

論文

항공기 시스템 설계와 안전성평가에 운영경험 반영 사례 연구

구민성*

A Study on the Application of Operational Experience
in the Stage of Aircraft System Design and Safety Assessment

Min-Sung Koo*

ABSTRACT

Airworthiness authorities specify the technical standards of airworthiness that propose minimum requirement of the commercial transport category and apply the rules in the certification process to ensure the safety of the aircraft. The Federal Aviation Administration and other national airworthiness authorities define the fatal accident risk levels for the safety assessment of the aircraft system and establish standard procedures to apply both qualitative and quantitative analysis techniques. However, an accident or incident may occur by the combination of various factors, although the aircraft is designed in accordance with the strict standards and approval by the Airworthiness Authorities. There are some key factors, such as human error, unpredictable complex system failures, degradation of the components reliability, improper maintenance task and intervals. Risk can be reduced by reflecting aircraft operational experience with similar types of aircraft in the process of aircraft development and safety assessment. Result of the root cause analysis for the Airbus A300-600 incident in which the aircraft engine reverser was deployed in the air have been introduced to reflect the design of system and related components. Also, this paper suggests to create a big-database in order to provide a feed-back to the FAR Part 25 transport category design and safety assessment of the operational experience.

Key Words : Airworthiness Authorities(감항당국), Certification(인증), Operational experience(운영경험), System Safety Assessment(시스템 안전성평가), Hierarchy System Structure(계층적 시스템 구조)

1. 서 론

항공기 감항당국은 항공기의 항행 안전성을 보증하기 위해 생산, 개발, 운용의 모든 단계에 걸쳐 감항기준 (Airworthiness Standards) 에 따라 적합성과 안전성을 보증하는 법적 제도를 운영한다. 우리나라도 미연방 항공청의 법령과 절차를

근간으로 기본적인 법령과 절차가 제정되었고, 정부기관의 항공 인증시스템 (Aircraft Certification System) 이 구축되었다. 국가 인증 체계에서 설계, 제작자에게 요구하는 절차와 기준은 안전성 확보를 위한 최소한의 법적 요구 조건이며, 절차와 지침의 구성, 적합성 입증 (Compliance Substantiation) 검사, 시험, 시험비행 등을 수행하는 엔지니어링의 책임과 역할 등 법적인 책임사항 위주로 구성되어 있다.

국내 형식 증명 취득을 위한 법령(항공기 형식 증명 지침, 국토교통부 훈령 제 40호, 2013)이 요구하는 기술적, 법적 기준을 충족하기 위해서는 설계자와 인증 엔지니어가 실무에 사용할 수 있

2014년 05월 20일 접수 ~ 2014년 06월 18일 심사완료
논문심사일 (2014.06.12, 1차)

* 주) 대한항공 정비품질부

연락처, E-mail : splenkoo@nate.com

인천광역시 중구 운서동 2851

는 지침서와 가이드라인이 필요하다[1-3]. FAA System Safety Handbook, SAE ARP(Aerospace Recommended Practices) 와 같은 매뉴얼의 제정 뿐만 아니라, 다양한 운영경험을 반영하는 노하우도 필요하다. 특히, 최근 개발 항공기는 신기술의 적용과 상당한 수준의 시스템 통합이 적용되어, 안전성평가 수행 고려 요소가 증가하였고, 난이도도 높아지고 있어 최신 시스템 구성 지식과 운영 경험 반영의 중요성이 더욱 높아지고 있다.

최근 KC-100 항공기의 개발 및 형식인증을 통해 안전성평가 실무 경험을 축적하였다. 소형기는 시스템이 간단하고 인테그레이션 정도가 낮아서 운영경험을 반영할 필요성이 비교적 적다. 그러나, Part 25 중, 대형 항공기급은 시스템의 복잡성과 높은 수준의 인테그레이션 특성으로 운영경험의 반영이 필수적이다. 운영 경험을 항공기 설계나 인증 단계에 구체적으로 적용하기 위한 국내 연구는 아직 미흡한 단계이다. 본 논문에서는 30년 이상 축적된 항공기 운영 경험과 분석 자료를 중, 대형 Transport Category 항공기 설계와 인증 단계에 체계적으로 피드백 하기 위한 방안을 제시하고자 한다.

2. 본 론

2.1 항공기 설계와 안전성 평가의 당면 과제

항공기 설계와 인증을 위한 초기 안전성평가의 가장 중요한 단계는 FHA (Functional Hazard Analysis) 이다[4]. 민간 항공기의 인증이 정착되는 1960년대는 Hazard Checklist 를 주로 사용하는 Pro-Active 성격의 평가였으나, 1970년대 이후에는 항공기 시스템 고장에 대한 축적된 경험을 반영하는 Re-Active 성격의 평가를 동시에 수행하는 형태로 발전하였다. 시스템이 복잡해지고 높은 수준으로 계통의 기능이 통합된 서브시스템 (Sub-System)에 대한 안전성평가일수록 하위 수준의 고장모드로 내려가면서 위험요소의 파악 (Hazard Identification)이 어려워진다. SAE ARP4761 "Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment" 에 예시된 안전성평가의 접근 방법은 항공기 수준 (Aircraft Level)이거나, 명확하고 가시적인 서브시스템 수준에 예 국한된 일반적인 것이어서 실무에 직접 적용하려면 구체적인 시스템 작동 지식과 설계 노하우가 추가로 필요하다. 특히, 다른

시스템과의 인테그레이션에서 세부 하위 수준으로 내려갈수록 FHA 개념의 접근보다는 부품 단위의 FMEA (Failure Mode & Effect Analysis) 활동으로 전환되는 오류를 범하기 쉽다. 기능 (Function) 을 정의하고, 기능 상실의 영향 (Functional Failure Effect) 을 결정한 후, 이들을 결합/통합하는 FHA 의 원리와는 거리가 있다. 높은 수준의 통합 피드백 시스템 일수록 하위 서브시스템 기능 상실의 최종적인 영향을 결정하기 어렵기 때문에 Consequence Chain Model 을 사용하면 좀 더 명확히 구분할 수 있다.

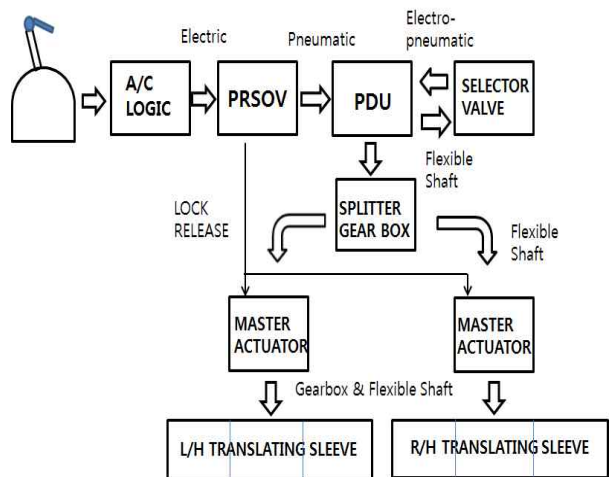


Fig. 1 A300-600 역추진장치 Consequence Loop

예를 들어, 엔진을 제어하는 EEC(Electronic Engine Controller) 의 기능 설계 시 엔진과 항공기 비행단계(Flight Phase) 또는 항공기 운항 환경에 따른 방빙 기능의 사용 여부 등 기능별로 연관된 모든 계통의 고장 발생 가능성의 조합을 검토해야 한다. 그러나 실무에서 이러한 평가 작업은 장기간이 소요되는 것에 비해 큰 소득이 없는 작업이다. 엔진 역추진 장치와 같은 복잡한 시스템은 기계적인 Consequence loop 외에 전기 회로도들 작성하여 항공기와의 인터페이스 Logic, EEC, Fuel Management Unit 등 엔진에 Idle 신호를 보내는 Sequence 등 상관관계를 조사하여야 한다. 또한 조종석에서 역추진 레버를 당겼을 때 실제 움직인 상태를 피드백하는 지시 Logic 도 작성하여야 한다. 높은 수준으로 인테그레이션 된 항공기 설계 시에는 유압-기계 Consequence Loop 와 전기 인터페이스 logic 및 지시계통 Logic 을 각각 작성하여야 한다. 통합된 계통의 안전성평가 핵심은 극단적 조합

(Critical Combination) 을 구분하여 집중과 선택을 하는 것이다. 분석을 단순화하기 위해 유형별로 기능 들을 그룹핑하고 분석의 범위를 제한하여 Critical Function 과 Mode 간 상호 영향을 미치는 정도를 확인해야 한다.

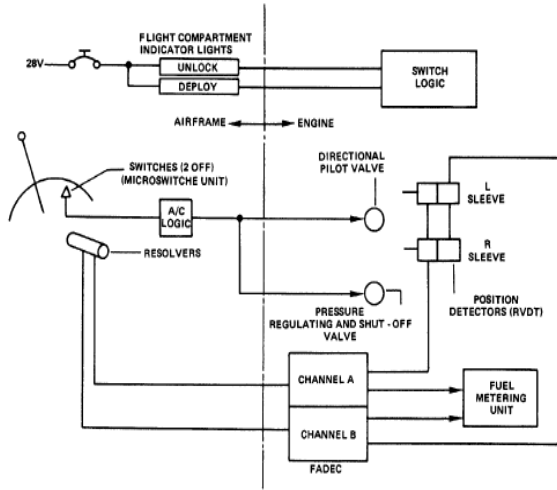


Fig. 2 A300-600 역추진장치 Electrical Logic

2.2 항공기 운영 경험 반영 분야

항공기 운영 경험 자료를 설계 및 인증, 제작 분야에 유용할 수 있는 분야는 시스템 개념설계 단계부터, 각종 매뉴얼의 개발, 초도 정비방식의 제정, 기술지원 등 사후관리에 이르기까지 광범위하다[5]. 유럽 에어버스사의 A320, A330, A380 기종과 미국 보잉사의 B747-400, B777, B737 기종 등의 국내 항공사 운영경험 자료를 사용할 수 있다.

1) 개념 설계 단계에서 운영 경험의 반영

운영 항공기 시스템 구성의 장, 단점을 비교 분석하면 항공기 엔진 형식의 선정, 항공기 형상과 날개의 형상 설계, 유압계통, 랜딩기어 등 주요 시스템과 서브시스템의 개념 설계에 반영할 수 있다. 또한, 항공기의 주요 결함을 분석하여 새로운 시스템 설계 개념을 도출 할 수도 있다. 항공기 이차 조종면 (Secondary Flight control Surface) 작동 방식을 작동 케이블과 액추에이터에서 Fly By Wire 와 서보 액추에이터 등 전기적인 방식으로 전환하여 케이블, 기계 부품의 중량 감소와 시스템 리깅 (System Rigging) 을 생략할 수 있다.

2) 사고조사, 휴먼 에러 분석 결과 반영

항공기 사건, 사고 분석 조사 자료와 휴먼에러 자료는 항공기 설계 개선을 위해 사용할 수 있는 유용한 자료이다. 운영 중인 B737, B777 일부 형식은 지상에서 리버서 카울(Reverser Cowl) 을 열어 놓은 상태에서 앞전 플랩 (Leading Edge Flap)을 작동하면 플랩과 카울이 접촉되어 손상을 유발하는 구조를 가지고 있다. 사건 분석 사례를 반영하면 개념 설계 단계부터 휴먼에러를 방지하기 위한 엔진과 플랩 의 간섭방지 시스템 설계에 적용할 수 있다.

3) 항공기 계통의 Interface 설계

항공기 제작사별, 형식별, 시스템 별 고장추세를 분석하여 설계 대상 계통과 다른 계통의 인터페이스와 서브시스템 설계에 반영 할 수 있다. 자동항법장치 Automatic Control Logic 과 조종면을 움직이는 유압장치 조합 등의 인터페이스 설계에서 작동 Logic 이나 서브시스템 이하 부품 수준까지 구체적인 설계에 응용할 수 있다.

4) 부품품 채택 과 평균 기대 수명 산정

부품품의 신뢰성을 높이고, 개별 고장률을 감소시키는 방법은 부품의 부하를 계산된 정격치보다 낮게 운용하는 디레이팅(De-Rating) 을 사용하는 것이다. 계산된 설계 값과 항공기 운영 데이터베이스로부터 산출되는 부품품의 평균 사용시간을 고려하여 최적화 설계를 수행할 수 있다. 부품 신뢰성관리 시스템 데이터베이스로부터 부품품을 구성하는 구성부품의 고장 추이와 빈발 고장 부위를 알 수 있다. FMEA, FTA(Fault Tree Analysis) 등 신뢰성 분석 결과와 평균 수명 자료 통계치 등을 부품 공급사에 제공하여 시스템 통합자의 의도를 반영할 수도 있다.

5) 지시계통과 정비용 컴퓨터 설계

시스템 결함 발생 상태에서 조종사에게 혼란을 주지 않기 위해 이륙이나 착륙 시에 필요한 고장 지시 억제 logic 을 설계한다. 또한, 시스템의 작동 안전성에 영향을 미치지 않는 결함에 대해서는 CMC (Central Maintenance Computer) 에만 고장 기록을 남기는 방식을 취한다. ADIRU (Air Data and Inertial Reference Unit) 과 같이 복합적인 기능을 가진 항법장치 내부에서 가속도계와 자이로가 일부 고장 상태라 하더라도 다른 채널로 작동하면서, 조종석에 고장상태가 나타나지 않는 다중 Redundancy 채널과 지시계통 Logic 을 설계에 응용할 수 있다.

6) 초도 정비방식 제정

시스템이 복잡한 중, 대형기급 설계일수록 정비방식의 설정은 항공기의 지속적인 안전성과 신뢰성 확보에 지대한 영향을 미친다. 현재 사용하고 있는 정비방식 결정 Logic 은 MSG-3 (Maintenance Steering Group) 기법이다. 정비방식의 개발 주체, 역할 및 방법은 “운영 경험을 반영한 운송용 중, 대형 항공기 고양력 장치 계통 개념 설계” (2001. 한국항공대학교 석사 논문)에 상세히 기술하였다.

7) 각종 매뉴얼의 개발과 기술지원 조직의 구성

항공기 시스템이 통합될수록 항공기 제작사는 각종 매뉴얼의 개발과 유지에 개발 조직보다도 더욱 다양한 인력과 조직이 필요하다. 항공기 판매 이후의 사후관리 조직의 역할이 지속적인 항공기 판매와 연결된다. 제작사는 운영 중 발생 결함을 지속적으로 항공기 개조 설계에 반영해야 하고, 실시간 항공사 기술지원, 하자 보증, 구매자 기술교육 등 항공기 운영 경험을 반영해야 할 다양한 분야가 있다.

2.3 중요 결함의 설계 개선 반영 사례 연구

감항당국과 인증기관이 요구하는 기술기준에 따라 설계하고 인증을 통과하였어도 항공기 운영 중 특수한 환경여건과 휴먼에러, 시스템 내 결함의 동시 발생 등으로 항공기 안전에 치명적인 사건, 사고가 지속적으로 발생한다. 1998년 에어버스 A300-600 항공기가 이륙 후 상승 중에 엔진 역추진장치 (Engine Thrust Reverser) 일시적으로 Deploy 되었던 사건이 대표적인 사례이다. 항공기는 고도 4,700 피트에서 역추진장치 Unlock Light 가 들어오면서, 항공기가 Deep Bank 되는 현상이 발생하여 해당 엔진을 In Flight Shut Down 하고 출항지로 회항하였다. 역추진장치는 3-4초 동안 조종석의 레버 조작이 없는 상태에서 자동적으로 열렸고, 실제로 항공기 자세 제어가 제대로 되지 않았다. 결함 발생 당시 항공기 엔진은 EEC (Electronic Engine Control) 의 Auto Idle 기능에 따라 자동적으로 Idle power 로 감속되었기 때문에 항공기가 실속에 들어가지는 않았다. A300-600 항공기의 역추진장치는 Ground Mode 에서 조종석 레버를 당기면 공압을 Power Drive Motor 에 공급하여 작동된다[6].

제작사의 원인분석 결과 다음과 같은 결론이 도출되었다. 1차로 구동동력인 공압을 공급하는

PRSOV(Pressure Regulating and Shut Off Valve) 내부의 Arming Solenoid 에서 Air Leak 결함이 존재하였고, 2차로 Deploy 와 Stow 를 결정하는 Selector Solenoid Valve 내부의 Stow Position 을 Latching 시키는 Latching Assembly 의 유지력이 약화된 상태였으며, 3차로 엔진 진동에 의해 Reverser 를 Stow 로 유지시키는 Solenoid 에 전기 공급이 끊기는 현상이 발생하였다. 제작사는 결함 방지대책으로서 역추진장치 마스터 및 하부 Slave Actuators 에 Synchronous Shaft lock Actuator 를 추가 장착하였다. 기존의 역추진장치 제어 계통과는 별도로 두 개의 새로운 Wire Harness 를 장착하여 독립적인 전기회로를 구성하였다. 이와 같이 복합적인 요인으로 발생하는 사건, 사고 분석 사례는 위험요인을 보완할 수 있는 매우 유용한 자료가 된다.

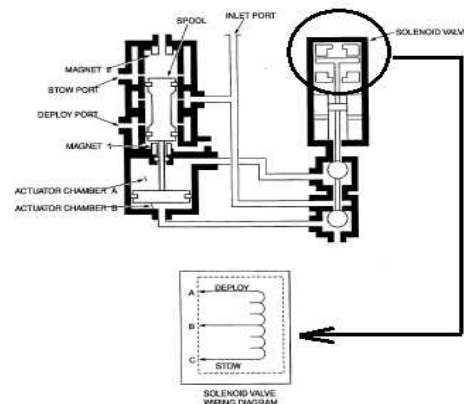


Fig. 3 A300-600 역추진장치 Selector Valve(Dual Solenoid type, 방향 결정 기능)

제작사는 근본적인 원인을 발표하지 않았으나, 근본 원인분석(Root Cause Analysis) 수행 결과는 역추진장치의 Deploy 와 Stow 방향을 결정하는 Selector Solenoid Valve 의 Fail Safe 구조의 부재이다. Selector Valve 에 Stow 와 Deploy Solenoid 가 동시에 장착되는 부품 구조에서, 항공기 진동 등 외부 요인에 의해 Stow Solenoid 에 공급되는 전력의 일시적인 Loss 가 발생하였고 Sliding Spool 이 Stow Position 을 유지하지 못하고 Deploy Position 으로 움직인 것이다. 역추진장치의 작동 방향을 결정하는 Selector valve 는 전원이 끊기더라도 Deploy 방향으로 작동되는 유로가 자동적으로 막히도록 Fail Safe 개념의 부품 설계로 변경되어야 한다. 또한 일부 누설된 작동 압력에 의해 시스템이 작동치 않게 되려면

구동원을 공압에서 유압으로 변경하는 것이 타당하다.

1985년 이후 개발된 에어버스 A330 과 보잉 B777은 전원이 끊어지면 유압 유로를 형성하는 Isolation Valve 와 Directional Control Valve 가 닫혀서 역추진장치가 Stow 상태를 유지할 수 있도록 Fail Safe 시스템을 채용하였다. 구동원도 공압에서 유압으로 전환되었다. 대부분 기종에서 Synchronous Shaft lock Actuator 추가 장착을 채택하여 안전성은 증대되었으나, 3중 안전장치로 인한 항공기 중량의 증가와 경제성의 하락이 동반되었다. 향후 신 기종 개발 시 역추진장치의 과제는 계통 내 부분품의 Fail Safe 기능 신뢰도를 향상시켜서 Synchronous Shaft Third lock Actuator가 없는 시스템을 설계하는 것이다. 안전성에 영향을 미치는 시스템은 System 전체의 Redundancy, 또는 다중 시스템을 채용한 Back-up 도 중요하지만, 최 하위 부품의 설계, 채택부터 Fail-Safe 개념을 확실히 적용해야 한다. 또한, 개별 부품의 신뢰도를 높이면 Redundancy 정도를 줄일 수 있어 항공기 중량 감소의 효과도 얻을 수 있다.

2.4 운영 경험 자료의 설계 반영 방안

본 절에서는 운영경험 자료를 항공기 설계와 인증 안전성 평가에 효과적으로 반영하기 위해 필요한 통합 데이터베이스의 구성 방안을 제시한다. FAA System Safety Handbook, Chapter 7: Integrated System Hazard Analysis 7장 (Dec. 30, 2000)에서 히스토리컬 데이터(Historical Data)의 사용을 권장하고 있으나, 국내 설계와 인증 단계에서 다양하고 방대한 운영 경험 자료를 효율적으로 반영하기 위해서는 많은 연구가 필요하다[7]. 기본적으로 항공기, 시스템, 서브시스템과 부분품 수준으로 내려가는 Hierarchy System 의 구성을 기초로 빅데이터를 연동시켜 설계, 인증자의 요구에 맞게 의미 있는 정보로 추출, 가공할 수 있어야 한다.

항공기 운영 경험에서 축적된 운영 신뢰성자료, 사고조사자료, 휴먼 팩터 분석자료, SMS (Safety Management System) 기반의 안전장애 보고 자료, 국가기관의 사고조사 분석 보고서, 항공사 엔지니어링 데이터베이스 등을 항공기 설계에 반영 할 수 있다. 그러나 이러한 분석결과나 자료들은 항공기 운영 신뢰성을 높이기 위한 목적으로 구성되어 있어 설계와 인증에 직접 피드백 하기에 적합하지 않은 다양한 형태를 가지고

있다. 자료를 ATA (Air Transport Association of America) Chapter 분류를 기초로 Hierarchy System 구조에 연동시켜서 시스템, 서브시스템과 부분품 단계별로 고장률 등 기초 통계자료를 산출하고, 사고조사 등 각종 분석 자료와 항공기 기체의 개조, 수리자료 역시 동일한 구조로 연동되도록 구성하는 것이 좋다. 미연방항공청의 자료 분류 체계나 항공사 엔지니어링 데이터베이스와 일관성을 유지할 수 있기 때문이다. 개별 자료의 관리 번호 부여 체계 역시 ATA Chapter 구조를 따르도록 구성한다. 예를 들어, 항공기 여압 계통의 항공사 엔지니어링 사건분석보고서는 21-31-01-AE- XX와 같은 번호 부여 체계를 도입하여 국가 인증 분류체계로 제정하는 것이다.

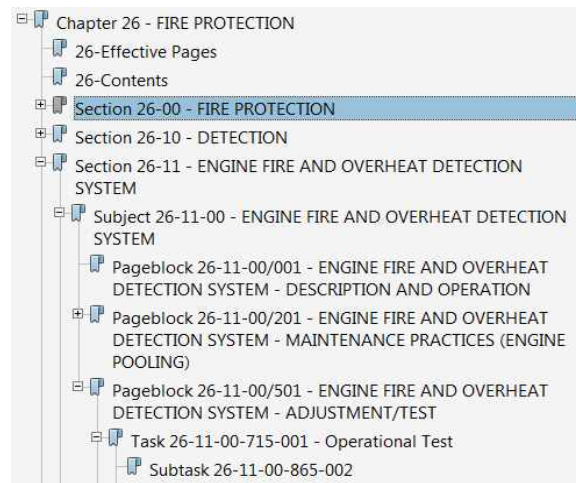


Fig. 4 ATA 2000 계통 기준 시스템 구조

자료의 출처도 사고조사 보고서와 같은 정부기관, 항공기 제작사, 항공사 엔지니어링 자료 등을 구분하여 번호부여 체계에 반영한다. 항공사 신뢰성 프로그램에서 항공기 시스템, 기체, 엔진, 부분품 수명 등의 다양한 자료를 시스템 설계와 안전성 평가에 사용할 수 있다. 기체구조 수리자료부터, 사고와 준사고 기록, 지연결항, 비행장애, 정시점검 중 발견결함, 부분품 수명 분석 자료, 엔진 성능 감시자료, 승무원의 비행일지 기록, 수리순환 부품에 대한 사용수명까지 총 20여 종 이상의 자료를 이용할 수 있다. 사건, 사고분석결과와 휴먼 에러 조사결과 보고서도 시스템 설계 개선과 안전성평가에 중요한 자료이다. 항공기 안전성 평가 수행 시 항공기 계통이 복잡할수록 히스토리컬 데이터는 더욱 유용한 자료가 된다.

방대한 운영 경험 자료를 설계와 안전성 평가

에 더욱 적극적으로 사용할 수 있는 영역은 시스템 통계 분야이다. 부분품, 서브시스템, 시스템 수준으로 올라가면서 시스템 신뢰도의 통계치를 산정하고, 분석 자료까지 연동되도록 링크를 걸어서 시스템 안전성에 미치는 영향도와 심각도를 추출할 수 있도록 빅 데이터베이스를 구성하는 방안을 제안한다. 운영 항공기의 전사 통합 시스템 (Enterprise Resource Planning) 개발 경험에 의하면, 시스템 신뢰도 계산 프로그램 개발에서 시스템과 서브시스템은 계통의 신뢰도 (System Reliability)를 지수 분포로 가정할 경우 오차가 적어 통합 계산이 가능하다. 그러나, 부분품 수준에서는 서로 다른 분포 특성을 가진 수많은 부분을 동일한 분포(지수분포)로 가정할 때 상당한 누적 오차가 발생 하므로 부분품의 개별 신뢰도 계산과 평균 수명자료, 분석 자료는 계층적 데이터베이스에 포함시켜 관리하되, 시스템 신뢰도 통계치 산정에는 연동시키지 않는 것이 좋다는 결론을 도출하였다. 현업에서는 개별 부분품의 평균사용시간과 같은 기초 신뢰성 자료 외에 조건부 확률(Conditional Probability), 평균 잔여수명 (Mean Residual Life)와 같은 통계적 예측과 그래프 기능을 우선 개발하여 사용 중이다.

3. 결 론

첫 째, 시스템이 복잡한 항공기 개발 및 인증 안전성 평가 실무에서 유사 항공기의 사건과 결합분석 자료를 적용하여 시행착오를 줄이고, 개발 비용을 절약할 수 있다. 또한, 항공기 시스템 별 계통 설계 차이점의 비교 분석을 통해 신규 개발 항공기의 새로운 설계 아이디어를 도출할 수 있다.

둘 째, 엔진 역추진장치 사건 분석 결과를 통해 중요 시스템의 다중 병렬 구조 설계는 중량 증가를 동반하므로, 부분품을 채택하는 하부 단계부터 Fail-Safe 개념을 충실히 반영하여야 함을 알 수 있다. 항공기 개발 당시의 시스템 설계 구조는 운영 중 결함이 발견되더라도 만족한 수준으로 변경하기 어려우므로, 초기 개발 단계에서 충분한 운영경험이 반영되어야 한다.

셋 째, 항공기 설계와 인증 시스템을 지원하기 위한 빅 데이터베이스 구성을 제안하였다. 항공기 운영 히스토리컬 데이터뿐만 아니라 계통 별 신뢰도, 부분품의 고장확률 등 통계자료를 ATA

Chapter 표준으로 계층적 구조를 갖는 데이터베이스로 구축하면 확장성 및 국제 표준과의 호환성을 유지할 수 있다.

넷 째, 설계와 인증 안전성 평가에서 Pro- Active 와 Re-Active 에 대한 균형을 유지하려면 시스템 통합에 충분한 지식을 축적한 엔지니어와의 협업이 필요하다. 또한, 운영 경험을 반영하기 위한 구체적 지침 및 가이드라인이 제정되어야 한다. 중, 대형 항공기 개발에는 구매 발주 항공사 엔지니어의 공동 참여가 더욱 증가하는 추세이다.

다섯 째, 중, 대형기급 항공기 판매 이후의 사후관리체계를 구축해야 한다. 감항성 개선명령 관리, 형상관리, 운항 매뉴얼, 정비매뉴얼 등 수십 종류에 이르는 매뉴얼의 개발과 개정관리, 항공기 계통과 기체의 기술지원, 하자보증관리, 기술 교육, 각종 정보 발행 등 다양한 분야가 존재한다. 최근에는 실시간 결합 모니터링 및 고장탐구 지침까지 제공하는 등 고객지원 기능이 심화, 확대되는 추세이다.

참고문헌

- 1) 국토교통부 훈령 제 40호, 항공기 형식 증명 지침, 2013.
- 2) FAR AC 23-130-1E, "System Safety Analysis and Assessment for Part 23 Airplanes", 2011.
- 3) FAR AC 25-1309-1A, "System Design Analysis", 1988.
- 4) SAE ARP4761, "Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment " 1996.
- 5) 구민성, "지속 감항성 유지프로그램 운영 경험의 항공기 설계와 인증 단계 적용", 한국항공운항학회지, 제 21권 제3호, 2013, pp. 9-14.
- 6) A300-600 Maintenance Manual ATA 78-31 Revision 59, 2013.
- 7) FAA System Safety Handbook, Chapter 7: Integrated System Hazard Analysis, 2000.