

항공기 엔진 안전성 평가기술

이강이* · 유승우* · 김귀순**

Safety Assessment for Aircraft Engines

Kangyi Lee* · Seungwoo Yoo* · Kuisoon Kim**

ABSTRACT

The efforts to develop high performance aircraft engines are successively progressed with development of recent technology. The reliability of individual parts and the safety of engine systems are reduced if high efficiency components, high strength materials, and precise controls are applied to the engine with complexity to increase engine performance. In this paper, the regulation requirements and assessment technique for aircraft engine safety are considered, and the result of safety assessment on a turbine case cooling system of high efficiency turbofan engine is presented.

초 록

항공기술의 발전 추세에 따라서 고성능 엔진을 개발하고자 하는 노력이 꾸준히 진행되고 있다. 항공기 엔진의 성능을 향상시키기 위하여 고효율 구성품, 고강도 재료, 정밀제어기술을 복합화하여 적용하는 경우, 개별 부품의 신뢰성과 엔진의 안전성이 저하되는 경향을 보이게 된다. 본 논문에서는 항공기 엔진의 안전성을 입증하는데 필요한 요구조건과 평가기법을 고찰하고, 고효율 순항비행을 위하여 대형 터보팬엔진에 사용되는 터빈케이스 냉각시스템에 대한 안전성 평가를 수행하였다.

Key Words: Aircraft Engine(항공기 엔진), Certification(인증), Airworthiness Standard(감항기술기준), FADEC(디지털 엔진제어장치), TCCS(터빈케이스 냉각시스템), Safety Analysis(안전성 분석), FTA(결함나무분석)

1. 서 론

항공기 엔진은 비행에 필요한 추진동력을 제공 할 뿐만 아니라, 각종 항공기 시스템의 작동에

필요한 기계, 전기, 공압 에너지를 공급하는 기능을 한다. 또한, 항공기 엔진은 항공기 전체의 성능과 안전성에 중대한 영향을 미치는 가장 중요한 항공기 시스템 중의 하나로 볼 수 있다.

최근의 항공기 엔진에 대한 발전 추세는 성능 측면에서 고효율 구성품 설계, 고강도 내열재료 및 냉각시스템 개발, 그리고 최적 엔진제어를 위한 디지털 엔진제어장치(FADEC, Full Authority

† 2007년 11월 15일 접수 ~ 2007년 12월 2일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 인증센터

** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: kylee@kari.re.kr

Digital Engine Control) 등을 들 수 있다. 또한, 연료절감을 목적으로 사용되는 터빈케이스 냉각 시스템(TCCS, Turbine Case Cooling System)은 대형 터보팬엔진에만 주로 사용되었으나, 최근에는 헬리콥터에 장착되는 터보샤프트엔진에도 이를 채택하는 사례가 점차 늘어나고 있다.

그러나 항공기 엔진에 고성능 기술을 확대 적용하고 엔진 시스템을 복합화 및 정밀화하는 것은 엔진의 작동에 있어서 안전성을 저해하는 요소로 작용할 수 있다.

인증의 관점에서 항공기 엔진은 설계의 안전성에 대하여 형식증명을 받아야 하며, 이때 감항기술기준 Part 33에서 규정하는 요건에 대한 적합성을 입증하여야 한다[1].

항공기 엔진의 안전성 분석에 관한 요건은 감항기술기준 §33.75항에서 규정하고 있는데, 미연방항공청은 최근의 기술발전 추세와 국제적인 부합화 필요성에 따라서 2007년에 본 요건을 전면 개정하여 시행하고 있다.

본 논문에서는 최근에 개정된 미연방항공청의 §33.75(안전성 분석)에 관한 세부적인 요건과 이를 충족하기 위한 안전성 평가기법을 고찰하고, 제시된 요건과 평가기법에 따라서 터보팬엔진의 터빈케이스 냉각시스템에 대한 안전성 평가를 수행하였다.

2. 항공기 엔진 안전성 요구조건

항공기 엔진에 대한 미연방항공청의 감항기술기준 FAR Part 33은 2004년에 조류 흡입에 관한 §33.76항을 개정한 이후, 2007년에는 §33.75항의 안전성 분석 요건을 비롯한 7개 조항을 개정하였고, §33.201항의 장거리운항 초기 적격성 요건을 포함하여 3개 조항을 신설, 그리고 §33.14항의 저주기 피로 요건을 삭제하였다. 이에 따라서 Part 33에서 규정하고 있는 감항성 요건은 65개에서 67개 조항으로 개편되었다[1].

이 중에서 항공기 엔진의 안전성 입증에 대한 직접적인 요건을 규정하고 있는 조항은 §33.75

(안전성 분석)로서, 이는 2007년 11월 5일부로 전면 개정되어 보다 광범위하고 세부적인 안전성 평가를 요구하고 있다.

2.1 안전성 분석 대상 엔진 시스템

엔진에 대한 안전성 분석은 고장이 발생할 경우에 엔진의 작동 및 안전성에 영향을 미칠 수 있는 각 시스템, 장치, 구성품, 부품을 대상으로 수행한다.

감항기술기준의 요건에 따라서 안전성 분석을 수행해야 하는 대표적인 시스템 및 장치는 다음과 같으며, 그밖에 안전한 작동을 보장하는데 필요한 모든 부품을 포함한다.

- 엔진 작동상태 지시장치
- 수동 및 자동 제어장치
- 압축기 블리드 시스템
- 냉각제 주입 시스템
- 가스온도 제어시스템
- 엔진 회전수, 출력 또는 추력 거버너
- 엔진의 연료제어시스템
- 엔진의 초과속도 및 초과온도 제한기
- 프로펠러 제어시스템
- 엔진 또는 프로펠러 역추력 시스템

2.2 엔진 고장 심각도 및 영향 분류

항공기 엔진 및 시스템에 대한 안전성 분석은 운용 중에 발생할 수 있는 고장(failures)을 합리적으로 예측하여 평가함으로써 고장으로 인한 중대한 결과를 사전에 예방할 수 있어야 한다.

항공기 엔진, 각 시스템 및 부품에 발생하는 고장과 이로 인한 영향은 심각도(severity)에 따라서 엔진에 경미한 영향, 중요한 영향, 그리고 위험한 영향으로 분류한다.

엔진의 경미한 영향(minor engine effect)은 항공기에 공급하는 엔진의 서비스 동력을 포함하여 엔진의 출력을 부분적 또는 완전히 상실하는 고장을 말한다. 그러나 엔진에 대한 안전성 분석과 인증의 관점에서, 출력을 상실하는 엔진 고장은 상대적으로 경미한 고장으로 분류하고 있다. 다만, 이와 같은 엔진의 장착을 포함하는 항공기

인증에서는 엔진의 출력 상실을 중요한 안전성 평가 요소로 취급하고 있다.

엔진의 위험한 영향(hazardous engine effect)은 다음의 현상을 유발하는 고장을 말한다.

- ① 고에너지 파편의 미봉쇄(non-containment)
- ② 객실용 블리드 공기의 독성물질 오염
- ③ 조작방향과 반대로 작용하는 추력
- ④ 진화 불가능한 화재
- ⑤ 엔진 분리를 초래하는 마운트 고장
- ⑥ 프로펠러 이탈을 유발하는 고장
- ⑦ 엔진 작동정지가 불가능한 상태

엔진의 중요한 영향(major engine effect)은 경미한 영향과 위험한 영향 사이의 심각도를 나타내는 고장 상태를 말하며, 이에 대한 예시로 다음과 같은 현상을 들 수 있다.

- ① 진화 가능한 화재
- ② 위험한 영향이 아닌 케이스 화염 전파
- ③ 위험한 영향이 아닌 저에너지 파편 이탈
- ④ 승무원을 불편하게 하는 수준의 진동
- ⑤ 조종 능력을 저하시키는 블리드 공기 오염
- ⑥ 위험한 영향이 아닌 반대로 작용하는 추력
- ⑦ 최대 정격 추력보다 큰 추력 발생
- ⑧ 엔진 지지 하중경로의 건전성 상실
- ⑨ 통제 불가능한 주기적 추력 변동

2.3 엔진에 대한 안전성 분석 수행

엔진에 대한 안전성 분석은 제어시스템을 포함하여 엔진을 항공기에 장착할 때 필요한 장치 및 절차, 주 고장과 이에 수반되는 2차 고장 및 잠재 고장, 그리고 엔진에 위험한 영향을 초래하는 다중 고장 등을 고려한다.

엔진에 중요한 영향 또는 위험한 영향을 초래할 수 있는 고장을 식별하고, 그와 같은 영향에 대한 발생확률을 산출한다. 고장이 발생하는 경우, 위험한 영향을 초래하는 시스템 및 부품은 안전성 분석 보고서에 포함하여 기록한다.

항공기 엔진에 위험한 영향을 미치는 것으로 예상되는 고장은 비행시간당 10^{-7} ~ 10^{-9} 로 극히 희박(extremely remote)하게 발생함을 입증하여야 한다. 개별적인 부품에 대한 고장 확률은 엔진에

위험한 영향을 미치는 전체 확률을 산출하는데 불충분할 수 있기 때문에, 비행시간당 10^{-8} 이하로 발생함을 실증하여야 한다.

엔진에 중요한 영향을 미치는 것으로 예상되는 고장은 비행시간당 10^{-5} ~ 10^{-7} 로 희박(remote)하게 발생함을 입증하여야 한다.

2.4 가정 및 추정사항에 대한 안전성 확인

항공기 엔진 및 각 시스템의 고장에 대한 영향을 분석하는데 적용된 가정과 추정된 고장 조합은 필요한 경우 시험으로 확인하여야 한다.

엔진에 발생하는 일부의 고장에 대한 예측은 절대적인 보증이 곤란하여 기술적인 판단에 전적으로 의존하는 경우가 있다.

이와 같은 추가적인 입증은 기존의 관련 운용 경험에 대한 근거자료, 기술적인 분석, 재료 및 구성품 시험, 리그 시험, 엔진 시험, 또는 기타의 검증 방법으로 이루어질 수 있다.

2.5 고에너지 구성품에 대한 안전성 입증

터빈 디스크의 구조적 파손 등과 같은 단일 구성품 및 부품의 주 고장에 대하여 수치적으로 실증하는 것은 현실적으로 매우 어렵다. 그러나 이와 같은 고에너지 부품의 파편이 봉쇄되지 않으면 엔진은 물론 항공기 및 인명에 직접적으로 위험한 영향을 미치기 때문에 이와 같은 고장 및 파손은 극히 희박하게 발생하여야 한다.

따라서, 엔진에 위험한 영향을 초래할 것으로 예상되는 특정한 단일 요소의 주 고장에 대하여 수치적인 방법으로 예측할 수 없는 경우, 감항기술기준의 §33.15(재료), §33.27(터빈, 압축기, 팬, 과급기 로터), §33.70(수명제한부품)에 규정된 구조 건전성 요건에 따라서 입증할 수 있다.

2.6 엔진 안전시스템에 대한 신뢰성 반영

항공기 엔진을 보호하기 위하여 안전장치, 계기장치, 조기경보장치, 정비점검, 그리고 기타의 유사한 장치 또는 절차를 포함하는 안전시스템을 사용할 수 있다.

엔진에 위험한 영향으로 진단되는 고장을 방

지하기 위하여 안전시스템을 사용하는 경우, 기본적인 엔진 고장과 동시에 또는 후속적으로 발생할 수 있는 안전시스템의 잠재적인 고장 확률을 함께 고려하여야 한다.

2.7 정비 및 조종에 의한 안전성 유지

엔진의 안전성을 확보하기 위하여 필요한 주기적인 정비, 주기별 기능점검, 특정한 계기장치의 활용, 비행승무원의 안전조치 등에 관한 사항을 해당 매뉴얼 및 지시서에 명시하여야 한다.

엔진을 조립하는 과정에서 부품이 잘못 조립되어 엔진에 위험한 영향을 일으킬 수 있는 경우에는 이와 같은 잘못된 조립을 최소화할 수 있도록 설계하거나 해당 부품의 올바른 조립 위치를 영구적인 방법으로 표시한다.

3. 안전성 평가기법 및 프로세스

항공기 엔진에 대한 안전성 평가는 감항기술 기준 Part 33의 §33.75(안전성 분석)에 규정된 요건을 충족하고, 엔진을 항공기에 장착하는 경우에는 해당 항공기 카테고리별 감항기술기준의 §xx.1309(장치 및 시스템 장착)에 규정된 안전성 요건을 만족하여야 한다.

이와 같은 안전성 요건을 충족시키기 위해서 항공산업계에서 활용하고 있는 대표적인 기준으로 SAE ARP 4761(안전성 평가 지침)과 ARP 4754(복합시스템 인증) 또는 MIL-STD-882(시스템 안전성)가 있으며, 항공전자장비에 대해서는 RTCA DO-254(항공전자 설계보증) 및 DO-178(항공전자 소프트웨어 인증)을 추가로 적용하고 있다[2, 3, 4]. 이들 문서는 엔진의 안전성 평가 뿐만 아니라 항공기 시스템 전반에 대한 안전성 평가에도 공통적으로 적용되고 있다.

항공기 시스템의 안전성 평가를 위한 목표는 다음과 같은 2가지 기본 원칙에 따라 설정한다.

첫째, 현재의 평가 대상 시스템의 안전성은 최소한 안전성 기준의 요건을 충족하며, 향후 안전성 기준에서 제시하는 수준 이상으로 향상시킬

수 있음을 보장하는 목표를 수립한다.

둘째, 고장의 발생확률과 이로 인한 영향의 심각도(severity) 사이에 반비례 관계가 있음을 입증한다. 즉, 고장으로 인한 영향이 매우 심각한 경우에는 발생확률을 현저하게 낮추어야 한다.

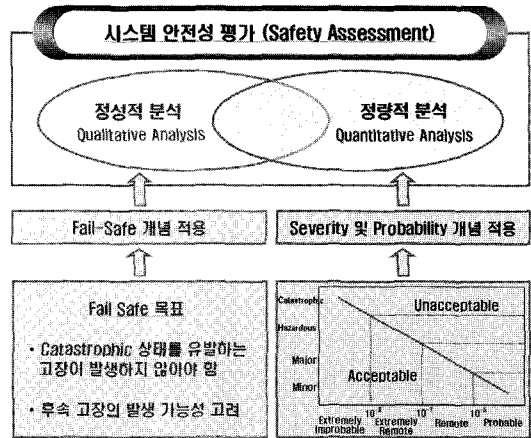


Fig. 1 Qualitative and quantitative analysis

3.1 정성적 분석과 정량적 분석

항공기 및 엔진 시스템의 안전성 평가를 위한 분석방법은 Fig. 1과 같이 정성적 분석과 정량적 분석으로 구분하는데, 이는 서로 완전히 독립된 방법으로 취급할 수는 없으며 두 가지 분석 방법을 상호 보완적인 관계로 적용하여야 한다.

정성적 분석에서는 고장의 원인, 심각도, 그리고 잠재고장의 가능성을 평가하며, 이를 위하여 설계평가, 장착평가, 고장모드영향분석, 결합나무 분석, 종속다이어그램, 신뢰성 블록다이어그램 등의 기법을 활용한다[5]. 이와 같은 정성적 분석을 통하여 항공기 시스템의 Fail-Safe 설계결과를 평가하거나 이를 보완하여 안전성을 증대시키도록 한다. 여기서 Fail-Safe 설계는 어느 한 시스템에 고장이 발생하는 경우에도 다른 시스템에 의해서 하중이나 기능을 담당하게 하는 설계 개념을 말한다.

정량적 분석은 고장 및 기능 상실로 인한 영향의 심각도와 발생확률을 척도로 시스템의 안전성을 분석하는 것으로서, 정확한 분석을 위해

서는 서브시스템 및 부품의 고장 확률에 관한 정보가 필요하다. 이와 같은 고장 확률 정보는 보통 기존 항공기에 장착되어 사용된 경험이 있거나 유사한 설계의 부품에 대한 정보를 바탕으로 확보하지만, 새로운 설계에 의해 개발된 경우에는 신뢰성 데이터를 확보하기 곤란하므로 고장 확률에 대한 분석 및 예측을 통해 계산하거나 해당 부품의 시험을 통하여 필요한 데이터를 확보하여야 한다.

이와 같은 과정을 통하여 확보한 개별 부품의 고장 확률을 통합하여 항공기 또는 엔진 시스템에 대한 정량적 분석을 수행하고, 그 결과를 항공기 수준에서 설정된 안전성 목표치와 비교하여 달성 여부를 확인하도록 한다.

3.2 정량적인 시스템 안전성 목표

항공기 엔진에 대한 감항기술기준에서 규정하는 §33.75(안전성 분석)에 의한 정량적 분석 목표를 이해하기 위해서는 대형 수송용 비행기에 적용되는 §25.1309(장치 및 시스템 장착)를 제정한 1960년대 당시의 데이터에 살펴보는 것이 필요하다.

항공기의 감항성과 관련된 사고 중의 치명적인 사고 위험은 비행 1시간당 약 4×10^{-6} 이었고, 이 위험의 약 10%는 항공기 시스템에 의한 것으로 분석됨에 따라 항공기 시스템의 모든 위험에 대하여 비행 1시간당 1×10^{-7} 의 안전성 목표로 설정하는 것이 합리적이라고 인식되었다.

또한, 안전성 분석의 단순화를 위하여 항공기를 10개의 치명 시스템으로 재구성하고, 개별 시스템이 10개의 잠재 고장 상태를 유발하는 것으로 가정하여, 항공기에 치명적인 사고를 유발할 수 있는 각 시스템 고장 상태에 대하여 비행시간당 1×10^{-9} 의 안전성 목표를 설정하게 되었다.

1980년부터 1996년 사이의 통계에 의하면 유럽 감항당국의 관리를 받는 항공사는 백만 비행시간당 치명적 사고 0.35건의 사고율을 보이고 있으며, 이에 따라서 현재의 비행기 감항기술기준의 §25.1309항에 적용된 가정은 보편적인 것으로 받아들여지고, 아울러 엔진에 대한 안전성 요

건을 규정하는 §33.75항에도 동일한 개념을 적용하고 있다.

이와 같은 안전성 목표를 바탕으로 항공기 및 엔진 시스템에 적용하는 고장의 발생 가능성은 다음과 같이 크게 4단계로 구분한다.

(1) 극히 불가능(EI : Extremely Improbable)

일정한 형식의 모든 항공기 전체 운용 수명 동안 일어날 것으로 예상되지 않는 고장 상태를 말한다. 이와 같은 고장 상태에 대한 수치적인 목표로 비행시간당 1×10^{-9} 의 확률을 적용하게 된다. 즉, 100대의 항공기가 1년에 각각 3,000시간씩 비행하는 경우 3,000년에 1건 발생할 것으로 예상되는 고장을 의미한다.

(2) 극히 희박(ER : Extremely Remote)

동일한 형식의 모든 항공기 전체 운용 수명에서 일어나지 않을 것 같지 않지만, 그럼에도 불구하고 가능성이 있는 것으로 보아야 하는 상태를 말한다. 이와 같은 고장 상태에 대한 수치적인 상위 한계는 비행시간당 1×10^{-7} 의 확률을 적용하게 된다. 이는 100대의 항공기가 1년에 각각 3,000시간씩 비행할 때 30년에 1번 발생하는 사건에 해당한다.

(3) 희박(R : Remote)

동일한 형식의 많은 항공기 전체 운용 수명을 고려할 때 전체 수명시간 동안 각 항공기에서 일어나지 않을 것 같지만, 수차례 일어날 수도 있는 상태를 말한다. 이와 같은 고장 상태에 대한 수치적 상위 한계는 비행시간당 1×10^{-5} 의 확률을 적용하게 된다. 이는 100,000시간당 1번 일어나는 사건으로 항공기의 일반적인 설계 수명의 약 2배에 해당한다.

(4) 가능(P : probable)

고장 발생확률이 비행시간당 1×10^{-5} 이하인 경우를 말한다. 즉, 고장 발생으로 인하여 안전 여유의 작은 감소, 승무원 업무량의 작은 증가, 작업자의 불편 발생 등과 같은 경미한 영향을 유발하는 경우에 해당한다.

3.3 단계별 시스템 안전성 평가

항공기 및 엔진 시스템에 대한 안전성 평가

요건을 충족시키기 위하여 먼저 잠재적 위험요소 자체를 제거하여 고장의 발생을 방지하여야 한다. 그러나 위험요소를 제거할 수 없는 경우에는 잔존하는 위험수준을 허용수준 이하로 낮추어 고장의 발생확률을 최소화하도록 한다.

이와 같은 시스템 안전성 평가는 일반적으로 다음과 같이 3가지 단계로 구분하여 순차적으로 또는 병행하여 진행하고, 각 단계별 평가 결과를 해당 시스템의 설계에 반영되도록 한다.

3.3.1 기능 위험 평가

항공기 또는 엔진의 개발 초기에 각 시스템에 대한 기능 위험 평가(FHA, Functional Hazard Assessment)를 수행하여 해당 시스템의 기능에 관련된 고장 조건을 설정하고 이를 분류하여 안전성 목표를 수립한다.

기능위험평가는 개별 고장 조건을 논리적으로 구분함과 동시에 명확히 설정하기 위한 것으로서, 항공기 또는 엔진의 기능위험평가와 각 시스템별 기능위험평가로 구분한다.

엔진 설계 과정에서 엔진의 기능을 각 시스템으로 배분한 이후에는 개별 시스템에 대하여 시스템 위험 평가를 수행한다. 이때 엔진에서 시스템으로 배분된 기능의 단일 고장 또는 조합 고장을 종합적으로 고려하여야 한다.

3.3.2 시스템 안전성 예비평가

항공기 또는 엔진 시스템의 기능위험평가에서 설정된 위험을 어떻게 유발하는지 판단하기 위하여 해당 시스템의 구조 관점에서 체계적으로 평가하는 과정을 시스템 안전성 예비평가(PSSA, Preliminary System Safety Assessment)라고 한다. 즉, 이를 통하여 해당 시스템의 구조가 기능위험평가에서 설정된 안전성 목표에 부합하는지를 결정하기 위한 것이다.

시스템 안전성 예비평가는 시스템 구조의 설계와 연관된 평가 절차로서, 시스템, 아이템, 하드웨어 및 소프트웨어에 대한 설계 정의를 포함한 시스템 개발의 다양한 단계에 걸쳐서 수행되며, 최종적으로 하드웨어 및 소프트웨어의 설계

요건과 관련된 안전성을 규정한다.

시스템 안전성 예비평가는 통상적으로 결함나무분석, 종속다이어그램, 마르코브 분석 등의 세부 분석 기법을 활용하고, 공통원인분석과 병행하여 진행한다.

3.3.3 시스템 안전성 평가

항공기 및 엔진에 대한 시스템 안전성 평가(SSA, System Safety Assessment)는 해당 시스템이 기능위험평가에서 설정한 안전성 목표와 시스템 안전성 예비평가로부터 규정된 하위 안전성 요건에 부합하는지 밝히기 위한 체계적이고 포괄적인 평가방법이다.

시스템 안전성 평가 단계에서는 고장모드영향 분석을 통하여 결정된 모든 주요 영향이 결함나무분석(FTA, Fault Tree Analysis)의 주요 이벤트로서 고려되는지 검증하고, 해당 공통원인분석 결과도 포함하도록 한다.

또한, 시스템 안전성 평가에서는 정량적 분석뿐만 아니라 정성적 측면도 포함하여 수행하며, 이에 대한 결과가 시스템 수준 및 항공기 수준 기능위험평가에서 설정된 목표에 적합하면 안전성 평가를 종료할 수 있다.

4. 터빈케이스 냉각시스템 안전성 평가

대형 터보팬엔진에 사용되는 터빈케이스 냉각시스템(TCCS, Turbine Case Cooling System)은 엔진의 팬 공기를 이용하여 터빈케이스를 냉각함으로써 순항비행 중에 터빈 블레이드와 케이스 사이의 간극(clearance)을 최적으로 제어하는 기능을 수행한다.

터빈 블레이드 팁 간극은 엔진의 성능, 효율, 그리고 수명에 직접적인 영향을 미친다. 즉, 블레이드 팁 간극이 작을수록 끝단에서 가스 누설이 줄어 터빈의 효율이 향상되고 연료소모량을 줄일 수 있게 된다. 이로써 충분한 추력을 발생하면서 터빈입구온도를 낮추어 수명을 증대시키는 효과가 있다.

장거리 순항비행 여객기에 장착되는 PW4000, CF6-80, V2500 등과 같은 대형 터보팬엔진에서 터빈 케이스와 블레이드 사이의 간극은 엔진의 미션 프로파일 시간에 따라서 Fig. 2와 같이 나타낼 수 있다[6]. 여기서 ACC(Active Clearance Control)는 디지털 엔진제어장치(FADEC)에 의해서 능동적으로 간극을 제어하는 것을 말하며, 이에 따른 틱 간극은 엔진 시동 직후와 비행을 마친 후 지상공회전 상태에서 약 0.030in 이상의 최대값을 나타내고, 순항 중일 때는 약 0.015in, 그리고 이륙추력으로 가속할 때와 지상공회전 후 재가속할 때 최소값으로 근접하게 된다.

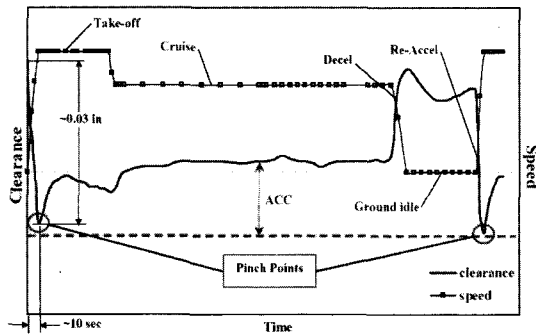


Fig. 2 Turbine tip clearance variation in flight mission

터빈케이스 냉각시스템을 활용하여 순항비행 상태에서 터빈 블레이드 팁 간극을 효과적으로 제어하여 연료를 절감하기 위한 노력이 꾸준히 진행되고 있지만, 터빈케이스 냉각시스템의 작동 신뢰성이 저하되거나 고장이 발생하는 경우 엔진에 치명적인 미봉쇄 로터 파손(uncontained rotor failure)을 유발할 수 있으므로 이에 대한 안전성을 입증하는 것이 필요하다.

터빈케이스 냉각시스템의 고장으로 인한 로터의 파손을 방지하기 위하여 감항기술기준 §33.75항에서 규정하는 요건에 따라서 안전성 평가를 수행하여야 한다.

엔진 시스템에 대한 안전성 평가는 고장의 영향을 평가하기 위하여 기능위험평가 또는 고장 모드영향분석을 수행하고, 신뢰성 블록다이어그램 또는 결합나무분석을 수행하여 고장상태 및

고장의 연관성을 식별하는 과정으로 진행된다.

4.1 냉각시스템 작동 메커니즘 분석

대형 터보팬엔진에 사용되는 터빈케이스 냉각시스템은 디지털 엔진제어장치(FADEC)에 의해서 터빈케이스 냉각공기량을 제어함으로써 최적의 블레이드 간극을 유지하도록 한다.

디지털 엔진제어장치는 전자제어유닛(EEC)과 유압기계유닛(HMU)으로 구성되며, 여기에 항공기 및 엔진의 센서에서 측정되는 각종 상태변수를 입력받고, 연료계량밸브, 가변정익베인, 가변 바이패스 밸브, 그리고 고압터빈과 저압 터빈의 블레이드 간극 등을 제어하여 엔진의 작동 상태를 최적화한다[7].

디지털 엔진제어장치는 독립적인 2개의 채널을 가지고 있으며, 입력과 이에 대응하는 출력을 서로 비교하여 정상 또는 고장 여부를 판단한다. 즉, 특정한 변수가 지정된 한계값을 초과하면 Fail-Safe 상태로 복귀하여 작동하게 된다.

전자제어유닛의 2개의 채널은 서로 독립된 전원을 공급받고, 항공기의 주전원 버스에 극히 불가능 수준의 고장이 발생하는 경우에도 기체의 배터리로부터 전원을 공급받도록 설계되어 있다.

유압기계유닛은 전자제어유닛으로부터 신호를 받아 주연료밸브, 연료계량 및 바이패스 밸브, 가변정익베인, 가변 블리드 밸브, 그리고 터빈케이스 냉각 서보밸브를 작동시키는 역할을 한다.

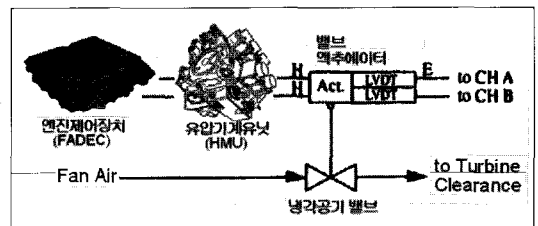


Fig. 3 Schematic of turbine case cooling system

대형 터보팬엔진의 터빈케이스 냉각시스템은 Fig. 3과 같이 디지털 엔진제어장치의 전자제어 유닛과 유압기계유닛, 밸브 액추에이터, 냉각공기 밸브, 그리고 냉각공기가 흐르는 덕트 및 튜

빙으로 구성된다. 유압기계유닛은 전자제어유닛으로부터 터빈케이스 냉각공기 밸브의 작동 신호를 받아 토크모터를 작동시켜 냉각공기 밸브를 열고, 밸브의 열림량은 다시 전자제어유닛으로 피드백되는 과정으로 작동한다.

4.2 터빈케이스 냉각시스템 결함나무분석

가스터빈엔진에 사용되는 터빈케이스 냉각시스템에 대한 안전성 평가는 엔진에서 발생할 수 있는 위험 요소 중에 미봉쇄 로터 파손의 일부로 다루어진다. 미봉쇄 로터 파손은 고속으로 회전하는 로터 구성부품이 파손되어 고에너지 파편이 엔진 케이스 외부로 관통하여 항공기 시스템 및 인명을 위태롭게 하는 현상을 말한다.

기능적 위험분석과 고장모드영향분석을 통하여 엔진의 미봉쇄 로터 파손을 유발하는 원인으로 주요 회전부품의 파손, 주 베어링의 파손, 로터의 초고속도, 터빈디스크 과열, 외부이물질 투입, 엔진 내부 화재 등의 요인을 규정하였다.

미봉쇄 로터 파손을 유발하는 회전부품의 파손은 구조적인 요인에 의한 파손과 냉각유로의

결함으로 인한 파손으로 크게 구분할 수 있다.

터빈케이스 냉각시스템의 구성품 및 냉각유로에 고장이 발생하면 케이스와 블레이드 사이의 간극이 지나치게 작아져 블레이드 및 로터가 파손되거나 과도한 간극으로 인하여 터빈효율이 저하되고 이를 만회하기 위하여 규정된 속도를 초과하여 회전함으로써 로터가 파손될 수 있다.

이와 같이 과도한 터빈 블레이드 간극은 미봉쇄 로터 파손의 원인이 될 수 있으며, 이에 대한 세부적인 요인과 상호 연관성을 Fig. 4의 결함나무분석 다이어그램으로 나타내었다.

결함나무분석은 엔진 시스템의 고장 현상이나 고장 확률을 먼저 설정하고, 이를 유발하는 하위 서브시스템 및 부품의 고장이나 확률을 전개하는 하향식(top-down) 안전성 평가 기법이다[8].

결함나무분석에서 상위 고장은 엔진 회전수 증가가 요구되는 과도한 터빈 블레이드 간극으로 규정하고, 고장확률을 희박수준(10^{-6})으로 설정하여 R-로 표기하였다.

과도한 블레이드 간극을 유발할 수 있는 하위 고장으로 전자제어유닛의 간극 제어기 고장, 그

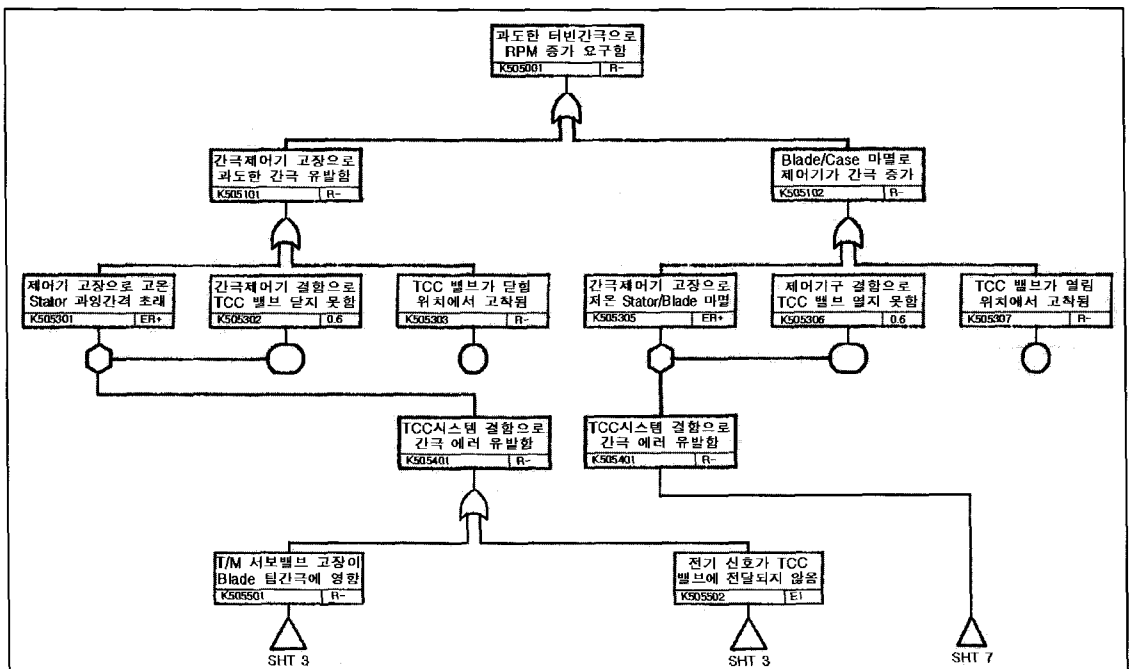


Fig. 4 Fault tree analysis for turbine case cooling system

리고 블레이드와 케이스 사이의 마멸(rubbing)을 원인으로 볼 수 있다.

간극 제어기 고장으로 블레이드 간극이 커지는 현상은 냉각공기 밸브를 닫지 못하는 상태에서 고온 스테이터 간격을 과도하게 하거나, 냉각공기 밸브가 닫힌 상태로 고착되는 경우에 발생할 수 있다.

블레이드와 케이스 사이의 마멸로 인하여 간극이 커지는 현상은 냉각공기 밸브를 열지 못하는 상태에서 저온 스테이터 및 블레이드에 마멸을 초래하거나, 냉각공기 밸브가 열린 상태에서 고착되는 경우에 발생할 수 있다.

이와 같은 방법으로 상위 고장을 유발하는 요인을 최하위까지 하향식으로 전개하고, 유사형식 시스템의 운용경험 자료와 표준 신뢰성 데이터 또는 신뢰성 시험 데이터를 근거로 각 고장상태에 대한 고장확률 수준을 설정하는 방법으로 결합나무분석을 수행하여 안전성을 평가하였다.

5. 결 론

본 논문에서는 항공기 엔진의 안전성 입증에 필요한 감항기술기준 §33.75항의 개정된 요구조건과 시스템 안전성 평가를 위한 기법 및 프로세스를 고찰하고, 대형 터보팬엔진에 사용되는 터빈케이스 냉각시스템을 대상으로 결합나무분석을 수행하였다.

터빈케이스 냉각시스템에 대한 결합나무분석을 통하여 감항기술기준 §33.75항에서 규정하는 엔진에 위험한 영향을 유발하는 오작동, 단일 고장 및 다중 고장, 그리고 비정상 작동 가능성은 설정된 안전성 목표를 만족하는 수준임을 확인하였다. 이로서 해당 엔진의 냉각시스템은 안전

성 요건을 충족하고, 항공기에 장착하는데 필요한 안전성을 갖추고 있다고 판단할 수 있다.

참 고 문 헌

1. Federal Aviation Administration, "FAR Part 33-Airworthiness Standard: Engines", Amdt. 33-24, U.S. DoT, 2007, pp.735-767
2. Society of Automotive Engineer, "SAE ARP 4761: Guidelines & Method for Conducting the Safety Assessment Process on Airborne Systems", Rev.0, SAE, 1996, pp.1-331
3. Society of Automotive Engineer, "SAE ARP 4754: Certification Consideration for Highly Integrated Systems or Complex Aircraft Systems", Rev.0, SAE, 1996, pp.1-88
4. 유승우, 이강이, 진영권, "항공기 인증을 위한 안전성 평가 기술동향", 항공우주산업기술동향, 제2권 제2호, 2004, 항우연, pp.1-8
5. Duane Kritzing, "Aircraft System Safety: military and civil aeronautical Application", 1st Ed., CRC Press, 2006, pp.272-273
6. Jonathan A. DeVastro, Kelvin J. Melcher, "A Study on Requirements for Fast Active Turbine Tip Clearance Control Systems", TM-2004-213121, NASA, 2004, pp.2-3
7. 이강이, 한상호, 김귀순, "항공기 엔진제어시스템 인증기술 개발," 한국항공우주학회지, 제33권 제1호, 2005, pp.104-109
8. Federal Aviation Administration, "AC 33.75-1A: Guidance Material for 14 CFR 33.75, Safety Analysis", Rev. A, U.S. DoT, 2007, pp.1-15