

## 도심용 eVTOL 항공기 전기추진시스템 기준 분석 및 안전성 확보 방안에 관한 연구

김주영<sup>1†</sup>, 유민영<sup>1</sup>, 권혁록<sup>1</sup>, 길기남<sup>1</sup>, 공병호<sup>1</sup>, 나종화<sup>2</sup>

<sup>1</sup>대한항공 기술연구원

<sup>2</sup>한국항공대학교

### A Study on the Certification Standard Analysis and Safety Assurance Method for Electric Propulsion System of the Urban eVTOL Aircraft

Juyoung Kim<sup>1,†</sup>, Minyoung Yoo<sup>1</sup>, Hyukrok Gwon<sup>1</sup>, Ginam Gil<sup>1</sup>, Byeongho Gong<sup>1</sup>, Jongwhoa Na<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Koreanair R&D Center

<sup>2</sup>Korea Aerospace University

#### Abstract

An eVTOL aircraft, which is required to operate with low pollution/low noise in urban environments, mostly use battery-powered electric propulsion systems as power sources, not traditional propulsion systems such as reciprocating or turbine engines. Accordingly, certification preparation for the electric propulsion system and securing the safety of the electric propulsion system, are important issues. In the U.S., special technical standards equivalent to FAR Part 33 were issued to certify electric engines, and in Europe, various special conditions were established to certify electric propulsion systems. Thus, in Korea, the technical standards for the electric propulsion system for eVTOL aircraft must also be prepared in line with the U.S. and Europe. In this paper, SC E-19, the technical standard of the electric/hybrid propulsion system (EHPS) in special conditions, was analyzed. Additionally, securing the safety of the electric propulsion system of the aircraft are proposed, through the collaboration of SC E-19 technical standards with the existing aircraft safety evaluation procedure ARP 4761. Finally, through a case study of the Ehang 184 electric propulsion system, it has been confirmed that the proposed safety assurance method is applicable at the aircraft level.

#### 초 록

도심환경에서 저공해/저소음으로 운항이 요구되는 eVTOL 항공기는 왕복행정엔진이나 터빈엔진과 같은 전통적인 추진시스템이 아닌 대부분 배터리를 이용한 전기추진시스템을 동력원으로 사용한다. 이에 따라 전기추진시스템에 대한 인증제도 마련 및 전기추진시스템의 안전성 확보방안이 중요한 이슈가 되고 있다. 미국의 경우 전기추진시스템을 인증하기 위해 FAR Part 33에 준하는 특수기술기준을 발행하였고 유럽의 경우 전기추진시스템의 인증을 위해 다양한 특별조건을 제정하였다. 따라서 국내에도 미국, 유럽에 맞춰가며 eVTOL 항공기 전기추진시스템 기술기준에 대한 대비가 필요하다. 본 논문에서는 특별조건 중 전기/하이브리드 추진 시스템의 기술기준인 SC E-19를 분석하였고 기존 항공기 안전성 평가 절차인 ARP 4761에 항공기 수준에서 적용 되어야 하는 SC E-19 기술기준을 적용시킴으로써 항공기에 장착하는 전기추진시스템의 안전성 확보 방안을 제안하였다. 마지막으로 Ehang 184 전기추진시스템의 사례연구를 통해 제안한 전기추진시스템의 안전성 확보 방안이 항공기 수준에서 적용 가능함을 확인하였다.

**Key Words** : UAM(도심항공모빌리티), eVTOL(전기추진 수직이착륙 항공기), Type Certification(형식증명), Electric/Hybrid Propulsion System(전기/하이브리드 추진시스템), Special Condition(특별기술기준)

Received: Feb. 17, 2022 Revised: Apr. 25, 2022 Accepted: May 16, 2022

† Corresponding Author

Tel: \*\*\* - \*\*\*\* - \*\*\*\* E-mail: juyoung.kim@koreanair.com

© The Society for Aerospace System Engineering

## 1. 서 론

미래에는 도심 속에서 수직으로 뜨고 내리는 항공기가 대도시의 오랜 교통체증 문제를 획기적으로 해결해 줄 교통수단이 될 것으로 기대하고 있다. 대표적인 도심항공모빌리티(Urban Air Mobility, UAM) 개발업체인 Joby Aviation은 미국 LA 공항에서 New Port 해변까지 이동하는데 UAM을 이용할 경우 차량을 이용할 때보다 1시간 이상의 이동시간을 절약할 수 있을 것으로 분석하였다[1]. 이러한 공중 교통체계의 혁신성과 미래 시장성을 바탕으로 기존의 유무인 항공기 개발업체들뿐만 아니라, 자동차 제조업체들도 UAM 산업에 참여하기 위해 막대한 투자를 아끼지 않고 있고 공상 과학영화에서 볼 수 있을 정도의 참신하고 혁신적인 비행체 형상을 제시하고 있다. UAM은 도심항공교통을 위한 모든 인프라를 포괄하는 개념으로 UAM을 위한 항공기로는 Volocity, Ehang216, S-A1, Butterfly 등과 같은 전기추진방식 수직이착륙(Electric Vertical Take-Off and Landing, eVTOL) 항공기가 주를 이루고 있다[2].

도심환경에서 저공해/저소음으로 운항해야 하는 eVTOL 항공기는 왕복행정엔진이나 터빈엔진과 같은 전통적인 추진시스템이 아닌 배터리 및 하이브리드를 이용한 전기추진시스템을 동력원으로 사용한다. 기존 엔진의 경우 FAR Part 33 또는 CS-E 기술기준을 충족하여 형식증명을 받으면 항공기에 통합이 가능한 것처럼 전기추진시스템 또한 항공기에 장착 사용하려면 기존 엔진과 형식인증을 받거나 승인된 규격을 충족해야 한다. 이를 위해 미국의 경우 FAR Part 23을 전면 개정하였고 14 CFR FAR에 따라 Part 33에 준하는 특수기술기준 (Special Condition, SC)을 발행하였다. 유럽의 경우 전기추진 시스템의 인증을 위해 다양한 특별조건을 제정하였고 최근 항공기에 적용되는 전기/하이브리드 추진시스템 인증을 위한 특별기술기준인 “SC E-19 Electric/Hybrid Propulsion System”을 2021년에 고시하였다[3]. 이로써 유럽항공안전청(EASA)은 Fig. 1과 같이 SC-VTOL 기술기준에 SC E-19를 명시하여 기술기준 간의 상관관계를 명확히 하였다[4].

현재 국내외적으로 eVTOL 항공기에 대한 기술기준 연구는 SC-VTOL을 기반으로 활발히 진행되고 있다. 하지만 전기추진시스템 기술기준에 대한 국내연구는 부족한 상황이다. 따라서 eVTOL 항공기에 대한 기술기준뿐만 아니라 eVTOL 항공기 전기추진시스템에 대한 기술기준도 미국, 유럽에 맞춰가며 대비가 필요하다.

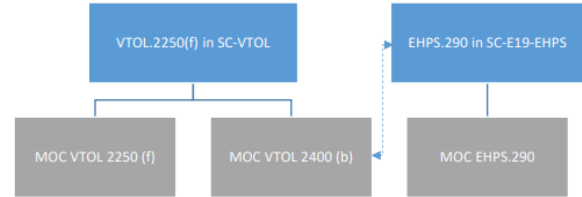


Fig. 1 Guidance Interaction for Compliance between SC-VTOL and SC E-19 [2]

본 논문에서는 현재 개발 중인 eVTOL 항공기 전기추진시스템을 중심으로, 미국 및 유럽의 전기추진 시스템 인증기술의 동향을 파악하고 분석하였다. 특히 EASA에서 고시한 SC E-19는 기존 엔진의 인증기준인 CS-E와 다르게 전기추진시스템 설계부터 실증 테스트까지 특정 항공기 수준에서 일부 기술기준이 적용되어야 함을 확인하였다.

또한 항공기 안전성평가 절차와 항공기 수준에서 적용되어야 하는 SC E-19 기술기준을 통합하여 항공기에 장착하는 전기추진시스템의 항공기 수준에서의 안전성 확보 방안을 제안하였다. 마지막으로 Ehang 184 전기추진시스템의 사례연구를 통해 제안한 전기추진시스템의 안전성 확보 방안이 항공기 수준에서 적용 가능함을 확인하였다.

## 2. eVTOL 항공기 전기추진시스템 동향

### 2.1 eVTOL 항공기

eVTOL 항공기는 일반적으로 Multicopter(Wingless), Lift+ Cruise, Vectored Thrust의 3개 유형의 대표적인 형상으로 분류하고 있으며 Vectored Thrust 유형의 경우 Tilt Rotor와 Ducted Vector Thrust로 구분 가능하다. 현재 300개 이상의 eVTOL 항공기 기체가 개발 중인 것으로 확인된다[5]. Figure 2는 이러한 eVTOL 항공기의 주요 개발 모델 및 형상을 나타내고 있다.

현재 eVTOL 항공기의 실물 기체를 설계·제작하여 시험비행에 성공한 사례로는 Joby Aviation의 S-4, Lilium의 Lilium Jet, Volocopter의 VoloCity, EHang의 EHang216 및 Wisk Aero의 Cora등이 있으며, 차후 국가 인증 절차 후 2025년 전후로 상용화가 예상되고 있다[6]. 이렇듯 미국, 독일 및 중국 등의 전문 스타트업이 eVTOL을 개발을 선도하고 있으며, 그 밖에도 Airbus, Boeing, Bell 등의 기존 항공기 제조업체나 GM, Hyundai, Toyota등의 자동차 제조업체 등이 eVTOL 컨셉을 공개하고 관련 기관 및 기업들과 MOU를 체결하는 등 직·간접적인 투자와 관련 협력체계 구축에 힘쓰고 있다.

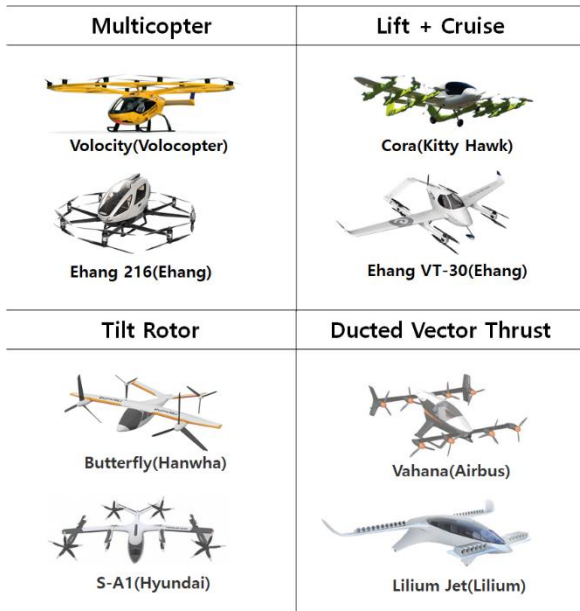


Fig. 2 Main Archetypes of eVTOL Configurations [5]

## 2.2 eVTOL 항공기 전기추진시스템

SC-VTOL에서는 eVTOL 항공기의 전기추진시스템을 Lift/Thrust Unit과 Lift/Thrust System을 정의하고 있는데, 전자의 경우 양력/추력 제공에 직접 기여하는 엔진을 지칭하며 관련 controller, 연결된 Effector(Rotor, Propeller Fan 등) 및 작동기(Pitching 변화, Tilting 및 Vectoring 등)를 포함한다. 후자의 경우 Lift/Thrust Unit과 관련된 에너지 저장, 분배 및 관리 시스템과 윤활, 냉각 또는 변속 등을 위한 보조 시스템을 포함한다.

전기추진시스템의 경우 리튬 배터리나 연료 전지 등의 에너지원을 고려할 수 있는데, SC-E-19에서는 연료 전지의 인증은 제외하고 있기 때문에 해당 기준 내에서는 전기추진시스템의 배터리를 순수 전기추진(All

Electric) 또는 하이브리드 동력원(Hybrid Propulsion) 방식으로 사용 가능하다. 2.1에서 시험비행에 성공한 5개의 eVTOL 항공기 사례는 모두 순수 전기추진 방식의 전기추진시스템을 적용하고 있으며, 해당 기체들의 Lift/Thrust Unit을 포함한 주요 제원 및 시험/인증 현황은 Table 1과 같이 요약된다. 여기서 각 eVTOL 항공기 형상과 추진방식에 따라 다양한 Lift/thrust units의 구성을 볼 수 있다. 특히 S-4의 경우 2020년 미공군으로부터 최초로 eVTOL 군용항공기 인증을 획득하였으며, 이 밖에도 여러 eVTOL 항공기가 EASA, FAA 등의 절차에 따라 인증을 진행 중에 있다.

eVTOL 항공기의 배터리는 전통적인 항공기 부체계 시스템에 비추어 보았을 때 연료 및 연료탱크로 대응시킬 수 있는데, 기존 연료시스템과는 에너지의 형태와 특성에서 여러 차이가 있으므로 추진시스템의 인증에 있어서도 새로운 적합성 검증 방법이 예상된다. 대표적인 항목으로 에너지 용량을 생각해볼 수 있는데, 연료탱크의 저장 용량이 일정하고 연료 소모에 따라 물리적으로 용량이 측정 가능한 기존 항공기 연료시스템과 달리 배터리는 직접적으로 용량을 측정할 수 있는 수단이 없고 시간이 지날수록 열화에 따라 충전 용량이 감소하는 특성이 있다.

따라서 시간 전류, 전압 및 온도 측정데이터를 기반으로 배터리의 상태와 용량을 추정할 수 있는 알고리즘을 개발하고 배터리관리시스템(BMS, Battery Management System)을 탑재하여 적합성과 신뢰성을 검증해야 한다. SC-E-19에서는 EHPS.350 및 380 항목을 통해 추진용 배터리와 BMS의 감항성을 검증하도록 명시하고 있다[3].

이렇듯 새로운 항공기, 추진시스템 그리고 인증기준이 서로 맞물려 eVTOL 항공기의 개발과 인증은 상호 유기적으로 진행되고 있다.

Table 1 Specifications of the 5 Representative eVTOLs [1,5,6]

eVTOL Aircraft	Seats	Cruise/Max Speed	Range	Lift/Thrust Units	Test/Certification
S-4 (Joby Aviation, USA)	5	322 km/h (Cruise)	241 km	6 x Tilting Propellers	The first military eVTOL airworthiness approval by US Air Force in Dec. 2020
Lilium Jet (Lilium, Germany)	5	282 km/h (Cruise)	249 km	36 x Ducted fans	EASA & FAA concurrent type certification expected in 2024
VoloCity (Volocopter, Germany)	2	90/110 km/h	35~65 km	18 x Propellers (Coaxial dual)	Test flight in Singapore (2019) EASA type certification expected in 2022
EHang216 (EHang, China)	2	100/130 km/h	35 km (with max payload 220kg)	16 x Propellers	Test flight in Seoul (2020) CAA type certification expected in 2021
Cora (Wisk Aero, USA)	2	177 km/h (Max)	100 km	12 x Propellers + 1 Pusher propeller	Test flight more than 1,000 sorties in 2021

### 3. 전기추진시스템 인증기술기준 비교분석

eVTOL 항공기는 도심환경에서 저공해/저소음으로 운항해야 되기 때문에 왕복엔진 또는 터빈엔진이 아닌 전기추진시스템이 적용 되어야한다.

이런 eVTOL항공기의 형식증명(Type Certification, TC)을 받기 위해서는 항공기 뿐만 아니라 전기 추진 시스템에 대해서도 기술기준이 마련되어 있어야 한다.

#### 3.1 미국 (FAR Part 23, FAR Part 33, FAA)

미국의 경우 2017년에 개정한 FAR Part 23 (최대이륙중량 19,000lb 이하 고정익 항공기 적용)의 입증 방법을 성능기반 규제 방식으로 개정함과 동시에 FAR Part 33(엔진), 35(프로펠러)의 요구조건과 겹치는 부분을 정리함으로써 왕복 및 터빈 엔진과 같은 엔진 타입 뿐만 아니라 전기추진시스템을 적용한 항공기도 FAR Part 23을 적용할 수 있게 되었다[7].

23.2010에 따르면, 항공기의 감항증명을 위해서는 적합성 입증방법으로 미국 재료시험 협회(American Society for Testing and Materials, ASTM)등의 산업 규격을 활용 할 수 있을 뿐만 아니라 신청자가 직접 입증방법을 제안할 수 있도록 명시 되어있다[8].

또한 14 CFR 21.16에 따르면 항공기, 항공기 엔진 또는 프로펠러의 새롭고(Novel) 특이한(Unusual) 설계 특징으로 인해 감항규정에 항공기, 항공기 엔진 또는 프로펠러에 대한 안전 표준이 포함 되어있지 않는다고 판단하는 경우, 해당 제품을 위한 특수기술기준(Special Condition, SC)을 규정한다고 되어있다. 따라서 전기엔진은 새롭고(Novel) 특이(Unusual)한 분류에 포함 되기 때문에 FAR Part 33을 적용하는 것이 아닌 특수기술기준(SC)을 발행하여 이것을 기준으로 형식증명을 받아야 한다.

미연방항공청(FAA)이 전기엔진에 대해 특수기술 기준을 발행해준 첫 사례로는 MagniX사의 Magni 350과 Magni 650이다. MagniX사는 두 전기 엔진에 대한 형식증명(TC)을 신청하였고 FAA는 ASTM F3338-18의 기술기준과 MagniX 엔진 정보를 함께 사용하여 FAR Part 33에 준하는 특수기술기준을 개발 하였다. 2020년 11월 특수기술기준 제안을 연방관보에 공고하고 공개 의견을 수렴하여 10개월 후 2021년 9월 27일 FAA는 연방관보에 MagniX 전기엔진 2종에 대한 특수기술기준을 확정 공고하였다. 이로써 MagniX사는 Magni 350과 Magni 650 두 전기 엔진에 대한 형식증명을 받을 수 있는 기준안이 마련되어 2023년에 전기엔진 형식인증을 받을 것으로 전망하고 있다[9].

Table 2 SC-VTOL Criteria for EHPS

Criteria	Contents
VTOL. 2400(b)	Each <b>aircraft engine</b> , propeller and auxiliary power unit (APU) must be type certified, or meet accepted specifications.
MOC VTOL. 2400(b)	Accepted Specifications for Electric/Hybrid Lift/Thrust Units EASA <b>Special Condition E-19 on Electric/Hybrid Propulsion System</b> is an accepted specification to be met by electric/hybrid lift/thrust units that are installed in VTOL aircraft.

#### 3.2 유럽(SC-VTOL, EASA)

유럽항공안전청(EASA)은 개인항공기 및 도심항공모빌리티 등의 eVTOL 항공기 개발 수요가 증가함에 따라 150개 이상의 VTOL 형상을 검토하여 그 특징을 아우를 수 있는 SC-VTOL을 제정하였다. 또한 SC-VTOL은 전기추진시스템을 고려하여 개발된 것으로 VTOL.2400 및 MOC VTOL 2400(b)에 명시된 내용을 정리해보면 Table 2와 같이 전기/하이브리드 추진시스템(Electric/Hybrid Propulsion System, EHPS)은 SC E-19를 충족해야 한다고 명시되어 있다.

#### 3.3 유럽(SC E-19, EASA)

미국의 경우 기존 엔진 인증기준 및 산업표준을 바탕으로 지정된 전기 추진체를 위한 특수기술기준을 발행 하였지만, 유럽의 경우 전기추진체를 위한 별도의 기술 기준을 제정했다는 점에서 미국과 차이를 보인다[7].

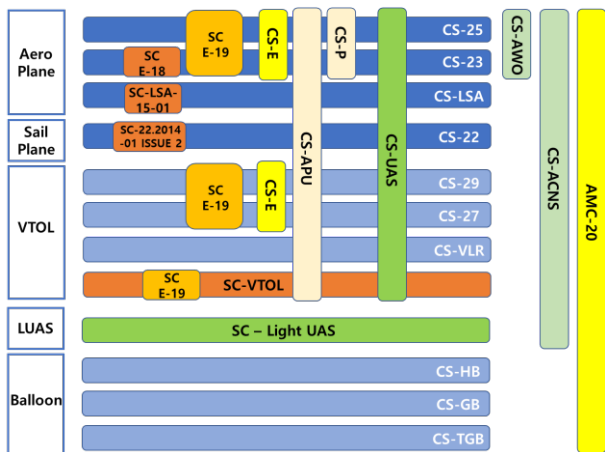
SC E-19는 전기/하이브리드 추진시스템(EHPS)를 위한 기술기준으로, 4개의 서브파트로 구성되어 있고 마지막에는 관련 해석자료와 적합성 입증방법(MOC)가 추가로 포함되어 있다[3]. 본 절에서는 SC E-19 각 서브파트 별 주요 내용 및 CS-E 대비 수정 및 추가된 사항을 정리하였고 Table 4에 요약하였다.

##### 3.3.1 Subpart A. General

서브파트 A에서는 목적, 대상, MOC, 식별, 제한사항 등에 대한 내용이 명시 되어있다. 이 기준은 유인항공기 및 무인항공기에 모두 적용되나 Table 3 및 Fig. 3과 같이 CS-22, CS-LSA, CS-23의 Level 1급에 해당하는 항공기에 적용된 EHPS 특수기술기준은 별도로 존재하여 제외되었다. 또한 수소를 사용한 수소 연료전지 및 수소 엔진도 추가적인 연구 필요로 인해 제외되었다.

**Table 3** Special Condition for CS 22/LSA/23 Level 1

CS	Special Condition
CS-22	SC-22.2014-01 issue 2: Installation of electric propulsion units in powered sailplanes
CS-LSA	SC LSA-15-01 - Light Sport Aircraft - Electric Propulsion Powerplant
CS-23 Level 1	SC E-18 issue 2 - Electric Propulsion Units for CS-23 Normal-Category Aeroplanes up to Level 1[10]



**Fig. 3** EASA CS / SC Standards

**3.3.2 Subpart B. Design and Construction**

서브파트 B 설계 및 제작 분야에서는 부식, 절연 파괴 등 전기추진시스템에서 발생 할 수 있는 문제를 확인 할 수 있도록 하였고 화재, 진동, 강우 조건, 결빙, 조류, 우박 등을 고려하여 설계하도록 명시되어 있다.

또한 전기추진시스템 안전성 평가 시 특정 항공기 제조사와 협력하여 이루어져야 하고 전기추진시스템이 항공기 인증의 일부로 활용될 경우 전기추진시스템 분석 데이터가 항공기 안전성 평가 시 제공되어야 하도록 명시 되어있다. CS-E (Certification Specification - Engine) 대비 추가 사항으로 특정 항공기에 적용함으로써 생기는 하중은 항공기 제조사가 데이터를 제공하며 이는 설치 및 지침서에 관련 내용이 추가되어야 한다는 내용이 명시되어 있다.

**3.3.3 Subpart C. Systems and Equipment**

서브파트 C 시스템 및 장비 분야는 연료, 윤활, 냉각, 점화, 제어 시스템 등의 설계 내용이 명시 되어있다.

**Table 4** Summary of changes in SC E-19 versus CS-E

Subpart	Criteria	Summary
A	EHPS.10	Scope (수정)
B	EHPS.50	Materials (수정)
B	EHPS.80	Safety Assessment (수정)
B	EHPS.200	Static and Fatigue Loads (추가)
B	EHPS.210	Strength (수정)
C	EHPS.300	Fuel System (수정)
C	EHPS.310	Lubrication system (수정)
C	EHPS.350	EHPS Control System (수정)
C	EHPS.370	Electrical Power Generation, Distribution and Wirings (추가)
C	EHPS.380	Propulsion Battery (추가)
D	EHPS.430	Durability Demonstration(수정)
D	EHPS.450	Teardown Inspection(추가)
D	EHPS.490	System, Equipment and Component Tests(추가)

연료를 액체 뿐만 아니라 고체도 추가되었고 EHPS 제어 시스템의 소프트웨어 및 전기적 하드웨어의 보증을 위해 반드시 당국이 수용 가능한 검증방법론을 사용해야 된다는 내용이 포함 되어있다.

CS-E 대비 발전, 배전, 배선 내용이 추가되어 EHPS의 전력 공급계통은 적용될 항공기의 형식인증 기준에 적합해야 됨을 확인할 수 있고 임의의 작동 조건에서 작동에 필요한 동력을 공급하도록 설계되어야 하며, 부하 분리 시 전력 공급 계통에 영향을 미치지 않아야 함을 명시하고 있다. 또한 추력 공급을 위한 배터리 및 지원 시스템은 적용될 항공기의 형식 인증 기준에 적합해야 함과 비행 혹은 지상에서 충전 가능하도록 허용하는 경우 추진 배터리는 전기엔진의 전력 공급을 흡수 할 수 있도록 설계 및 구성되어야 하고 항공기에 위험을 초래하지 않아야 한다고 명시되어 있다.

**3.3.4 Subpart D. Substantiation**

서브파트 D 실증 분야는 내구성, 진동, 과토크, 온도 한계 등의 요구도 검증하기 위한 방법에 대해 명시 되

어 있고 요구도 검증은 시험 및 분석을 활용한 입증을 요구하고 있다. CS-E 대비 내구성 시험이 끝난 후 EHPS 기능이 정상 작동하는지 테스트를 수행하며 테스트 전 상태의 설정 및 기록된 한계 내에서 각 설정 및 기능적 특성을 유지해야 한다. 또한 분해 검사 결과 부품 교체가 필요한 것으로 나타나면 EHPS 또는 해당 부품은 특정 기관이 필요하다고 판단하는 추가 테스트를 받아야 한다고 명시되어 있다.

또한 내구성 시험 혹은 검증된 해석으로 입증될 수 없는 시스템 및 구성 요소의 경우 그 시스템의 요구도를 포함한 모든 환경 및 작동 조건에서 의도된 기능을 입증하기 위한 추가 테스트를 수행해야 한다.

#### 4. 전기추진시스템 안전성 확보 방안

기존 엔진의 경우 FAR Part 33 또는 CS-E 기술기준을 충족하여 형식증명을 받으면 항공기에 통합이 가능하다. 하지만 전기추진시스템의 경우 SC E-19 기술기준을 충족해야 할 뿐 아니라, 전기추진시스템 설계부터 실증 테스트까지 특정 항공기에 적용하는 것을 고려하여 항공기 수준에서 개발 되어야 함을 3.4절 SC E-19 기술기준 분석을 통해 확인하였다. 이는 신기술이며 개발 사례가 적은 전기추진시스템을 항공기에 적용할 경우 발생할 수 있는 수 많은 문제점들을 사전에 식별하기 위함으로 eVTOL 항공기의 전기추진시스템 안전성을 확보하기 위해서는 꼭 필요한 것으로 보여진다.

##### 4.1 항공기 수준에서의 SC E-19

SC E-19 기술기준 중 항공기 수준에서 개발되어야 하는 주요 기술기준들을 살펴보면 Table 5와 같다. CS-E와 비교했을 때 수정되었거나 추가된 기준들로 항공기 수준에서의 전기추진시스템을 설계 분석하고 평가해야함을 명시하고 있다.

##### 4.2 항공기 안전성 평가

eVTOL 항공기의 전기추진시스템은 항공기 수준의 요구사항을 고려하며 개발하듯 항공기 수준에서 개발과 함께 안전성 평가가 수행되어야 한다.

안전성 평가는 잠재적 위험 요인을 제거하여 고장이 발생하지 않도록 항공기를 설계하거나 운용한계를 설정하기 위해 위험 요인의 리스크를 허용 수준 이하로 낮추기 위한 활동으로 Fig. 4와 같이 ARP4761 절차에 따라 항공기 개발 모든 단계에서 수행한다[11].

##### 4.3 전기추진시스템 안전성 확보 방안

eVTOL 항공기에 장착하는 전기추진시스템의 안전

성을 확보하기 위해서는 Fig. 5와 같이 ARP4761 절차에 따라 전기추진시스템의 기능위험분석(Functional Hazard Analysis, FHA)과 고장수목분석(Fault Tree Analysis, FTA)을 수행하여 고장의 영향이 항공기 수준에서 허용 가능한 수준인지 확인하여야 한다. 또한 EHPS.100과 EHPS.230에 명시되어 있듯이 전기추진시스템의 화재, 진동, 장착 측면 등을 고려한 구역안전분석(Zonal Safety Analysis, ZSA)을 수행하여 전기추진시스템과 인접하여 장착되는 다수의 시스템 및 장비 간 상호 작용이 항공기 수준에서 수용 가능한지 분석하여야 한다.

Table 5 Summary of SC E-19

Criteria	Summary
EHPS.80	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 모든 고장 조건을 평가하기 위한 EHPS 분석이 항공기 수준에서 이루어져야 함</li> <li>- 위험한 EHPS 영향, 치명적인 항공기 영향을 초래할 수 있는 고장 조건에 대한 내용이 발생 확률과 함께 작성하여야 함</li> </ul>
EHPS.290	<ul style="list-style-type: none"> <li>- EHPS는 발생할 가능성이 있는 새나 우박의 충격이나 유입 또는 기타 이물질의 영향이 위험한 EHPS 영향 또는 치명적인 항공기 영향을 일으키지 않도록 설계 및/또는 설치되어야 함</li> </ul>
EHPS.350	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 모든 소프트웨어 및 항공전자 하드웨어는 고장 또는 오작동에 대해 체계적인 접근 방식을 사용하여 설계 및 개발 되어야함</li> <li>- 항공기 적용된 안전 목표를 충족해야 함</li> <li>- 화재 과열 전기 아크 또는 제어시스템 구성요소의 고장이 치명적인 항공기 영향을 일으키지 않아야 함</li> </ul>
EHPS.370	<ul style="list-style-type: none"> <li>- EHPS의 전력 생성, 분배 및 배선은 의도된 항공기 적용의 형식 인증 기준을 충족하도록 설계 및 구성 되어야 함</li> </ul>
EHPS.380	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 추진 배터리와 그 관리 시스템은 항공기 의 형식 인증 기준을 충족하도록 설계 및 구성 되어야 함</li> <li>- 추진 배터리는 항공기가 임무를 수행하기 위해 EHPS의 전기 엔진에 필요한 전원 공급을 제공할 수 있도록 설계 및 구성 되어야 함</li> </ul>

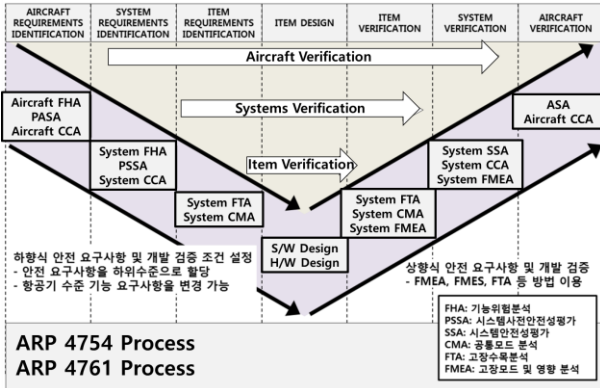


Fig. 4 Interaction between Safety And Development Processes [12]



Fig. 6 Ehang 184

### 5. Case Study : Ehang 184

4장에서 소개한 eVTOL 항공기에 장착하는 전기 추진시스템의 안전성 확보 방안에 대한 Case Study로 Fig. 6과 같이 Ehang 184 항공기를 선정하여 제안하는 안전성 평가를 적용해 보았다.

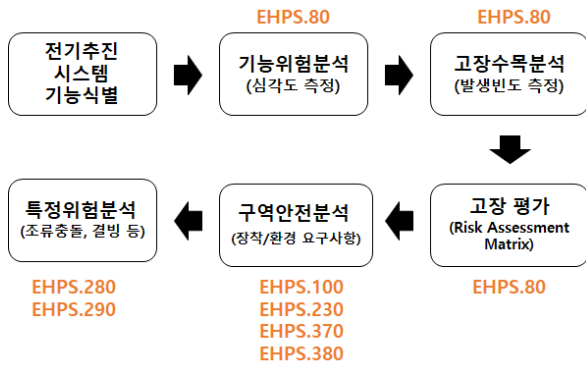


Fig. 5 Proposed Safety Assessment Process

마지막으로 EHPS.280 및 EHPS.290에서 명시되어 있듯 특정위험분석(Particular Risk Analysis, PRA)을 수행하여 외부 환경이나 내부 에너지원에 의한 전기추진시스템 손상 시 항공기에 치명적인 위험이 있는지 분석하여야 한다. 항공기안전성 평가 분석들과 연관된 SC E-19 기술기준들은 Table 6과 같다.

Table 6 Connection of Safety Analysis and SC E-19

Method	Criteria
FHA/FTA	EHPS.80 Safety Assessment
ZSA	EHPS.100 Fire Protection EHPS.230 Vibration Survey EHPS.370 Electrical power generation, distribution and wirings EHPS.380 Propulsion Battery
PRA	EHPS.280 Icing and snow conditions EHPS.290 Bird, hail strike and impact of foreign matter

#### 5.1 기능위험분석(FHA)

Ehang 184의 전기추진시스템에 대해 기능위험분석을 수행하면 Fig. 7과 같다. 고장조건 (Failure Condition)은 eVTOL.1 전기추진 시스템 완전 상실과 eVTOL.2 전기추진시스템 부분 상실로 식별하였다. 각 고장조건에 따라 고장 영향성을 분석해보니 eVTOL.1의 경우 Catastrophic으로 심각도가 측정되었고, eVTOL.2의 경우 Minor로 심각도가 측정되었다.

#### 5.2 고장수목분석(FTA)

Figure 8 과 같이 8 개의 전기엔진으로 구성된 Ehang 184 분산 추진 시스템은 1 개의 전기모터 고장까지는 허용 가능한 것으로 가정하여 분산추진 시스템의 고장률을 계산하면 eVTOL.1 의 고장률은  $3.6 \times 10^{-6}$  / (비행시간)이고 eVTOL.2 의 고장률은  $3.9 \times 10^{-5}$  / (비행시간)이 된다. (전기모터의 MTBF 를 200,000 으로 가정)

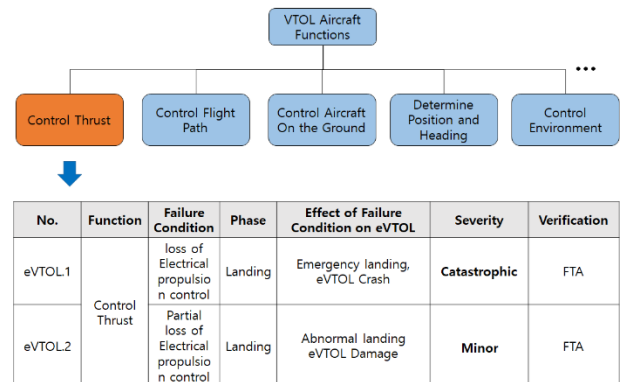


Fig. 7 Functional Hazard Analysis of Ehang 184

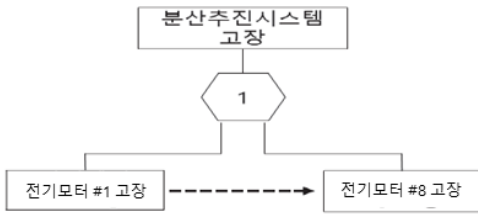


Fig. 8 Fault Tree Analysis

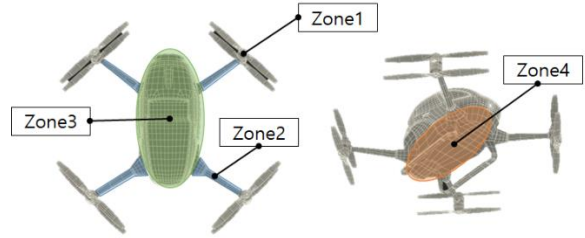


Fig. 11 Zonal Safety Analysis

	Maximum Passenger Seating Configuration	Failure Condition Classifications			
		Minor	Major	Hazardous	Catastrophic
Category Enhanced	-	$\leq 10^{-3}$	$\leq 10^{-5}$	$\leq 10^{-7}$	$\leq 10^{-9}$
Category Basic	7 to 9 passengers	$\leq 10^{-3}$	$\leq 10^{-5}$	$\leq 10^{-7}$	$\leq 10^{-9}$
	2 to 6 passengers (see note A)	$\leq 10^{-3}$	$\leq 10^{-5}$	$\leq 10^{-7}$	$\leq 10^{-8}$
	0 to 1 passenger (see note A)	$\leq 10^{-3}$	$\leq 10^{-5}$	$\leq 10^{-6}$	$\leq 10^{-7}$

Fig. 9 Safety objectives for each failure condition



Fig. 12 Battery layout in Zone 4

발생 빈도	심각도	Catastrophic	Hazardous	Major	Minor	No safety effect
		Frequent	> 10 <sup>-3</sup> /h	Unacceptable	Unacceptable	Unacceptable
Probable	< 10 <sup>-3</sup> /h	Unacceptable	Unacceptable	Unacceptable	eVTOL.2	Acceptable
Remote	< 10 <sup>-5</sup> /h	eVTOL.1	Unacceptable	Acceptable	Acceptable	Acceptable
Extremely Remote	< 10 <sup>-6</sup> /h	Acceptable	Acceptable	Acceptable	Acceptable	Acceptable
Extremely Improbable	< 10 <sup>-7</sup> /h	Acceptable	Acceptable	Acceptable	Acceptable	Acceptable

Fig. 10 Risk Assessment Matrix

5.3 위험평가매트릭스(Risk Assessment Matrix)

기능위험분석을 통해 고장에 대한 심각도를 측정하고 고장수목분석을 통해 발생빈도를 측정하여 Fig. 9와 같이 MOC VTOL.2510에 제시한 기준으로 허용 가능한 고장인지 확인한 결과 Fig. 10와 같이 eVTOL.1은 허용 가능하지 않고 eVTOL.2은 허용 가능함을 확인하였다.

5.4 구역안전분석(ZSA)

시스템 및 구성품의 장착 측면을 고려한 구역안전분석은 구성품의 레이아웃에 내재된 위험요소를 실질적으로 제거하기 위한 분석이다.

Figure 11과 같이 프로펠러 및 모터가 배치된 Zone 1부터 배터리와 배터리를 관리하는 BMS 시스템이 존재하는 Zone 4까지 4개의 구역으로 구분하여 배터리 장착, 진동 고려, 배선 작업 확인, 화재 등의 구역안전 분석을 수행하였다. Zone별 구성품은 Table 7과 같다.

Ehang 184 모터 및 모터제어기의 장착요구조건을 알 수 없기 때문에 EHPS.230 진동 및 EHPS.370 전기

Table 7 Equipment by Zone

Zone	Equipment
Zone 1	Propeller, Electric Motor
Zone 2	Inverter, Wire
Zone 3	Seat, Navigation
Zone 4	Battery, BMS

작업을 제대로 수행했는지 확인할 수 없었지만 EHPS.380 처럼 추진 배터리는 항공기가 임무를 수행하기 위해 전기추진시스템의 전기 엔진에 필요한 전원 공급을 제공할 수 있도록 구성되어 있음을 확인하였다.

또한 Fig. 12와 같이 배터리를 배치시킴으로써 화재 발생시 단일 셀 화재로 인하여 주변 셀로의 온도/화재 전파를 막기 위한 방화벽(Fire Wall) 설계가 되어있음을 확인하였다. 따라서 Ehang 184는 화재에 대해서는 항공기 수준에서 대비가 되어있음을 확인할 수 있었다.

5.5 특정위험분석(PRA)

특정 위험 분석은 EHPS.280 결빙 및 EHPS.290 조류 충돌, 결빙 등 외부 환경에 의해 항공기에 치명적인 위험을 줄 수 있는 요인들에 대해 안전성이 확보되었는지 확인하는 정성적인 기법이다. Ehang 184는 운용 개념상 섭씨 0도 이하에서는 비행하지 않고 비교적 짧은 거리를 운행하는 목적의 항공기이므로 결빙이 발생할 가능성이 매우 낮아 결빙에 의한 항공기 수준에서의 영향은 적을 것으로 예상된다. 또한 Fig. 13과 같이 공항에서 조류와의 충돌 횟수는 1만 회당 2.5회 정도로 개활지인 공항이 아닌 도심에서 운항 시 조류 충돌영향은 적을 것으로 예상된다.



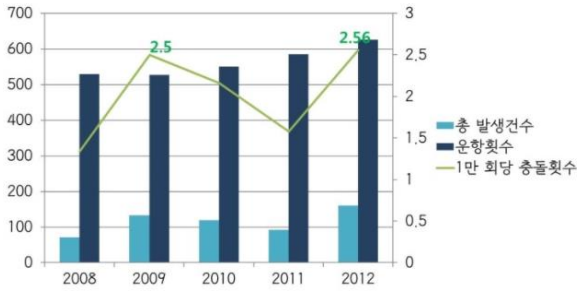


Fig. 13 Bird Strike Status of Civil Aircraft [13]

하지만 도심속에는 직박구리, 까치 등과 같은 새가 서식하기 때문에 Ehang 184의 모터 및 프로펠러가 이런 조류 충돌에 버틸 수 있도록 추가적인 자료를 통해 구조 강건성을 확인하여야 한다.

**5.6 Ehang 184 전기추진시스템 안전성 분석결과**

5.1절과 5.2절에서 전기추진시스템의 기능위험분석(FHA)과 고장수목분석(FTA)을 수행한 결과 eVTOL.1의 고장은 허용불가능하고 eVTOL.2의 고장은 허용가능함을 확인할 수 있었다. Ehang 184가 항공기 수준에서 전기추진시스템의 안전성을 확보하기 위해서는 eVTOL.1의 경우 낙하산과 같은 안전장치를 장착함으로써 심각도를 낮추어야 한다. 또한 전기모터의 MTBF를 높이거나 Ehang 216과 같이 전기모터의 개수를 추가하여 발생빈도를 낮추어야 한다. 5.4절에서 수행한 구역안전평가 결과 Ehang 184의 배터리 및 방화벽 설계로 보아 화재에 대해 강인하게 설계되어 있는 것으로 보여진다. 하지만 장착요구조건 및 전기추진시스템 정비 주기 등이 제시되어 있지 않아 실증 운용 시 운용자 매뉴얼 및 정비 매뉴얼에 정의가 되어야 항공기 수준에서 전기추진시스템의 안전성이 확보 가능할 것이다.

마지막으로 특정위험분석 결과 결빙 및 조류 충돌이 발생가능성이 낮다고 판단되지만 전기추진시스템의 결빙 및 조류 충돌 발생 시를 대비하여 비상운용개념을 반드시 수립해야 되고 운용자가 신속히 조치할 수 있도록 매뉴얼에 명시되어야 항공기 수준에서 안전성을 확보 할 수 있을 것이다. Table 8은 Ehang 184 전기추진시스템에 대한 항공기 수준에서의 안전성 평가 요약이다.

**6. 결 론**

도심환경에서 저공해 및 저소음으로 운항해야 하는 eVTOL 항공기는 왕복행정엔진이나 터빈엔진과 같은

**Table 8 Safety Assessment Summary**

Analysis	Summary
Risk Assessment	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 기능위험분석 및 결함수목분석 결과 전기 추진시스템 고장 시 허용 가능한 고장이 존재함</li> <li>- 낙하산과 같은 안전장치를 추가함으로써 심각도를 낮추거나 전기모터를 추가하여 발생빈도를 낮추어야 항공기 수준에서 안전성 확보 가능함</li> </ul>
Zone Safety Analysis	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 화재에 대해 강인하게 설계 되었으나 장착 요구조건 및 정비 관련 사항을 식별할 수 없으므로 실증 운용 시 매뉴얼에 명시 되어 있어야 항공기 수준에서 안전성을 확보 할 수 있음</li> </ul>
Particle Risk Assessment	<ul style="list-style-type: none"> <li>- 운용개념상 전기 추진시스템에 결빙 발생할 확률과 조류 충돌이 발생할 확률은 적으나 발생시 운용자가 조치할 수 있도록 운용자 비상상황 교육을 수행해야 함</li> <li>- 또한 매뉴얼에 비상상황 조치에 대해 명시 되어있어야 항공기 수준에서 안전성을 확보 할 수 있음</li> </ul>

전통적인 추진시스템이 아닌 대부분 배터리를 이용한 전기추진시스템을 동력원으로 사용한다. 이에 따라 전기추진시스템에 대한 인증제도 마련 및 전기추진시스템의 안전성 확보 방안이 중요한 이슈가 되고 있다.

현재 국내 기술기준은 미국의 기술기준을 재해석하여 적용하고 있으나 새로운 eVTOL 항공기 및 전기추진시스템에 대해서는 없는 상황이다. 따라서 국내에서는 UAM 시장을 선점하기 위해서는 기체개발과 실증 운용뿐만 아니라 eVTOL 항공기 및 전기추진시스템의 형식증명을 위한 기술기준 마련이 우선 되어야 한다.

본 논문에서는 특별조건 중 전기/하이브리드 추진 시스템의 기술기준인 SC E-19를 분석하였다. 이 분석을 통해 SC E-19는 기존 엔진의 인증기준인 CS-E와 다르게 전기추진시스템 설계부터 실증 테스트까지 특정 항공기 수준에서 일부 기술기준이 적용되어야 함을 확인하였다. 이는 검증되지 않은 전기추진시스템의 안전성을 추가보완하기 위해 필요한 과정임을 확인하였다.

또한 기존 항공기 안전성 평가 절차인 ARP 4761 중 기능위험분석, 고장수목분석, 구역안전분석, 특정위험분석에 항공기 수준에서 적용되어야 하는 SC E-19 기술기준을 적용시킴으로써 항공기에 장착하는 전기추진시스템의 안전성 확보 방안을 제안하였다. 마지막으로 Ehang 184 전기추진시스템의 사례연구를 통해 제안한 전기추진시스템의 안전성 확보 방안이 항공기 수준에서 적용 가능함을 확인하였다.

## References

- [1] Joby Aviation FAQ in official  
URL : <https://www.jobyaviation.com>
- [2] M. Moore, "NASA puffin electric tailsitter VTOL concept," *10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference*, 2010.
- [3] SC E-19, "Electric / Hybrid Propulsion System". European Union Aviation Safety Agency, Cologne, April 2021.
- [4] European Aviation Safety Agency, MOC SC-VTOL: Means of Compliance with the Special Condition VTOL, May 2021.
- [5] eVTOL Aircraft Directory,  
URL : <https://evtol.news/aircraft>
- [6] Institute for International Trade, The Global Industry Trend and Future Challenges of Urban Air Mobility, June 2021.
- [7] S. S. Park, S. U. Kim, J. M. Yang, "A Study on the Development of Criteria for Certification of the Military Aircraft applied Electric Propulsion System," *Journal of Korea Academia-Industrial cooperation Society (JKAIS)*, pp. 619-628, 2021.
- [8] FAA, "Accepted Means of Compliance; Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes", FAA of Department of Transportation, FAA-2020-0798, Sep. 2020
- [9] FAA, "Special Conditions: MagniX USA, inc., magni250 and magni500 Model Engines (Proposed Rules)", FAA of Department of Transportation, FAA-2020-0894, Nov. 2020
- [10] SC E-18, "Electric Propulsion Units for CS-23 Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes up to Level 1". European Union Aviation Safety Agency, Cologne, June 2020.
- [11] SAE, ARP(Aerospace Recommended Practice) 4761, Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment, SAE, 1996.
- [12] SAE, ARP(Aerospace Recommended Practice) 4754A, Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems, SAE, 2010.
- [13] URL : <http://www.molit.go.kr/>