

항공기 형식증명 및 적합성 입증에 관한 고찰

이강이^{1,†} · 이종희¹ · 정하결² · 유창경³

¹항공안전기술원 항공인증본부

²국토교통부 항공정책실 항공기술과

³인하대학교 항공우주공학과

A Study on Aircraft Type Certification and Compliance Determination

Kang-Yi Lee^{1,†}, Jonghee Lee¹, Ha-Girl Chung² and Chang-Kyung Ryoo³

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

²Airworthiness Division, Ministry of Land, Infrastructure and Transport,

³Dept. of Aerospace Engineering, Inha University

Abstract : An aircraft, its engine and propeller are certified in processes of design, production, and operation respectively. Type Certificate is issued if the aviation authority finds that the design of aircraft, engine, or propeller complies with applicable airworthiness standards and environmental standards. The ICAO (International Civil Aviation Organization) prescribes the international standards and recommended practices of type certification for the contracting states. The FAA (Federal Aviation Administration) and the EASA (European Aviation Safety Agency) established their regulations and procedures applicable to type certification. In this paper, we compared the differences among the ICAO, the FAA, and the EASA regulations, and on this comparison, we proposed the rulemaking items to improve type certification regulations in Korea.

Key Words : Aircraft Certification, Airworthiness Standard, Bilateral Aviation Safety Agreement, Certification Specification, Compliance, Type Certificate

1. 서 론

항공기의 개발과 운용에 있어서 그 성능과 경제성은 가장 중요한 요소에 해당한다. 이에 못지않게 3차원 공간을 비행한다는 점에서 안전성을 필수적 요건으로 규정하고 있다. 즉, 항공기의 설계, 생산, 운용 단계별로 각각 형식증명, 제작증명, 감항증명을 통해서 안전성을 확인받아야 한다.

국제민간항공기구(ICAO)는 그 협약의 Annex 8과 Doc 9760 문서에서 항공기, 엔진, 프로펠러의 감항성

기준과 인증절차에 대한 국제적 표준을 제시하고 있다 [1]. 이에 따라서 미국은 연방항공규정 FAR Part 21과 연방항공청(FAA)의 Order 8110.4C에서 형식증명에 대한 세부절차를 규정하고 있으며 [2], 유럽의 경우에는 유럽연합집행위원회(EC) 실행규정 Part 21과 유럽항공안전청(EASA)의 PR.TC.00001-002 문서 [3], 그리고 우리나라의 경우에는 항공기 기술기준 KAS Part 21과 국토교통부 훈령 제2014-451호에서 그 요건과 절차를 규정하고 있다 [4].

미국과 유럽은 항공기 인증절차 및 감항기준에 대한 부합화(harmonization)를 지속적으로 추진하고 포괄적인 항공안전협정을 체결하여 모든 항공제품에 대한 상호인증체계를 갖추고 있다 [5]. 우리나라의 경우에도 2008년에 기술표준품을 대상으로 미국과 항공안전협

정을 체결하였으며, 이를 바탕으로 2014년에는 소형 비행기까지 확대하였다[6]. 또한, 항공안전 관계법령의 효과적인 시행을 위하여 현재의 항공법을 항공안전법, 항공시설법, 항공사업법으로 나누어 개편 중에 있으며(www.assembly.go.kr), 항공기 인증제도나 안전성 입증기술에 대한 학술적 연구도 활발히 이루어지고 있다 [7, 8, 9].

그러나 이와 같은 항공법령의 개편과 인증제도에 대한 연구는 대부분 미국의 제도를 중심으로 이루어짐에 따라 국제민간항공기구의 권고와 유럽의 제도에 대해서는 상대적으로 소홀히 다루어진 면이 있다. 이에 따라서 본 논문에서는 국제민간항공기구, 미국, 유럽의 형식증명 인증제도를 비교분석하고, 우리나라의 항공기 인증제도를 국제적 기준에 부합하도록 유지·발전시키기 위한 개선방안을 제시하고자 한다.

2. 본 론

2.1 항공기 형식증명 절차

항공기, 엔진, 프로펠러는 그 설계에 대한 안전성을 보장하기 위하여 해당 감항기준(airworthiness standard)에 따른 적합성을 입증하여 형식증명(TC: Type Certificate)을 받아야 한다.

국제민간항공기구(ICAO)는 그 협약의 부속서로 모든 계약국가가 준수해야 하는 국제표준권고서(SARPs: Standards and Recommended Practices)를 제정하였으며, 미국과 유럽을 포함한 세계 각국은 이 권고서의 표준요건을 반영하여 자국의 항공안전을 위한 법적 절차와 기준을 갖추어야 한다.

2.1.1 국제기구의 감항성 표준

국제민간항공기구(ICAO)의 항공기 형식증명 절차에 관한 표준요건은 그 협약의 부속서 Annex 8, “Airworthiness of Aircraft”의 Part II의 Chapter 1에서 규정하고 있다. 이에 따르면, 형식증명은 해당 항공기를 양산(serial production) 하고자 하는 경우에 그 항공기 제작자가 신청하도록 권고하고 있다. 이는 형식증명이 설계에 관한 안전성을 입증하는 것이지만, 양산을 전제로 하지 않은 설계는 형식증명의 대상이 되

지 않음을 의미한다.

항공기의 설계는 도면, 규격서, 보고서 및 기타의 문서로 구성되며, 해당 국가의 승인을 받아야 한다. 다만, 항공기 설계승인을 대신하여 설계조직을 승인하는 방법을 택할 수도 있다.

항공기의 설계특성이 특이하여 해당 감항기준 요건을 직접 적용하기 곤란한 경우에 계약국가(Contracting State)는 이와 동등한 수준의 안전성(equivalent level of safety)을 갖도록 새로운 요건을 설정하여야 한다.

해당 국가가 적용 감항기준에 대한 적합성 입증 필요하다고 판단하는 경우, 해당 항공기에 대한 검사와 시험을 수행하여야 한다. 이때 해당 항공기의 위험한 특성이 확인되거나 의심되는 경우에는 그 설계승인을 보류하여야 한다.

설계국가(State of Design)는 해당 항공기가 감항기준에 적합하다고 확인되면 그 항공기 형식의 설계를 정의하여 형식증명서를 발급하여야 한다. 이때 항공기 뿐만 아니라 엔진과 프로펠러에 대해서도 형식증명서를 발급할 수 있다.

계약국가는 항공기의 개조, 수리 또는 부품의 교체에 관한 설계승인서를 발행하는 경우에 해당 항공기의 형식증명서 발급 시에 적용된 감항요건, 이에 대한 개정요건 또는 그 국가에서 정한 최신요건을 적용할 수 있다. 이때 항공기 개조 등에 대한 설계승인 방법으로 부가형식증명서(STC) 또는 형식증명개정서(ATC)를 발급할 수도 있다.

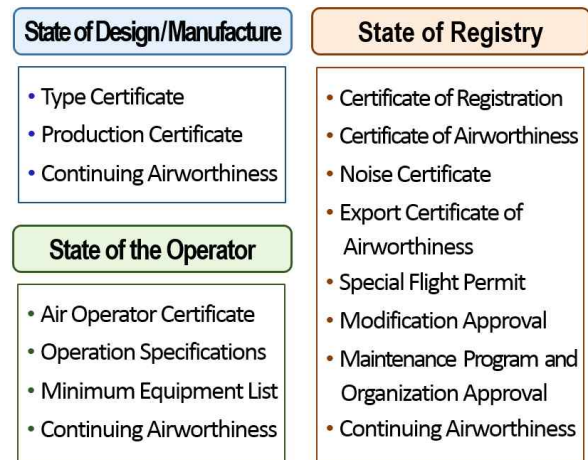


Fig. 1 Airworthiness Responsibilities of ICAO Contracting States

한편, 국제민간항공기구에서 권고하는 항공기 형식증명에 관한 세부절차는 Doc. 9760, “Airworthiness Manual”의 Part V의 Chapter 2에서 규정하고 있다 [1]. 국제민간항공기구는 Fig. 1에서 보는 바와 같이 계약국가를 항공기 설계 및 제작국가, 운용국가, 그리고 등록국가로 구분하고, 각각 형식증명 및 제작증명, 운항증명, 그리고 감항증명 등을 책임지도록 권고하고 있다. 이 중에 항공기 감항성 유지(continuing airworthiness)는 모든 계약국가에 공통으로 부과되는 의무로써, 이는 항공기, 엔진, 프로펠러, 부품이 해당 감항요건에 적합하고 그 운용수명 동안에 안전한 작동상태를 유지하는데 필요한 일련의 문서와 활동을 말한다.

항공기 설계국가는 형식증명의 신청, 형식증명기준(certification basis) 설정, 적합성 입증방법 수립, 적합성 입증, 형식증명서 발급, 그리고 인증후 관리 등에 대한 세부절차를 제정하여야 한다. 또한, 형식증명 신청자에게 감항성유지지침서(ICA), 정비검토위원회(MRB), 구조건전성프로그램(SIP), 비행교범(AFM), 최소장비목록(MEL), 형상완화목록(CDL)을 제출하도록 하고, 이를 평가하여 적합 여부를 판단하여야 한다.

2.1.2 미국의 형식증명 절차

미국의 항공안전 관련 법규와 규정은 1926년 상무부의 항공상업법(Air Commerce Act)과 Aeronautical Bulletin 7, “Basic Rule”을 효시로 하고 있다. 그 이후 1934년에 민간항공규정(CAR: Civil Aviation Regulation)으로 개편되었고, 1965년에 오늘날과 같은 연방항공규정(FAR: Federal Aviation Regulation) 체계를 갖추었으며, 이는 미연방교통법(Title 49 of USC, PL 103-272)에 근거를 두고 있다. 항공기 형식증명에 대한 절차적 요건은 FAR Part 21, “Certification Procedures for Products and Parts”에서 규정하고 있으며, 이는 2014년까지 총 97회에 걸쳐 개정되었다.

미국의 형식증명은 보통급 항공기, 실용급 비행기, 곡예 비행기, 컴퓨터 비행기, 수송급 항공기, 유인자용 기구, 특별분류 항공기, 그리고 엔진 및 프로펠러를 대상으로 신청할 수 있다. 또한, 기본급(primary), 한정급(restricted), 균잉여(surplus) 항공기에 대해서도 일정한 조건을 만족하는 경우에 형식증명서를 받을 수 있

다. 그리고 24개월 또는 12개월의 유효기간을 정할 때에는 임시형식증명서, 중급 형식설계 변경 시에는 형식증명 변경서 또는 개정서, 중급 개조 시에는 부가형식증명서를 받을 수 있다.

미국의 형식증명은 “형식증명에 관심 있는 자는 누구든지 신청할 수 있다”고 규정하고 있으나, 이는 단지 선언적 의미에 불과하고 실제로는 적합성 입증 과정에서 모든 법적인 요건과 기술적 요건을 입증해야만 형식증명서를 받을 수 있다.

항공기에 대한 형식증명 신청서에는 해당 항공기의 삼면도와 주요 기술자료를 첨부하고, 엔진에 대한 형식증명 신청서에는 해당 엔진의 설계특성, 운용특성, 운용한계에 관한 제안내용을 첨부하여야 한다.

연방항공청은 해당 항공기, 엔진, 또는 프로펠러의 설계특성이 매우 새롭거나 특이하여 현행 감항기준에 적용 가능한 요건이 없는 경우에 특별감항조건(SC: Special Condition)을 제정한다. 또한, 해당 항공기 등에 적용될 감항기준과 환경기준, 그리고 특별감항조건을 포함하는 형식증명기준(type certification basis)을 설정한다. 이때 감항기준은 형식증명 신청일에 유효한 개정판을 적용하고, 형식증명 신청은 수송급 항공기의 경우에 5년, 그 밖의 형식증명에 대해서는 3년 동안 유효하다.

신청자는 형식증명기준에 따른 적합성 입증계획을 수립하여 자체 검사 및 시험을 수행하고, 그 설계에 대한 적합성 보증서(statement of compliance)를 해당 입증자료와 함께 연방항공청에 제출하여야 한다. 또한, 연방항공청의 적합성 확인을 위한 검사와 시험을 위하여 그 제품에 대한 합치성 보증서(statement of conformity)를 제출하여야 한다.

형식증명 신청자는 적합성 입증을 위한 비행시험 이후에 신뢰성 및 기능 비행시험을 수행하여야 한다. 이는 신형 터빈엔진을 장착한 항공기의 경우에 최소 300시간, 그 밖의 항공기에 대해서는 최소 150시간 동안 비행하여야 한다. 연방항공청은 인증비행시험을 통해서 신청자의 적합성 비행시험 결과를 확인하고, 신뢰성 및 기능 비행시험 결과를 검토하여야 한다.

연방항공청은 해당 항공기에 대한 적합성을 모두 확인하고 불안정한 특성이 잔존하지 않는 경우에 형식증명서를 발급한다. 이 형식증명서에는 해당 항공기의

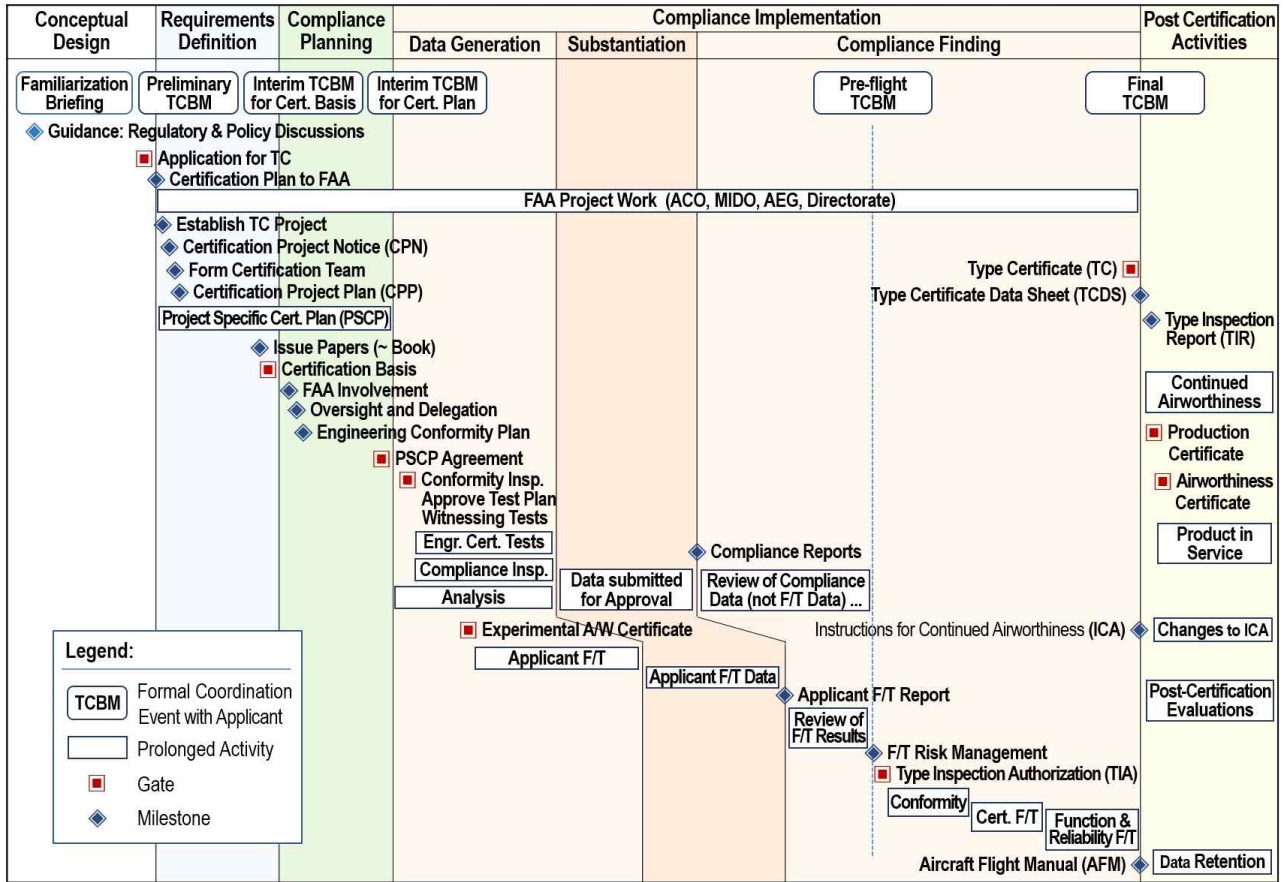


Fig. 2 Type Certification Process of FAA

형식설계, 운용한계, 형식증명자료집, 그리고 적용규정과 기타의 제한사항이 포함된 것으로 본다.

한편, 미국 연방항공청의 형식증명에 대한 세부절차와 진행과정은 Order 8110.4C, “Type Certification”에서 규정하고 있다[2]. 연방항공청은 항공기 인증단계를 Fig. 2에서 보는 바와 같이 개념설계, 요건 정의, 적합성 계획, 적합성 실행 및 증명서 발급, 인증후 관리활동으로 구분하고, 신청자가 함께 참여하는 형식증명위원회(TCBM: Type Certification Board Meeting)을 통해서 공식적인 인증업무를 진행한다.

형식증명 신청자는 인증대상 항공기에 대한 인증계획서(CP)를 제출하고, 연방항공청과 함께 인증과제계획서(CPP)와 특정과제인증계획서(PSCP)에 서명함으로써 항공안전에 관한 파트너쉽 하에서 적합성 입증을 위한 시험, 검사, 분석을 수행한다. 형식증명 착수 또는 진행 중에 제기되는 모든 중요사항은 인증사안검토서(IP: Issue Paper)에 그 내용을 기록하고 안전성을

보장할 수 있는 방안으로 조치하여야 한다.

연방항공청은 신청자의 적합성 입증자료를 검토하여 해당 부서에 형식검사 착수를 인가(TIA) 한다. 형식검사는 항공기에 대한 지상 합치성 검사와 인증비행시험으로 구분되며, 그 결과를 반영하여 형식검사보고서(TIR)를 작성한다. 형식증명위원회(TCBM)에서는 이를 바탕으로 해당 항공기에 대한 형식증명서 발급을 의결한다. 이로써 설계의 안전성에 관한 형식증명 업무는 종결되지만, 양산 항공기에 대한 합치성 검사와 감항성 유지를 위한 인증관리활동을 수행하여야 한다.

2.1.3 유럽의 형식증명 절차

유럽국가의 항공기 인증은 1970년부터 2002년까지 유럽연합항공당국(JAA: Joint Aviation Authorities)에서 담당했으며, 2003년부터는 유럽항공안전청(EASA: European Aviation Safety Agency)으로 전환되어 현재에 이르고 있다. 항공기 형식증명에 관한 법적 요건

은 유럽연합집행위원회(EC) 실행규정 No. 69/2014의 부록으로 구성된 Part 21, “Certification of Aircraft and related Products, Parts and Appliances, and of Design and Production Organisations”에서 규정하고 있다.

유럽의 형식증명은 보통급 비행기, 실용급 비행기, 곡예 비행기, 컴퓨터 비행기, 대형 비행기, 소형 및 대형 회전익 항공기, 유럽경량항공기(ELA), 그리고 엔진 및 프로펠러를 대상으로 신청할 수 있다. 또한, 운용범위 및 목적이 제한되는 항공기에 대해서 한정급 형식증명서를 받을 수 있으며, 중급 형식설계 변경 시에는 형식증명 변경서 또는 개정서, 중급 개조 시에는 부가형식증명서를 받을 수 있다.

유럽의 형식증명은 “설계조직승인(ODA: Design Organisation Approval)을 받았거나 이를 진행 중에 있는 자연인 또는 법인이 신청할 수 있다”고 규정함으로써, 형식증명에 대한 신청자 자격요건으로 설계조직승인을 먼저 요구하고 있다.

유럽항공안전청은 해당 항공기의 설계특징이 새롭거나 특이한 경우, 사용방법이 독특한 경우, 그리고 유사한 설계특징을 가진 항공기가 불안정한 상태를 유발한 경험이 있는 경우에 특별감항조건(SC: Special Conditions)을 제정한다. 또한, 형식증명 신청일에 유효한 인증규격, 환경요건, 특별감항조건을 포함하는 형식증명기준(type certification basis)을 설정한다. 이때 환경요건은 국제민간항공협약에 따른 Annex 16을 반영한 기준을 적용한다.

항공기에 대한 형식증명 신청서에 해당 항공기의 삼면도, 기본 데이터, 운용특성 및 운용한계에 관한 제안 내용을 첨부하고, 엔진 및 프로펠러에 대한 신청서에는 배치도면, 설계특징, 운용특성 및 운용한계에 관한 제안내용을 첨부하여야 한다. 또한, 신청자는 적용 인증규격 및 환경요건에 대한 적합성 입증방법을 포함한 인증계획서(certification programme)를 제출하고, 이에 따라 해당 항공기 등에 대한 적합성을 실현하여야 한다. 적합성 입증을 위한 검사 및 시험을 완료한 후에는 그 결과를 인증문서(justification documents)에 수록하여 적합성 선언서(declaration of compliance)와 함께 유럽항공안전청에 제출하여야 한다.

형식증명 신청자는 유럽항공안전청이 해당 항공기의

적합성을 결정하고, 그 신뢰성 및 기능을 보증하는데 필요한 모든 비행시험을 수행하여야 한다. 이때 신뢰성 및 기능 비행시험은 새로 개발된 터빈엔진을 장착한 항공기의 경우에 최소 300시간, 기타의 다른 항공기의 경우에는 최소 150시간 동안 수행하여야 한다. 신청자가 적합성을 입증을 완료하고 유럽항공안전청이 인증비행시험을 착수하기 전에는 임의로 해당 항공기의 형상이나 감항성에 영향을 미치는 사항을 변경하지 않아야 한다.

유럽항공안전청은 신청자가 자신의 조직능력을 실현하고, 적합성 선언서를 제출하고, 형식증명기준 및 환경요건에 적합하고, 동등 수준의 안전성을 보장하고, 제안된 용도에 불안정한 특성이 없고, 형식증명 소지자로서 그 의무를 이행할 능력을 갖춘 것으로 판단되는 경우에 형식증명서를 발급한다. 이로써 형식증명 소지자는 식별표시나 고장보고 등의 의무를 준수하고, 인증문서의 보존, 매뉴얼과 감항성유지지침서의 작성 및 배포에 관한 규정을 이행하여야 한다.

한편, 유럽항공안전청의 형식증명에 대한 세부절차와 진행과정은 PR.TC.00001-002, “Type Certification”에서 규정하고 있다[3]. 유럽항공안전청의 형식증명 과정은 Fig. 3에서 보는 바와 같이 형식증명 신청, 형식증명과제 구성, 형식증명기준 설정, 적합성 결정, 최종보고서 작성 및 형식증명서 발급, 그리고 형식증명 과제 종결 및 인증관리 단계로 구분할 수 있다.

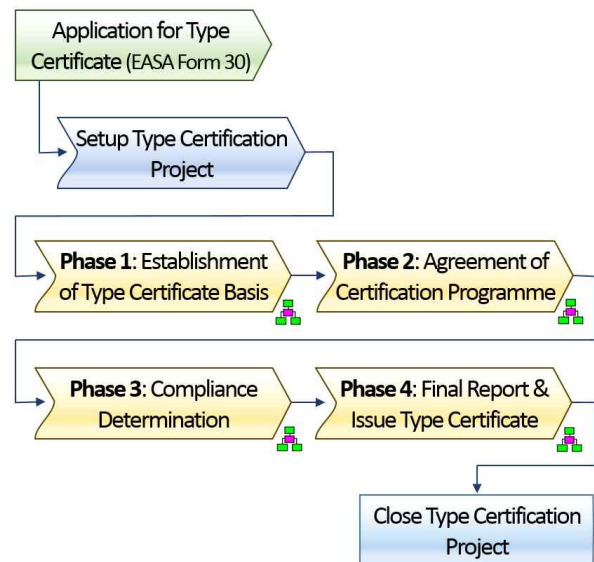


Fig. 3 Type Certification Process of EASA

형식증명 신청서류는 신청자가 자격을 갖춘 경우에만 공식적으로 접수되며, 유럽항공안전청(EASA)은 인증책임자(CM: Certification Manager)와 이에 참여할 기술인력을 배정하여 형식증명과제를 착수하도록 한다. 이때 인증책임자는 필요한 경우에 설계국가 항공당국(NAA: National Aviation Authority) 인력이 함께 참여하도록 요청할 수 있다.

유럽항공안전청은 회원국의 항공기(EU product)에 대하여 Fig. 3에 제시된 바와 같이 각 단계(Phase)별로 형식증명을 진행하고, 이 과정에서 항공기/엔진/프로펠러 상호관계, 환경보호요건, 부품 및 장비품 승인, 설계조직승인, 생산조직승인, 정비 관련사항, 운항 관련사항, 비행교범, 감항성 유지 등을 연계하여 검토한다. 형식증명 착수 또는 진행 중에 제기되는 모든 중요사항은 인증항목검토서(CRI: Certification Review Item)에 기록하고 충분한 검토와 협의를 통해서 조치하여야 한다.

2.1.4 국가간 협정에 의한 인증

국제민간항공기구(ICAO)는 그 협약의 부속서 Annex 8에서 항공기 설계국이 해당 항공기의 안전성을 평가하고 형식증명서를 발급하도록 규정하고 있다. 아울러, 해당 설계국이 아닌 체약국에서 형식증명서를 발급하는 경우에는 그 항공기 형식이 감항요건에 적합하다는 증빙자료를 근거로 발급하도록 규정하고 있다.

항공기 등록국은 ICAO Doc. 9760에 의거하여 해당 항공기에 대한 감항증명서를 발급할 때, 형식증명(certification), 형식검증(validation), 또는 형식수락(acceptance) 중에 하나의 방법으로 해당 항공기가 등록국의 감항요건에 만족함을 확인해야 하며, 이를 위한 등록국의 적합성 확인은 설계국에서 이미 수행한 입증의 수준과 같지 않아야 한다. 즉, 등록국은 자국의 법규나 정책, 또는 설계국과의 상호협정에 의하여 설계국의 형식증명을 최대한 신뢰하고, 일반적인 감항성 확인을 위한 중복 시험을 최소화해야 한다.

미국의 경우에 유럽연합을 비롯한 세계 48개국과 항공안전협정(BASA: Bilateral Aviation Safety Agreement)을 체결하고 있다. 이는 연방항공규정 FAR Part 21의 §21.29와 §21.43에 근거하고 있다. 즉, §21.29

에서는 미국과 항공안전협정이 체결된 국가에서 수입되는 항공기 등에 대하여 수출국 감항당국이 해당 항공기가 미국의 감항기준과 환경기준에 만족함을 보증하고, 신청자가 적합성 입증자료를 제출하고, 항공기 매뉴얼 및 식별표시 등이 영문으로 작성된 경우에 미국의 형식증명서를 발급하도록 규정하고 있다. 또한, §21.43에서는 항공기 등의 제조시설이 미국 이외의 지역에 위치한 경우에는 원칙적으로 형식증명서를 발급하지 않도록 규정하고 있다. 다만, 항공안전협정을 체결한 국가에서 수입되는 항공기에 대해서는 이 요건을 예외로 하고 있다. 이로써 항공안전협정을 체결하지 않으면, 미국에 항공기를 수출할 수 없도록 법령으로 규정하고 있는 것이다.

유럽연합 국가는 유럽연합집행위원회(EC) 기본규정 No. 216/2008의 제12조 및 제27조와 유럽항공안전청(EASA)의 PR.TC.00001-002 절차서[3]에서 항공안전협정에 관한 사항을 규정하고 있다. 즉, 기본규정 제12조에서 유럽항공안전청 또는 그 회원국은 제3국과 체결한 협정(recognition agreement)에 의거하여 해당 항공기 등에 대한 증명서를 발급할 수 있도록 규정하고 있다. 유럽항공안전청의 형식증명 절차서에서는 비회원국에서 설계된 항공기(Non-EU product)에 대해서 그 설계국 정부와 체결한 상호협정(BA: Bilateral Agreement) 또는 설계국 항공당국과 서명한 업무약정(WA: Working Arrangement)에 따라서 유럽의 형식증명서를 발급하도록 규정하고 있다. 이때 상대국 관할당국(competent authority)이 직접 참여하는 경우에는 설계조직승인 요건이 완화될 수 있다.

우리나라의 경우에는 항공법 제17조의2(수입 항공기 등의 형식증명승인)의 제2항에서 대한민국과 항공안전협정을 체결한 국가로부터 형식증명을 받은 항공기 등에 대하여 검사의 일부를 생략할 수 있도록 규정하고 있다. 이에 대하여 동법 시행규칙 제35조의2(형식증명승인)의 제3항에서 최대이륙중량 5,700 kg 이하의 비행기와 3,100 kg 이하의 회전익 항공기에 대해서는 상대국이 발급한 형식증명서에 근거하여 우리나라의 승인서를 발행하도록 규정하고 있다. 즉, 소형 항공기에 대해서 감항기준에 대한 적합성 확인 자체를 생략하는 간소화 절차를 법령에 명문화한 것이다.

우리나라와 미국은 2008년에 기술표준품을 대상으

로 항공안전협정(BASA)을 체결하였으며, 2014년에는 감항성 실행절차(IPA: Implementation Procedures for Airworthiness)를 개정하여 협정의 범위를 소형 비행기까지 확대하였다[6]. 이에 따라서 미국의 형식증명과 부가형식증명을 받은 모든 형식의 항공기, 엔진, 프로펠러, 기술표준품, 부품 등이 우리나라에 수입될 수 있고, 대한민국의 형식증명을 받은 소형 비행기(Part 23) 및 경비행기(VLA), 그리고 기술표준품이 미국에 수출될 수 있는 기반이 마련되었다. 다만, 좌석의 동적 시험, 항공전자 하드웨어, 엔진 냉각시험, 조종실의 엔진출력 계기에 대해서는 연방항공청에 추가 입증이 필요하고, 복합재 구조물의 손상허용평가와 방화벽의 복합재 벌크헤드 화재시험에 대해서는 양국의 적합성 입증방법에 차이가 있는 것으로 명시하고 있다.

2.2 감항기준에 대한 적합성 입증

항공기 형식증명을 위한 가장 중요한 단계는 감항기준(airworthiness standard) 또는 인증규격(certification specification)에 대한 적합성 입증이라고 볼 수 있다. 항공기, 엔진, 프로펠러에 대한 국제민간항공기구(ICAO)의 감항성 표준과 국가별 항공당국(NAA)의 감항기준은 다음의 Table 1에 제시된 바와 같다.

Table 1 ICAO SARPs and NAAs' Airworthiness Standards/Specifications for the Products

구분	국제표준 (ICAO Annex 8)	미국 감항기준 (FAR)	유럽 인증규격 (CS)	한국 기술기준 (KAS)
소형 비행기	Part V	Part 23	CS-23	Part 23
대형 비행기	Part III	Part 25	CS-25	Part 25
소형 회전익	Part IV	Part 27	CS-27	Part 27
대형 회전익	Part IV	Part 29	CS-29	Part 29
엔진	Part VI	Part 33	CS-E	Part 33
프로펠러	Part VII	Part 35	CS-P	Part 35

국제민간항공기구는 그 협약의 부속서 Annex 16, "Environmental Protection"에서 소음과 배출에 대한 국제표준을 규정하고 있다. 유럽항공안전청은 CS-34와 CS-36에서 국제표준을 그대로 채택(adoption)하고

있으나, 미국과 우리나라의 경우에는 국제표준에 동등하지만 별도의 요건과 절차를 수록한 Part 34와 Part 36을 적용하고 있다.

미국의 항공기 감항기준 중에 Part 23은 378개, Part 25는 403개, Part 27은 255개, Part 29는 310개 요건, 그리고 Part 33과 Part 35는 각각 69개와 25개 요건으로 구성되어 있다. 이와 같은 항공기 감항기준의 요건은 크게 비행성능, 구조강도, 설계구성, 동력장치, 항공장비, 운용한계 요건으로 분류할 수 있으며, 각 분야별 적합성 입증에서 중점적으로 고려해야 할 사항은 다음과 같다.

2.2.1 구조강도 적합성 입증

항공기 감항기준의 구조 및 설계구성 요건은 전체에서 약 30%를 차지할 정도로 비중이 높고, 항공기 안전성을 좌우하는 가장 기본적인 분야에 해당한다. 이는 비행하중, 조종면 및 시스템 하중, 지상하중, 비상착륙조건, 피로평가, 안전계수, 조종시스템, 착륙장치, 조종실, 객실 및 화물실, 여압시스템, 화재방지 등에 관한 각 항목별 세부요건으로 구성된다.

항공기는 비행 또는 지상에서 항공기에 가해질 수 있는 하중에 대해 적절한 구조적 강도가 확보되어야 하는데, 감항기준에서는 정적 강도의 평가 관점에서 하중을 제한하중과 극한하중으로 구분하고 있다.

제한하중은 항공기가 운용되면서 겪을 것으로 예상되는 최대 하중을 의미하며, 하중의 크기를 결정짓는 여러 가지 비행변수들, 예를 들어 속도, 자세, 조종면의 변위, 하중배수, 돌풍속도 등을 규정하는 형태로 하중 요건이 제시된다. 일반적으로 하중은 해석적인 방법을 통해 결정되므로 그 강도와 분포가 실제와 근사하거나 보수적임을 입증하는 것이 요구된다. 소형 비행기(Part 23)의 경우에 풍동시험이나 경험적으로 신뢰성이 확인된 이론의 적용 또는 유사 항공기와 비교 등을 통해 하중해석의 적절성을 검증하는 것이 일반적이나, 대형 비행기(Part 25)의 경우에는 비행시험을 통해 하중을 검증해야 한다. 이러한 제한하중에 대해서 구조부에 영구변형(항복)이 발생하지 않아야 하고, 일시적인 변형이라 하더라도 그 변형으로 인해 항공기의 안전에 영향을 미치지 않는 수준이어야 한다.

극한하중은 설계상의 여러 가지 불확실성을 감안하

여 강도상의 안전여유를 두기 위해 극한하중에 안전계수를 곱한 값으로 정의되며, 대부분 제한하중의 1.5배가 적용된다. 극한하중에서는 구조부의 영구변형은 허용되나 파손은 허용되지 않는다. 세부설계 또는 재질의 특성에 의해 강도가 불확실하거나 마모 또는 운용 환경에 의한 지속적인 강도의 저하가 예상되는 구조부에는 추가적인 특별한안전계수를 적용하여야 한다.

최근에 개발되는 소형 비행기는 구조부를 포함하는 전기체가 복합재로 제작되고 있으며, 대형 수송급 비행기의 경우에도 복합재 사용 비율이 50%에 이르고 있다. 이와 같은 복합재의 구조강도는 전통적인 금속재와 달리 제작공정과 운용환경에 민감하게 영향을 받을 수 있기 때문에 정적강도, 피로 및 손상허용강도, 플러터 등의 입증에 특별한 주의가 요구되며, 복합재 구조물의 설계 및 시험에는 Building Block Approach 기법이 적용되고 있다[10].

2.2.2 동력장치 적합성 입증

항공기의 동력장치 요건은 엔진, 프로펠러, 보조동력장치, 터보과급기의 장착과 연료시스템, 오일시스템, 흡기 및 배기시스템, 냉각시스템, 동력제어장치, 그리고 화재방지 등에 관한 것으로 감항기준 전체에서 약 20% 정도를 차지한다. 미국 교통안전위원회(NTSB) 보고서에 의하면, 항공기 사고요인 중에 동력장치 고장은 비행 조종성 상실에 이어 두 번째로 높은 비중을 차지하고 있으므로 그 안전성이 더욱 강조되고 있다.

엔진과 프로펠러는 형식증명 받은 제품을 선정해야 하며, 그 제작자가 설정한 운용한계를 초과하지 않도록 장착하여야 한다. 프로펠러는 해당 비행기에 장착된 상태에서 비행시험을 통하여 진동응력을 측정하고, 허브나 블레이드의 파손으로 인한 파국적(catastrophic) 고장이 유발되지 않음을 입증하여야 한다. 엔진의 전자제어시스템(FADEC)에 대해서는 엔진의 형식증명에 포함된 경우에도 항공기 장착 상태에서 시스템 안전성, 소프트웨어, 전원 및 데이터 입출력, 전기부하, 낙뢰 및 전자파 등에 관한 안전성을 입증하여야 한다.

엔진의 냉각은 그 장착 형상에 따라서 크게 영향을 받게 되므로 충분한 양의 냉각공기를 유입 및 배출시킬 수 있고, 냉각유로에서 공기누설이 최소화 되도록 설계해야 한다. 왕복엔진의 냉각시험에서는 실린더헤

드온도, 오일온도, 발전기 온도, 엔진제어기 표면온도 등을 측정(T_{mea}) 하고, 다음의 공식을 이용하여 해면고도 100°F(38°C) 상태로 보정(T_{cor}) 한다.

$$T_{cor} = T_{mea} + 1.0(100 - 0.0036H_{pre} - OAT)$$

여기서, H_{pre} 는 압력고도이며, OAT 는 외기온도를 나타낸다. 이 보정공식(AC 23-8C)은 냉각시험을 수행하는 계절과 비행고도에 따라서 그 정확성에 차이를 보일 수 있으나[11], 감항당국이 인정하는 냉각시험 보정공식으로 사용되고 있다. 이 식을 적용할 때, 외기온도는 형식설계에 정의되고 직사광선에 노출되지 않은 센서로부터 측정되는 정온도를 사용하여야 한다. 특히, 터보과급기를 구비한 왕복엔진을 장착한 비행기의 경우에는 냉각시험 고도에서 최소 5분 이상 열적인 안정화 여부를 확인하는 것이 중요하다.

항공기 연료시스템은 엔진에서 필요로 하는 연료량의 125%까지 공급할 수 있어야 하고, 110°F(43°C)로 가열된 연료를 사용하는 경우에도 전체 비행영역에서 증기폐쇄 현상이 발생하지 않아야 한다. 연료탱크의 사용불능 연료량은 수평비행, 상승비행, 하강 및 접근 비행 조건에서 시험을 통해서 결정하여야 한다.

2.2.3 항공장비 적합성 입증

감항기준에서 항공장비는 기계장치, 전기전자장비, 계기류 등을 포함하고 있으며, 전체 요건 중에 약 15%를 차지하고 있다. 최신의 항공기에서는 전기전자장비의 비중이 매우 높아지고, 이를 포함한 시스템 안전성 평가 요건이 더욱 강화되고 있는 추세이다.

항공기의 비행조종, 엔진제어, 유틸리티, 계기판 등이 전자화되면서 이들 모든 시스템을 컴퓨터로 제어하는 전자식 조종실(glass cockpit)이 보편화되고 있으나, 이와 같은 전자식 시스템의 통합화와 집적화로 인하여 전자기 환경에 취약한 특성을 지니게 되었다. 이에 따라서 항공기 전기전자장비는 RTCA DO-160G에 의거하여 자기영향, 전원입력, 전압스파이크, 전도오디오주파수, 유도신호, 무선주파수, 무선주파수에너지, 유도낙뢰, 직접낙뢰, 정전기 등의 전자기 환경에 대한 적합성을 입증하여야 한다[12]. 고강도전자장(HIRF)에 의한 고장을 파국, 위험, 중요 상태로 구분하고, 레벨

A, B, C 중에 해당되는 요건을 적용하여야 한다. 이때, 레벨 A 전기전자장비라 하더라도 제어장치의 경우에는 항공기에 장착된 상태에서 시험으로 입증해야 하는 반면에 시험장치의 경우에는 전달함수나 감쇠기법을 적용해 입증할 수도 있다.

그리고 항공기 시스템의 기능이 고도화 및 복잡화되면서 이를 구현하는 소프트웨어에 대한 의존도가 급속히 증대되고 있다. 항공기 탑재용 소프트웨어의 개발요건을 규정하는 RTCA DO-178C에서 소프트웨어의 설계보증수준(DAL: Design Assurance Level)을 과국, 위험, 중요, 경미, 미영향으로 구분하고 있다. 이에 따라서 각 수준에 해당되는 소프트웨어의 계획, 개발, 확인, 형상관리, 품질보증, 수명주기 자료에 대한 적합성을 입증하여야 한다.

한편, 기존의 전통적이고 단순한 시스템과는 달리 최신의 전자장비 또는 기능이나 구조가 복잡한 기계장치는 한정된 시험 및 분석만으로는 그 안전성을 확인하기 곤란하다. 이에 따라서 항공기 시스템 고장상태의 원인이 되거나 영향을 줄 수 있는 요인을 개발 단계에서 식별하고, 이들 사이의 상호 연관성 또는 발생 메커니즘을 규명하여 제거하거나 허용 가능한 안전수준으로 낮추기 위한 시스템 안전성 평가(SSA: System Safety Assessment)를 수행해야 한다[13].

항공기 시스템 안전성 평가는 기능적 위험평가, 안전성 예비평가, 그리고 시스템 안전성 평가 단계로 진행된다. 이를 위한 평가기법으로 결합나무 분석과 고장모드 및 영향분석을 주로 이용하며, 공통원인 평가에는 특정 리스크 분석, 구역별 안전성 분석, 공통모드 분석 등의 기법을 활용할 수 있다. 정량적인 평가가 곤란한 소프트웨어, 고강도 전자장, 낙뢰 영향 등에 대해서는 개발보증(development assurance)과 같은 정성적인 평가를 수행하기도 한다.

수송급 비행기 형식설계에서는 운용 통계자료에 근거하여 약 100개의 개별 시스템이 비행 안전성에 영향을 미치는 것으로 가정할 수 있다. 이에 따라서 항공기 전체의 안전성 목표 확률을 1×10^{-7} 이라고 했을 때, 이를 100개의 개별 시스템에 균등하게 배분하면 각 시스템에 대한 고장 확률은 비행시간당 1×10^{-9} 를 초과하지 않아야 한다.

2.2.4 비행성능 적합성 입증

항공기 비행성능 요건은 하중분포 및 무게중심, 이륙성능, 상승성능, 항로성능, 착륙성능, 조종성 및 기동성, 비행안정성, 실속특성, 스핀특성 등에 관한 것으로 감항기준 전체에서 약 10% 정도에 불과하지만, 항공기 안전성을 최종적으로 판단하는 가장 중요한 분야에 해당한다. 비행시험에 사용되는 모든 계측기는 유형별로 규정된 오차범위 이내로 교정하여야 한다.

비행안정성에 대한 시험은 세로, 가로, 방향의 각 축에 대한 정적 안정성과 동적 안정성으로 구분하여 정해진 기동에서 가해진 외란 이후에 항공기가 원래의 상태로 복원되는 형태를 평가하여야 한다.

항공기 실속속도는 승인받고자 하는 최대중량, 전방 무게중심 조건에서 플랩 및 착륙장치의 작동형상별로 결정하여야 한다. 실속특성의 경우에도 항공기의 플랩 및 착륙장치의 작동형상별로 날개수평실속, 선회실속, 가속실속에 대하여 최대중량 및 후방 무게중심 조건에서 항공기 경사도(bank)가 감항기준에 규정된 값을 초과하지 않아야 한다. 이와 같은 실속속도와 실속특성에 대한 평가 중에 실속경보에 대한 적합성 입증은 함께 수행할 수 있다.

항공기 스핀은 연방항공청의 AC 23-8C에 제시된 스핀모드 매트릭스에 따라서 수평비행에서 스핀진입, 좌측선회 및 우측선회 조건, 그리고 각 조건은 다시 에일러론 조작을 스핀 진행방향 또는 반대방향으로 하는 조건에서 적합성을 입증하여야 한다.

항공기 상승성능은 각 플랩 및 착륙장치의 작동형상에 대해 해당 감항기준에 규정된 상승률을 만족하여야 한다. 상승률에 대한 적합성 입증은 해당 항공기 성능에 가장 불리한 최대중량과 및 전방 무게중심 조건에서 엔진의 냉각시험 요건과 결과를 만족하는 상승속도에서 이루어져야 한다. 한편, 윙렛을 부착한 쌍발 소형 비행기의 경우에 한 엔진 부작동(OEI: One Engine Inoperative) 상태에서 상승률을 크게 향상시키는 특성을 나타낸다[14].

항공기 이륙거리와 착륙거리는 승인받고자 하는 이륙형상 또는 착륙형상에 대하여 6회 이상의 시험을 수행하고, 그 결과를 해면고도 조건을 환산하여 제시한다. 활주로가 위치한 고도의 높아짐에 따른 이륙거리 및 착륙거리의 증가는 해당 고도에서 비행시험 데이터

가 있는 경우에는 내삽법에 의해 거리를 계산하고, 해당 시험 데이터가 없는 경우에는 거리 증가에 대한 충분한 안전계수를 포함한 외삽법으로 계산한다.

한편, 항공기 소음에 대한 적합성은 ICAO Annex 16의 Volume 1 및 FAR/KAS Part 36, “항공기 소음”에 규정된 비행프로파일, 시험환경, 측정방법, 비행시험 데이터 처리 등의 요건에 만족하는지 평가하여야 한다. 고정익 비행기의 경우에 항공기 중량과 추진방식(제트엔진, 왕복엔진)에 따라, 회전익 항공기의 경우에는 항공기 중량에 따라 적용되는 각 요건을 적용하여야 한다. 항공기 소음시험의 경우에도 상승성능과 마찬가지로 엔진의 냉각시험 결과에 따른 최대 상승속도가 반영된 조건에서 수행하여야 한다.

2.3 비교분석 및 개선사항

국제민간항공협약의 부속서 Annex 8에서 항공기 형식증명은 해당 항공기를 양산하고자 하는 경우에 그 항공기 제작자가 신청하도록 권고하고 있다. 즉, 양산을 전제로 하지 않은 설계는 형식증명의 대상이 되지 않음을 의미한다. 그러나, 이는 형식증명의 개념이나 원론에 해당하는 것이므로 이를 법령에 명문화하는 것은 현실적으로 곤란하다. 이 때문에 미국이나 유럽에서도 이를 규정에 명시하지 않고, 방침이나 지침으로 적용하고 있다. 이러한 원리는 국가간 항공안전협정에도 동일하게 적용되어 항공기 등에 대한 수입·수출 증빙자료가 제시되지 않으면 협정의 대상이 되지 않는 것을 원칙으로 한다.

형식증명 신청자의 자격에 대하여 유럽은 Part 21의 21.A.13에서 “설계조직승인(ODA)을 받았거나 이를 진행 중에 있는 자”로 한정하고 있으나, 미국의 경우에는 Part 21의 §21.13에서 “관심 있는 자는 누구든지”라고 규정함으로써 법문상으로 아무런 제한을 두지 않고 있다. 이는 법령의 형식적 구성만을 갖춘다는 측면에서 적절한 표현일 수도 있지만, 무분별한 형식증명의 신청을 방지하고 신청자에게 설계의 안전성 입증 의무를 고취시키기 위한 최소한의 제한 요건이 필요할 것으로 판단된다.

최대이륙중량 6,000 lbs (2,730kg) 이상의 항공기를 대상으로 하는 신뢰성 비행시험(function & reliability test)에 대하여 미국과 유럽이 모두 §21.35(f)에서 “터

빈엔진을 장착한 경우에는 최소 300시간, 기타의 항공기는 최소 150시간 동안 비행하여야 한다”고 규정하고 있다. 이는 신뢰성 비행시험 대상 항공기를 법적인 요건으로 규정하는 것이지만, 미국과 유럽에서는 최대 이륙중량 6,000 lbs 미만의 항공기라 할지라도 전자식 제어장치(FADEC)를 구비한 엔진, 비행관리시스템(FMS)에 통합된 전자장비, 자동조종장치, 그리고 기내 여압장치를 구비한 항공기에 대해서는 특별감항조건(SC)을 발행하여 신뢰성 비행시험을 수행하고 있다는 점에 주목할 필요가 있다. 이와 같이 법적 요건이 불명확하거나 현실을 충분히 반영하지 못함에 따라 신청자에게 미적용 요건으로 오인하게 하거나 감항당국의 행정부담을 가중시키게 된다. 이를 해소하기 위하여 위와 같이 복잡한 시스템으로 구성된 항공기에 대해서는 중량에 관계없이 신뢰성 비행시험을 수행하도록 §21.35(f)를 개정할 필요가 있다.

우리나라의 항공기 형식증명 제도는 1961년에 제정된 항공법 제14조(형식증명)에 근거를 두고 있다. 이는 1991년 개정법에서 제17조(형식증명)로 변경되었으며, 1993년 개정법에서는 엔진과 프로펠러도 형식증명 대상으로 추가되었다. 이어서 1993년 8월에 “항공기 안전을 확보하기 위한 기술상의 기준(기술기준)”이 교통부 고시로 처음 제정되었고, 이후 27회의 개정을 거쳐 현재는 국토교통부 고시 제2014-843호, “항공기 기술기준(KAS: Korean Airworthiness Standards)”을 적용하고 있다. 형식증명에 대한 세부절차는 항공기 기술기준의 Part 21, “항공기 등, 장비품 및 부품 인증절차”와 국토교통부 훈령 제2014-451호, “항공기 형식증명 지침”에서 규정하고 있다[4]. 이는 각각 미국의 FAR Part 21과 FAA Order 8110.4C를 바탕으로 우리나라의 실정을 고려하여 제정된 것이다.

우리나라의 Part 21 규정은 국내의 항공산업 실정을 고려하여 임시형식증명, 기본급 항공기 형식증명, 한정급 항공기 형식증명, 군잉여 항공기 형식증명 제도를 두지 않고 있다. 또한, 그 세부내용을 살펴보면 다음과 같은 FAR 최신요건이 반영되지 않아 국제적 대응성 면에서 최신회 개정이 필요한 것으로 판단된다.

- §21.20 적합성 입증 : 형식증명 신청자는 해당 감항요건에 대한 적합성을 입증하고, 그 입증자료와 적합성 보증서를 감항당국에 제출함.

- §21.47 양도성 : 형식증명 양도 전 통지기간 30일은 삭제되었고, 미국내 양도와 해외 양도로 구분하여 그 양도 내용을 제출함.
- §21.50 감항성유지지침서 및 정비교범 : 상용부품 목록을 감항성유지지침서에 포함시키고, 이와 관련된 자료를 감항당국에 제출함.
- §21.93 형식설계 변경의 구분 : 항공기 개조로 인한 소음변경을 초래하는 대상에 틸트로터(tiltrotor) 항공기를 추가함.
- §21.97 중급 형식설계 변경 : 형식증명변경 신청자는 해당 감항요건에 대한 적합성을 입증하고, 그 입증자료와 적합성 보증서를 제출함.
- §21.113 부가형식증명 요건 : 중급 개조에 대하여 형식증명 소지자뿐만 아니라, 제3자도 부가형식증명을 신청할 수 있도록 명시함.

미국 연방항공청은 2007년에 FAR Part 26, “Continued Airworthiness and Safety Improvements for Transport Category Airplane”을 제정하여 전기배선 연결시스템(EWIS) 개선, 연료탱크 가연성 저감, 노후 비행기 손상허용평가 등을 포함하는 수송급 비행기 감항성 증대 프로그램을 시행하도록 하였다. 우리나라의 경우에는 국내의 제작산업 및 운송산업 실정을 고려하여 최근까지 이 제도를 도입하지 않고 있으나, 향후에 국내에서 개발되는 수송급 비행기의 형식증명과 수입되는 수송급 비행기의 형식증명승인에 적용할 수 있도록 제도화하는 방안을 검토할 필요가 있다.

소형 비행기의 인증제도에 대해서는 미국 연방항공청의 개편 계획을 고려할 필요가 있다. 이는 2013년에 미국 의회에서 의결된 소형 비행기 활성화 법률(Public Law 113-53: Small Airplane Revitalization Act)에 따라 2015년 12월까지 소형 비행기에 대한 인증절차와 감항기준을 대폭 간소화하여 개정하는 것을 목표로 하고 있다[15]. 특히, 감항기준의 개정이나 특별감항조건(SC)의 제정에 소요되는 과도한 기간을 단축할 수 있도록 ASTM 등의 산업규격을 적용하는 방안이 검토되고 있다. 또한, 감항당국의 과도한 합치성 검사를 효율화하고, 신청자의 역량에 따라서 차등적인 인증절차를 적용하는 방안도 검토되고 있다.

미국의 소형 비행기 인증제도 개편 계획에 부합하는 제도로 유럽의 인증규격(CS) 체계와 설계조직승인(DOA)

및 생산조직승인(POA)을 들 수 있다. 유럽의 인증규격과 특별감항조건은 유럽항공안전청장이 제정권을 가지고 있으므로 보다 신속히 개정이 가능하며, 설계조직승인과 생산조직승인 제도를 통해서 능력을 갖춘 신청자에게 보다 많은 자율권을 부여하고 있다. 이와 같은 관점에서 우리나라도 유럽의 제도를 도입할 필요가 있으며, 이를 통해서 유럽 항공시장에 대한 경쟁력도 갖출 수 있을 것으로 기대된다.

한편, 군용 목적으로 개발된 헬리콥터와 비행기에 대해서도 10년 이상의 충분한 운용경험을 축적한 경우에 군잉여 항공기로서 한정급 형식증명[4]을 받을 수 있도록 이에 대한 제도화 방안을 검토할 필요가 있다. 아울러, 새로 개발되는 민군 겸용 항공기에 대해서는 개발 초기부터 민간 감항기준과 군용 규격을 유기적으로 함께 적용하고, 민간 감항당국이 적합성 입증 단계에 참여하도록 보장되어야만 형식증명 획득이 가능하다고 볼 수 있다.

3. 결 론

본 논문에서 국제민간항공기구, 미국, 유럽연합의 항공기 형식증명에 대한 인증절차를 비교분석하고, 감항기준의 구성과 적합성 입증방법을 살펴보았다. 이로써 우리나라의 형식증명 인증절차를 국제적 기준에 부합하도록 개선할 수 있는 방안을 제시하였다.

국제적인 인증절차와 기준을 고려할 때, 우리나라의 인증절차는 형식증명 대상과 신청자 자격을 구체화하고, 미국과 유럽에서 시행하고 있는 최신요건을 추가 반영하고, 항공기 안전성 판단에 기반이 되는 신뢰성 및 기능 비행시험 요건을 명확히 정의할 필요가 있다. 또한, 미국의 소형 비행기 인증제도 개편 계획과 유럽의 설계조직승인 및 생산조직승인 제도를 도입·반영함으로써 인증제도와 절차를 간소화하고 시장경쟁력을 강화할 필요가 있다.

우리나라의 항공안전체계는 국제민간항공기구의 2010년 USOAP (Universal Safety Oversight Audit Programme) 평가에서 최우수 등급을 받은 바 있다. 2011년부터 USOAP CMA (Continuous Monitoring Approach) 상시평가로 전환되면서 항공안전체계에 대한 중

요성이 더욱 강조되고 있다. 본 논문에서 제안하는 형식증명에 관한 개선사항이 국제적 기준에 부합하는 항공안전체계의 유지·발전에 기여할 것으로 기대한다.

참고 문헌

- [1] International Civil Aviation Organization, “Doc 9760: Airworthiness Manual”, 3rd Ed., Jan. 2014.
- [2] Federal Aviation Administration, “Order 8110.4C: Type Certification”, Change 5, Dec. 2011.
- [3] European Aviation Safety Agency, “PR.TC.00001-002: Type Certification”, Issue 2, Sep. 2010.
- [4] Ministry of Land, Infrastructure and Transport, “Notice 2014-451: Procedures for Type Certification”, Nov. 2014.
- [5] FAA and EASA, “Technical Implementation Procedures for Airworthiness and Environmental Certification”, Rev. 3, Apr. 2013.
- [6] FAA and MOLIT, “Implementation Procedures for Airworthiness”, Rev. 1, Oct. 2014.
- [7] Deok-Kon Hong, Kwanjung Yee, “Comparison of Airworthiness Certification System between Korea and U.S.”, Journal of KSAS, Vol. 36, No. 3, Mar. 2008.
- [8] Seung Taek Hong, “A Study on Airworthiness Certification System”, Master's thesis, Korea Aerospace University, Aug. 2012.
- [9] Kang-Yi Lee, “Safety Analysis for Turbine Case Cooling System of Turbofan Engine”, Ph.D. thesis, Pusan National University, Aug. 2012.
- [10] Paolo Feraboli, “Composite Materials Strength Determination within Current Certification Methodology”, Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 4, Jul. 2009.
- [11] Juan Carlos Valer, “A Study of Temperature Correction Methods for Reciprocating Engine Flight Testing”, Master's thesis, University of Tennessee, Dec. 2003.
- [12] Sang-Ho Han, “EMI/EMC Certification of Small Aircraft”, KSAS Fall Conference, pp. 1472~1475, Nov. 2010.
- [13] Seung-Woo Yoo, Baek-Jun Yi, “A Study on Safety Requirements Establishment through System Safety”, Journal of SASE, Vol. 7, No. 2, Jun. 2013.
- [14] Fabrizio Nicolosi, “Flight Tests, Performances, and Flight Certification of a Twin-Engine Light Aircraft”, Journal of Aircraft, Vol. 48, No. 1, Jan. 2011.
- [15] Seungkyem Kim, “Reform Plan of U.S. for the Small Airplane Certification System”, SASE Fall Conference, pp. 1~5, Oct. 2014.

저자 소개



이 강 이

1990년 인하대 항공우주공학과 졸업. 2012년 부산대 대학원 박사. 1990년~현재 국방기술품질원, 삼성테크윈(주), 한국항공우주연구원, 항공안전기술원. 관심분야: 항공기, 엔진, 부품의 인증.



이 종 희

1979년 공군사관학교 기계공학과 졸업. 1996년 Univ. of Washington 대학원 박사. 1983년~2013년 공군. 2014년~현재 항공안전기술원 본부장. 관심분야: 항공기 인증, 감항기준 개발.



정 하 걸

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



유 창 경

1989년 인하대 항공우주공학과 졸업. 2006년 한국과학기술원 박사. 1991년~현재 국방과학연구소, 인하대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야: 항공우주 제어 및 시스템, 항공기 인증.