

항공기 엔진 감항기준에 대한 비교분석

이강이^{1,†} · 김기태² · 정하결³ · 노태성⁴

¹항공안전기술원 항공인증본부 인증기획실

²삼성테크윈(주) 파워시스템연구소

³국토교통부 항공정책실 항공기술과

⁴인하대학교 항공우주공학과

Comparative Study on Airworthiness Standards for Aircraft Engines

Kang-Yi Lee^{1,†}, Kitae Kim², Ha-Girl Chung³ and Tae Seong Roh⁴

¹Aviation Certification Division, Korea Institute of Aviation Safety Technology,

²Power Systems R&D Center, Samsung Techwin Co. Ltd.,

³Airworthiness Division, Ministry of Land, Infrastructure and Transport,

⁴Dept. of Aerospace Engineering, Inha University

Abstract : An aircraft engine is considered as the most important element among aircraft systems. Thus type certificate is required for an aircraft engine to ensure its safety under appropriate airworthiness standard. U.S. FAR Part 33 or European CS-E is widely adopted as an airworthiness standard for aircraft engines, and other representative countries of the world established own airworthiness standards under their regulations. In this paper, we compared differences of the requirements between FAR Part 33 and CS-E, and proposed the rulemaking items to harmonize Korean Airworthiness Standard for Aircraft Engines with worldwide standards and to contribute to growth of aviation industry.

Key Words : Aircraft Engine, Airworthiness Standard, Certification Specification, Korean Airworthiness Standard, Harmonization, Type Certificate

1. 서 론

항공기, 엔진, 프로펠러는 그 설계에 대한 안전성 확보를 위하여 국제민간항공협약 부속서 및 각국의 항공법규에 따라서 형식증명(TC: Type Certificate)을 받아야 한다.

엔진에 대한 형식증명 절차는 항공기의 형식증명 절차와 대체로 동일하며, 이를 위한 감항기준(airworthi-

ness standards)은 세계적으로 미국의 연방항공규정 FAR Part 33 [1] 또는 유럽항공안전청(EASA: European Aviation Safety Agency)의 인증규격 CS-E [2]를 주로 적용하고 있다. 우리나라의 경우에는 항공법 제17조(형식증명)에 따라서 항공기 기술기준 KAS Part 33 [3]을 적용하고 있으며, 이는 미국의 FAR Part 33과 동등한 체계를 갖추고 있다.

항공기 또는 엔진에 대한 감항기준은 그 설계의 안전성을 보장하기 위한 기술적 요건을 규정하는 법적인 문서이다. 이와 같은 감항기준은 항공기 사고의 요인을 반영하거나, 항공기술의 발전추세를 고려한 국제적 부합화(harmonization)를 위하여 필요한 경우에 개정

Received: March 7, 2015 Revised: April 21, 2015 Accepted: June 10, 2015

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2505, E-mail: kylee@kari.re.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

한다. 미국과 유럽의 항공기에 대한 감항기준은 구성 체계와 기술적 요건이 매우 유사하나, 엔진에 대한 감항기준의 경우에는 다소 많은 차이를 보이고 있다. 이에 따라서 미국과 유럽은 지속적인 부합화 검토분석을 통하여 엔진에 대한 감항기준을 동등한 수준으로 개정하고 있다.

그러나 우리나라의 엔진에 대한 기술기준은 미국의 최신 요건을 충분히 반영하지 못하고, 그 구성체계상 유럽의 인증규격도 수용하지 못하고 있는 실정이다. 또한, 최근에 항공기 및 엔진의 인증에 관한 연구[4, 5]가 활발히 수행되고 있으나, 이들 연구에서도 엔진의 감항기준에 대한 요건별 비교분석이나 발전방안을 구체적으로 제시하지 않고 있다. 이에 따라서 본 논문에서는 미국과 유럽의 엔진 감항기준을 비교분석하고, 우리나라의 감항기준을 국제적 수준에 부합하도록 개선하는 방안을 제시하고자 한다..

2. 본 론

2.1 엔진 감항기준의 구성

미국의 엔진에 대한 감항기준은 1931년 상무부에서 제정한 Aeronautics Bulletin 7-G와 1937년의 Civil Air Regulation 13 및 1954년의 Civil Aeronautics Manual 13을 효시로 하여 1965년에 연방항공청 (FAA)에서 FAR Part 33으로 재편한 것이다. 현재는 미연방 교통법(Title 49 of USC, PL 103-272)에 따른 연방항공규정(FAR; Chapter I of Title 14 of CFR)의 일부로 편제되어 있으며, 2012년까지 총 33회의 개정이 이루어졌다.

미국의 엔진 감항기준 FAR Part 33은 다음의 Fig. 1에서 보는 바와 같이 일반 요건, 설계구성 일반, 왕복엔진 설계구성, 왕복엔진 블록시험, 터빈엔진 설계구성, 터빈엔진 블록시험, 그리고 장거리운항(ETOPS)에 관한 터빈엔진 특별 요건으로 구성되어 있으며, 그 세부 요건으로 총 66개 요건을 규정하고 있다[1].

엔진의 감항기준(airworthiness standard)은 형식증명을 위한 인증기준(certification basis)으로서 해당 엔진의 적합성 판단을 위한 안전성 요건을 규정하고 있다. 엔진의 형식증명은 항공기와 마찬가지로 인증제

획 수립, 신청서 제출, 인증기준 결정, 적합성 검사 및 시험, 적합성 결정, 형식증명서 발급 단계로 진행된다 [6]. 엔진의 형식증명 과정 중에 감항기준의 각 요건별 적합성 입증방법(MoC: Means of Compliance)은 연방항공청의 권고회람서 AC 33-2C, “General Type Certification Guidelines for Turbine Engines”[7]과 AC 33.7, AC 33.17, AC 33.28, AC 33.75, AC 33.87, AC 33.201 등과 같은 다수의 권고회람서에 제시된 지침을 따를 수 있다.

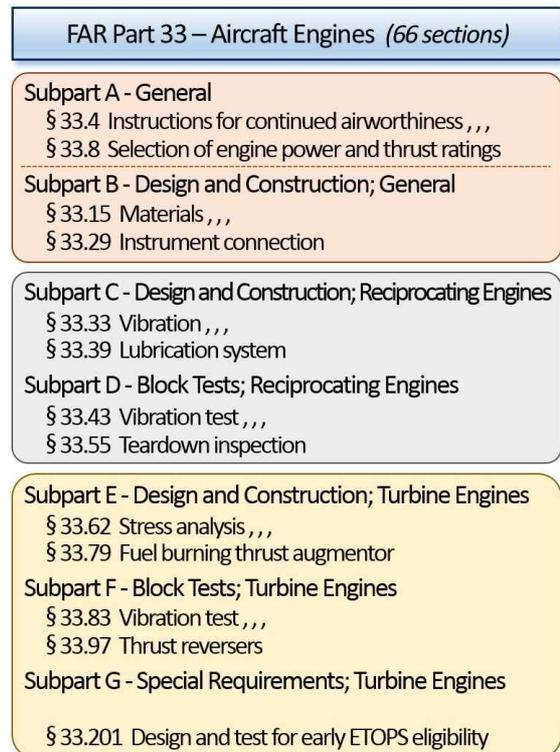


Fig. 1 Content Construction of FAR Part 33

유럽의 엔진에 대한 감항기준은 2003년에 유럽항공 안전청(EASA)이 출범함에 따라서 기존의 연합항공요건 JAR-E가 인증규격 CS-E로 전환되었고, 현재는 유럽연합집행위원회(EC)의 기본규정 216/2008 제19조에 근거하여 유럽항공안전청이 법제화 절차에 따라서 인증규격(CS: Certification Specification)을 개정하고 있다. 유럽연합의 JAR-E는 2003년까지 12회 개정되었고, 그 이후의 CS-E는 2010년까지 3회의 개정이 이루어졌다.

유럽항공안전청의 엔진 인증규격 CS-E는 다음의 Fig.

2에서 보는 바와 같이 일반 요건, 피스톤엔진 설계구성, 피스톤엔진 형식인증, 터빈엔진 설계구성, 터빈엔진 형식인증, 그리고 터빈엔진의 환경 및 운용에 관한 설계 요건으로 구성되어 있으며, 그 세부 요건으로 총 90개 요건을 규정하고 있다[2].

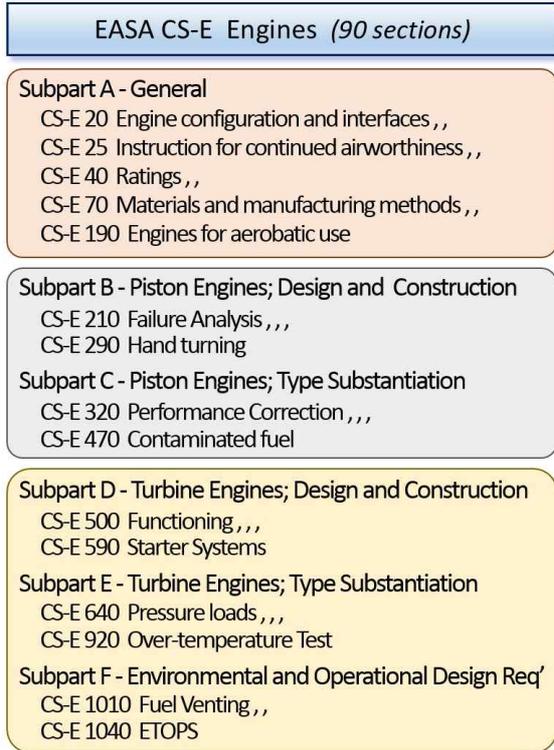


Fig. 2 Content Construction of CS-E

유럽연방항공청의 엔진에 대한 형식증명은 항공기와 마찬가지로 유럽연합 실행규정 Part 21의 Subpart B, “Type Certificates”에 규정된 요건과 절차에 따라 진행된다. 미국과 달리 설계조직승인(DOA: Design Organisation Approval)을 추가로 받아야 한다. 유럽의 엔진 형식증명 과정에서 인증규격(CS)의 각 요건별 적합성 입증방법(AMC: Acceptable Means of Compliance)도 미국과 달리 인증규격(Book 1)의 부록형태(Book 2)로 제시되어 있다.

2.2 미국과 유럽 기준의 차이점

미국과 유럽의 엔진 감항기준을 크게 분류하면 일반 요건, 왕복엔진 설계 및 시험, 터빈엔진 설계 및 시험에 관한 사항을 공통적으로 규정하고 있다. 다만, 유럽

의 엔진 인증규격에 환경 및 운항에 관한 설계 요건으로 제시된 CS-E 1010 Fuel Venting과 CS-E 1020 Engine Emissions 요건은 별도의 인증규격 CS-34 Aircraft Engine Emissions and Fuel Venting이 있음에도 이를 엔진 인증규격에 다시 규정한 점이 특이하다고 볼 수 있다.

Table 1 Differences between FAR Part 33 and CE-E Requirements

FAR Part 33 요건 (Amendment 33-33)	CS-E의 차이 내용 (Amendment 3)
§33.7 Engine Ratings and Limitations.	CS-E 40에는 보기류 토크 및 오버행 모멘트 등이 반영되지 않음.
§33.19 Durability.	CS-E 25(c)에 창정비 주기, CS-E180/440에는 프로펠러 내구성 누락.
§33.28 Engine Control Systems.	CS-E 50에는 전자식 초과속도 방지 요건이 반영되지 않음.
§33.29 Instrument Connection.	CS-E 60/210에는 올바른 연결요건, 잘못된 연결의 안전성 요건 누락.
§33.34 Turbocharger Rotors.	CS-E 80에는 압축기 또는 터빈 파편 봉쇄 요건이 반영되지 않음.
§33.35 Fuel and Induction System.	CS-E 50/230/210/250에는 연료 아닌 유체주입제어시스템 요건 누락.
§33.39 Lubrication System.	CS-E 270에는 자세 및 운용조건 설계, 크랭크케이스 벤트 요건 누락.
§33.43 Vibration Test.	CS-E 330/340에는 프로펠러 부하, 출력축 부하 진동시험 요건 누락.
§33.49 Endurance Test.	CS-E 140/300/440에는 헬리콥터 엔진, 터보과급기 내구성 시험 누락.
§33.55 Teardown Inspection.	CS-E 140(a)에는 “형식설계에 합치하는 엔진”으로 규정하지 않음.
§33.69 Ignitions System.	CS-E 500(c)에는 1개의 점화기를 허용함. (§33.69에는 2개의 점화기)
§33.72 Hydraulic Actuating Systems.	CS-E에는 §33.72와 동등한 요건이 없음.
§33.79 Fuel Burning Thrust Augmentor.	CS-E에는 §33.79와 동등한 요건이 없음.
§33.87 Endurance Test.	CS-E 740에는 §33.87(a)(8)의 과도 상태 한계 요건을 규정하지 않음.
§33.90 Initial Maintenance Inspection Test.	CS-E에는 §33.90과 동등한 요건이 없음.
§33.96 Engine Tests in APU Mode.	CS-E에는 §33.96과 동등한 요건이 없음.
§33.201 Design and Test for Early ETOPS.	CS-E 1040은 §33.201 장거리운항 설계 및 시험 요건에 동등하지 않음.

엔진 감항기준을 세부 요건별로 비교해 보면, 미국의 FAR Part 33은 총 66개 요건이고, 유럽의 CS-E

는 총 90개 요건으로 미국보다 36% 이상 많은 요건을 규정하고 있다. 미국과 유럽은 지속적인 부합화(harmonization) 검토를 통하여 이와 같은 차이를 개선하려고 노력하고 있으나, 미국의 FAR Part 33을 중심으로 볼 때 유럽의 CS-E는 Table 1에서 보는 바와 같이 여전히 많은 차이를 보이고 있다.

Table 2 CS-E Requirements not included in FAR Part 33

CS-E 요건	요약 내용
CS-E 90 Prevention of Corrosion	엔진 구성품과 장치는 부식 및 노화에 보호, 내식성 재료를 사용함.
CS-E 110 Drawings and Marking	엔진 구성품과 장치를 도면으로 작성하고, 조립방향, 식별 표시 필요.
CS-E 135 Electrical Bonding	정전기에 취약한 구성품 등을 접지시켜 부상, 발화, 간섭을 방지함.
CS-E 170 Engine System and Component	운용환경조건에서 시스템 및 구성품에 대한 시험이나 분석을 수행.
CS-E 190 Engines for Aerobatic Use	곡예기용 왕복엔진은 비행교범에 규정된 시간 동안 배면비행 수행.
CS-E 290 Hand Turning	크랭크축 회전용 수동기어를 갖춘 엔진의 시동이나 역회전 방지장치.
CS-E 380 Low Temperature Starting Tests	프로펠러를 장착한 왕복엔진에 대한 최저온도 시동시험 25회 실시.
CS-E 450 Ignition Tests	에비 점화시스템이 작동하지 않는 조건에서 이륙출력 점화시험 수행.
CS-E 460 Backfire Tests	역화 경향이 있는 왕복엔진은 인공적인 역화 조건에서 20회 시험함.
CS-E 590 Starter Systems	시동기의 초과속도로 인하여 엔진에 위험한 영향이 없음을 입증함.
CS-E 670 Contaminated Fuel	액체 및 고체물질로 오염된 연료에 의한 엔진의 오작동이 없어야 함.
CS-E 680 Inclination and Gyroscopic Load Effect	엔진이 기울어진 자세와 회전하중에 견딜 수 있는지 실연해야 함.
CS-E 690 Engine Bleed	객실 여압 또는 환기용 블리드 공기의 오염을 시험으로 확인함.
CS-E 700 Excess Operating Conditions	비상조건을 초과하는 극심한 조건에서도 엔진이 견딜 수 있어야 함.
CS-E 720 Continuous Ignition	연속작동 점화시스템을 1,000시간 리그시험 후 엔진에서 10시간 시험.
CS-E 770 Low Temperature Starting Tests	터빈엔진의 최소 오일온도에서 시동 시험, 이륙출력에서 가속시험.
CS-E 880 Tests with Refrigerant Injection	터빈엔진에 냉각제 주입으로 인한 변화를 시험을 통해서 입증함.
CS-E 900 Propeller Parking Brake	프로펠러 최대 회전수에서 파킹 브레이크 100회 작동시험을 실시함.
CS-E 1030 Time Limited Dispatch	전자식 엔진제어시스템의 고장에 대한 시한성 운항 분석을 실시함.

미국과 유럽은 항공안전협정(BASA : Bilateral Aviation Safety Agreement)의 감항성 이행절차에서 상대국에 수입되는 항공제품에 대한 형식설계의 변경, 매뉴얼의 변경, 추가적인 적합성 입증, 또는 운용제한을 부과할 정도로 감항기준 요건이 다른 경우에 이를 증대한 차이(SSD : Significant Standards Difference)로 정의하고, 이와 같은 요건에 대한 수출국 감항당국의 평가내용을 수입국 감항당국에 제시하도록 규정하고 있다[8]. 이에 따라서 미국 연방항공청은 유럽의 CS-E 해당 요건이 FAR Part 33의 §33.7, §33.19, §33.27, §33.28, §33.29, §33.34, §33.39, §33.43, §33.49, §33.201 요건에 증대한 차이가 있는 것으로 판단하고, 해당 엔진에 대한 유럽항공안전청의 평가의견을 제출하도록 명문화하고 있다.

한편, 유럽의 인증규격 CS-E를 중심으로 볼 때 미국의 FAR Part 33에 전혀 반영되지 않았거나 불충분한 요건은 Table 2에서 보는 바와 같이 무려 19개 요건에 이른다. 미국과 유럽의 항공안전협정(BASA)에 따라서 유럽항공안전청에 형식증명을 신청하는 미국의 엔진 제작사는 유럽의 인증규격 CS-E에 대한 적합성 관련 자료를 연방항공청을 경유하여 제출해야 한다.

2.3 감항기준 요건 분석

엔진에 대한 감항기준이나 인증규격의 개정사유를 살펴보면, 항공기 사고조사 결과에 따른 안전성 요건의 반영, 항공기술의 발전추세를 고려한 신규 요건의 반영, 그리고 감항기준에 대한 국제적 부합화(harmonization) 등을 들 수 있다.

미국과 유럽의 부합화 검토내용이 감항기준에 본격적으로 반영되기 시작한 2007년부터 최근까지 개정된 FAR Part 33의 주요 요건을 살펴보면 다음과 같다.

2.3.1 엔진 수명제한부품

항공산업체의 보고에 의하면, 1990년대부터 최근까지 터빈엔진 로터 균열 및 파손 사고의 약 40%가 제작과정의 오류에 의한 것으로 확인되었다. 또한, 비정상 재료, 제작공정, 정비의 문제로 인한 엔진의 미봉쇄(uncontained) 파손은 1백만 비행시간당 0.12건 또는 연간 약 3건씩 발생하는 것으로 보고되고 있다.

이에 따라서 연방항공청은 엔진 감항기준에 대한 제

22차 개정에서 기존의 §33.14 Start/Stop Cyclic Stress (LCF)를 삭제하고, 이를 대신하여 §33.34 Turbocharger Rotors와 §33.70 Engine Life-limited Parts를 신설함으로써, 엔진에 위험한 영향을 초래할 수 있는 부품에 대한 설계 요건을 강화하였다.

신설된 §33.70에서 수명제한부품(life-limited parts)은 그 파손 모드가 사이클(피로) 또는 시간(크립)에 종속되어 엔진에 위험한 영향을 초래할 수 있는 회전 부품과 주요 정적 부품을 말하며, 다음의 요건을 만족하도록 규정하고 있다.

- 수명제한부품에 작용하는 하중의 조합, 재료의 특성, 환경적 영향 및 운용조건 등을 고려하여 운용한계를 설정하고, 이를 설계계획서(engineering plan)에 수록하여야 한다.
- 비정상적 요인에 의하여 재료, 제작과정, 그리고 운항 중에 발생할 수 있는 잠재적 고장을 명시하는데 필요한 손상허용평가(damage tolerance assessment)를 수행하여야 한다.
- 엔진의 수명제한부품을 일관되게 생산하는데 필요한 특수제한사항을 명시하는 제작계획서(manufacturing plan)를 작성하여야 한다.
- 수명제한부품의 정비절차와 수리한계를 규정한 운항관리계획서(service management plan)를 작성하고, 이를 감항성유지 지침서의 일부내용으로 기재하여야 한다.

이로써 연방항공청의 FAR §33.70 수명제한부품(life-limited parts) 요건은 유럽항공안전청의 CS-E 515 치명성 부품(critical parts) 요건에 부합하게 되었다. 다만, FAR §33.34 Turbocharger Rotors 요건에서는 터보과급기의 압축기 및 터빈 파편에 대한 봉쇄 요건을 규정하고 있으나, CS-E 80 Equipment 요건에서는 고에너지 로터의 파손에 대한 일반적 사항만 규정하고 있다.

2.3.2 엔진의 화재방지

비행 중에 엔진에서 발생하는 화재는 항공기와 승객에게 파국적(catastrophic) 상태에 이르게 할 수 있다. 엔진의 화재는 연료나 오일과 같은 가연성 유체의 누출이나 과도한 축적, 회전 부품의 파손, 윤활 및 냉각 계통의 고장 등으로 발생할 수 있다. 항공기에 장착된

엔진에 대해서는 화재의 확산을 차단하고, 신속히 탐지 및 소화할 수 있도록 설계하여야 한다.

연방항공청은 엔진 감항기준에 대한 제29차 개정에서 §33.17 Fire Prevention 요건을 다음과 같이 수정하여 유럽항공안전청의 CS-E 130 Fire Protection 요건에 부합되도록 하였다.

- 가연성 유체를 전달하는 튜브, 피팅, 기타의 구성품은 감항당국이 지정하는 경우에 불연성(fire-proof) 재료로 제작되어야 한다.
- 방화벽 역할을 하는 엔진 구성품은 불연성 및 내식성이 있어야 하고, 위험한 양의 공기나 유체 또는 화염이 방화벽을 관통하거나 그 주위를 통과하지 않도록 구성되어야 한다.
- 지정방화구역에 위치한 엔진제어시스템 구성품은 감항당국이 정한 바에 따라 내화성 또는 불연성이 있어야 한다.
- 엔진 내부에 위험한 양의 가연성 유체가 의도하지 않게 축적되지 않도록 이를 배출 및 통기시켜야 한다.
- 정전기 또는 비정상 전류를 발생하거나 이에 취약한 구성품이나 모듈 또는 장치는 엔진에 접지되도록 설계 및 구성하여야 한다.

2.3.3 엔진제어시스템

연방항공청은 과거의 유압기계식 엔진제어장치에 대하여 §33.91 Engine Component Tests 요건을 적용하였고, 전자제어기술의 발전추세에 따라서 1993년에 §33.28 Electrical and Electronic Control Systems 요건을 신설하였다[9]. 최근에 더욱 발전한 디지털 방식의 엔진제어시스템에 대한 안전성 요건을 반영하고, 유럽의 CS-E 50 요건에 부합화를 위하여 2008년 제 26차 개정에서 §33.28 Engine Control Systems 요건을 다음과 같이 대폭 수정하였다.

- 비행영역선도의 모든 조건에서 기능적 측면을 검증하고, 전자장, 고강도 방사장, 낙뢰 등의 환경조건에서 시험 또는 분석을 통하여 제어시스템을 검증(validation)해야 한다.
- 엔진제어시스템의 과도특성은 제어모드 전환 시에 운용한계를 초과하지 않고, 압축기 실속이나 서지가 발생하지 않고, 엔진 출력 변화와 응답시간이

규정값 이내이어야 한다.

- 엔진제어시스템의 고장에 대하여 추력 또는 출력 제어능력 상실 발생률이 규정값 이하이고, 단일 고장으로 인한 엔진에 위험한 영향을 초래하지 않아야 한다.
- 시스템 안전성 평가를 수행하여 엔진 출력의 변경, 잘못된 데이터의 전달, 서지 또는 실속을 유발하는 고장과 그 발생빈도를 제시하여야 한다.
- 엔진제어시스템의 보호장치는 엔진 로터의 건전성에 영향을 미치는 운용한계를 초과하지 않고, 전자식 초과속도 방지장치는 엔진의 시동/정지 사이클마다 최소 1회 정상작동 여부를 확인하여야 한다.
- 엔진제어시스템의 기능적 치명도(criticality)에 따라 오류의 발생을 최소화하도록 소프트웨어를 설계, 실행, 확인(verify)하여야 한다.
- 항공기에서 제공되는 데이터 또는 엔진 사이에 공유되는 데이터의 상실, 차단 또는 변조에 이르게 하는 단일 고장은 엔진에 위험한 영향을 초래하지 않아야 한다.
- 회전익 항공기용 엔진의 경우에 해당 운용한계 내에서 30초 한 엔진 부작동(OEI) 정격을 자동적으로 활용할 수 있도록 이를 제어 또는 구현하는 기구를 구비하여야 한다.
- 엔진제어시스템은 해당 엔진의 작동을 신속하게 정지(shutdown)시킬 수 있는 수단을 구비하여야 한다.
- 엔진제어시스템에 사용되는 프로그램형 로직기구(programmable logic devices)는 해당 시스템의 고장 또는 오작동에 관련된 위험에 효과적으로 적용할 수 있어야 한다.

이로써 연방항공청의 FAR §33.28 Engine Control Systems 요건은 유럽항공안전청의 CS-E 50 Engine Control System 요건에 전반적으로 부합하게 되었다. 다만, FAR §33.28(f)(2)항에서 전자식 초과속도 방지 장치의 점검주기를 시동/정지 사이클당 1회로 규정하고 있으나, CS-E 50(e)(1)항에서는 이를 명확히 규정하지 않는 차이를 보이고 있다.

한편, 전자식 엔진제어시스템은 엔진의 안전성을 좌우하는 가장 핵심적 요소이므로, 이에 대한 인증 요건의 수립[10], 소프트웨어 검증[11], 신뢰성 분석[12],

그리고 안전성 분석[13] 등에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다.

2.3.4 엔진 초과토크 시험

분리축 동력터빈으로 구성된 터보프롭엔진이나 터보사프트엔진은 운용 중에 발생할 수 있는 초과토크로 인하여 엔진에 위험을 초래하거나 수명이 단축될 수 있다. 연방항공청은 엔진 감항기준에 대한 제30차 개정에서 다음과 같은 §33.84 Engine Overtorque Test 요건을 신설하여 엔진의 초과토크 안전성 보장하고, 유럽의 CS-E 820 Overtorque Test 요건에 부합되도록 하였다.

- 초과토크 시험은 완성된 엔진 또는 해당 구성품을 대상으로 엔진 내구성 시험의 일부로 수행될 수 있으며, 시험 후에는 완전분해검사를 수행하여야 한다.
 - 해당 엔진의 최대 초과토크 및 동력터빈 최고 회전수 조건에서 2분 30초 단위로 총 15분 동안 시험하여야 한다.
 - 초과토크 시험에서 감속기어박스의 오일온도는 운용 중에 최대 초과토크가 발생할 때의 최대 온도와 같아야 한다.
 - 터빈입구 가스온도는 30초 또는 2분 한 엔진 부작동(OEI) 정격 이외의 조건에서 20초 이상 작동시킬 수 있도록 승인된 최대정적온도와 같아야 한다.
- 연방항공청은 §33.87 Endurance Test 요건도 함께 개정하여 초과토크 시험 조건을 추가하였고, 아울러 §33.7 Engine Ratings and Operating Limitations 요건에서는 해당 엔진 형식증명자료집의 운용한계 부분에 정적 최대 초과토크와 과도상태 초과토크 및 허용횟수를 추가로 기재하도록 개정하였다.

2.3.5 장거리운항 적격성

다발 터빈엔진을 장착한 수송급 비행기는 장거리 비행 중에 엔진 고장이 발생하면 정상적으로 작동하는 하나의 엔진만으로 일정한 시간 이내에 그 항로에서 가장 가까운 대체공항에 착륙할 수 있어야 한다. 이에 따라서 항공사는 특정한 엔진이 장착된 비행기에 대하여 장거리운항(ETOPS: Extended Operations) 승인을 받은 시간 이내에 대체공항에 착륙할 수 있도록 항

로를 정해야 한다. 장거리운항 승인은 120분, 180분, 240분 등과 같이 시간으로 등급화 되는데, 허용시간이 길수록 항로 중에 대체공항이 없어도 대륙간 장거리 비행이 가능하게 된다.

장거리운항(ETOPS) 승인은 특정한 엔진과 비행기 조합에 대한 형식승인(type approval)과 항공사의 운항기술 및 비행승무원에 대한 운항승인(operational certification)으로 구분된다. 1990년 이전에는 신뢰성이 높은 엔진 및 비행기 조합에 대해서도 ETOPS-120분을 먼저 승인하고, 1년 동안의 운항 데이터를 확인하여 ETOPS-180분으로 승급하였다. 1990년 이후에 엔진 및 비행기에 대한 신뢰성이 더욱 높아지고 항공사의 운항경험이 쌓이면서 신형 엔진 및 비행기에 대해서도 120분 선승인 없이 곧바로 180분으로 승인하는 조기 장거리운항(early ETOPS) 승인제도가 시행되었다.

연방항공청은 엔진 감항기준에 대한 제21차 개정에서 §33.201 Design and Test Requirements for Early ETOPS Eligibility 요건을 신설하여 조기 장거리운항 승인을 받고자 하는 터빈엔진의 설계 및 시험요건을 다음과 같이 규정하였다.

- 과거 10년간의 형식증명 및 운항경험 데이터를 반영하여 비행중 엔진정지(IFSD: In-flight Shut down) 또는 추력 제어능력 상실(LOTC: Loss of Thrust Control)을 초래할 수 있는 고장, 오작동, 결함 및 정비 실수의 가능성을 최소화할 수 있도록 설계하여야 한다.
- 형식증명을 신청한 엔진에 대하여 장거리운항(ETOPS)을 모사한 미션 사이클 내구성 시험을 수행하여야 한다. 이 시험에는 시동-정지 사이클 3,000회(3백만 진동사이클 포함), 최대 연속추력 회항비행 사이클 3회, 진동한계의 90% 모사 시험을 포함하여야 한다.
- 장거리운항 미션 사이클 내구성 시험을 수행하기 전과 후에 엔진의 출력 또는 추력 특성 변화를 확인하기 위한 교정시험을 수행하여야 한다.
- 장거리운항 미션 사이클 내구성 시험 후에 비행기 장착상태 검사기준 및 엔진의 감항성유지 지침서에 따른 육안검사를 수행하고, 비행중 엔진정지 또는 추력 제어능력 상실을 초래할 정도의 마모나

피로를 확인하기 위한 완전분해검사를 실시하여야 한다.

연방항공청은 2007년에 FAR §33.201 Early ETOPS 요건을 신설하여 조기 장거리운항에 관한 완전한 법적 기준을 마련하였고, 유럽항공안전청의 경우에는 2010년에 CS-E 1040 ETOPS 요건을 신설하였으나 “엔진은 안전목표에 적합한 비행중 엔진정지율(IFSD rate)을 만족해야 한다.”고만 규정하고 있다. 유럽항공안전청은 별도의 적합성 입증방법(AMC) 문서에 구체적인 지침을 명시하고 있으나, 이 또한 조기 장거리운항에 관해서는 일부의 내용만 제시함으로써 연방항공청의 기준에 동등하다고 볼 수 없다.

2.4 우리나라 감항기준 개선방안

우리나라의 항공기 엔진에 대한 기술기준은 항공기 기술기준의 일부로서 1993년에 건설교통부 고시로 처음 제정되었으며, 이후 26회의 개정을 거쳐 현재 국토교통부 제2013-629호로 고시된 기술기준(KAS: Korean Airworthiness Standards)을 적용하고 있다[3].

우리나라의 엔진 기술기준은 항공법 제17조(형식증명) 제2항에 근거를 두고 있으며, 항공기 인증 전문가 및 산업체의 의견을 반영하여 국제적 수준에 부합하도록 지속적으로 개정을 추진하였다. 그러나 급변의 비교분석을 통해서 살펴본 결과 다음과 같이 4가지 사항을 추가로 고려하여 최신화 개선할 필요가 있는 것으로 판단된다.

첫째, “기술기준”에 대한 명칭 변경이 필요하다. 우리나라의 엔진 감항기준은 “항공기 엔진에 대한 기술기준”으로 불리고 있다. 여기서 “기술기준”이라 함은 법적인 표준을 규정하여 정부가 고시하는 기술적 문서를 지칭하는 용어이다. 이는 과거 감항성(airworthiness) 개념이 정립되기 이전에 사용되던 통상적인 용어이므로, 보다 정확한 의미를 전달할 수 있도록 그 명칭을 “감항기준” 또는 “감항기술기준”으로 변경할 필요가 있다. 또한, 항공법 제17조 제2항 제1호에도 “항공기 등의 감항기준”으로 규정함으로써 이미 명칭을 변경할 수 있는 근거를 두고 있다.

둘째, 적합성 판단의 주체를 나타내는 “국토교통부장관”을 “감항당국”으로 변경하여 표기하는 것이 필요하다. 현재의 엔진 기술기준에는 “국토교통부장관”을

18회 명시하고 있는데, 이는 행정부의 명칭이 변경될 때마다 해당 기술기준을 개정해야 하는 폐단을 유발하게 된다. 미국의 경우에 2007년 이후 개정되는 모든 감항기준에서 기존의 연방항공청장(Administrator)을 연방항공청(FAA)으로 변경하여 표기하고, 유럽의 경우에도 유럽항공안전청장(Executive Director)이 아니고 유럽항공안전청(Agency)으로 표기하고 있음에 주목할 필요가 있다.

셋째, 미국의 엔진 감항기준 FAR Part 33의 최신 요건을 우리나라 기술기준에 반영하여야 한다. 미국 연방항공청은 2007년부터 최근까지 총 66개 중에 24개 요건을 개정을 하였으나, 우리나라의 기술기준에는 이와 같은 최신 요건이 반영되지 않은 실정이다. 그 항목을 살펴보면 FAR Part 33에서 삭제된 요건은 §33.14이고, 신설된 요건은 §33.34, §33.64, §33.70, §33.84, §33.201이다. 또한 §33.27, §33.28, §33.29, §33.75 요건이 전면 개정되었으며, §33.5, §33.7, §33.17, §33.19, §33.53, §33.67, §33.71, §33.74, §33.76, §33.87, §33.88, §33.90, §33.91, §33.93 요건이 부분 개정되었다. 이와 같은 최신 요건이 우리나라 기술기준에 장기간 반영되지 않는 경우에 수입되는 엔진의 형식증명승인과 국내에서 개발되는 엔진의 형식증명에 있어서 국제적인 동등성을 인정받을 수 없고, 해당 엔진의 안전성을 저해하는 요소로 작용할 수 있으므로 시급한 개정이 요구된다.

넷째, 유럽의 엔진 인증규격 CS-E 요건을 우리나라 기술기준에 반영하는 방법을 모색할 필요가 있다. 우리나라의 엔진 기술기준은 미국의 FAR Part 33을 토대로 하고 있으므로, 유럽의 CS-E에만 규정하고 있는 CS-E 90 Prevention of Corrosion 등의 19개 요건을 반영하지 못하고 있다. 또한, 우리나라와 유럽연합은 항공안전협정이 체결되지 않아서 감항기준 요건의 차이(differences)를 처리하는 절차가 수립되지 않은 실정이다. 이로 인하여 유럽에서 수입되는 엔진의 형식증명승인과 향후 국내에서 제작되는 엔진의 유럽 수출에 애로를 겪을 수 있다. 이에 따라서 우리나라의 엔진 기술기준 또는 형식증명(승인) 지침에 “유럽연합 회원국에서 수입되거나 그 회원국에 수출되는 엔진은 유럽항공안전청의 CS-E 요건을 추가로 만족하여야 한다.”고 규정하는 방안을 논의해 볼 수 있다.

3. 결 론

본 논문에서 미국과 유럽의 엔진에 대한 감항기준의 구성과 각 요건을 비교하고, 미국의 최신 요건에 대한 개정배경을 고찰함으로써 우리나라의 엔진 기술기준 최신화 방안을 제시하였다.

미국의 엔진 감항기준 FAR Part 33은 총 66개 요건으로 구성되고, 유럽의 엔진 인증규격 CS-E는 총 90개 요건으로 구성됨으로써 서로 많은 차이를 보이고 있다. 미국의 연방항공청은 항공사고 요인의 반영이나 국제적 부합화를 위하여 2007년부터 최근까지 24개 요건을 개정하였다. 우리나라의 엔진 기술기준은 국제적 최신 요건의 반영뿐만 아니라, 기술기준에 대한 명칭과 적합성 판단 주체에 대한 표기, 그리고 유럽의 CS-E 요건 반영 방법을 모색할 필요가 있다.

미국 연방항공청과 유럽항공안전청은 감항기준의 부합화(harmonization)를 위하여 연례적으로 항공안전 컨퍼런스를 개최하고 있으며, 캐나다, 호주, 브라질 등이 적극적으로 함께 참여하고 있다. 우리나라의 경우에도 향후 국제적 부합화 연구에 참여하는 경우에 항공안전기술의 선진화에 기여할 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

- [1] Federal Aviation Administration, “FAR Part 33: Airworthiness Standard; Aircraft Engines”, Amendment 33-33, Sep. 2012.
- [2] European Aviation Safety Agency, “CS-E: ”Certification Specification for Engines, Amendment 3, Dec. 2010.
- [3] Ministry of Land, Infrastructure and Transport, “KAS Part 33: Airworthiness Standard for Aircraft Engines”, Notice 2013-629, Oct. 2013.
- [4] Deok-Kon Hong, Kwanjung Yee, “Comparison of Airworthiness Certification System between Korea and U.S.”, Journal of KSAS, Vol. 36, No. 3, pp. 298~305, Mar. 2008.
- [5] Yongwun Jung, Jaehwan Kim, “Study on the Qualification Criteria for Aircraft Turbine Engine”,

KSAS Fall Conference, pp. 2367~2373, Nov. 2012.

[6] Federal Aviation Administration, “Order 8110.4C: Type Certification”, Change 5, Dec. 2011.

[7] Federal Aviation Administration, “AC 33-2C: General Type Certification Guideline for Turbine Engines”, Jun. 2013.

[8] FAA and EASA, “Technical Implementation Procedures for Airworthiness and Environmental Certification”, Revision 3, Apr. 2013.

[9] Cosimo J. Bosco, “Certification Issues for Electrical and/or Electronic Engine Controls”, SAE Conference, pp. 15 ~ 24, Oct. 1987.

[10] Kang-Yi Lee, Sang-Ho Han, Sang-Joon Lee, Kui-Soon Kim, “A Study on Certification of Electrical Engine Controls”, Journal of KSAS, Vol. 33, No. 1, pp. 104~109, Jan. 2005.

[11] Yongmin Jun, “Introduction to the Software Planning Phase for an Aero Engine according to RTCA DO-178C”, KSAS Fall Conference, pp. 248~251, Nov. 2013.

[12] Baisong Chen, Ailian Wang, “Reliability Analysis Method of an Aircraft Engine FADEC System”, International Conference on RMS, pp. 289~292, Jul. 2009.

[13] Kang-Yi Lee, “Safety Analysis for Turbine Case Cooling System of Turbofan Engine”, Ph.D. thesis, Pusan National University, Aug. 2012.

저자 소개



이강이

1990년 인하대 항공우주공학과 졸업. 2012년 부산대 대학원 박사. 1990년~현재 국방기술품질원, 삼성테크윈(주), 한국항공우주연구원 책임연구원. 관심분야: 항공기 및 엔진의 인증.



김기태

1983년 한양대 기계공학과 졸업. 1985년 동 대학원 석사. 1993년 University of Michigan 박사. 1994년~현재 삼성테크윈 파워시스템연구소 수석연구원. 관심분야: 가스터빈 및 베어링/윤활.



정하걸

1987년 한국항공대 항공기계공학과 졸업. 2008년 동 대학원 석사. 1989년~현재 삼성항공산업(주), 국토교통부 항공기술과 항공사무관. 관심분야: 항공기 인증 및 국제협력.



노태성

1984년 서울대 항공우주공학과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 1995년 Penn. State Univ. 박사. 2000년~현재 인하대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야: 가스터빈엔진, 로켓추진, 연소불안정.