

技術論文

항공기 엔진제어시스템 인증기술 개발

이강이*, 한상호*, 진영권*, 이상준**, 김귀순***

A Study on Certification of Electronic Engine Controls

Kang-Yi Lee*, Sang-Ho Han*, Young-Kwon Jin*, Sang-Joon Lee** and Kui-Soon Kim***

ABSTRACT

The aircraft gas turbine engines with the Electronic Engine Controls(EEC) had been developed to save fuel and enhance their performance in the early days, and had employed the health monitoring function in the Full Authority Digital Engine Controls(FADEC) to improve their reliability. This has led to an increasing demand for the certification technology of these controls. The design and certification issues of power supply, aircraft supplied data, failure modes, software verification/validation, and lightning requirements need to be addressed. This paper presents the design considerations and the certification techniques applied to the electronic engine controls. And it is believed that this paper will be basis to establish a requirement in Korean Airworthiness Standard.

초 록

항공기용 가스터빈엔진에 사용되고 있는 전자식 엔진제어장치는 연료 절약 및 성능 향상을 목적으로 개발되어, 최근에는 엔진의 신뢰성 향상을 위한 고장진단 기능을 갖춘 전자동디지탈식 엔진제어장치로 발전하였다. 이와 같은 기술의 발전으로 과거와는 다른 새로운 개념의 엔진제어장치에 대한 인증기술 개발의 필요성이 증대되고 있다. 전자식 엔진제어장치에 대한 설계 및 인증에서 고려되어야 하는 사항으로 전원 공급, 입력 데이터, 고장 모드, 소프트웨어 확인 및 검증, 그리고 낙뢰의 영향 등을 들 수 있다. 본 연구에서는 전자식 엔진제어장치에 대한 설계 고려사항과 인증 기법을 분석하였고, 이를 바탕으로 국내 감항 기술기준의 관련 요구조건을 정립할 수 있도록 하였다.

Key Words : Aircraft Engine(항공기 엔진), EEC(전자식 엔진제어장치), FADEC(전자동디지탈식 엔진제어장치), Design(설계), Test(시험), Certification(인증)

1. 서 론

항공기용 가스터빈엔진에 사용되는 엔진제어

장치는 엔진의 시동, 정지, 정상상태 제어, 가감속 제어, 그리고 모니터링 및 자기진단을 통하여 엔진을 보호하는 기능을 한다. 또한, 엔진의 운용 조건 및 작동상태에 적합한 최적의 연료를 공급하여 엔진의 성능을 향상시킬 수 있게 한다[1].

종래의 엔진은 유압기계식 엔진제어장치를 사용하였으나, 최근에는 항공전자 및 디지털 기술의 발전으로 전자식 엔진제어장치(EEC; ECU, DEEC, DECU, FADEC 등)가 보편적으로 사용되고 있다.

† 2004년 7월 21일 접수 ~ 2004년 12월 8일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 품질인증센터

연락처, E-mail : kylee@kari.re.kr

대전광역시 유성구 어은동 45번지

** 정회원, 산업자원부 자본재산업총괄과

*** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

II. 본 론

2.1 제어시스템 작동특성 설계

항공기 엔진에 사용되는 전기 및 전자식 제어 장치는 엔진의 트림 출력을 유지시켜 주는 비교적 단순한 것에서부터 전체 출력범위를 제어하고 자기진단 기능을 갖춘 FADEC까지 다양한 형식의 것이 사용되고 있다. 이와 같은 전자식 엔진 제어장치의 주요 기능으로 실속 및 서지 방지, 과속 방지, 정익배인 각도제어, 블리드밸브 제어, 블레이드 틱각력 제어, 그리고 엔진냉각 제어 등을 들 수 있다.

전자식 엔진제어장치(EEC)에 의한 엔진의 제어특성은 Fig. 2에서 보는 바와 같은 연료제어 스케줄로 나타낼 수 있다. 즉, 정상 상태와 가속 및 감속 운전에서 압축기 실속이 발생하지 않고 각 로터의 최대 회전수를 초과하지 않도록 설계하고 시험을 통하여 이를 검증하여야 한다.

전자식 엔진제어장치를 설계할 때는 제어장치에 공급되는 전원과 입력 데이터의 형식 및 견실성, 그리고 제어장치의 고장으로 인하여 발생할 수 있는 결과를 밀접하게 고려해야 한다. 엔진제어장치에 의해서 제어할 수 있는 이용출력을 백분율(%)로 나타낸 Degree of Authority는 정상작동모드와 전환작동모드 모두에서 정의하여야 한다. FADEC의 작동채널을 설계할 때는 주채널과 2차채널로 이루어지는 2중 채널, 그리고 기타의 전환모드를 갖도록 설계한다. 항공기에 장착할 엔진을 선정함에 있어서 전환모드가 언제, 어떻게, 왜 일어나고 이로 인한 영향이 무엇인가를 명확히 규정하는 것이 매우 중요하다. 특히, 고장이 발생하거나 제어모드가 전환되는 경우에 엔진 출력에 미치는 영향과 조종사의 조치사항에 대해서도 반드시 명시하여야 한다. 엔진제어장치에 고장이 발생하면 대체(backup)채널을 사용하거나

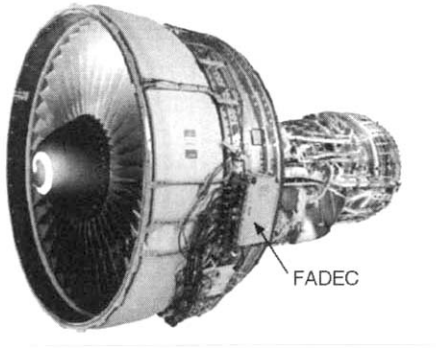


Fig. 1. FADEC installed on CF6-80C2

전자식 엔진제어장치는 1970년대 후반부터 본격적으로 개발되기 시작하여 JT9D, RB211, CF6, LTS101, JT15D, TPE331 등의 엔진에 장착되어 인증을 받았다. 1980년대 후반에는 전자동지터널식 엔진제어장치(FADEC, Full Authority Digital Engine Control)를 사용하는 PW4000, CF6-80 등의 엔진이 인증을 받았다. Fig. 1은 GE사의 CF6-80C2 엔진에 장착된 FADEC을 나타내고 있다. 이와 같은 전자식 엔진제어장치는 유압기계식 연료제어유닛(HMU, Hydro-Mechanical Unit)과 각종 센서 및 제어기구 등을 포함하여 엔진제어시스템을 구성하게 된다.

미국에서는 1990년대 초반에 전자식 엔진제어장치에 대한 인증기술 및 요구조건을 개발하여 이를 감항기술기준(airworthiness standard) FAR §33.28, "전기 및 전자식 엔진제어시스템"에 반영하였다[2].

국내의 경우에는 1990년대 초반부터 본격적으로 가스터빈엔진 개발에 착수하여 산업용 샤프트 엔진, 소형 제트엔진, 보조동력장치(APU), 소형 팬엔진 등과 함께 디지털전자식 엔진제어장치(DEEC, Digital Electronic Engine Control)를 성공적으로 개발하여[3,4] 실용화를 앞두고 있으나, 이에 필요한 인증기술이 아직 개발되지 못한 실정이다[5].

엔진제어장치는 엔진의 작동을 직접적으로 제어할 뿐만 아니라 항공기 전체의 안전에도 중대한 영향을 미치게 되므로 설계단계부터 인증에 대한 요구조건을 반영하여 안전성을 입증하는 것이 필요하다[6].

본 논문에서는 이와 같은 전자식 엔진제어장치의 설계 및 인증에 대한 세부적인 기법을 분석하여 국내의 감항기술기준을 정립하는데 필요한 기술적 배경을 마련하였다.

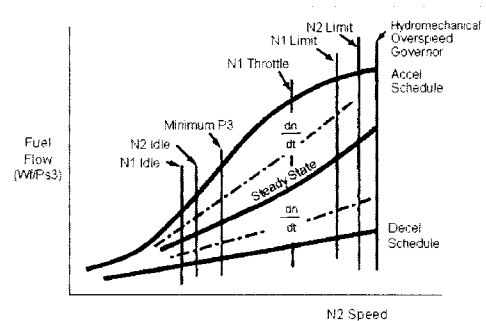


Fig. 2. Fuel Control Schedule of EEC

다른 제어모드로 전환될 수 있도록 설계한다. 자기진단 기능이 있는 경우에는 제어채널이 정상적으로 회복된 것이 확인되면 자동적으로 주채널로 복귀할 수 있도록 설계하고, 자기진단 기능이 없는 제어장치에서는 엔진이 정지된 후 재시동될 때까지 불안정한 채널이 차단되도록 설계한다.

2.2 제어시스템 전원 및 데이터 차단

항공기 엔진에 사용되는 FADEC은 엔진의 제어와 모니터링을 위하여 엔진 및 항공기로부터 각종 측정변수와 전원을 공급받는다. Fig. 3은 Being 777 항공기에 장착되는 GE90 엔진의 FADEC 입출력 계통을 나타내고 있다.

FADEC의 작동에 필요한 전원은 엔진에 의해 구동되는 발전기로부터 직접 공급받는 방법과 항공기의 주전원에서 공급받는 방법이 있다. 항공기에서 공급되는 전원을 사용하는 경우에는 전자식 제어장치의 고장에 대비할 수 있는 대체장치로 유압기계식 연료제어유닛을 통합하여 사용하는 방식으로 설계하는 것이 바람직하다. 이와 같은 시스템은 소형 비행기 또는 헬리콥터에 장착되는 소형의 엔진에 주로 적용되고 있다. 대형 수송기용 엔진에 사용되는 전자식 제어장치는 주로 엔진으로부터 공급되는 독립적인 전원을 사용하고 있으며, 일부의 경우에는 대체전원 또는 정비를 목적으로 항공기에서 공급되는 전원을 사용하기도 한다.

전자식 엔진제어장치의 안전성 등급은 치명급(critical)으로 분류되기 때문에, 항공기의 버스로부터 전원을 공급받아 사용하는 방식에 대해서는 심도있는 고장 분석이 필요하다. 인증의 측면에서는 동력장치의 자가능력을 유지시킬 수 있다는 점에서 엔진으로부터 공급되는 독립적인 전원을 사용하는 것이 바람직하다. 따라서, 제어시스템의 주전원으로 항공기 전원을 사용하는 경우에는 전

자식 엔진제어장치의 부하 요구조건이 항공기 버스 설계에 반영되도록 하는 것이 필요하다. 또한, 항공기 버스로부터 공급되는 전원의 품질과 항공기의 필수 버스 전원을 사용함에 따른 고장 대책을 명확하게 정의하도록 한다.

항공기 및 엔진에서 측정되어 제어시스템으로 입력되는 온도 및 압력 등과 같은 데이터가 차단되는 경우에도 엔진이 불안정한 상태가 되지 않아야 한다. 여기서, 엔진이 불안정한 상태가 된다는 것은 정지 또는 제어가 불가능한 상태뿐만 아니라 역추력장치 등에 대한 작동 오류를 포함하여 말한다.

엔진제어장치에 대한 일반적인 안전성 분석은 감항기술기준 §33.75의 요구조건에 의거하여 이루어지고 있었으나, 항공기로부터 공급되는 전원 및 데이터를 사용하는 방식에 대해서는 이로 인하여 발생될 수 있는 추가적인 고장모드를 규명하기 위하여 보다 더 포괄적인 안전성 분석이 필요하게 된다.

2.3 제어시스템 내부 부품의 고장

전자식 엔진제어장치의 고장은 급속히 발생하여 전파되고 엔진 및 항공기에 매우 치명적인 영향을 미치게 된다. 따라서, 전자식 엔진제어장치의 고장으로 인하여 엔진 또는 항공기의 안전이 위태롭게 되는지 여부를 결정하기 위하여 고장의 영향을 분석하는 것이 중요하다. 이와 같은 고장의 원인과 영향에 대한 분석 내용은 제어장치의 설계에 다시 반영되도록 한다.

엔진제어장치의 내부 고장으로 인하여 엔진 제어 능력을 상실하거나 기타의 불안정한 상태를 유발하지 않도록 설계한다. 즉, 엔진제어장치의 전기전자요소에 대한 단일고장 또는 고장의 확률 조합이 추력의 크기 및 방향을 제어하는데 심각한 영향을 미치지 않도록 설계한다. 엔진 출력의 저하는 장착 조건과 운용 조건에 따라서 변화될 수 있는데, 이에 대한 허용 수준은 개별적인 인증 기준에 따라서 결정할 수 있다.

제어시스템의 각 구성품 고장을 포함하여 엔진이 장착된 상태에서 제어장치의 작동에 영향을 미칠 수 있는 고장에 대해서는 설계 고려사항으로 반영될 수 있도록 한다. 이와 같은 고장이 발생할 수 있는 조건으로 다음과 같은 경우를 들 수 있다.

- (1) 제어장치가 화재에 노출되는 경우
- (2) 제어장치 냉각용 공기 또는 냉각제가 차단되는 경우
- (3) 제어장치 주변에 고온의 블리드 공기 또는

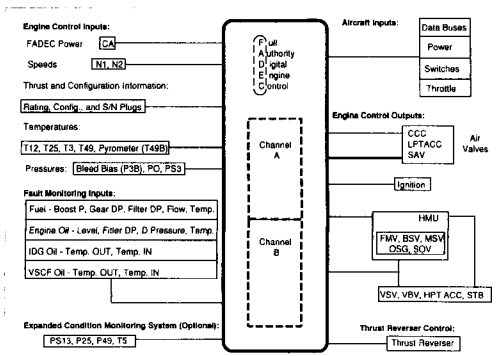


Fig. 3. FADEC Interfaces. GE90/B777

기타의 고온 유체가 유입되는 경우

- (4) 제어시스템 전기배선의 단락 또는 전기회로가 개방되는 경우
- (5) 오염된 유체 또는 부식성 유체에 노출되는 경우

이와 같은 조건에서 엔진제어시스템의 작동에 영향을 미칠 수 있는 고장이 발생했을 때, 고장에도 불구하고 엔진을 계속하여 작동시킬 수 있거나 엔진을 정지시키기에 충분한 시간이 주어질 수 있도록 설계한다.

엔진제어장치가 화재에 노출되었을 때, 화재가 발생한 상태에서 5분 이내에 엔진을 안전하게 정지시킬 수 있어야 한다. 제어장치의 작동온도가 규정된 온도 이상으로 상승하는 경우에도 엔진이 불안정하게 작동하지 않아야 하고 조종사가 조치를 취할 수 있는 충분한 시간이 주어져야 한다. 이 경우에 제어장치가 과열되었음을 조종사에게 알리는 계기를 설치하거나 좀더 긴 시간 동안 과열 상태에서 견딜 수 있도록 제어장치를 설계한다.

엔진제어시스템의 전기케이블이 손상되어 회로가 개방되거나 단락되어도 제어장치는 안전하게 작동할 수 있어야 한다. 즉, 회로가 개방되거나 단락된 경우에 제어장치는 한정된 방식으로 반응해야 한다는 것을 의미한다. 여기서 말하는 한정된 방식에 대한 예시로는 엔진을 안전하게 정지시키는 방법을 들 수 있다. 전자식 엔진제어장치에 연결된 각각의 배선을 개방 또는 단락시키는 고장시험을 통하여 엔진제어장치가 지정된 방법으로 반응하는지를 실증한다.

제어장치의 내부로 오염된 유체, 부식성 유체, 유압유 등이 유입되면, 전기회로에 침투되어 기능장애를 유발할 수 있으므로 이와 같은 예상치 못한 환경에도 견딜 수 있도록 설계한다.

2.4 환경 제한사항 및 낙뢰 보호

과거의 유압기계식 제어장치에 대한 설계 및 인증에는 감항기술기준 §33.91, “구성품 시험”의 해당 요구조건을 적용하였다. 그러나, 전자식 엔진제어장치의 경우에는 환경시험에 대한 중요성이 강조되고 있으므로 미국 항공무선기술위원회(RTCA)의 DO-160 및 관련 규격에 의한 환경시험을 수행하도록 한다. 이와 같은 환경시험에서는 1개 이상의 제품을 사용할 수 있으나, 누적 손상 효과를 확인해야 하는 시험에서는 1개의 제품만을 사용하여야 한다.

항공기 및 엔진의 감항성에 직접적으로 영향을 미치는 사항을 제외하고, 엔진제어장치의 장

착 및 운용에 필요한 환경 제한사항과 시험의 수준은 항공기 설계자가 설정하는 것이 일반적이다. 그러나, 엔진 및 제어장치 설계자의 입장에서는 제어장치의 운용이 가능한 실질적인 최고 수준까지 시험을 하여 인증을 받는 것이 유리하다. 이로서 장착 요구조건이 변경되거나 새로운 항공기 및 엔진에 장착하는 경우에 기존의 인증시험 데이터를 활용하여 새로 설정된 요구조건을 충족시킬 수 있게 되므로 인증시험을 다시 수행하지 않아도 된다는 장점이 있다.

전자식 엔진제어장치는 복사전자파에 의해서 잠재적 공통모드고장(1개 이상의 엔진에 동시에 나타나는 치명적인 현상)이 발생할 수 있으므로 복사전자파에 대한 민감성 시험을 통하여 검증할 수 있도록 한다.

전자식 엔진제어장치에 대한 인증에 있어서 적정한 전계강도를 정의하는 것이 필요하다. 항공기 기체에 복합재료가 널리 사용됨에 따라, 군수분야에서는 전기장시험 요구조건을 200V/m까지 증가시켰고, 상업용 항공기에 대해서도 일반적으로 동일한 전계강도를 적용하고 있다. 전자식 엔진제어장치의 전기장에 대한 영향은 항공기 기체, 낫셀, 그리고 케이블 하네스 등의 설당과 적합한 장착 방법에 따라서 효과적으로 차폐 및 감쇠될 수 있다.

전기전자 기기류에는 낙뢰에 의해서 공통모드 고장이 발생할 수 있다. 특히, FADEC과 같은 치명급 전기전자 시스템에 대한 낙뢰의 영향은 가장 관심이 집중되는 분야 중의 하나이다. 일반적인 전기전자 기기류와 마찬가지로 전자식 엔진제어장치는 적절한 보호 방법으로 설계되거나 장착 시에 접지 및 차폐되지 않으면 낙뢰에 의한 영향을 받을 수 있다. 낙뢰에 대한 민감성 한계 수준은 항공기 설계자가 외부의 낙뢰 위험에 대하여 엔진 및 제어장치를 배치하는 방법에 따라 달라질 수 있는데, 이는 항공기 기체의 차폐, 배선의 차폐 및 배치, 그리고 전기적 과도현상에 대한 보호 설계에 따라 좌우된다[7,8].

낙뢰현상 중에서 다중타격(multiple stroke)과 다중파열(multiple burst)에 대해서는 미국자동차공학회(SAE)를 중심으로 많은 연구가 수행되었으며, 전자식 엔진제어장치에 대한 낙뢰시험의 종류는 다음과 같다.

- (1) 핀유입시험(pin injection)
- (2) 시스템내성시험(system withstand)
- (3) 다중타격시험(multiple stroke)
- (4) 다중파열시험(multiple burst)
- (5) 유도접지전위(induced ground potential)

(6) 케이블유도시험(cable induction)

낙뢰시험용 전자식 엔진제어장치와 이에 연결되는 케이블은 하나의 시스템으로 완전하게 통합되어 생산된 것을 사용한다. 상호 연결된 시스템을 접지 판에 설치하고 연료공급장치 시험대에 연결한다. 전자식 엔진제어장치에 전원을 공급하고 해당 시험에 필요한 작동 조건으로 설정되도록 한다.

전자식 엔진제어시스템은 낙뢰시험 중에 회로의 섬락(flashover), 소손(burnout), 그리고 구성품에 고장이 없어야 하고, 시험을 마친 후에는 자동적으로 초기 설정 상태로 돌아와야 한다. 또한, 과도효과 시험에 대한 결과는 엔진 설계자와 감항당국의 해당 기술기준에 따라서 결정된다.

미국연방항공청의 인증자료에 의하면, 전자식 엔진제어시스템에 작용하는 낙뢰에 의한 과도현상이 엔진 추력에 미치는 영향은 일반적으로 수 밀리초 동안에 $\pm 1\%$ 미만의 순추력 변화를 보이는 것으로 분석되고 있다.

2.5 엔진제어장치 소프트웨어 검증

유압기계식 또는 아날로그 전자식 엔진제어장치의 출력은 주어진 입력에 대한 연속적인 함수의 형태이고 시험에 의하여 확인될 수 있는 반면에, 디지털방식 제어장치의 출력은 그 특성상 이산적이며 완전하게 시험될 수 없다. 따라서, 디지털방식 엔진제어장치의 인증에는 소프트웨어에 대한 확인(verification)과 검증(validation) 기법이 적용되고 있다.

엔진제어장치에 사용되는 소프트웨어에 대한 잠재적인 오류는 엔진 출력에 예상치 못한 심각한 상황을 유발할 수 있기 때문에, 치명 수준 1급으로 분류하여 하드웨어의 고장보다 더 중요하게 취급하고 있다.

유압기계식 대체장치를 사용하지 않는 전자식 엔진제어장치의 소프트웨어는, 낙뢰의 경우와 같이, 잠재적인 공통모드고장을 유발할 수 있다.

최근에 개발되는 대부분의 FADEC은 주채널과 2차채널로 구성되는 2중 채널의 완전한 다경로채널을 갖도록 설계되고 있고, 각각의 다경로채널에 동일한 소프트웨어를 사용하는 경우가 대부분이다. 그러나, 시스템 전체를 거의 동일한 단일의 소프트웨어 패키지에 의존하는 것보다 각각의 채널에 다른 소프트웨어를 적용하면 소프트웨어 오류에 의한 공통모드고장의 영향을 덜 받게 할 수 있다는 장점이 있다. 즉, 2개의 채널에 서로 다른 소프트웨어를 적용함으로써, 소프트웨어 오류에 의한 잠재적인 공통모드고장의 위험을 이

론적으로 감소시킬 수 있게 된다. 이와 같은 접근방법 모두가 각각의 장점을 가지고 있으므로 각 엔진의 개별적인 특성을 고려하여 방식을 결정할 수 있다.

2.6 항공기 장착 시의 고려사항

전자식 엔진제어장치의 설계 및 인증에 대한 요구조건은 엔진뿐만 아니라 엔진을 항공기에 장착하여 운용하는 조건에 대해서도 고려되어야 한다. 이와 같은 요구조건은 역추력장치 및 추력관리시스템 등의 기능을 포함하고 있는 FADEC에 대하여 더 중요하게 요구된다. FADEC을 설계할 때 고려하여야 하는 항공기 장착 요구조건은 다음과 같다.

(1) 단일고장, 기능장애, 또는 고장의 확률조합에 의해서 비행기의 안전한 운용을 위태롭게 하지 않아야 한다.

(2) 동력장치는 최소한 한가지 이상의 방법으로 서로 독립적으로 작동할 수 있도록 격리 및 배치되어야 하고, 이로서 엔진에 영향을 줄 수 있는 임의의 엔진 또는 시스템의 고장 및 기능장애를 유발하지 않아야 한다.

(3) 비행기의 시스템과 구성품은, 독립적으로 그리고 다른 시스템과 관련하여, 고장의 발생이 “극히 불가능(extremely improbable)” 또는 “불가능(improbable)”해야 한다.

항공기 설계자는 엔진 및 제어장치 설계자로부터 전자식 엔진제어장치의 인증에 필요한 데이터를 제공받아 항공기에 장착할 때의 설계 적합성(compliance)을 입증하여야 한다.

전자식 엔진제어장치의 설계에 대한 적합성을 입증하기 위하여 낙뢰, 복사전자과, 소프트웨어 등으로 인한 공통모드고장에 대하여 해석, 시험, 운용경험데이터, 또는 상호 조합된 방법으로 실증하도록 한다.

전자식 엔진제어장치에서 고장의 발생이 “극히 불가능”하다는 것은 안전하게 비행 또는 착륙하는데 방해가 되는 고장이 극히 발생하지 않음을 해석 등의 방법으로 실증하는 것을 말한다. 미연방항공청의 신뢰성 해석 및 운용통계에 의하면 전자식 엔진제어장치의 추력제어계통에 대한 고장 확률은 유압기계식과 동등한 수준인 비행시간당 $10^{-5}/\text{hour}$ 이하를 유지할 수 있으며, 2중 제어채널 또는 2개의 제어장치를 사용할 경우에는 $(10^{-5})^2/\text{hour}$ 이하의 고장 확률을 갖게 되어 매우 안전한 상태가 된다는 것을 알 수 있다.

또한, 항공기 동력장치에 대한 필수적인 제어 특성의 하나로 엔진이 파손되어 항공기에 손상을

입히는 것을 방지하기 위한 과속방지 기능이 필요하다. 전자식 엔진제어장치의 과속방지계통은 해석, 시험, 그리고 운용경험데이터 등의 방법으로 “극히 불가능”하다는 것을 실증하도록 한다. 전자식 엔진제어장치를 개발하기 시작한 초창기에는 회전속도제한 기능을 보완하기 위하여 플라이웨이트 조속기(governor)를 별도로 사용하였다. 그러나, 기계식 조속기에 사용되는 구동 치차열의 복잡성 때문에 일부의 전자식 엔진제어장치에서는 과속방지 기능을 전자식으로 통합시키고 다경로 설계기법을 적용하여 안전성을 입증하고 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 항공기용 가스터빈엔진에 사용되는 전자식 엔진제어장치의 설계 적합성 입증에 필요한 기법을 분석하였고 이를 바탕으로 기술적 요구조건을 도출하였다.

엔진제어장치에 컴퓨터 기술이 도입됨에 따라 엔진 설계자는 이전에 이용할 수 없었던 제어기능을 활용하여 엔진의 작동성능을 증가시킬 수 있게 되었다. 동시에 신뢰성을 향상시키고 정비성이 양호한 장착 방법도 채택할 수 있게 되었다. 반면에, 전자식 엔진제어장치의 기능은 점점 더 복잡해지고 집중화되어 전자기 환경에 취약한 특성을 지니게 되었다.

이와 같은 관점에서 전자식 엔진제어장치에 대한 인 증은 고장의 원인과 전파, 그리고 고장의 영향을 분석하여 이를 대체하거나 차단, 또는 정지시킬 수 있는 방법을 설계에 반영하고, 시험 및 해석을 통하여 이를 입증함으로써 엔진과 항공기의 안전성을 확보하는데 목적이 있다.

본 연구를 통하여 전자식 엔진제어장치에 대한 기술적 요구조건으로 다음과 같은 5가지 항목을 제시하였다.

- (1) 제어시스템 작동특성 설계
- (2) 제어시스템 전원 및 데이터의 차단
- (3) 제어시스템 내부 부품의 고장
- (4) 환경 제한사항 및 낙뢰에 대한 보호

(5) 소프트웨어 확인/검증 및 치명 수준

본 연구의 결과는 항공기 엔진 및 제어시스템의 개발과 이에 대한 인증기준을 제정하는데 활용될 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 산업자원부의 산업기술기반조성사업에 의한 “항공기 품질인증 기술기반구축”의 일부로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Meherwan P. Boyce, “Gas Turbine Engineering Handbook”, Gulf Publishing Company, 1982, pp.494~529.
- 2) FAA, “FAR Part 33 - Airworthiness Standards: Aircraft Engines, Federal Aviation Administration, Apr. 2004.
- 3) 신의석, 이강웅, 김종선, 김진곤, 부준홍, 유상신, 민성기, “터보제트엔진에 대한 퍼지추론 제어시스템”, 한국항공우주학회지, 제26권 제4호, 1998. 6, pp.138~145.
- 4) 손영창, 김승우, 지원호, “터보제트엔진을 위한 강인성 궤환 제어기의 설계”, 한국추진공학회지, 제2권 제2호, 1998. 8, pp.38~46.
- 5) 항공안전본부, “KAS Part 33 - 항공기 발동기에 대한 기술기준”, 고시 제2004-1호, 2004.1.12
- 6) Cosimo J. Bosco, “Certification Issues for Electrical and/or Electronic Engine Controls”, SAE Conference, Oct. 1987, pp.15~24.
- 7) 한상호, 이종희, “항공기에 대한 낙뢰의 영향과 감항성 인증”, 한국항공우주학회지, 제31권 제9호, 2003.8, pp.110~120.
- 8) M. Dargi, “Design of Lightning Protection for a Full Authority Digital Engine Control”, SAE Conference, Apr. 1991.