



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(7), 593-599(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.7.593

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## e-VTOL 항공기의 감항기술기준 적용 연구

최주원<sup>1</sup>, 황창전<sup>2</sup>, 석진영<sup>3</sup>

## Study on the Application of Airworthiness Standard for the e-VTOL

Joo-Won Choi<sup>1</sup>, Chang-Jeon Hwang<sup>2</sup> and Jin-Young Suk<sup>3</sup>OPPAV Office, Korea Aerospace Research Institute<sup>1,2</sup>,Department of Aerospace Engineering, Chung-nam University<sup>3</sup>

## ABSTRACT

The demand for e-VTOL aircraft is expected to be increased rapidly in the future as a means of urban transportation due to operating cost reduction, eco-friendliness and convenience of vertical take-off and landing using pilot-aids automation system. However, there are many technical hurdles to be solved in securing safety and certification which are essential for commercialization and urban operation. So far, there is no e-VTOL aircraft that has received type certificate and standard airworthiness certificate due to the technical problems and safety requirement differences with conventional aircraft. The e-VTOL aircraft certification should also meet the equivalent level of safety required by the current airworthiness standards, but there are existing problems in securing safety and meeting current standards. In this study, the e-VTOL's certification problems and technical limitations in satisfying the current standards are presented.

## 초 록

e-VTOL 항공기는 전기동력으로 인한 운용유지비의 절감, 친환경성, 수직이착륙으로 인한 도심운용, 자동화로 인한 조종의 편리성 등 미래 교통수단으로 향후 수요가 급증할 것으로 예상된다. 이에 전 세계적으로 활발한 연구 개발이 진행 중에 있으나 상용화를 위해서 필수적으로 요구되는 안전성 확보와 인증에 있어 기술적으로 해결해야 할 문제점들이 상존한다. 이러한 어려움으로 운송사업용 형식증명 및 표준감항증명을 받은 e-VTOL 항공기는 아직까지 전 세계적으로 없는 상태이다.

현행 항공기 감항기술기준에서 요구되는 안전도 수준은 상당히 높고 이를 입증하는 과정도 상당히 까다롭다. e-VTOL 항공기 인증도 현행 감항기술기준에서 요구하는 안전도 수준을 만족해야 하나 현행 기준의 적용성과 동등한 안전성 확보에 필요한 기술적인 한계와 문제점이 존재한다. 본 연구에서는 이러한 기술적 한계와 문제점들을 e-VTOL 항공기의 특징과 함께 제시하고자 한다.

**Key Words** : Airworthiness Standard(감항기술기준), Certification Basis(인증기준), e-VTOL(전기동력 수직이착륙 항공기), UAM, Urban Air Mobility(도심항공교통/모빌리티), Safety(안전성)

## 1. 서 론

항공기 인증은 감항기술기준에 따라 일정 수준의

안전성이 객관적으로 검증되었다는 것을 의미하며, 공역 내 자유로운 이동, 제3자 운용, 판매 등의 상용화에 있어 필수적으로 요구되는 검증 절차이다.

† Received : March 19, 2021 Revised : May 7, 2021 Accepted : May 21, 2021

<sup>1</sup> Principal Researcher, <sup>2</sup> Principal Researcher/Director, <sup>3</sup> Professor

<sup>3</sup> Corresponding author, E-mail : jsuk@cnu.ac.kr

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

그러나 현행 항공기 기술기준은 내연기관이 장착된 고정익, 회전익 항공기에 따라 수십 년간 개발되어와서 전기동력, 자동화시스템, 천이비행 수직이착륙기와 같은 신개념 비행체에 대한 기술기준은 최근 들어 연구가 진행되고 있다.

아직까지 e-VTOL 항공기들에 대하여 형식증명과 표준감항증명이 발행된 사례는 없는 상태이고, 최근 들어 조비, 이항, 우버 등을 중심으로 본격적으로 e-VTOL에 대한 상용화 개발이 주목받고 있다[1].

미국과 유럽에서 e-VTOL 항공기들에 대한 특별감항 증명, 형식증명 소요가 대두되자 항공선진국의 감항당국들은 신규기준과 정책을 개발하여 발표한 바 있다.

미국 FAA는 현행 절차에 따라 기존 고정익, 회전익 기술기준인 FAR Part 23과 27을 기반으로 하여 각 형식증명 신청 건에 따라 특수기준(Special Condition)을 개발하여 적용한다는 정책을 제시한 바 있고, 유럽연합 EASA의 경우 CS-23을 기반으로 한 SC-VTOL 기준을 개발하여 '19년 7월에 공포하였으며, 이후 이에 대한 구체적인 적합성 입증방법(MOC: Means of Compliance)에 대한 지침 초안을 '20년 5월에 제시한 바 있다.

그러나 신기술에 대한 적합성 입증방법에 대해서는 아직까지 제시하지 못하고 있는 부분들이 많아서 제작자는 동등한 안전성이 확보되었음을 입증하는 방법을 설계 특성에 맞게 자체 개발하여 제시하여야 한다. e-VTOL 항공기는 저렴한 유지비와 저소음, 수직이착륙으로 인한 도심운용이 가능한 장점이 있으나, 운송사업 용도의 특징으로 인하여 기존 소형항공기보다 최소 동등 이상의 안전도 수준이 인증과정에서 요구될 것으로 예상된다.

본 연구에서는 e-VTOL 항공기의 인증에 있어 현행 기술기준의 적용에 따른 문제점들과 동등한 안전성을 확보하는 데 있어 상존하는 기술적인 한계점들을 제시하고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 해외 감항당국 기술기준 동향

#### 2.1.1 EASA e-VTOL 기술기준 동향

EASA는 '19년 7월에 SC-VTOL 기준을 최초로 발표했고, '20년 5월에 이에 대한 적합성 입증방법(MOC) 초안 일부를 공개했다.

SC-VTOL은 성능기반 기술기준인 CS-23을 기반으로 하여 요건을 개발한 것이어서 구체화되지 않은 요건들이 많기 때문에 개발자는 신기술에 대한 적합성 입증방법을 구체화하여 제시해야 한다.

SC-VTOL 기준은 수직이착륙 시 2개 이상의 추진력과 조종력을 사용하는 최대이륙중량(MTOW) 7,000lbs 미만, 9인승 이하의 유인기에 적용되는 기준이다.

기준의 특징은 크게 개인용 일반목적의 Category basic과 운송사업용 목적의 Category enhanced로 분류하여 각각 안전도 수준을 차등 적용하고 있다.

EASA는 상업운송용이나 도심지 운용을 위해서는 제3자 피해 방지를 위해 안전도 수준이 더 높은 Category enhanced 기준을 적용하도록 명시하고 있으며, 이는 현행 FAR 회전익 기준의 Category A 기준과 동등하다.

운송사업용인 Category enhanced는 고장 시 기체 추락, 대파와 같은 Catastrophic failure를 발생시킬 수 있는 계통의 단일고장(Single failure)이나 위험도가 낮은 계통의 복합고장(Multiple failure)의 발생 이후에도 지속적인 안전한 비행과 착륙(Continued safe flight and landing)이 가능하도록 요구하고 있으며, 일반목적인 Category basic의 경우에는 고장 이후 안전한 조종과 착륙(Controlled emergency landing)까지 보장되도록 요구하고 있다[2].

즉, 어느 경우에도 배터리, 전기엔진 또는 조종계통 등의 단일고장이나 복합적인 오작동의 발생 이후에도 지속적인 안전한 비행이나 안전한 조종착륙까지 가능함을 입증해야 하는 것이다. 이러한 요건은 추진장치의 여유와 배터리 용량의 여유 및 조종계통의 다중화를 요구하게 된다.

#### 2.1.2 FAA e-VTOL 기술기준 동향

FAA의 경우 EASA와는 달리 e-VTOL 항공기에 대한 기술기준을 별도로 제시하지 않은 상태이며, 기존과 상이한 형태의 비행체는 현행 FAR Part 21.17 규정에 따라 특수분류(Special class)로 지정하여, 각 신청 건별로 기존 기술기준의 해당 요건들을 수정하거나 추가하여 인증기준(Certification basis)으로 적용하도록 정책을 제시한 바 있다.

FAA는 Table 1과 같이 e-VTOL 비행체의 날개 여부에 따라 기존 고정익 기준인 Part 23과 회전익 기

Table 1. FAA Airworthiness Standard Policy [11]

	Wing type e-VTOL	Wingless type e-VTOL
FAR main Req'	Airplane class (Normal, Part 23)	Special class (Part 23, 27, 29, 35)
Additional Req'	Part 27, 29, SC	Special condition
Common Additional Req'	<ul style="list-style-type: none"> <li>· Electric, hybrid powerplant</li> <li>· Rechargeable battery system</li> <li>· FLT mode change, Tilt system, FLT characteristics</li> <li>· Distributed electrical power system</li> <li>· FBW(Fly-by-wire) system</li> <li>· Pilot-aided automation system</li> </ul>	

준인 Part 27을 주요 기준으로 적용하고, 이 외에 전기동력, 천이시스템, FBW 조종계통 등의 경우에는 각 인증 건별로 추가기준을 개발하고 부가하여 인증 기준으로 적용하도록 하고 있다.

중요한 점은 기존 동급 항공기와 동등 이상의 안전도를 확보해야 하므로 신기술이 많이 적용될수록 적합성 입증을 위한 신규검증 및 시험평가 등 인증에는 어려움이 증가하게 되며, 기존 적합성입증 지침서를 적용하는 데 한계가 있어 개발자는 새로운 방법으로 동등한 안전성이 확보됨을 입증해야 한다.

## 2.2 e-VTOL 항공기의 특징 및 관련 문제점

### 2.2.1 비행체

e-VTOL 비행체는 수직이착륙 비행이 가능한 장점이 있으나 기존 회전익이나 고정익 항공기와 상이한 점은 Cyclic control 없이 Powered lift/control 방식을 적용하여 추력으로 자세제어를 하는 특징과 틸트 또는 Compound 방식과 같이 천이 비행을 하는 특징이 기존과 기술적으로 상이하다.

기존 고정익/회전익 항공기는 AEI(All Engine Inoperative) 시 활공비행과 오토로테이션이 가능하여 비상시 안전하게 조종과 착륙할 수 있으며, 다발엔진의 경우 OEI(One Engine Inoperative) 시 지속적인 비행이 가능하여 안전하다는 전제가 있으나 Powered lift/control 방식 e-VTOL의 경우 비상시 활공비행과 오토로테이션에 한계가 있다.

기술기준에서 요구하는 인증의 기본적인 개념 중 하나는 어느 경우에서도 단일고장 이후 파국적 사고(Catastrophic accident)로 이어져서는 안 된다는 것이다. 이에 따라 활공비행이나 오토로테이션이 안되는 형상의 경우 AEI 이후 비상조종-착륙이 가능한 새로운 방법이 확보되지 않으면 형식증명과 운송사업용 감항증명을 받는 데 한계가 발생할 수 있다.

이와 같은 문제로 인하여 전기체 낙하산이 제안되

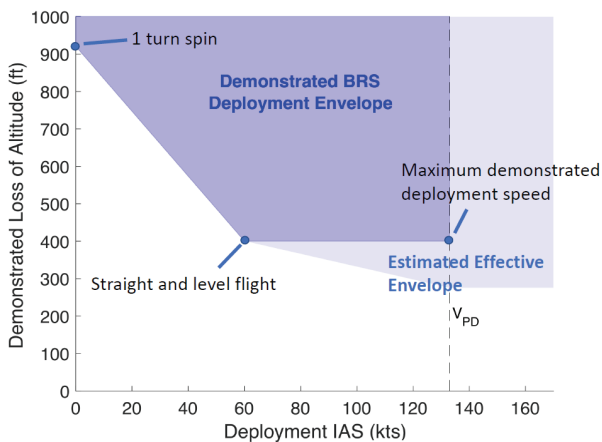


Fig. 1. Ballistic Recovery System Operational Envelope [3]

고 있으나 낙하산 전개 고도와 전개 이후 안전한 착지점까지의 조종제한 또는 불가한 부분은 기존과 동등한 안전성을 확보해야 한다는 측면에서 제안되는 형상과 구현기술에 따라 승인 여부가 결정될 것으로 예상된다.

Figure 1은 현재 많이 사용되고 있는 BRS사의 전기체 낙하산의 속도별 안전 전개고도를 나타내는 것으로 스핀과 같은 저속구간은 최대 900ft, 130kt의 전진속도가 있을 경우에도 최소 300ft의 고도가 필요함을 나타내고 있다. 중요한 점은 현행 기준에서는 이 착륙 등 저고도를 포함한 승인받고자 하는 모든 비행가능 영역에서 주요계통의 단일고장 시에도 대과 없이 안전한 조종-착륙이 보장되도록 요구한다는 것이다[2].

### 2.2.2 배터리 및 최소 비행시간

화석연료 대비 배터리의 낮은 에너지 밀도 한계로 인하여 전기동력 항공기의 중량은 내연기관 항공기 대비 무겁고 부피를 많이 차지하는 특징이 있다.

현재까지 개발된 e-VTOL 항공기의 최대이륙중량 상태에서의 최대 비행시간은 30분 정도 수준이고, 전기동력 고정익 항공기의 경우에도 1시간 정도 수준에 불과하다.

현행 항공안전법과 운항기술기준에서는 비상시 사용할 수 있는 예비연료의 양을 최소 20분 비행시간 이상으로 요구하고 있어 현재 기술 수준으로 e-VTOL 항공기가 공역 내 비행할 수 있는 가능 운용시간은 극히 제한되게 된다[4].

이에 따라 현행 법규에 따른 안전한 상용운용 및 안정적인 운송사업을 위해서는 배터리 에너지 밀도의 비약적인 발전이나 연료전지 또는 하이브리드 기술의 적용 또는 고정익 기반 수직이착륙기의 개발 등이 필요하고, 도심에서 단거리 비행하는 목적으로 개발되는 e-VTOL 항공기의 특징에 맞는 예비연료량 기준의 개정과 함께 성능과 비행시간을 고려한 대체 착륙지의 확보, 최소 고도와 비행경로 설정요건 등의 제개정이 필요하다.

Table 2는 Li-Ion 배터리가 Av-gas 대비 중량은 50배 부피는 12배 이상 필요함을 나타내고 있다.

Table 2. Specific Energy Density by Source [9]

	Specific Energy (Wh/kg)	Energy Density (Wh/L)
100LL Av-gas	12,222	8,775
Jet A-1	11,990	9,600
Liquid Hydrogen	33,313.9 (LHV)	2,358.6 (LHV)
Li-Ion Battery	100~243	250~730

또한 내연기관의 경우 온도에 따라 출력과 에너지 밀도의 변화가 크지 않으나, 배터리의 경우 온도에 따라 용량이 급격히 변화하고 충전 전 횟수와 방전율에 따라 감소되는 특성이 있다. 현행 소형항공기들의 개발 환경기준은 통상 대기온도  $-20\sim+40^{\circ}\text{C}$ 를 기준으로 하고 있으며, 이 범위 내에서는 비행 중 예측이 가능하고 안정된 운용이 가능하다.

그러나 배터리 동력의 경우 운용환경에 영향을 많이 받기 때문에 수직이착륙 과정에서 많은 출력을 필요로 하는 e-VTOL 항공기의 특성상 비행 중 예측이 힘든 환경변화의 상황에서는 수직이착륙에 충분한 출력을 사용하지 못하는 등의 안전한 운용에 한계가 발생할 수 있다. 즉, 현행 '0' 연료 지시요건은 항공기의 모든 자세에서도 사용불가 연료량(Unusable fuel)을 포함하도록 하고 있고 이를 비행시험을 통해 입증하도록 하고 있으나, e-VTOL 항공기는 에너지 여유가 많지 않고 '0' 연료량이 비행 중 바뀔 수 있기 때문에 비행환경에 따라 잔여에너지 용량을 사전에 예측하고 안전한 착륙이 가능한 범위를 지시할 수 있음을 시험으로 입증해야 한다.

Figure 2는 리튬이온 배터리의 온도에 따른 용량의 변화를 나타내는 것으로  $-20^{\circ}\text{C}$ 에서의 용량은  $+25^{\circ}\text{C}$ 에서의 용량 대비 60% 수준으로 감소됨을 나타내고

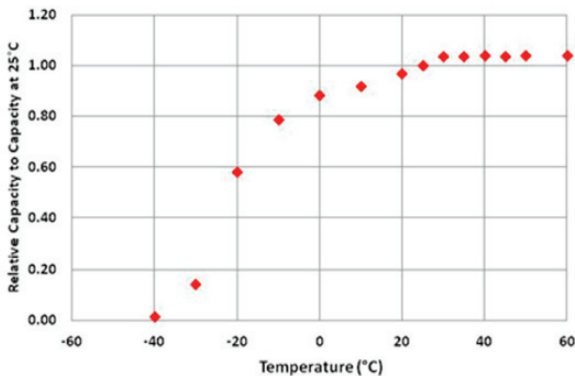


Fig. 2. Relative capacity vs. Temperature [5]

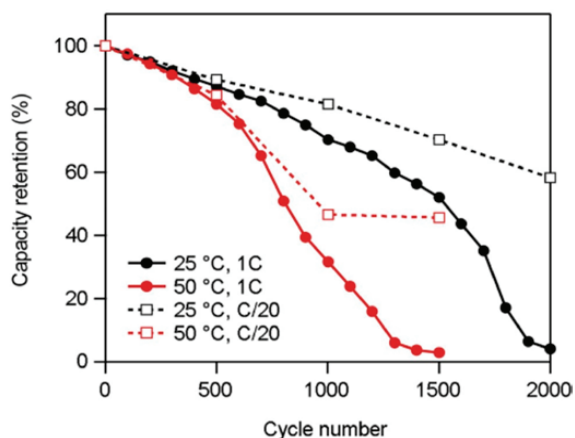


Fig. 3. Capacity retention vs. number of cycle [5]

있고, Fig. 3은 충전 전 횟수 대비 에너지 보유용량의 한계를 나타내는 것으로 셀온도  $50^{\circ}\text{C}$ 에서 1C 방전율로 1,000회 충방전을 반복할 경우 용량이 35% 수준으로 급격히 감소됨을 나타내고 있다.

### 2.2.3 내화성

내연기관을 기반으로 한 현행 기술기준에서는 화재의 위험성이 있는 부분을 화재위험구역으로 지정하여 화재의 가능성을 최소화하도록 하며, 동시에 화재 발생 시에도 일정 시간 이상 견디도록 하여 구조물이나 타 계통에 악영향 없이 안전한 비상착륙 또는 지속적인 비행과 착륙이 가능하도록 요구하고 있다.

대표적인 화재위험구역은 엔진룸으로 일반적으로 스테인리스 방화벽으로 구조물과 분리되어 있다.

e-VTOL 항공기의 경우 전기엔진(동력모터) 뿐만 아니라 배터리 자체도 화재의 위험성이 매우 높은 부분이며, 화재 발생 시 격렬한 발화뿐만 아니라 폭발의 위험성까지 내재하고 있다.

또한 배터리의 중량과 부피가 커서 폭발을 견딜 수 있는 정도의 방화벽 설치에는 한계가 있다.

이에 따라 다양한 대기조건에서 효율적으로 배터리를 냉각할 수 있는 경량의 시스템 개발과 배터리실의 화재 발생 시에도 비상착륙까지 일정시간 이상 내화성 요구조건을 만족할 수 있는 경량화된 기술은 당분간 상당한 난제로 남을 것으로 보인다.

현재 연구되고 있는 기술은 배터리셀을 히트싱크 격벽 안에 넣어 냉각과 함께 셀 단위 발화 시에도 다른 셀이나 팩에 전파되지 않도록 막는 기술이나, 이는 배터리 외에도 중량증가의 부담이 커지게 된다.

Figure 4는 Al 소재 heat sink 내의 Li-Ion 배터리셀을 인위적으로 가열하여 폭발시킨 후 다른 배터리셀에 전이되지 않음을 시험한 결과를 나타내고 있다.

### 2.2.4 자동화 조종계통

e-VTOL 항공기의 목표는 안전하고 신뢰성 있는 자동비행을 통하여 조종사의 워크로드를 최소화하고 최종적으로는 탑승 조종사를 없애서 운영 경제성을 높이고자 하는 부분이나, 예측하기 힘든 다양한 비상상황 대처를 모두 자동화한다는 것은 불가능에 가까

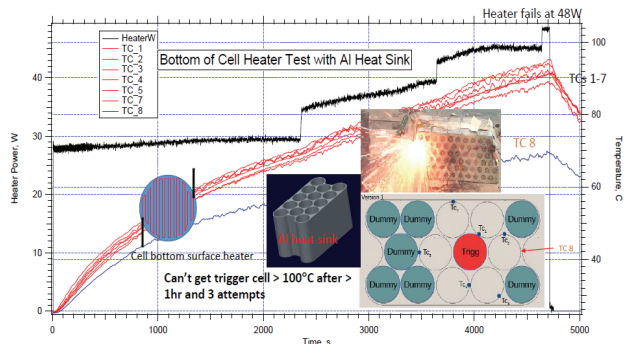


Fig. 4. Al heat sink thermal runaway test [6]

움으로 가까운 미래까지는 탑승조종사를 의무적으로 요구할 것으로 예상되며, e-VTOL 자동화시스템의 수준은 당분간 조종사를 도와줘서 자동차 운전 수준의 난이도로 일반인도 쉽게 비행할 수 있는 기술로 발전할 것으로 예상된다.

이에 따라 조종계통과 계기 및 경고 시스템도 기존과는 달리 단순화, 자동화 방향으로 발전될 것으로 보이나, 어느 경우에도 현행 기술기준에 따라 조종계통의 단일고장 이후 안전한 착륙 또는 지속적인 안전한 비행이 요구됨으로 센서, 비행제어컴퓨터, 작동기, 전원 등을 포함한 조종계통과 동력계통에 대해서 단일고장 이후에도 과도한 조종기술의 요구 없이 비행안정성(Stability)이 유지되며, 비행체의 자세제어(Controllability)와 위치이동(Maneuverability)이 가능함을 입증해야 한다.

이 밖에도 현행 기술기준에서는 항공기의 Aileron 또는 Rudder의 단일고장 이후에도 각각 Rudder 또는 Aileron으로 가로축/방향축 조종이 대체하여 조종 가능하도록 전 속도 영역에서  $C_{n\delta aileron}$  (Yawing Moment due to aileron)과  $C_{l\beta}$  (Rolling Moment due to sideslip using rudder)의 안정된 특성을 비행시험으로 입증하도록 요구하고 있으며[12], Elevator 고장 시에도 트림탭을 통한 안전한 착륙까지 요구하고 있음으로 각 축별로 단일 조종면 작동 불가 시 타 조종면을 통한 조종성과 안전한 착륙이 가능하도록 설계하고 입증해야 한다.

또한, 현재의 Stick, Pedal, Throttle, Collective와 같은 조종간은 단순화되어 1-Stick 또는 2-Stick 조종간과 Touch screen으로 통합되어 발전될 것으로 보이며, 동등한 안전성 확보를 위해서는 직관적인 조종 방식과 단일고장 이후 조종할 수 있는 대체 방안이 제시되어야 한다.

### 2.2.5 시스템 신뢰성

현행 기술기준에서 요구하는 시스템의 안전성 수준은 Table 3과 같이 소형 개인용항공기의 비행시간 당  $10^{-6}$ 부터 운송사업용의  $10^{-9}$  수준이다. 그러나 이는 전통적인 기계식 조종계통과 내연기관을 장착한 항공기의 사고율을 기반으로 한 요건으로, EASA는 e-VTOL 항공기에 대하여 Table 4와 같이 기존 대비 10배 높은 수준인 최소  $10^{-7}$  수준부터 요구하고 있다.

그 이유는 e-VTOL 항공기의 시스템 복잡도가 기존 항공기 대비 대략 10배 높아서 고장 가능성이 그만큼 크기 때문에 항공기의 동등한 안전도 수준을 확보하기 위해서는 각각의 신뢰도를 10배 높여야 동등한 안전성을 확보할 수 있기 때문이다.

운송사업용 항공기의  $10^{-9}$  수준은 한 비행체가 연 300시간 비행하고 동기종이 1,000대 운용된다고 가정할 때 고장으로 인한 대파사고가 3천여 년 동안 1회 정도 발생할 것으로 예상되는 아주 높은 수준의 신뢰도이다[10].

Table 3. Airworthiness Safety Requirements [7]



	Level or Class	Propulsion	Weight [lb]	Seats	Catastrophic failure rate [FH]
 Air plane	I	1R	<19,000	0~6 +crew	$1 \times 10^{-6}$
	II	$\geq 2T$ or R	<19,000	2~6 +crew	$1 \times 10^{-7}$
	III	$\geq 1T$ or R	<19,000	7~9 +crew	$1 \times 10^{-8}$
	IV	$\geq 1T$ or R	<19,000	10~19 +crew	$1 \times 10^{-9}$
	Transport Category				
 Rotor craft	I	1R	-	1~5	$1 \times 10^{-6}$
	II	1T	<4,000	1~5	$1 \times 10^{-7}$
	III	1T	4k~7k	6~9	$1 \times 10^{-8}$
	IV	2T	<7,000	$\leq 9$	$1 \times 10^{-9}$
	Transport Category				
R : Reciprocating engine / T : Turbine engine FH : Flight hours					

Table 4. EASA Safety Objectives [2]

Category	Maximum Passenger Seating Configuration	Failure Condition Classifications			
		Minor	Major	Hazardous	Catastrophic
Category Enhanced	-	$\leq 10^{-3}$ FDAL D	$\leq 10^{-5}$ FDAL C	$\leq 10^{-7}$ FDAL B	$\leq 10^{-9}$ FDAL A
Category Basic	7 to 9 passengers	$\leq 10^{-3}$ FDAL D	$\leq 10^{-5}$ FDAL C	$\leq 10^{-7}$ FDAL B	$\leq 10^{-9}$ FDAL A
	2 to 6 passengers (see note A)	$\leq 10^{-3}$ FDAL D	$\leq 10^{-5}$ FDAL C	$\leq 10^{-7}$ FDAL C	$\leq 10^{-8}$ FDAL B
	0 to 1 passenger (see note A)	$\leq 10^{-3}$ FDAL D	$\leq 10^{-5}$ FDAL C	$\leq 10^{-6}$ FDAL C	$\leq 10^{-7}$ FDAL C
[Quantitative safety objectives are expressed per flight hour]					

현재 이런 정도의 신뢰도를 확보하고 있는 비행체는 운송사업용 중대형 항공기들뿐이며, 소형기의 경우 중량, 공간, 다중화 정도, 비용 등으로 인하여 구현에 제한이 많다.

신뢰성 요구도 측면에서 기존 소형항공기 대비 e-VTOL 항공기의 가장 큰 차이점은 기계식이 아닌 전자식 조종계통(FBW)으로 '조종간-센서-비행조종컴퓨터-전기계통-작동기-조종면'의 단일경로 구성만으로는 만족시킬 수가 없어서 최소 3중화 이상의 다중화 설계를 통해서만  $10^{-7}$  이상의 신뢰성 요구조건을 만족시킬 수 있다.

현행 운송사업용의  $10^{-9}$  요건으로 인하여 e-VTOL 항공기들은 당분간 Category enhanced나 Category A로 인증받기에는 어려움이 예상되며, Category basic

의  $10^{-7}$  수준인 일반용 목적으로 개발되거나 운용이 제한되는 제한류(Restricted category)로 인증이 진행될 것으로 예상된다. 이는 운송사업용으로 개발되기까지는 구성품의 신뢰성 향상, 소형, 경량화, 비용 등 기술적 성숙에 시간이 필요하고 당분간 운송사업용 운용에는 한계가 발생할 수 있음을 의미한다.

### 2.2.6 기타사항

초창기 기술기준의 내추락성(Crashworthiness) 요건은 시트와 벨트에 국한되었으나 많은 사고와 연구를 통하여 현재는 시트 주변 구조물까지 각 방향별로 구조물의 극한강도를 규정하고 있으며, 머리충격기준(HIC: Head Injury Criteria)은 자동차 내충돌성 기준에도 사용되고 있다. 현행 내추락성 구조요건은 회전익과 고정익의 요구도가 상이하다(Table 5).

그 이유는 고정익과 회전익의 추락 시 충돌속도와 충격방향이 서로 상이함으로, 비행체의 형태에 따라 차등 적용되는 것이다.

내추락성 구조요건의 목적은 지상충격 시 탑승자의 생존율을 증가시키기 위한 것으로 유인기에서는 반드시 필요한 요건이나, 결국 구조물의 중량증가 요인이 되기 때문에 중량부담이 큰 전기동력 항공기에서는 부담을 더욱 가중시키는 요건이다.

날개가 없는 형태의 e-VTOL 항공기는 회전익 요건에서 일부 수정되어 적용 가능할 것으로 보이나, 날개가 있는 형태의 e-VTOL 항공기의 경우에는 이착륙형태와 비행경로-속도의 조합으로 동등한 안전성이 확보될 수 있도록 고정익과 회전익 요건의 가혹한 조합으로 적용될 수 있을 것으로 보인다.

Table 5. Emergency Landing Conditions [8]

Protection Requirement	23.561, 23.562 (Amd.62) ASTM F3083 Lvl-2	27.561 (Amd.32) 27.562 (Amd.25)
<b>Static Occupant</b>		
Forward	9.0g	16g
Rearward	-	1.5g
Upward	3.0g	4g
Downward	6.0g	20g
Sideward	1.5g	8g
<b>Item of mass</b>		
Forward	18.0g	12.0g
Rearward	-	1.5g
Upward	3.0g	1.5g
Downward	-	12.0g
Sideward	4.5g	6.0g
Retractable Gear Ultm. inertia force	3.0g	-

또한, e-VTOL 항공기는 기존 항공기들과는 달리 동력원인 배터리가 추락 시 자체발화나 폭발의 위험성이 있어서 주변 구조물뿐만 아니라 배터리팩 자체의 내충격 요건이 적용될 것으로 예상된다.

현재 관련하여 논의되고 있는 검증방법은 이착륙 단계의 최대 고도인 50ft 높이에서 자유낙하 시킬 때 위험한 폭발이나 발화가 없음을 입증하는 Drop test 방법이 EUROCAE 등 산학연에서 논의되고 있다.

이 밖에 현행 회전익항공기 기술기준에서는 비행 중 AEI 또는 OEI 발생 시 안전한 오토로테이션 착륙이 불가능한 고도-속도 영역(Dead man's region)을 검증하여 제시하도록 요구하고 있으며, 운용자는 이 영역을 피해서 비행해야 한다. 그러나 회전익 기반 e-VTOL 항공기들 중 Cyclic 조종이 안 되고 오토로테이션이 불가능한 형태들의 경우 제한 고도-속도 영역을 제시하는 데 한계가 있을 수 있다.

어떠한 경우에 있어서도 현행 기준에서 요구하는 동등한 안전성을 담보할 수 없는 형태의 비행체는 인증이 제한될 수밖에 없을 것으로 보이며, 날개가 있는 e-VTOL 비행체들 중에서도 제자리 비행이나 저속구간에서 AEI 발생 시 안전한 착륙이 담보될 수 없는 비행체의 경우에는 저속구간에서의 비행고도와 제자리 비행이 가능한 영역은 극히 제한될 것으로 예상된다.

## III. 결 론

e-VTOL 항공기의 전기동력, 천이비행 시스템은 중량이 무겁고 비행시간이 짧은 특징이 있고 내화성이 취약해서 성능과 안전성을 동시에 확보해야 하는 인종에서는 해결해야 할 기술적 과제가 많이 존재한다.

자동화시스템도 소형기에 다중화 시스템 적용과 적합성 입증에 있어서 어려운 점이 있으나, 동시에 적극적인 비행영역 보호와 같이 기존항공기 대비 안전성을 증진시킬 수 있는 장점이 있으며, 수동조종 시 부주의한 제한하중배수(Limit load factor) 초과와 같은 이벤트를 방지할 수 있어 구조적 제한하중배수를 낮게 적용할 수 있는 장점도 있다.

현재 e-VTOL 기술은 가능성을 보여주는 태동의 단계로 전 세계적으로 다양한 형태의 수많은 기종들이 개발되고 있으나 상용화를 위해서는 안전성 확보와 신뢰성 검증이 가장 중요한 요소이며, 인증과정을 통해 이에 대한 확신을 제시해야 한다.

현행 항공기 기술기준은 이러한 안전성 확보와 신뢰성 검증의 가장 객관적이며 오랫동안 활용되어 온 수단으로 동등한 안전성 확보요구는 지속될 것으로 보인다.

미래에는 개인소유 e-VTOL 항공기를 타고 목적지까지 쉽고 편리하게 이동하거나 저렴한 비용으로 에어택시를 사용할 수 있는 시대가 도래할 수 있을 것

이나, e-VTOL 항공기의 성능향상을 포함한 기술적인 난제 외에도 안전성 확보의 숙제가 남아있어 e-VTOL 항공기의 정규 인증과 상용화에는 예상보다 오랜 시간이 필요할 수도 있을 것이다.

e-VTOL 항공기 인증과 관련하여 현재 세계적으로 많은 기관들과 업체들이 기술개발과 기준개발에 노력하고 있으며, 요구되는 신기술 분야는 우리나라가 진입할 수 있는 분야가 많다.

이에 성능확보뿐만 아니라 체계 안전성 확보를 위한 장기적인 연구개발과 투자도 병행될 필요가 있을 것으로 보인다.

## 후 기

본 연구는 국토교통부 연구개발사업의 연구비 지원(21ACTO-B151661-03)에 의해 수행되었습니다.

## References

- 1) Hwang, C. J., "Status and Challenges of Urban Air Mobility Development," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 16, No. 1, July 2018, pp. 33~41.
- 2) EASA, "Proposed Means of Compliance with the Special Condition VTOL," May 2020.
- 3) Courtin, C. and Hansman, R. J., "Safety Considerations In Emerging Electric Aircraft Architectures (MIT ICAT)," June 2018.
- 4) Enforcement Regulations of the Aviation Act. "Article 119, Aviation fuel and oil," Ministry of Government Legislation, March 2021.
- 5) Chang, C. K., "Factors Affecting Capacity Design of Lithium-Ion Stationary Batteries," MDPI, August 2019.
- 6) Scott, J. and Darcy, E., "Safe Li-Ion batteries," NASA JSC, Public release notice, November 2016.
- 7) AC 23.1309, "System safety analysis and assessment for part 23 airplanes," FAA, November 2011.
- 8) FAR Part 23/27, "Airworthiness standards: Normal Category Airplanes/Rotorcraft," FAA.
- 9) Wikipedia "Energy density & Specific energy," [http://en.wikipedia.org/wiki/Energy\\_density](http://en.wikipedia.org/wiki/Energy_density)
- 10) Choi, J. W. and Hwang, C. J., "Establishing Safety Requirement and FHA(Functional Hazard Assessment) of OPPAV," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, July 2020, pp. 571~572.
- 11) Choi, J. W. and Hwang, C. J., "Status and Approach on Certification Basis of eVTOL for Urban Air Mobility," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2019, pp. 621~622.
- 12) Suk, J. Y., Lee, Y. S., Kim, S. J., Koo, H. J. and Kim, J. S., "System Identification and Stability Evaluation of an Unmanned Aerial Vehicle From Automated Flight Tests," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 17, No. 5, May 2003, pp. 654~667.