

항공기 동력장치 인증 요구조건의 기술적 배경 연구

공창덕* · 강명철* · 박현범* · 이강이**

Technical Background Study of Certification Requirements for Aircraft Engines

Changduk Kong** · Myoungcheol Kang* · Hyunbum Park** · Kangyi Lee***

ABSTRACT

For establishing new certification requirements for aircraft engines, Technical background of FAR Part33 amendments has reviewed and studied in this paper. The FAA is amending type certification standards for aircraft engines. These changes reflect current industry practices and harmonize FAA standards with those recently adopted by the European Aviation Safety Agency (EASA). These changes establish uniform standards for all engine control systems for aircraft engines certificated by both U.S. and European countries and will simplify airworthiness approvals for import and export.

Key Words: Type Certification, Aircraft Engines, FAR Part33

1. 서 론

본 연구의 목적은 지식경제부 주관 하에 수행 중인 항공기 품질인증 기술기반 구축사업의 주요 성과물인 “엔진 안전성 인증기술 개발”에 대한 체계적이고 전문적인 연구를 통하여 항공기에 장착되는 엔진의 안전성을 확보할 수 있는 기술기반을 구축하고 사업의 목적을 달성하는 것이다.

FAR 개정안(Amendment)은 관련 규정의 개정이나 새로운 규정의 제정을 위해 발행된다. 개정

안의 구성은 개정안의 요약, 개정 내용에 대한 기술적 배경, 관련 분야 전문가들의 검토의견 및 내용, 규정의 제정에 따른 관련 법규 해당내용 및 의무규정 수행내용 등으로 구성된다.

주요 연구 내용은 항공기용 엔진에 대한 미국 연방 항공안전본부(FAA)의 규정인 FAR Part33의 주요 개정안(Amendment 33.22 ~ 33.26)의 기술적 배경을 분석하고, FAR Part33과 유럽의 엔진 인증기준인 CS-E와의 비교분석을 수행하였다.

2. 엔진 수명제한부품에 관한 표준 (Aircraft Standards for Engine Life-Limited Parts)

항공안전본부는 엔진의 수명제한부품에 대한 표준들을 변경함으로써 항공기용 엔진들의 형식

* 정희원, 조선대학교 항공우주공학과

** 정희원, 한국항공우주연구원
연락처, E-mail: m.c.kang@hotmail.com

증명을 위한 인증기준들을 개정하고 있다. 이 최종규정안은 항공안전본부와 유럽항공안전국(EASA)의 형식 승인을 받은 항공기용 엔진의 수명제한부품들에 대한 설계와 시험을 위한 새로운 규격화된 표준들을 수립한다. 이 규정은 현행 부품수명 요구조건들을 유지하면서 손상허용요건들을 설계과정에 도입하여 터빈엔진 생산업체들의 설계, 생산 및 서비스 요소들 사이의 협력을 강화한다. 이러한 새로운 요구조건들은 추가적인 안전여유를 제공하고 부품의 재료, 제조 및 운항상의 이상에 기인하는 수명제한부품들의 고장빈도를 낮출 것이다[1].

21 요건 개정에 대한 기술적 배경

제조상 이상이 있는 엔진 디스크는 특히, 1989년 아이오와주, 수우 시와 1996년 플로리다주, 펜사콜라에서 발생한 것과 같은 몇 건의 치명적인 항공기 사고들을 일으켰다. 수우 시에서 발생한 DC-10기 사고는 티타늄 재료의 용해과정에서 발생한 이상이 원인이었다. 펜사콜라에서 발생한 MD-88기 사고는 제조과정에서 유발된 비정상적인 미세구조로부터 시작된 피로균열이 원인이었다. 대부분의 분류되지 않은 엔진고장의 원인들은 부품의 재료, 제조 및 운항/정비 과정으로부터 기인한다.

생산업체의 데이터에 따르면 제조상의 이상은 최근의 로터 균열과 고장 원인의 약 40%를 차지한다. 1984년부터 1989년 사이의 데이터들에 따르면 재료, 제조 및 정비과정에서 유발되는 이상으로 인한 엔진 고장은 1천만번 비행당 1~2회 또는 년중 3회의 비율로 발생하였다. 이러한 사고사례와 참고 데이터들에 의해 항공안전본부는 고장 시 엔진을 위협한 상황에 이르게 하는 엔진 부품의 설계와 관련된 엔진 인증기준을 개정해야한다고 결정하였다.

이와 함께 1989년부터 항공안전본부, 엔진 생산업체, 및 유럽항공당국들을 대표하는 한 그룹이 미국과 유럽의 엔진인증 요구사항들을 개정하고 서로 조화시키는 작업을 수행해 왔다. 이 그룹의 권고를 바탕으로 한 이 규정은 터빈 엔

진의 수명제한부품(Life-Limited Parts; 유럽의 규정에서는 “치명성부품 critical parts”로 명명된)에 대한 미국과 유럽의 공통적인 엔진 요구사항들을 제정하였다.

22 최종 규정안 요약

새로운 33.70절은 33.14절을 대체한다. 33.70절은 회전구조부품(rotating structural parts) 뿐만 아니라 주요 고정구조부품(static structural parts)을 다루기 위하여 “엔진 수명제한부품”이라는 용어 도입하였으며, 이 부품들의 주고장시에는 33.75절에 나열된 것과 같은 엔진에 위협한 영향을 초래할 수 있고 고장의 형태(모드)는 비행주기(피로)와 비행시간(크리프장도)에 따른다. 이 규정은 엔진 수명제한 부품의 정의를 만족하는 회전 및 정적부품들 모두를 다룬다. 이 규정은 수명제한을 제정하고 부품 이상의 사례를 소개하는데 사용되는 절차들에 대한 항공안전본부의 승인을 요구 한다. 이 규정은 최신 수명계산 및 예측 기법으로 유지된다. 이 기법은 로터의 유용수명(useful life)을 길이 약 0.762mm 및 깊이 0.381mm의 균열이 발생하는데 필요한 최소 비행주기로 제한한다. 이 규정은 상승된 온도와 유지된 비행시간 뿐만 아니라 다른 고장들과의 상호작용들의 영향을 평가하기 위하여 충분한 해석과 실험을 필요로 한다.

이 규정은 신청자가 부품의 재료, 제작 및 운항상의 이상으로 인한 잠재적 고장을 제한하기 위하여 손상허용평가를 수행하도록 하는 새로운 요구사항을 추가하였다. 신청자는 손상허용평가를 위하여 다양한 기법들을 사용할 수 있다. 예로서, 확률적인 위험도평가 기법을 사용하거나 부품이 정해진 균열성장소요시간을 갖도록 설계할 수 있다. 손상허용의 기본내용에 의하면 로터가 균열이 있는 상태에서 작동되는 것을 허용하지 않는다. 로터 부품들은 균열이 발생하는데 필요한 최소한의 비행주기에 의하여 정의되는 유용수명이 다하게 된 경우에는 반드시 제거되어야만 한다.

3. 항공기 엔진 조류흡입 (Aircraft Engine Bird Ingestion)

이 최종규정안은 터빈엔진 항공기에 대한 조류 때의 위협에 대해 적절히 대처하기 위해서 항공기 터빈엔진 형식인증 기준들을 수정한다. 또한 이 수정사항들은 미국과 유럽에서 형식인증을 받은 항공기 터빈 엔진에 대한 항공안전본부와 유럽항공안전국의 조류흡입 기준을 일치시킬 것이고, 수출 및 수입에 대한 감항증명 절차를 단순화할 것이다. 이 수정사항들은 규격화된 국제표준들을 제정하고 대형 조류 때의 위협에 대한 항공기 터빈엔진들의 만족스러운 안전수준을 제공하여야 한다[2].

3.1 요건 개정에 대한 기술적 배경

항공안전본부는 2000년 9월 5일 연방규정부호 14(14 Code of Federal Regulations (CFR))의 33.76 항목의 새로운 규정들을 채택하였으며 이 규정들은 터빈엔진 항공기에 대한 모든 조류흡입의 위협을 잘 소개하고 있다. 이 요건들은 국립교통안전위원회(National Transportation Safety Board (NTSB))의 안전권고 A-76-64에 나와 있는 항공기 엔진의 조류흡입에 대한 대응수준을 높여야 한다는 내용에 대한 조치로서 이에 대한 일부분이 채택되었다.

규정이 제정되는 기간에 회신된 의견들을 바탕으로, 항공안전본부는 현행 엔진 인증요건들이 대형 조류 또는 늘어나는 개체 수에 의한 비행기 안전상의 위협을 명확하게 설명해주지 않기 때문에 이들 대형 조류 때 (중량 1.15kg 이상)에 대한 규정을 만들기로 결정하였다.

3.2 규정제안공지 (Notice for Proposed Rulemaking NPRM)에 대한 검토의견 요약

항공안전본부는 캐나다 민간 항공운송국(Transport Canada Civil Aviation (TCCA))와 국립 교통안전 위원회로 부터 검토의견들을 수신하였다.

캐나다 민간항공운송국은 이 제안의 취지를

충분히 지지하는 입장이었지만 국립 교통안전 위원회는 규정에 나와 있는 조류의 최대 크기 (3.63kg)에 대한 우려를 표했다. 국립 교통안전 위원회는 이에 대해 실제 환경에서는 3.63kg 보다 큰 조류 때가 있을 수 있고 지금까지 상업용 항공기와 충돌을 일으켜 왔다고 설명하였다. 또한, 최대정격 이륙추력은 비행 승무원이 선택해서 사용할 수 있고 이 동력세팅이 저감정격 이륙추력 보다 더 혹독한 조건이 될 수 있기 때문에, 요구시험 시에 최대정격 이륙추력 대신에 저감정격 이륙추력 값을 사용하는 것에 대한 우려를 나타냈으며 최악의 상황을 반영하여 이 요구시험이 수정되도록 제의하였다.

항공안전본부는 이 세 가지 의견들에 동의하지 않았다. 이 규정의 안전목표는 전 세계적으로 운항되는 항공기들의 다발-엔진에 대한 대형 조류 때의 흡입으로부터 발생하는 동력 손실에 기인한 예상 항공기 대형 참사율을 소개하는 것이다. 이를 위해서 충분한 비율의 가능한 변수 조합들(즉, 조류중량/수량, 조류 속도, 엔진 동력세팅, 충돌위치, 등.)을 포함하는 시험을 고안해 냄으로써 다양한 규정 변수들이 신중히 선택되었다. 이들 가능한 변수 조합들은 전 세계적으로 운항중인 항공기들이 이러한 높은 안전 수준에서 운항할 수 있게 해준다. 30여년동안 325백만 회의 운항 자료들을 바탕으로 구성된 조류흡입 사고 데이터베이스는 조류 흡입율을 정하는데 사용되었다. 이 데이터베이스 분석을 통해서 항공안전본부는 앞으로의 잠재적인 조류 흡입 율의 증가에 대한 약간의 조정을 포함해서 운항 시에 발생한 실질적 위협을 정의할 수 있었다. 제안된 규정은 예측이 확실치 않기 때문에 가능성이 있는 최악의 인자들의 조합을 망라할 의도는 아니었으며 이는 현재 엔진기술의 범위를 넘어서는 것이다. 항공안전본부는 이론상 가장 최악의 시나리오를 사용하는 모든 변수들을 선정하는 것은 설계, 제조 및 운용의 관점에서 비현실적이라고 여긴다.

국립 교통안전 위원회는 정상적인 운항 상황에서 발생하는 손상이 있을 수 있기 때문에 편

블레이드의 운항 중 손상을 요구시험 항목에 편입시키는 것을 추가 건의하였으나 항공안전본부는 이 건의를 채택하지 않았다. 엔진 형식인증 요건들은 손상이 없는 제품을 기준엔진으로 요구하고 이에 적용된다. 이 엔진 조류흡입 요건들과 형식인증 요건들은 이점에 있어서는 유사성을 갖는다. 이 수정된 규정은 지난 30여년동안 기록된 가장 혹독한 엔진 조류흡입 사고들에 대한 치명적인 흡입 변수들을 기초로 한다. 감항성 유지 지침서(Instructions for Continued Airworthiness, ICA)에 의해 허용된 운항적합손상을 포함하는 운항상의 정상적인 흡입 사고들에 대해서는 상당한 여유가 존재한다. 또한, 감항성유지 지침서(ICA)에 대한 현행 자문위원회 회람(Advisory Circular; AC)에는 형식인증 소유자는 형식인증 요건들에 반하는 운항적합손상의 특징들을 평가하고 이에 대한 적절한 설명들을 감항성유지 지침서에 포함하도록 명기한다. 전 세계의 긍정적인 운항사례들은 이 일반적인 접근방식이 만족스러운 안전수준을 제공한다는 것을 보여준다.

3.3 최종 규정안 요약

이 최종규정은 항공안전규정 33.76의 항공기용 터빈엔진에 대한 새로운 조류흡입기준을 채택한다. 또한 이 규정은 안전 목표와 이 조치를 뒷받침하는 고려사항들에 대한 논의 사항들을 포함한 제정작업의 내용들을 자세히 서술한다. 이 최종규정은 규정제안공지에서 제안된 내용과 동일한 내용이다.

4. 안전도 분석 (Safety Analysis)

항공안전본부는 항공기용 터빈엔진에 대한 안전성 분석 형식인증 기준을 개정한다. 이 규정은 미국의 Part33과 엔진 인증규격서(CS-E)를 따르는 유럽국가에서 인증을 받은 항공기용 터빈 엔진에 대해서 상당히 규격화된 안전성 분석 기준을 제정하였으며 이에 따라 수출, 입에 대

한 감항증명 절차를 단순화 한다[3].

4.1 요건 개정에 대한 기술적 배경

2006년 7월 18일, 항공안전본부는 “감항기술 기준; 안전성 분석 정격 및 형식인증 기준”이라는 제목의 규정제안공지를 발행하였다(71 FR 40675). 이 규정제안공지는 유럽항공안전국에 의해 엔진 인증규격서(CS-E)에 채택된 요건들과 일치하는 엔진의 안전성 분석 요건들의 제정을 제안하였다.

이 새로운 엔진의 안전성 분석 요건들은 모든 엔진의 고장 조건들에 의한 전체적인 위험도를 허용 가능한 수준으로 낮추는 것을 보장할 것이다. 더 제한적인 항공기 기준들이 장착엔진에 적용될 경우에는 이를 결정하기 위해서 엔진 제작사와 항공안전본부의 인증사무소간의 초기조정 이 필요하다.

4.2 규정제안공지에 대한 검토의견 요약

항공안전본부는 이 규정제안공지에 대해 제네럴 일렉트릭사(General Electric), 롤스로이스(Rolls Royce)사 그리고 캐나다 민간항공운송국의 의견을 회신 받았다.

이들은 제안된 이 규정에 동의하지만 몇 가지 작은 수정사항들을 제시하였다. 두 개 기관은 이 규정을 유럽항공안전국의 규정과 더 일치시키기 위한 변경을 요청하였다. 이에 대하여 항공안전본부는 33.75절 (a)(2)항과 (c)항을 변경하고 (e)(4)항을 새롭게 추가하였다.

5. 회전익 항공기용 터빈엔진의 한 엔진 작동불능 정격 (Rotocraft Turbine Engines One-Engine-Inoperative (OEI) Rating)

항공안전본부는 회전익 항공기용 터빈엔진의 30초 한 엔진 작동불능 (One-Engine Inoperative; OEI), 2분 한 엔진 작동불능 및 30분 한 엔진 작동불능에 대한 OEI 정격의 정의와 형식인증 기준들을 수정하였다. 이 작업은

이 정격의 사용에 대한 최근의 분석결과들 그리고 완료된 엔진 인증과 운항 사례들로부터 얻은 교훈들을 반영하기 위하여 정격 기준을 수정한다. 이 규정은 이 정격에 대한 항공안전본부의 형식인증 기준들을 엔진 인증사양에 대한 유럽 항공안전국의 요건 및 캐나다의 민간항공운송국에 대해 제안된 요건들과 잘 조화시키고, 수출, 입에 대한 감항증명 절차를 단순화할 것이다 [4].

5.1 요건 개정에 대한 기술적 배경

2007년 5월 4일 항공안전본부는 “감항기술기준; 회전익항공기용 터빈엔진의 한 엔진 작동불능(OEI) 정격 및 형식인증 기준”이라는 제목의 규정제안공지를 발행하였다(72 FR 25207). OEI 출력 정격은 이륙, 순항 또는 착륙과 같은 비행 시에 다발-엔진 회전익항공기의 한 엔진이 고장이 나거나 정지될 때 필요한 이륙 및 최대 연속출력 높은 출력을 제공한다. 이러한 OEI 정격 출력들은 회전익항공기가 적절한 착륙지점에 이를 때까지 안전한 비행을 지속할 수 있도록 해준다. Part33은 회전익항공기용 터빈엔진의 형식인증 발행을 위한 30초 OEI, 2분 OEI, 2 1/2분 OEI, 30분 OEI 그리고 연속 OEI 정격들에 대한 감항기준들을 규정한다. 모든 OEI 정격은 엔진 제작사들이 33.7절에 명기된 정격들 중에서 선택할 수 있는 임의정격이다. 이 최종규정은 현행의 안전수준을 낮추지 않고도 유럽항공안전국(EASA)의 OEI 정격들에 대한 해당 감항기준들과 잘 맞는다.

5.2 규정제안공지에 대한 검토의견 요약

터빈엔진 제작사인 제네럴 일렉트릭사(GE), 해외 항공당국인 캐나다 민간 항공운송국 그리고 산업협회인 항공산업협회 (Aerospace Industries Association (AIA))를 포함하는 3개 기관이 이 규정제안공지(NPRM)의 의견요청에 대한 회신을 하였다. 여기서 캐나다 민간항공운송국은 다수의 의견을 제시하였다. 이들 모두는 기본적으로 이 제안된 수정사항들을 지지하였

다. 모든 의견들에 대한 수정사항들이 제시되었다. 항공안전본부는 제안 내용 중에서 다음의 일반규정 항목들에 대한 의견을 받았다.

- 연료 시스템
- 내구성 시험
- 과속 보호
- 감항성 한계 항목

6. 엔진 제어 시스템 (Engine Control System)

항공안전본부는 항공기 엔진 제어시스템에 대한 형식인증 기준들을 수정하였다. 이 수정사항들은 현재 산업체에서 실행중인 사항들과 최근에 유럽 항공안전국에서 채택된 기준들과 일치하는 항공안전본부 기준들을 반영한다. 이 수정사항들은 미국과 유럽 국가들 양쪽에서 인증을 받은 모든 항공기 엔진의 제어 시스템들에 대해서 규격화된 국제기준들을 제정하고 수출, 입에 대한 감항증명 절차를 단순화할 것이다[5].

6.1 요건 개정에 대한 기술적 배경

미국과 유럽의 항공기 엔진 규정들은 엔진 제어뿐만 아니라 몇 가지 부분에서 차이점이 있다. 하나의 공통된 요건들에 대해서 인증을 하는 것은 서로 개별적으로 분리된 것보다 관련 비용이 낮기 때문에 산업체와 인증기관들에게는 이익이 된다.

항공안전본부는 통합 항공국(Joint Aviation Authorities (JAA))과 유럽항공안전국의 전신인 유럽 규정제정청(European rulemaking authority)과 협력하여 part 33과 통합항공요건-엔진 및 유럽의 인증요건들을 비교 연구하는 국제 엔진 인증 연구그룹을 설립하였다. 항공 규정제정 자문위원회(Aviation Rulemaking Advisory Committee)는 산하의 엔진 인증조화 운영단(Engine Harmonization Working Group (EHWG))을 통해 Part33과 JAR-E의 엔진 제어 인증요건을 일치시키는 것에 대해 주목하였다. 이

최종규정은 합의된 항공안전본부와 통합 항공국 사이의 규정일치를 반영하고 이어서 유럽항공안전국에 의해 CS-E 50으로 채택되었다.

6.2 규정제안공지에 대한 검토의견 요약

규정제안공지(NPRM)의 의견요청에 대해서 항공기 엔진 제작사와 경량 비즈니스제트 항공기 제작사를 포함하여 8개 기관에서 의견을 회신하였다. 이들은 경미한 변경사항들만 제안되는 경우에 대해 이 규정을 지지한다고 하였다. 항공안전본부는 제안 중 다음의 일반규정 부분들에 대한 의견을 받았다.

- 엔진 제어모드 변경 장착 지침서
- 엔진 제어시스템 고장
- 과속 보호
- 엔진과 항공기 간 시스템 안전평가 인터페이스
- 프로그램가능 논리장치
- 계기 연결

6.3 최종 규정안 요약

엔진 제어 시스템 요건들에 대한 이 최종규정은 2007년 4월 11일 발행된 규정제안공지에 의한 중대한 변경사항들을 포함하지 않는다. 항공안전본부는 명확함을 확보하고 유럽항공안전국 규정들과 보다 나은 일치를 위해서 몇 가지 부분에 대한 경미한 변경사항들만을 포함한다. 이 규정은 33.5, 33.7, 33.27, 33.28, 33.29, 33.53 및 33.91절에 대한 항공안전본부와 유럽항공안전국의 규정들을 일치시킨다.

7. 결론

본 연구에서는 항공기 엔진의 인증요건 개발을 위해 필요한 FAR Part33의 개정내용에 대한 기술적인 배경연구를 수행하였다.

개정안의 내용은 최근의 개정안 중에서 엔진 수명제한부품, 조류흡입, 안전도 분석, 회전의 항공기용 엔진의 한 엔진 작동불능 정격 그리고 엔진 제어시스템에 대한 개정안 (33.22 ~ 26)에 대하여 수행하였다.

위와 같은 주요 항목의 개정안에 대한 기술적 배경 연구 내용들은 앞으로의 항공기 엔진 인증 개발에 참고자료로 활용할 수 있을 것이라 판단된다.

참 고 문 헌

- [1] Federal Aviation Administration (FAA), Airworthiness Standards; Aircraft Engine Standards for Engine Life- Limited Parts, Vol. 72, No. 170, Amendment No. 33-22, FAA, 2007
- [2] Federal Aviation Administration (FAA), Airworthiness Standards; Engine Bird Ingestion, Vol. 72, No. 200, Amendment No. 33-23, FAA, 2007
- [3] Federal Aviation Administration (FAA), Airworthiness Standards; Safety Analysis, Vol. 72, No. 170, Amendment No. 33-24, FAA, 2007
- [4] Federal Aviation Administration (FAA), Airworthiness Standards; Rotorcraft Turbine Engines One-Engine-Inoperative (OEI) Ratings, Type Certification Standards, Vol. 73, No. 160, Amendment No. 33-25, FAA, 2008
- [5] Federal Aviation Administration (FAA), Airworthiness Standards; Engine Control System Requirements, Vol. 73, No. 161, Amendment No. 33-26, FAA, 2008