

수직이착륙(VTOL) 무인항공기 감항기준 개발에 대한 연구

길기남[†]·유민영·박종성
(주)대한항공 항공기술연구원

A Study on the Development of Airworthiness Standards for VTOL UAS

Ginam Gil[†], Minyoung Yoo, Jongsung Park
Korean Air R&D Center

Abstract

In conjunction with the Fourth Industrial Revolution, the unmanned aerial vehicle industry is being developed to a new paradigm by combining advanced technologies such as AI, Big Data and the IoT. Aeronautical developed countries such as the U.S. are focusing their efforts on the development of the safer unmanned aerial vehicles. The Korea Aerospace Research Institute, as part of the national R&D project in 2011, had succeeded in developing the first vertical takeoff and landing (VTOL) UAS, called Smart-UAV. However, although the development technology of the VTOL UAS is possessed, developing and operating of the VTOL UAS for commercial or military use are limited. The type certification procedure of the VTOL UAS developed by domestic technology is stipulated in the Korean Aviation Safety Act, but the Korean VTOL UAS airworthiness standards (KAS) have not been established. Thus, this study investigated the development trends of the VTOL UAS in Korea and abroad and national certification systems and procedures, and benchmarked the special conditions for the VTOL aircraft, announced by the EASA on July 2, 2019, to establish standards for type certificate of the VTOL UAS in Korea.

초 록

무인항공기 산업은 인공지능, 빅데이터, 사물 인터넷 등의 4차 산업혁명 기술과 융합하여 새로운 패러다임으로 발전하고 있다. 미국과 같은 항공 선진국들은 비행안전성이 보장된 무인항공기 개발에 많은 역량을 집중하고 있다. 대한민국의 경우, 한국항공우주연구원에서 2011년 국가 R&D 사업의 일환으로 국내 최초 수직이착륙 무인항공기인 스마트무인기 개발에 성공하였고, 이를 통해 첨단 IT 기술이 접목된 수직이착륙 무인항공기 개발 기술을 보유하게 되었다. 이러한 국가차원의 노력에도 불구하고 아직까지 국내 수직이착륙 무인항공기의 개발과 시장 운용은 제한적이다. 국내 기술로 개발한 수직이착륙 무인항공기의 형식증명 절차는 국내 항공안전법에 명시되어 있으나 형식증명을 위한 감항기준은 아직 제정되어 있지 않다. 따라서 본 연구에서는 자체 중량 150 kg을 초과하는 수직이착륙 무인항공기의 국내외 개발 동향과 국가별 인증제도 및 절차에 대해 조사하고, 유럽항공안전청에서 2019년 7월 2일 제정 공포한 수직이착륙 항공기용 특별감항요건(special conditions)을 벤치마킹하여 국내 수직이착륙 무인항공기 형식증명을 위한 감항기준을 정립할 수 있는 방안에 대해 연구하였다.

Key Words : Vertical Take off & Landing(수직이착륙), Type Certificate(형식증명), Tilt Rotor UAS(틸트로터 무인항공기), SC-VTOL(수직이착륙 특별감항요건)

Received: Oct. 7, 2019 Revised: Jan. 3, 2020 Accepted: Jan. 7, 2020

[†] Corresponding Author

Tel: +82-10-2012-2187, E-mail: gngil@koreanair.com

© The Society for Aerospace System Engineering

1. 서 론

수직이착륙 무인항공기는 대한민국을 포함하여 유럽, 미국 등 여러 국가에서 그 의미를 상이하게 정의하고 있다. 과거에는 회전익 무인항공기를 수직이착륙 무인항공기로 단순 정의하였으나 최근에는 수직이착륙 기능과 고속비행 기능을 모두 고려하는 추세이다. 유럽 항공안전청(EASA)에서는 수직이착륙 항공기(VTOL), 회전익 항공기(rotorcraft), 헬리콥터(helicopter)에 대해 다르게 정의하고 있다[1]. 이 세가지 유형의 가장 큰 차이점은 수직이착륙 항공기의 경우 추력 및 양력 발생을 위해 양력 및 추력 장치를 사용한다는 것이고, 회전익 항공기, 헬리콥터의 경우 각각 로터(rotor)와 엔진 구동 로터(engine-driven rotor)를 사용한다는 것이다. 수직이착륙 무인항공기 중 Tilt Rotor와 Tilt Prop 방식의 항공기는 로터(rotor) 또는 프로펠러(propeller)를 회전시켜 헬리콥터와 같은 이착륙이 가능하고 전진 비행 시에는 로터 또는 프로펠러를 전진 방향으로 기울여 고정익 항공기와 같은 비행 능력을 갖는다. 회전익 모드에서 고정익 모드로, 고정익 모드에서 회전익 모드로 전환 시 비행안전성을 확보하기 위해서는 천이구간에서의 자세 유지, Spin and Stall 방지와 같은 핵심기술이 확보되어야 한다. 수직이착륙 항공기는 1950년 이후로 미국, 러시아, 유럽에서 많은 연구개발이 이루어 졌지만 기술적 어려움과 비행안전성 확보의 한계 등의 이유로 V-22, F-35, AV-8 등 군사용으로 개발된 항공기를 제외하고 대부분 연구시험 목적으로 개발되었다. 민간용으로 상용화된 수직이착륙 항공기는 현재까지 전무하나 AgustaWestland사에서 AW609 항공기를 개발하고 미국과 유럽 감항당국의 형식증명을 진행하고 있다. 최근 항공기술의 발달과 무인항공기에 대한 폭발적인 수요증가와 4차 산업혁명을 통한 빅데이터 활용과 사물 인터넷 기술 고도화에 힘입어 Air-taxi와 개인 항공기(PAV; personal air vehicle)와 같은 신규 시장이 생겨남에 따라 수직이착륙 유무인 항공기에 다시 관심이 집중되고 있다.

국내에서는 2011년 국가 R&D 사업의 일환으로 국내 최초 수직이착륙 무인항공기인 스마트 무인기 개발에 성공하였고, 이를 통해 첨단 IT 기술이 접목된 수직이착륙 무인항공기 개발 기술을 보유하게 되었다. 이러한 국가차원의 노력에도 불구하고 아직까지 국내 수직이착륙 무인항공기의 개발과 시장 운용은 제한적이다. 수직이착륙 무인항공기는 국내 항공안전법에 따라 무인항공기 분류 범주에 포함하여 감항증명 절차를 적용할 수 있으나 형식증명에 필요한 감항기준이 제정되어 있지 않다.

따라서, 본 논문에서는 미국, 유럽, 한국 등 국가별

민간분야 중심으로 무인항공기 감항기준 현황과 최근 유럽항공안전청(EASA)에서 제정한 수직이착륙 항공기용 특별감항요건인 SC-VTOL-01을 상세 분석하였다. 또한, SC-VTOL-01의 기준 문서인 CS-23 Amendment 5 대비 기준 삭제 및 추가, 변경된 항목에 대해 분석하여 향후 대한민국의 민간용 수직이착륙 무인항공기 개발과 감항기준 정립 시 참고할 수 있도록 하였다.

일반적으로 감항기준 개발은 아래와 같이 2가지 접근 방법으로 이루어진다. 먼저, 항공기 개발 능력을 보유한 국가에서 개발을 통한 계통 별 기술기준을 적용하여 검증하고 이를 감항기준으로 채택하는 방안과 타 국가에서 이미 검증되어 적용하고 있는 기종 및 유형별 감항기준을 그대로 채택하여 자국의 감항기준으로 적용하는 방안이 있다. 본 논문에서는 상기 2개 방안을 고려하여 한국 실정에 부합된 자체중량 150 kg을 초과하는 수직이착륙 무인항공기 감항기준 개발 방안을 제안하고자 한다.

2. 수직이착륙 무인항공기 현황 및 동향

무인항공기 개발 및 운용이 본격화되기 이전인 제2차 세계대전 당시 미국은 고정익 유인항공기가 운용 환경상의 문제로 이착륙이 불가할 경우에도 제공권을 장악할 수 있도록 야지에서 쉽게 이착륙 할 수 있는 수직이착륙 항공기의 필요성을 인지하고 군수산업체에 고정익 항공기를 기반으로 날개(wing)를 회전(tilt)시키는 수직이착륙 항공기 개발을 발주하였다. 수직이착륙 항공기는 기술적 문제로 실용화되지는 못하다가 이후 지속적인 군수산업의 발달로 1950년대 말에 실용화 배치 단계에 이르렀다. 이후 수직이착륙 유인항공기 중심으로 개발이 진행되었고 1990년대 중반부터 수직이착륙 무인항공기가 개발되었다. 현재는 세계 각국에서 다양한 형상의 수직이착륙 무인항공기를 개발하고 있거나 개발 완료하여 실용화 운용 중에 있다. Teal Group 연구 결과에 따르면 향후 수직이착륙 무인항공기를 포함한 세계 무인기 시장은 2019년 120억 \$ 규모에서 2026년에는 220억\$까지 84% 이상 성장할 것으로 예측하고 있다[2].

2.1 수직이착륙 무인항공기 현황

세계 무인항공기는 고정익 형상 위주로 개발이 이루어졌으나 최근에는 회전익 또는 고정익과 회전익 특성을 모두 갖는 수직이착륙 무인항공기에 대한 개발이 활발히 진행되고 있다. 이러한 무인항공기 개발 패러다임의 변화는 수요자의 요구가 변화하고 있다는 것을 의미하며 이에 맞춰 개발 기술의 고도화가 필요하다는

것이다. 즉, 헬리콥터와 같이 언제 어디서나 쉽게 이착륙이 가능하면서 고정익과 같은 수평비행 능력이 요구되고 있다. 다음은 150 kg을 초과하는 수직이착륙이 가능한 무인항공기 개발 현황이다.

2.1.1 Bell Eagle Eye(미국, 군용)

Bell Eagle Eye는 미 해군의 VT-UAV 프로그램에 따라 개발된 틸트로터 무인항공기로 1993년에 개발에 착수하여 1998년 3월에 초도비행을 하였다. 첫 시제기는 사고로 손실되었고 두 번째 시제기로 고정익 모드↔회전익 모드 간 천이비행에 성공하였다.

2004년 프랑스 Sagem사와 독일 Rheinmetal Defense Electronic사가 Eagle Eye 과생형 판매를 위해 국제협력을 추진하였으나 현재는 개발이 중단된 상태이다. Allison 250-C20 터보샤프트 엔진을 장착하였으며, 길이 4.6 m, 로터 길이 3.1 m, 유효 탑재 중량은 91 kg로 최대속도는 360 km/h이며 비행시간은 약 6 시간이다. Figure 1은 Eagle Eye TR911X 형상을 나타내고 있다.



Fig. 1 Eagle Eye

2.1.2 Fire Scout MQ-8C(미국, 군용)

미국 Northrop Grumman 사는 2000년부터 수직이착륙 무인항공기 개발에 착수하였으며 MQ-8A 모델을 시작으로 성능 개량 및 개발 과정을 거쳐 현재는 Bell 407을 기반으로 MQ-8C까지 개발을 완료하였다. 전장관리(battle management), 표적 식별 및 획득 임무 등 다양한 임무가 가능하여 미 해군에서 상륙 수송함에 탑재하여 운용하고 있다. MQ-8C의 형상은 Fig. 2와 같으며 최대이륙중량 1,430 kg, 최고속도 213 km/h, 체공 시간 8시간의 능력을 가지고 있다.



Fig. 2 Fire Scout MQ-8C

2.1.3 Schiebel Camcopter S-100 (오스트리아,

민간 및 군용)

S-100은 현재 민간용, 군사용으로 많이 활용되고 있는 무인항공기이며, 최대이륙중량 200 kg, 최고속도 176 km/h, 체공시간 6시간 능력을 구비하고 있다. 형상은 Fig. 3과 같으며 미 육군 및 독일, 이집트, 한국 해군 함상용으로 운용되고 있고 최근에는 민간분야에서 다양한 임무에 투입하고 있다.



Fig. 3 Schiebel Camcopter S-100

2.1.4 V-750(중국, 민간 및 군용)

V-750은 미국 Brantly사의 B-2B 헬리콥터를 기반으로 개발되었고 중국의 텐샹 항공공업유한회사에서 생산하고 있다. 2011년 5월 비행시험에 성공하였다. 비행속도는 160 km/h, 최대이륙중량 750 kg이며 체공시간 4시간으로 현재 민수 및 군수분야에서 수색, 구조, 감시정찰 임무에 활용하고 있으며 향후 해상 운용을 위해 함상 이착륙 기능 구비를 추진 중이다. Figure 4는 V-750의 비행 장면이다.



Fig. 4 V-750

2.1.5 Guardian CL-327(캐나다, 군용)

CL-327은 캐나다에서 개발한 무인항공기로 기존의 무인항공기와 차별화된 형상을 갖고 있다. CL-327은 Fig. 5와 같이 블레이드 수량은 3개로 구성되어 있으며 2개의 동축 반전용 로터를 사용한다. Sea State 5 조건에서 함상 이착륙 시험에 성공하여 함

상운용 성능을 입증하였다. 최고속도 160 km/h, 최대이륙중량 350 kg, 체공시간 6시간 30분으로 해상 임무에 주로 활용하고 있다.



Fig. 5 Guardian CL-327

2.1.6 Smart UAV(한국, 민간용)

Smart UAV는 한국항공우주연구원(KARI)에서 2002년 지식경제 분야 신 기술개발사업으로 연구개발에 착수하여 약 10년간의 개발 기간을 거쳐 세계 2번째로 개발한 회전익 및 고정익 무인항공기 특성을 갖는 틸트로터 무인항공기이다. Smart UAV 개발을 통해 틸트로터 무인기용 비행제어 및 이착륙 안정성 등의 핵심 기술을 확보하였다[4]. 최대이륙중량은 약 1톤이며 길이 5 m, 550 마력의 터보 샤프트엔진을 장착하고 최고속도 500 km/h, 체공 시간은 약 5시간이다. Smart UAV의 형상은 Fig. 6과 같다.



Fig. 6 Smart UAV

2.1.7 KUS-VH(한국, 군용)

현재 육군에서 운용중인 500MD 항공기를 (주)대한항공이 2015년부터 회전익 무인항공기로 개조하였고 형상은 Fig. 7과 같다. 비행제어, 데이터링크 등 핵심 기술을 개발하여 2019년 7월 비행시험에 성공하였으며 군 감항당국으로부터 특별감항인증을 획득하였다. 특

히 유인기를 무인화 하는데 필요한 핵심기술 개발에 성공함으로써 국내 무인화 기술 확보에 기여하였다. 향후, 다양한 유형의 유인항공기를 무인항공기로 개조할 수 있는 기술을 확보하고 비행안전성을 검증한 것에 대해 큰 의미가 있다.



Fig. 7 KUS-VH

2.2 수직이착륙 무인항공기 개발 동향

국내의 주요 무인항공기 개발 동향 분석결과, 과거에는 무인항공기의 비행안전성 확보를 위해 제어, 공력 특성, 구조 계통에 중점을 두고 주로 소형 무인항공기 중심으로 개발되었으나 최근에는 항공기술 발달로 개발 형상이 다변화되어 가고 있다. 수직이착륙 무인항공기의 주요 개발 동향을 정리하면 아래와 같다.

첫째, 기체의 중형화 및 최대이륙중량의 증가이다. 이는 다양한 임무장비를 탑재하고 장시간 비행하기 위한 것으로 이를 위해 기체 크기가 중형화되고 최대이륙중량 또한 증가되는 추세이다. 이는 민수용과 군용 모두 공통적인 경향으로 중량이 가벼운 무인비행장치로는 사용자의 요구사항 충족이 제한되므로 향후에는 중량 150 kg 초과하는 무인항공기가 시장을 지배할 것임을 시사하고 있다.

둘째, 효율적인 임무를 위해 무인항공기의 비행속도가 개발의 핵심 요소로 고려되고 있다. 무인항공기의 임무 중 긴급 구호, 산업재해, 감시정찰 등을 수행하기 위해서는 짧은 시간에 임무 장소로 이동하고 임무 수행 후 복귀할 수 있는 고속 비행능력이 필수적이다. 수직이착륙 무인항공기 중 고정익과 회전익 특성을 모두 갖는 Tilt 방식의 수직이착륙 항공기가 Air-Taxi와 PAV(personal air vehicle) 등의 형태로 많은 연구개발이 진행되고 있다.

셋째, 다양하고 복잡한 무인항공기 임무 능력 구비이다. 과거에는 공중 촬영, 감시 활동과 같은 단순 임무에 국한되었다면 현재는 기존 유인항공기가 담당하던 정찰, 인원 및 물자수송, 통신, 구조 등의 다양한 임무를 무인항공기가 수행하는 것으로 변화하고 있다.

3. 수직이착륙 무인항공기 국내 형식증명 제도 및 절차

3.1 형식증명 제도 현황

항공안전법에서는 무인기를 비행특성과 관계없이 항공기 중량 150 kg을 기준으로 무인동력비행장치와 무인항공기로 분류하고 있다. 본 논문은 항공기 중량이 150 kg을 초과하는 수직이착륙 무인항공기를 대상으로 하며, 무인항공기는 항공안전법에 따라 Table 1과 같이 무인항공기로 분류되고 특별감항증명 대상이다.

Table 1 UAS Airworthiness Classification

Item	Unmanned powered flying machine (empty weight ≤ 150 kg)			Unmanned Aerial System (empty weight > 150 kg)
	Airplane	Helicopter	Multicopter	
Reporting	Required * Except empty weight ≤ 150 kg			Required
Approval of Flight	Required * Except MTOW* ≤ 25 kg * Airfields, take-off and landing areas with a radius of 3 km and an altitude of 500 ft or less are excluded			Required * No flight approval by weight, all unmanned aerial system subject to flight approval
Certification of Safety	Required * Except MTOW ≤ 25 kg			Required * Special certification of airworthiness

* MTOW : Maximum Take-off Weight, 최대이륙중량

3.2 형식증명 절차

현재 국토교통부에서는 무인항공기 형식증명을 위한 감항기준 제정을 연구 중에 있다. 수직이착륙 무인항공기의 형식증명은 유인항공기와 동일하게 적용된다. 무인항공기의 형식증명은 해당 항공기 등이 감항기준에 적합하지를 검사한 후 적합하다고 인정하는 경우에 발급하며 형식증명을 받기 위해 형식증명신청부터 형식증명서 발급까지의 절차는 Fig. 8과 같다.

연구시험 등의 목적이거나 정해진 비행영역에서의 임시 비행 승인을 받기 위한 목적인 경우 형식증명과 달리 개발된 무인항공기의 형상, 제원 및 기술 항목, 비행안전 대책 등에 대한 국토교통부의 검사 등을 거쳐 특별감항증명을 발급받아 비행 운용이 가능하다.

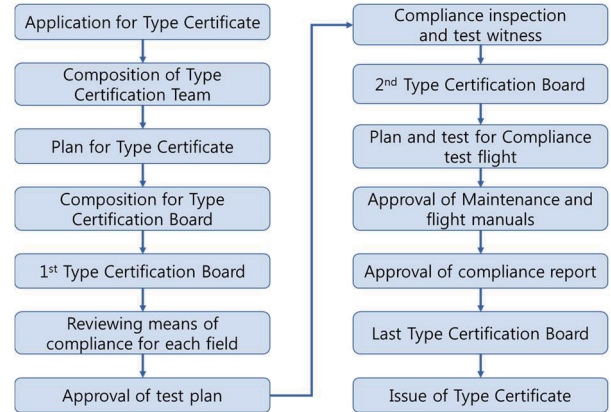


Fig. 8 Flow diagram of UAS Type certification

3.3 감항증명 사례

지난 2017년 7월 30일 항공안전법 개정 이후, 국내에서 개발된 무인항공기의 경우 연구 및 시험 목적으로 특별감항증명을 받은 사례는 있으나 아직까지 형식증명을 받은 사례는 없다. 수직이착륙 무인항공기 역시 항공안전법에 따라 감항증명 대상이나 항공 선진국 대비 개발경험 부족과 민수 시장 수요 부재 및 국내 감항기준 미제정 등 관련 인프라가 구축되지 않아 항공기 체계개발과 형식증명이 제한되고 있다. 2011년 한국항공우주연구원이 개발한 Smart UAV 수직이착륙 무인항공기와 Smart UAV의 파생형 수직이착륙 무인항공기의 경우 당시의 항공법에 따라 연구시험 목적으로 비행시험을 위한 “특별감항증명”을 획득하였다. Table 2는 Smart UAV 및 그 파생형 무인항공기의 감항증명 사례들이다.

Table 2 VTOL UAS Special Airworthiness

Model	Development agency	Weight	Development period	Certification of safety
TR-100 (Smart UAV)	KARI	1,000 kg	'02 ~'12	Special certification of airworthiness for analysis and test
TR-40	KARI	100 kg	'02 ~'12	Unissued (Safety checked by KARI)
TR-60	KARI	210 kg	'11 ~'15	Unissued (Safety checked by KARI)
TR-6X	KARI/KAL	240 kg	'11 ~'13	Approval of flight

군용 무인항공기의 경우 2014년 육군의 사단정찰용 UAV를 (주)대한항공이 개발에 성공하여 국내 최초로 군용 무인항공기 형식인증을 획득하였다. 이후 육군에서 운용중인 500MD 유인기를 무인화로 개조개발하고 비행안전성 입증에 성공하여 2019년 7월 방위사업청으로부터 연구시험 목적의 특별감항인증서를 발급받았다.

4. 수직이착륙 무인항공기 감항기준

4.1 국가별 무인항공기 감항기준

4.1.1 미국

미 연방항공청(FAA)은 무인항공기 개발 및 안전성 검증을 위한 감항기준 제정의 필요성을 인식하고 있으나 현재까지 제정된 민간용 감항기준은 없다. 2017년 7월 무인항공기 소음 관련 기준을 제정하여 공포하였다. 미 국방부는 육·해·공군 별로 감항인증 전문기관을 두어 군용 무인항공기의 감항인증을 수행하고 있으며 2002년 10월 미 국방부는 MIL-HDBK-516A를 제정하여 군용 항공기 감항기준으로 적용하고 있다. 최근 이산화 되고 있는 군용 항공기 소프트웨어 분야의 감항기준을 2018년 4월에 추가하여 MIL-HDBK-516C로 개정하였다. Table 3은 미 국방성에서 제정한 MIL-HDBK-516C의 기본 내용을 요약 정리한 것이다.

Table 3 Contents of MIL-HDBK-516C

No.	Item	No.	Item
1	System Engineering	10	Electromagnetic Environmental Effects
2	Structure	11	System Safety
3	Flight Technology	12	Computer Resources
4	Propulsion and Propulsion Installations	13	Maintenance
5	Air Vehicle Subsystems	14	Armament/Stores Integration
6	Crew Systems	15	Passenger Safety
7	Diagnostics Systems	16	Materials
8	Avionics	17	Other Considerations
9	Electrical System		

4.1.2 유럽

유럽항공안전청은 민간 수직이착륙 무인항공기 감항증명을 위해 2019년 7월 2일 특별감항요건(special condition)을 제정 공포하였다[5]. 군용 무인항공기의 경우 북대서양조약기구(NATO)에서 표준 감항기준을

회전익, 고정익 및 중량 별로 각각 구분한 STANAG (standardization agreement)를 제정하여 적용 중이며, 소형 수직이착륙 무인항공기용 감항인증기준 제정을 위해 연구 중에 있다. Table 4는 유럽의 민간 및 군용 무인항공기 분야 감항기준을 나타내고 있다[6].

Table 4 EASA Airworthiness Standards

Item	Standards	Type	MTOW	Issued
Civil	SC-VTOL	VTOL	≤ 3,175 kg	2019
Military	STANAG-4671	Fixed wing	150~20,000 kg	2017
	STANAG-4703	Fixed wing	< 150 kg	2014
	STANAG-4702	Rotary wing	150~3,175 kg	2016
	STANAG-4746	VTOL	< 150 kg	To be issued

4.1.3 한국

대한민국은 아직까지 민간용 무인항공기 형식증명을 위한 감항기준은 제정되어 있지 않다. 군의 경우, 방위사업청에서 NATO에서 제정한 감항기준인 STANAG를 근간으로 무인항공기를 회전익, 고정익 및 중량 별로 구분하여 군용 표준감항인증기준을 고시하고 있다. Table 5는 군용으로 적용하고 있는 무인항공기 표준감항인증기준을 정리한 것이다.

Table 5 Military UAS Airworthiness Standards

Airworthiness Standards		Application	Type	Original Documents
Standard Airworthiness Certification Criteria	Part 1	All military aircrafts	All	MIL-HDBK-516C
	Part 2	Fixed wing / (150 kg < MTOW < 20,000 kg)	UAS	STANAG-4671
	Part 3	Fixed wing / (MTOW < 150 kg)	UAS	STANAG-4703

4.2 수직이착륙 항공기용 감항기준

4.2.1 SC-VTOL 제정 배경 및 목적

유럽 내 수직이착륙 항공기 개발 수요 증가와 이에 따른 감항기준 수립의 필요성에 따라 유럽항공안전청(EASA)은 2018년 10월에 소형 수직이착륙 항공기용 특별감항요건 초안을 각 국가에 제안하여 국가별 의견을 접수하였고 Working Group을 구성하여 특별감항

요건과 국가별 의견을 면밀히 검토하였다. 약 1년여의 검토기간을 거쳐 2019년 7월 2일 특별감항요건 형태의 Special Condition을 제정 및 공포하여 유럽 내 각국에서 이를 적용하도록 하였다. 아직까지 특별감항요건 별 적합성 검증 방법은 정의되지 않았으나 유럽항공안전청(EASA)는 향후 기준 별 적합성 검증방법을 구체화하고 수직이착륙 항공기 인증 사례를 통해 완전한 Certification Specification 형태의 감항기준으로 발전시킬 계획을 가지고 있다.

민간용 유인 수직이착륙 항공기 대상 특별감항요건인 SC-VTOL은 기존 유인 고정익 항공기 감항기준인 CS-23 Amendment 5를 기반으로 유인 수직이착륙 항공기용으로 개발되었다. SC-VTOL은 수직이착륙 무인 항공기 중 데이터링크와 지상체를 제외한 모든 분야에 공통으로 적용 가능하다.

Table 6은 SC-VTOL의 기준문서인 CS-23과 SC-VTOL을 비교한 것이다.

Table 6 CS-23 & Special Condition VTOL

Item	CS-23 Amendment 5	SC-VTOL
Issued	2017. 8. 15	2019. 7. 2
Passengers	19	9
MTOW	≤ 19,000 lbs	≤ 7,000 lbs
Criteria	203	172
Sub Part	A-GENERAL B-FLIGHT C-STRUCTURES D-DESIGN AND CONSTRUCTION E-POWERPLANT F-SYSTEMS AND EQUIPMENT G-FLIGHT CREW INTERFACE AND OTHER INFORMATION	A-GENERAL B-FLIGHT C-STRUCTURES D-DESIGN AND CONSTRUCTION E-THRUST/LIFT F-SYSTEMS AND EQUIPMENT G-FLIGHT CREW INTERFACE AND OTHER INFORMATION

4.2.2 SC-VTOL 계통 별 특별감항요건 분석

CS-23 감항기준 대비 수직이착륙 항공기용 특별감항요건은 비행제어, 동력전달체계 관련 일부 기준이 추가 및 변경되었으며, 탑승인원 9인 이하의 소형 수직이착륙 항공기 특성에 맞게 여압장치는 미적용하였다. 국내 VTOL 항공기 형식증명을 위한 감항기준 정립을 위해 각 계통별로 기존 CS-23 대비 특별감항요건의 추가, 삭제 및 수정 내용은 다음과 같다.

4.2.2.1 Subpart A. General

일반사항에서는 VTOL 항공기에 대한 정의 및 여압

미적용, 최대운용속도 250 knots이하, 최대이륙중량 3,175 kg 이하의 수직이착륙 항공기에 대한 특별감항요건을 기술하였다. 특히, 용어 정의 부분에서는 지금까지 유럽항공안전청(EASA)의 CS 기준에 명시되지 않았던 “Vertiport” 개념을 추가하여 수직이착륙 항공기의 지상, 수상에서의 이착륙 기준을 정의하였다.

4.2.2.2 Subpart B. Flight

수직이착륙 항공기는 로터(rotor), 프로펠러 또는 날개 등의 천이(tilting) 단계에서 조종 안정성이 취약하며 이로 인해 천이구간에서 조종안정성을 상실할 수 있다. SC-VTOL에서는 수직이착륙 항공기 특성에 따라 운용모드별 조종 안정성유지를 위해 Trim 제어 단계에서 불연속적인 반응이 발생하지 않도록 하는 기준 등이 추가되었다. 무인항공기의 경우도 비행제어 분야는 지상체 및 데이터링크 분야를 제외한 비행제어, 구동시스템 등은 유인기나 무인기가 동일하게 적용할 수 있을 것으로 분석된다. 비행제어 관련 CS-23 감항기준 중 특별감항요건으로 채택되지 않은 기준은 다음과 같다.

- Performance data: 해수면에서의 표준대기 조건 및 비행영역내의 주변 대기 조건
- Take-off performance: 이륙 속도 결정 시 최소 제어 속도 및 Level 1, 2, 3 항공기 멀티 엔진 장착 시 활주로 위 상승 거리
- Climb requirements: 조종사 업무 load 없이 3% 상승각에 대한 landing gear, flap 작동 조건
- Control force: Trim 작동 요건
- Ground & water handling characteristics: 지상활주, 이착륙 단계에서 중축 조종 안정성 능력 구비
- Vibration: VMO/MMO에서 항공기 진동방지 및 구조손상, 제어상실을 초래하지 않는 회복특성 보유

비행제어 관련 CS-23 감항기준 대비 수정되었거나 추가된 특별감항요건은 다음과 같다.

- Performance data: 수직이착륙을 위한 해수면으로 부터의 최대 인증 고도(수정)
- Climb information: 지면에서부터 ceiling은 운용 비행영역내에서 결정(추가)
- Controllability:
 - 비행제어 또는 추진계통 결함 시 제한적 비행영역 내 제어 및 기동성 유지(추가)
 - 천이 비행 단계에서 비행 운용 제한을 초과하는 위험성 없이 유연하게 변환 가능(추가)
- Vibration: 항공기 각 계통은 비행영역 내 과도한 진동 발생 방지(수정)

4.2.2.3 Subpart C. Structures

구조계통은 진동에 의한 구조손상 방지 및 기내 여압 시스템 미적용, 단일고장(single failure)에 의한 치명 수준의 항공기 영향 방지 및 화재발생 시에도 비상착륙이 가능하도록 규정하고 있다. 구조 관련 CS-23 감항기준 대비 채택되지 않았거나, 수정 또는 추가된 특별감항요건은 다음과 같다.

- Component Loading Conditions: Cabin 압력에 대한 부하 고려 계수 및 릴리프 밸브 설치(미채택)
- Flight load Conditions: Vibration & Buffeting은 비행영역 한계까지 구조 손상이 발생하지 않음(추가)
- Structural Durability: 운영 중 안전과 관련된 중요한 모니터링 시스템 구비(추가)
- Design Principles: 단일 결함이 항공기 치명 영향 유발 방지 Vibration(추가)
- Emergency Conditions: 제어, 배선, 장비 결함, 손상 발생 시 비상 착륙 기능 구비, 화재 시 지속 안전 비행 및 비상착륙 가능하도록 설계(추가)

4.2.2.4 Subpart D. Design and Construction

항공기 설계 및 제작분야에서는 착륙장치와 관련하여 이착륙을 포함하여 지상주기시에도 운동에너지를 흡수하여 완충하는 기능을 구비하도록 기준을 제정하였다. 그 외에도 비상 부유(floatation) 장치 및 착수(ditching) 관련 인증 관련 세부기준을 추가하였다. 승객 보호를 위해 곡예비행 기준을 삭제하였으며 화재 및 낙뢰와 같은 높은 에너지 관련하여 비상착륙 시 화재에 대한 위험이 최소화될 수 있도록 관련 기준을 추가하여 수직이착륙 기능을 보완하였다. 설계 및 제작 관련 CS-23 감항기준 대비 추가된 특별감항요건은 다음과 같다.

- Landing Gear System: 이륙, 지상주기시 충분한 운동에너지를 흡수하는 신뢰성 있는 수단
- Flotation: 착수, 해수의 기체 유입 시 항공기 부유마진 기준, 긴급 수상 착륙에 필요한 장비 등의 장착 기준
- Occupant System Design Protection: Ditching 인증 요구될 경우 어떤 부유 자세에서도 탈출하는 수단 구비
- Fire Protection: 비상착륙 때 항공기 발화 위험을 최소화하도록 설계

4.2.2.5 Subpart E. Thrust & Lift System Installation

SC-VTOL에서는 유인 및 무인 항공기의 추진시스템

(powerplant system)을 Thrust & Lift로 변경하여 사용한다. 이는 수직이착륙 항공기의 특성상 이륙에 소요되는 양력(lift)와 전진 비행에 소요되는 추력(thrust)을 세부적으로 구분하여 인증기준을 제정한 것으로 보인다. CS-23 기준 대비 주요 변경 내용은 엔진 중앙제어 기능과 엔진 장착 시 유해성 평가 기준이 삭제되었고 양력 및 추력시스템 장착 시 신뢰성 고려 기준과 치명적인 엔진 손상 관련 기준 등이 삭제되었다. 추진 분야에서는 기존 CS-23 대비 일부 기준이 삭제되거나 완화되었다.

이는 유럽항공안전청(EASA)이 승객 9인승 이하, 중량 3,175 kg이하인 소형 수직이착륙 항공기임을 고려한 것으로 보인다. 양력 및 추력시스템 관련 CS-23 감항기준 대비 미채택되거나 변경된 특별감항요건은 다음과 같다.

- Lift/Thrust System Control Systems: 단일고장발생 시 안전 비행/착륙 미 방해, 승무원의 부주의한 조작 방지 기능 구비, 승무원에게 작동상태 확인을 제공하는 수단 등(미채택)
- Lift/Thrust System Installation Hazard Assessment: 엔진 장착 시 유해성 평가 기준(미채택)
- Lift/Thrust System Installation Ice Protection: 엔진 작동에 영향을 주는 얼음, 눈 축적 방지(미채택)
- Lift/Thrust System Installation Support System: 엔진 장착 시 시스템의 신뢰성 고려 및 장착 위치는 작동 조건을 고려, 엔진 장착 시스템 결함이 치명적 엔진 추력 손실을 완화(미채택)
- Lift/Thrust Installation Support System: 기준 모두 삭제. 단, FOD 방지 및 엔진 상태 인지 기준은 현행 유지(미채택)
- Lift/Thrust System Installation, Energy Storage and Distribution Systems: 예비기까지 충분한 추력 유지 기능 구비(수정)

4.2.2.6 Subpart F. Systems and Equipment

시스템과 장비 관련하여 Single Fail에 의해 치명 결함을 유발하지 않도록 하고 위험을 유발하는 시스템 및 장비 상태를 모니터링하도록 관련 기준을 추가하였다. 특히, 비행 중 비행정보를 원격으로 전송하는 시스템을 기준에 추가함으로써 SC-VTOL을 조종사가 탑승하지 않은 Air-Taxi, PAV, 또는 수직이착륙 무인항공기까지 적용할 수 있도록 하였다. 반면에 삭제된 기준은 다중 엔진 장착 항공기의 엔진 구동 관련 부품을 각 엔진에 분산 배치하는 기준과 안전비행 및 착륙을 위해 엔진 구성품들의 단품 단위 결함이나 이상 작동

을 방지하는 기준, 주 전원 결함 시 장비나 시스템이 항공기가 안전하게 비행과 착륙이 가능하도록 충분한 기능을 갖도록 하는 기준이 있다. 시스템 및 장비 관련 CS-23 감항기준 대비 미채택되거나 추가된 특별감항요건은 다음과 같다

- General Requirements on Equipment Installation: 다중 엔진 항공기의 필수 엔진 구동 부품을 각 엔진에 분산 배치(미채택)
- Equipment, Systems, and Installations: 위험 또는 치명유발 가능 장비 등 상태를 모니터링하는 기능 구비(미채택)
- System Power Generation, Storage, and Distribution: 지속적인 안전비행 및 착륙을 위해 단일 결함 및 이상 작동 발생 방지, 주 전원 결함 시 안전비행 및 착륙에 필요한 충분한 Source 구비(미채택)
- Equipment, Systems, and Installations: 단일 결함이 치명적 결과를 초래하지 않음(추가)
- Installation of Recorder: 녹음/녹화 장비는 승인된 형식 적용, 녹음/녹화 자료는 원격으로 전송하고 기록(추가)

4.2.2.7 Subpart G. Flight Crew Interface and Other Information

비행 승무원에게 각종 비행정보 제공 관련, 계기 및 항법 정보관련 기준은 기존 CS-23과 대부분 동일하나 허용된 비행 영역에서 각종 제한사항 초과 금지에 대한 정보를 비행 승무원에게 제공해야 한다는 기준이 추가되었다. 이는 비행 승무원에게 관련 정보를 제공함으로써 수직이착륙 항공기의 이착륙과 천이비행 시 복잡한 비행체제로 인한 업무 부하를 감소시켜 주기 위한 것으로 분석된다.

5. 수직이착륙 무인항공기 감항기준 개발 방안

제2장에서 제4장까지 국내외 수직이착륙 무인항공기의 개발사례, 감항기준 현황과 유럽항공안전청(EASA)의 SC-VTOL에 대해 분석하고 이를 토대로 항공안전법에 따라 수직이착륙 무인항공기 형식증명을 위한 감항기준 개발 방안을 아래와 같이 정리하였다.

5.1 감항기준 개발 시 고려 요소

수직이착륙 무인항공기는 고정익과 회전익의 특성을 모두 가지고 있으며 고정익에서 회전익으로, 회전익에서 고정익 형상으로의 천이(Tilt)구간 특성도 가지고 있다. 현재 국내 고정익과 회전익 무인항공기

개발 및 인증기술은 일정수준 이상 도달하였으며 이를 수직이착륙 무인항공기에 적용할 경우 고정익과 회전익 모드에서의 비행안전성은 현 시점에서도 확보 가능한 반면 천이를 위해 필요한 기계적 및 전기적 구성품들과 그 기능/성능 등에 대한 비행안전성 확보는 보다 많은 연구가 필요한 수준이다.

Tilt 방식이 아닌 고정익과 헬리콥터 형식의 무인항공기이기는 하나 사단정찰용 UAV 개발과 500MD 무인화 헬기 개발을 통해 비행제어(Flight Control System) 및 동력전달계통이 수직이착륙 무인항공기에서도 핵심 기술과 구성품임을 확인할 수 있었다. 이는 수직이착륙 무인항공기의 비행제어시스템이 이착륙 과정과 전진비행을 분리하여 수행해야 하기 때문이다. 동력전달계통의 경우 유럽항공안전청(EASA)에서 제정한 SC-VTOL에 관련 특별감항요건이 포함되어 있지 않다. 하지만 수직이착륙 무인항공기의 핵심 특성이 회전익 모드에서 고정익 모드로의 천이하는 것임을 고려하면 동력전달계통 관련 감항기준이 수립되고 설계, 분석, 시범, 지상 및 비행시험 등의 결과를 토대로 충분히 검증되어야 한다.

5.2 감항기준 개발 방안

5.2.1 기존 감항기준과 연계 개발

앞서 분석한 CS-23 Amendment 5와 SC-VTOL의 특별감항요건 내용을 분석한 결과, 유럽항공안전청의 수직이착륙 항공기용 특별감항요건인 SC-VTOL을 적용하여 국내 수직이착륙 무인항공기용 감항기준을 정립할 수 있을 것으로 분석된다.

SC-VTOL 특별감항요건 대부분이 기존 CS-23과 유사하며 수직이착륙에 핵심 계통인 동력전달 계통 Tilt 시스템, 비행제어 시스템 관련 특별감항요건이 포함하고 있다. 다만 무인항공기 분야에 포함되는 데이터링크, 지상체는 SC-VTOL에 포함되어 있지 않으므로 이에 대한 기준은 현재 NATO에서 군사용 무인항공기 감항기준으로 적용하고 있는 STANAG-4671, 4702, 4703 등과 미국 국방부에서 제정한 고정익/회전익 유무인항공기 감항인증기준인 MII-HDBK-516C의 내용을 Tailoring하여 반영할 수 있다.

SC-VTOL과 NATO STANAG 뿐 아니라 미 국방부 감항기준을 기반으로 국내 감항기준을 제정할 경우 앞서 언급한 수직이착륙 무인항공기 감항인증 개발 고려 요소 중 Tilt, Flight Control System 등 핵심기술 인증에 대한 내용을 모두 포함하여 국내 감항기준으로 제정이 가능할 것이다.

5.2.2 VTOL UAS 개발 및 인증 경험 기술 활용

국내 연구개발을 통해 수직이착륙 무인항공기와 고정

익 무인항공기를 개발하는 기술과 회전익 유인항공기를 무인화 개조하는 기술과 경험을 보유하게 되었다. 한국항공우주연구원에서 개발한 Smart UAV는 국내 최초로 수직이착륙 무인항공기 중에서 Tilt Rotor 형식의 무인항공기로 지상 및 함상 이착륙 시험을 성공적으로 완료하였다. 이를 통해 핵심기술인 비행제어와 동력전달계통 등에 대한 기술을 확보하였고 확보된 기술과 경험은 감항기준을 수립하고 비행안전성을 입증하는데 활용 가능하다.

국내 연구개발을 통해 확보한 기술과 시험 및 인증경험을 바탕으로 한국형 수직이착륙 무인항공기 감항기준 수립이 가능하다. 국내 체계개발 및 연구시험 과정에서 경험한 구성품 및 체계 단위의 시험, 인증 기술을 활용하고 국내 기관 및 업체가 협업하여 관련 감항기준을 수립한다면 수직이착륙 무인항공기 관련 기술 개발을 더욱 가속화시키는 것은 물론 비행안전성 입증 가능성이 높을 것이다. Figure 9는 한국형 수직이착륙 무인항공기 감항기준(KAS) 수립을 위한 개발 개념을 도시화한 것이다.

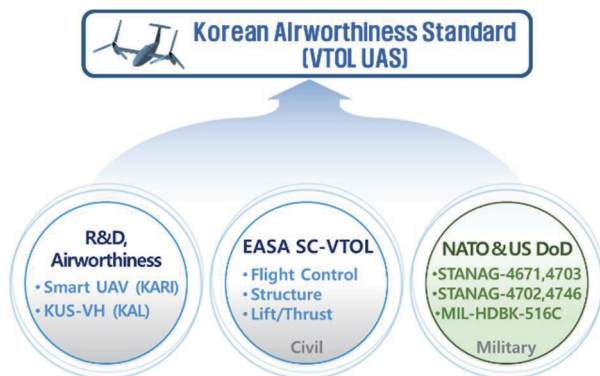


Fig. 9 VTOL UAS Airworthiness Development

6. 결 론

미래의 항공산업은 유인기에서 무인기로 패러다임 변화가 진행되고 있다. 대한민국 또한 지난 2017년 정부부처 합동으로 『2017-2026 드론산업 발전 기본계획(안)』을 수립하였으며 국토교통부는 『제3차 항공정책 기본계획』을 2019년 12월 31일에 발표하고 향후 5년간 “미래 항공 글로벌 선도국가”를 목표로 국가차원의 집중 투자가 이루어질 전망이다. 정부는 공공 수요, 산업현장 등 사회 전반에 걸쳐 무인기 시장을 활성화하고 중점 육성하기 위해 관련 인프라 구축, 기술력 확보 및 안전한 운영 환경 구축 등에 많은 투자를 진행하고 있으며 더욱 확대할 것으로 전망된다. 무인항공기의 급격한 수요증가에 따라 무인항공기의 비행

안전성을 위한 기술적 중요성 또한 더욱 더 증가되고 있다. 현재 고정익 및 회전익 무인항공기 관련 군 감항기준은 미국과 유럽에서 제정한 감항기준을 한국화하여 적용하고 있으나, 아직까지 민간 무인항공기용 감항기준은 수립되어 있지 않다. 미래 국가 전략산업 육성과 연계하여 민간 무인항공기에 대한 감항기준 수립이 시급히 필요한 실정이다. 특히, 대한민국과 같이 국토면적이 작은 나라에서는 활주로 없이 이착륙이 가능하고 빠른 속도로 전진 비행을 할 수 있는 수직이착륙 무인항공기가 공공 및 산업현장에서 효용성이 높음을 감안하면 수직이착륙 무인항공기용 감항기준 제정 또한 시급한 실정이다.

수직이착륙 무인항공기의 감항기준 개발 방안 수립을 위해 2019년 7월 2일에 유럽항공안전청에서 제정한 SC-VTOL 특별감항요건을 계통별로 분석하였고 그 결과 대부분의 특별감항요건이 한국형 수직이착륙 무인항공기에도 적용 가능한 것으로 분석되었다. 한국형 수직이착륙 무인항공기 감항기준은 현재까지 국내에서 수행된 Tilt Rotor 무인항공기, 고정익과 회전익 무인항공기 개발을 통해 확보한 기술력과 인증 경험을 바탕으로 계통 별 감항기준을 수립하고 유럽항공안전청의 SC-VTOL 특별감항요건과 연계하여 제정하는 방안을 제안한다.

무인항공기 개발 기술과 더불어 비행안전성을 입증하고 검증할 수 있는 능력이 미래의 항공산업을 선도할 수 있는 핵심 역량임을 인지하고 정부, 산업, 학계에서 협력하여 한국형 수직이착륙 무인항공기용 감항기준 제정을 건의한다.

References

- [1] L. Pinsard, “VTOL Special Condition,” *Rotorcraft Structures Workshop 2019*, Feb 2019.
- [2] , World UAS Annual Production Value Forecast, 2017 Ed., Teal group corporation, Fairfax, 2017
- [3] S. O. Koo, “Development and Commercialization of Smart UAV,” *Proc. of Korean Society of Hazard Mitigation conference*, Feb 2013.
- [4] O. S. An, “Tilt rotor aircraft and high speed VTOL aircraft development competition,” *Current Industrial and Technologic Trends in Aerospace*, KARI, vol. 5, pp. 76-78, July 2017.
- [5] European Aviation Safety Agency, SC-VTOL-01: Special Condition for VTOL Aircraft, Cologne, July 2019.
- [6] NATO Standardization Office, AEP-89: Draft of UAV systems Airworthiness requirements for Light VTOL Aircraft, Ed.A, Ver.1, Brussels, 2019.