavis, 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/S0001924000002426>
- [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] Impact On, Airbus, Hydrogen-powered aircraft, <http://www.impacton.net/news/articleView.html?idxno=3527>
- [9] Pipistrel, Velis Electro, <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/general-aviation/velis-electro>
- [10] Rolls Royce Press releases, <https://www.rolls-royce.com/media/press-releases/2021/19-11-2021-spirit-of-innovation-stakes-claim-to-be-the-worlds-fastest-all-electric-vehicle.aspx>
- [11] Renewable Energy Magazine, https://www.renewableenergymagazine.com/electric_hybrid_vehicles/eflyer-2-prototype-begins-new-flight-test-20190722
- [12] Beta Technologies, See Every Electric, https://www.youtube.com/watch?v=XPoZU6-mI4s&ab_channel=thesee
- [13] Yonhap News, Brazil Embraer, <https://www.yna.co.kr/view/AKR20190818003900094>
- [14] Digitaltrends, <https://www.digitaltrends.com/cars/opener-blackfly-flying-car/>
- [15] Hypebeast, All-Electric X-57 Propeller Designs Undergo Wind-Tunnel Tests, <https://hypebeast.kr/2021/3/nasa-x-57-maxwell-first-all-electric-airplane-info>
- [16] KLA-100, <https://namu.wiki/w/KLA-100>(accessed Jan. 25, 2021)