

한국공군 운영 항공기 부품 검사/교환주기 변경 - 예방정비대책 품질개선의 일환으로 - (The Change of Inspection&Replacement Period for ROKAF's Operating Aircraft Parts)

고 승 철*

Abstract

This paper deals with a procedure of changing the current inspection&replacement periods for ROKAF aircraft parts. ROKAF is mostly operating aircraft of foreign makes, and takes maintenance actions according to Technical Orders(T.O.) published by foreign aircraft manufacturers. Therefore ROKAF inspects and replaces specific parts at the time noticed from T.O.. These inspection and replacement periods are determined by manufacturers according to the standard operating environment and parts' durability. But the standard operating environment is different from operator's environment. Because of this difference, the inspection and replacement periods have to be changed according to operators' operation environment. It is reasonable that the manufacturer, having design materials and life test data of parts, changes those periods together with materials of operators' operation environment. But we have many difficulties in obtaining the design materials and life test data. Then this paper proposes a procedure of changing the periods of aircraft's parts with life data obtained during operating aircraft. For the reliability analysis, a software of RELEST (Reliability Estimation Version 1.0) is used.

(**Keywords** : aircraft part life, inspection and replacement periods, reliability estimation)

* 공군 항공기술연구소 개발인증과장, 산업공학 박사

1. 서 론

이 장에서는 한국공군(ROKAF) 운영항공기의 비행중 결함발생 최소화를 위한 전체 활동들을 먼저 설명하고, 이 연구의 배경, 범위, 그리고 연구목표를 기술한다.

1.1 비행중 결함발생 최소화를 위한 활동

항공기 비행중 결함(In Flight Failure, IFF) 발생 최소화를 위한 활동은 사전 계획검사, 고장탐구, 예방정비 대책 측면에서 이루어진다. 이러한 활동에 대한 개선활동들을 각각 검사품질 개선, 고장탐구품질 개선, 예방정비 대책품질 개선으로 표현하기로 한다.

1.1.1 검사품질 개선

비행중 항공기 결함 방지를 위한 가장 기본적인 사항은 지상에서 정비사와 조종사에 의한 조기 결함 감지와 이에 대한 적절한 조치이다. 정비사와 조종사는 비행 전에 조기 결함감지를 위해 제작사가 발행한 검사 T.O.(Inspection Technical Order)에 의해 지상에서 항공기를 검사한다. 이때, 정비사는 비행 전/중간/후 점검, 주기검사, 창검사 등의 계획검사를 수행하고, 조종사는 항공기 이륙 전 시동 전·후의 지상검사를 수행한다. 여기서 조종사의 항공기 지상 검사를 통한 조기 결함 감지는 비행중 결함 방지를 위한 최종 활동의 성과이다.

그러나 비행중 결함 중에 많은 부분이 검사 T.O.

에 대한 부적절한 수행으로 발생한다. 검사 T.O.의 부적절한 수행의 주요원인은 검사 T.O.에 대한 완벽하지 못한 이해이다. 검사절차의 완벽한 이해를 위해 신규 항공기 도입 때에 검사 T.O.에 대한 T.T.O.(Transferred T.O.) 발행과 검사자 이해 수준을 고려한 검사카드 작성, 검사자의 이해 정도에 대한 주기적인 평가가 필요하다. 검사절차를 완벽하게 이해한 검사자의 소홀한 검사로 비행중 결함을 조기에 발견하지 못하는 문제점은 체계적인 중복검사로 해결이 가능하다. 검사절차의 완벽한 이해를 위한 조치와 체계적인 중복검사는 검사품질을 개선시킨다 (Inspection Quality Improvement).

1.1.2 고장탐구 품질 개선

항공기 이륙 후에 비행중 결함은 조종사에 의해 감지되고, 이에 대한 적절한 조치가 이루어진다. 조종사에 의해 결함이 감지된 항공기의 정확한 고장탐구를 위해 조종사는 결함내용을 가능한 상세히 기술해야 한다. 고장탐구는 기술된 결함내용을 토대로 정비사에 의해 수행된다. 이때, 정비사는 제작사의 고장탐구 T.O. 절차에 의거 고장탐구를 수행한다. 고장탐구는 항공기 체계에 대한 전체 정보를 갖고 있는 제작사가 가장 정확하고, 신속하게 할 수 있다. 참고로, 항공기 사고원인에 대한 규명은 항공기 체계에 대한 전체 기술정보를 갖고 있고, 항공기 운영 관련 사항(조종 및 항공기 정비 등)을 결정하는 제작사에 의해 정확하고, 신속하게 이루어 질 수 있다. 정확하고, 신속한 항공기 사고조사를 위해서는 사고조사 초기부터 제작사 전문 요원이 사고조사 요원으로 포함되어야 한다.

운영항공기 정비사는 항공기의 고도기술·복합체적 특성 때문에 제작사가 발행한 고장탐구 T.O. 범주 내에서 고장원인을 찾을 수밖에 없고, T.O. 범주에 벗어나는 사항에 대한 결함원인 규명은 크게 기대할 수 없다. 참고로 항공기의 고도기술·복합체적 특성이란 항공기가 고도 기술요소를 지닌 다수 부품들의 복합체이고, 그 부품들은 서로 복잡한 인과관계를 갖음으로 해서 발생하는 특성이다. 제작사는 항공기 전체 체계에 대한 설계, 제작, 시험 정보 등을 토대로 조종사를 위한 항공기의 검사 및 조작 T.O.등과 정비사를 위한 고장 탐구, 검사, 수리 등의 T.O.를 발행한다. 고장탐구 T.O.에 의거 고장원인 규명이 안된 경우에 정확하고 신속한 고장탐구를 위해 제작사 전문요원 및 제작사의 기술지원에 대한 지속유지가 필요하다. 이는 항공기가 고도기술·복합체적 특성을 가지고 있고, 이에 대한 정보를 가장 많이 갖고 있는 곳이 제작사이기 때문이다.

고장탐구 T.O.와 항공기 계통 정보, 잘 정리된 고장탐구 경험(Know-How) 등을 통합한 고장탐구 전문가 체계 구축은 고장탐구 품질을 개선시킨다(Troubleshooting Quality Improvement). 항공기의 고도기술·복합체적 특성을 고려할 때 고장탐구 전문가 체계 프로그램은 제작사가 만들고, 항공기 운영 정비사가 고장탐구 경험을 반영하여 체계를 발전시키는 것이 필요하다.

1.1.3 예방정비 대책품질 개선

비행중 결함발생 최소화를 위해 동일 또는 유사 결함이 발생하지 않도록 예방정비 대책을 수립한다. 그 대책은 검사 T.O.에 대한 적절한 수행 측면과 근본적 결함방지를 위한 관련 부품 보강, 검사방법, 검

사/교환주기를 보완하는 측면에서 고려된다. 비행중 결함방지를 위한 제작사의 부품 보강과 검사방법, 검사/교환주기를 검토하고 변경하는 것은 예방정비 대책품질을 개선(Counterplan Quality Improvement)시킨다.

부품의 검사방법과 검사/교환주기는 항공기 계획 검사 T.O.에 기술된다. 여기서 계획 검사 T.O.는 일선 점검카드(비행 전/중간/후 점검카드), 야전 검사카드(주기검사 카드) 그리고 창 검사카드로 구분된다. 보완된 검사방법과 검사/교환주기는 기존의 검사 항목 내용을 변경함으로써 검사 T.O.에 반영된다. 제작사가 항공기 설계, 제작, 시험 정보 등을 토대로 초기 검사 T.O.를 설정하고, 실제 운영하면서 얻은 정보를 추가 고려하여 검사 T.O.를 변경하기 때문에 결함부품에 대한 예방정비 대책으로 검사 T.O.를 변경하는 것은 원칙적으로 제작사에서 수행해야 한다. 이는 제작사가 항공기 설계, 제작, 시험 정보 등을 토대로 초기 검사 T.O.를 설정하고, 실제 운영하면서 얻은 정보를 추가 반영하여 검사 T.O.를 변경하기 때문이다. 한편, 부적절한 고장탐구나 부적절한 검사로 비행중 결함을 방지하지 못했다면 결함부품에 대한 예방정비 대책은 불필요하다.

1.2 연구 배경, 범위, 연구목적

1.2.1 연구배경

현행 한국 공군의 부품 검사/교환주기 변경 관련 예방정비 대책은 제작사에서 부품 검사/교환주기 변경체계를 구비한 신규 도입 항공기인 경우 변경체계 활용을 위한 체계 구축이 미흡하고, 제작사에서 부품 검사/교환 주기 변경체계를 미 구비한 이유로

객관적이고, 타당한 정량적 분석 없이 이루어지고 있다. 그러므로, 현행 여건을 고려하여 적절한 부품 검사/교환주기 변경 방안 도출이 필요하다. 이를 위해 이 연구에서는 현행 부품 검사/교환주기 관련 예방정비 대책 수립 절차를 검토하여 문제점을 파악하고, 제작사의 부품 검사/교환주기 설정 및 변경 절차를 연구하여 현행 교환/검사 주기 변경의 개선 방안을 제시한다.

1.2.2 연구의 범위

항공기 비행중 결함이 발생하면, 그 원인이 규명된 후 동일고장 발생을 방지하기 위해 예방정비 대책을 수립한다. 이는 기존 검사 T.O.의 부적절한 수행 측면과 검사 T.O.를 강화하는 측면에서 고장원인 부품에 대한 동일결함 발생요인을 발췌하고, 방지 대책을 수립하는 것이다. 검사 T.O.를 강화하는 예방정비 대책은 고장원인 부품에 대한 검사방법 강화, 검사주기 단축과 교환주기 단축으로 요약된다. 검사방법 강화 측면은 고장부품의 검사 가능성 및 경제성에 따라 결정되는 사항이므로 이 연구범위에서 제외하고 부품 검사/교환주기 변경을 연구범위로 한다. 참고로, 검사방법 강화는 기존 검사 T.O.에 의해 해당 부품의 고장모드(마모, 균열, 변형 등)를 확인할 수 없는 경우에 이루어진다. 예를 들어 검사방법은 부품의 마모인 경우 측정방법이고, 균열인 경우 육안 및 비파괴 검사방법이다. 한편, 검사 방법은 초기 고장모드를 확인할 수 있는 방법 중에 가장 경제적인 방법으로 결정된다.

1.2.3 연구 목적

이 연구의 목적은 비행중 결함을 방지하기 위한

예방정비 대책 중 부품 검사/교환주기 변경 절차에 대한 개선방안을 수립하는 것이다.

2. 현행 예방정비대책 수립절차

이 장에서는 현행 한국공군의 예방정비대책 수립절차를 검토하고, 예방정비대책 중 검사/교환 주기 변경의 문제점을 기술한다.

2.1 현행절차

비행중 결함발생시 결함원인을 규명하는 것은 결함원인이 되는 부품(단일품목)을 식별하는 것이다. 결함에 대한 조치는 보통 식별된 고장부품을 교환하는 것이고, 또한 교정(조절, 윤활 등)하는 것이 될 수도 있다. 즉, 특정부품을 교환 또는 교정으로 결함이 없어졌다면, 그 부품이 결함 원인이 되는 고장부품이다.

예)

- 결 함 : F-4 L/H 엔진 Flame-out
- 결함원인 : Main Fuel Pump(MFP) Shaft Spline 마모로 인한 Fuel Pumping 안됨
- 고장부품 : Main Fuel Pump Shaft

동일결함 발생요인은 기존 검사 T.O.의 부적절한 수행 측면과 검사 T.O.를 강화하는 측면에서 발췌된다.

예)

- 기존 검사 T.O.의 부적절한 수행 측면
 - 주기검사 및 창검사시 T.O.에 의거 Shaft Internal & External Spline 마모 측정 불량 및 미 수행
 - 주기검사/창정비시 Shaft Spline 마모 한계치(0.006') 이상의 Shaft 재사용

- MFP 조립/장착시 Alignment 준수 및 Grease 윤활 미흡
- 검사 T.O. 강화 측면
 - Shaft Spline 재질 불량으로 조기마모

예방정비 대책은 동일결함 발생요인을 제거하도록 수립된다.

예)

- 기존 검사 T.O. 수행절차에 대한 재 강조 측면
 - 주기검사/조정비서 T.O.에 의거 Shaft Spline 마모 측정 및 마모한계치 이상의 Shaft 교환 철저
 - MFP 조립 및 장착시 Alignment 준수 및 Grease 윤활 철저
- 검사 T.O. 강화 측면
 - 마모 한계치 강화 : 0.006' → 0.004'
 - Shaft 검사주기 단축 : 기존 525쏘티 주기 → 265±25쏘티
 - Shaft 교환주기 단축 : 교환주기 없음 → 950쏘티(조정비서)

현행 검사 T.O. 강화 측면의 예방정비 대책은 대부분 정비 및 자재지원이 가능한 범위에서 최대한의 수준으로 수립되고, 검사/교환주기 단축은 항공기 기체 및 엔진의 검사주기를 기준으로 인접한 검사주기에 해당 내용을 추가, 보완함으로써 이루어지고 있다. 한편, 항공기 제작사가 발행한 검사 T.O. 상의 부품의 검사/교환주기는 정해진 설계강도의 부품에 정해진 표준 부하가 가해진다는 것을 가정하여 부품 설계해석과 실험 등을 통해 정해진 것이다. 즉, 부품의 검사/교환주기 변경은 부품 재질이 최초 설계기준의 강도와 다른 경우나 제작사가 가정한 부품 운영환경(부하)이 다른 경우에 과학적인 해석 및 분석 등에 의해 변경된다.

2.2 현행 검사/교환주기 변경의 문제점

부품 검사/교환주기 변경은 제작사의 검사/교환주기 변경 체계에 의해 수행하는 것이 타당하다. 그러나, 제작사에서 부품 검사/교환주기 변경체계를 구비한 신규 도입 항공기(F-16 이후)인 경우 변경체계 활용을 위한 한국공군 지원 체계가 구축되어 있지 않고, 제작사에서 부품 검사/교환 주기 변경체계를 미 구비한 장기 운영항공기(F-4, F-5 등)인 경우 제작사 변경체계 활용이 불가함에 따라, 현행 검사/교환주기 변경은 대부분 과학적인 절차의 적용 없이 정비 및 자재지원이 가능한 범위에서 과도하게 수립되고 있다. 참고로 T.O. 00-20-1(참고문헌 [1])에 '검사주기 변경은 정비자료서식(Maintenance Data Documentation, MDD) 체계에 의해 수립된 자료와 신뢰도 중심의 정비(Reliability Centered Maintenance, RCM)를 통한 분석 후에 이루어져야 하고, 교환주기가 결정되는 부품은 신뢰도 분석에 의해 수명을 측정할 수 있고, 특정 작동시간이 되면 급격하게 부품 고장으로 발전하여 비행안전 및 임무수행에 장애가 되거나 그 부품고장으로 다른 부품의 고장을 유발하여 고비용이 소요되는 것이어야 한다'라고 기술하고 있다.

3. 제작사의 부품 검사/교환주기 설정 및 변경 절차

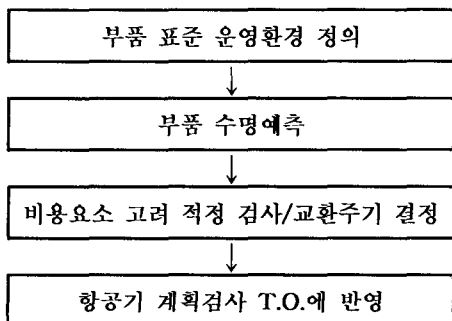
이 장에서는 항공기 제작사의 항공기 제작후 항공기 결함방지를 위한 부품 검사/교환주기 설정 및 변경 절차를 설명한다.

최초 제작사가 정한 부품의 검사/교환주기는 그 부품의 수명예측 결과를 토대로 한다. 부품의 수명은 먼저 표준 운영환경을 정의한 후 해석적인 방법 또는 통계적(실험적) 방법을 적용하여 예측한다. 해석적인 방법은 연역적인 방법으로 부품에 가해지는 하중 및 기타 사용환경, 부품의 재료특성 및 기하학적 형상 그리고 시험결과로 얻은 상수 값을 토대로 수명을 예측한다. (참고문헌 [2])

통계적인 방법은 귀납적인 방법으로 항공기 부품에 실제 부품들을 그 운영환경에서 작동하여 고장까지의 시간을 측정한 수명시험 자료를 통계적으로 분석한 후에 수명을 예측한다. 일반적으로 통계적 방법에서 수명시험 기간을 단축하기 위하여 정상 운영환경보다 더 가혹한 운영환경을 주어 시험하는 가속 수명시험(Accelerated Life Test)을 수행한다. 그리고 수명시험으로 얻은 자료를 토대로 부품의 수명분포를 추정하고, 목표 신뢰도를 기준으로 예측수명을 산출한다. 여기서 수명시험은 생산된 부품 중에 표본(Sample)을 추출하여 한정된 수의 부품에 대해 수행한다.

적정 검사/교환주기는 산출된 예측수명을 토대로 비용요소를 고려하여 부품의 검사/교환 주기를 결정한다. 여기서 비용요소는 검사/교환 비용과 미리 발견하지 못한 고장으로 인해 발생하는 비용 등이 고려된다. (참고문헌 [3]) 제작사의 부품 검사/교환주기 설정 절차를 요약하여 <표 1>과 같다.

<표 1> 제작사의 부품 검사/교환주기 설정 절차



제작사에 의한 부품의 검사/교환주기의 변경은 실제 운영환경 자료와 최초 검사/교환주기 설정 때에 표준 운영환경자료와 부품의 내구성 분석자료를 토대로 부품의 예측된 수명을 수정하여 이루어진다. 즉, 표준 운영환경과는 다른 실제 운영환경자료를 최초 검사/교환주기 설정과정에 반영하여 부품 검사/교환주기를 변경한다. 참고로 초기에 설정된 검사/교환주기를 항공기 운영국에서 변경하기 위해 제작사의 부품 검사/교환주기 변경체계를 확보하여 지속적으로 실제 운영환경 자료를 수집, 관리하여야 한다. 제작사의 부품 검사/교환주기 변경 체계가 구축되지 않은 경우 항공기 운영국에서 부품의 검사/교환주기 변경하기 위해서는 통계적 방법으로 항공기 운영 중 발생한 부품의 수명자료를 활용하여 수명분포를 추정, 현재 설정된 부품 검사/교환주기의 적정성을 분석하여 변경이 가능하다.

4. 개선 방안

이 장에서는 현재 한국공군의 부품 검사/교환주기 변경 절차를 개선하기 위해 신규 항공기인 경우 제작사의 변경체계를 활용하는 방안과 장기 항공기인 경우 통계적 방법인 신뢰도 분석 프로그램을 활용하는 방안을 제시한다.

4.1 방안 1 : 제작사의 부품 검사/교환주기 변경 체계 활용

제작사의 부품 검사/교환주기 변경체계를 활용하기 위해서는 제작사에 부품 검사/교환 변경체계가 구축되어 있어야 한다. F-16 이후에 신규 도입 항공

기인 경우 제작사에서 주요기골 부품 검사주기 변경 체계를 구축하고 있다.

제작사의 부품 검사/교환주기를 활용하는 방안은 변경체제 확보 없이 제작사에 구비된 변경체계를 활용하는 방안과 제작사의 변경체계를 확보하여 한국공군 자체로 체계를 활용하는 방안이 있다. 변경체제 확보 없이 제작사에 구비된 변경체계를 활용하는 방안은 한국공군 실제 항공기 운영환경을 주기적으로 제작사에 통보하여 제작사에서 부품 검사/교환주기 변경 내용을 통보 받는 기술지원 체계 구축하는 방안이다. 제작사의 변경체계를 확보하여 한국공군 자체로 체계를 활용하여 하는 방안은 장기간 항공기를 운영해야 하는 한국공군 여건상 변경체제 확보 없이 제작사에 구비된 변경체계를 활용하는 방안보다 바람직하다.

참고로 제작사의 부품 검사/교환주기 변경체제가 구비해야 할 요소는 1)운영환경 자료 자동 수집 장치(항공기 장착)와 2)운영환경 자료 입력에 의거 변경된 부품 검사주기 및 교환주기가 출력되는 소프트웨어 시스템(표준 운영환경 및 부품 설계 해석자료 및 수명시험 자료 내장)이다. 여기서 운영환경 자료란 항공기에 가해지는 부하 관련 자료(하중요소, L/G 운영도, 엔진 운용도 등)를 말한다.

현재 한국 공군은 F-16 항공기 기골의 Control Point(PB : 14개 부위, KFP :16개 부위)에 대해 검사주기를 변경하는 체계를 확보하여 운영하고 있다. F-16 PB 항공기 기골 점검시기 변경 체제는 다음과 같다. (참고문헌 [4], F-16 PB IAT 보고서, 2002)

단계 1 항공기 실제 운영환경 자료 수집

비행자료 기록장치(CSFDR)¹⁾를 통해 실제 운영환경자료를 수집한다. 운영환경자료는 항공기별 총
1) Crash Survivable Flight Data Recorder : 항공기 사고조사, 기골보존 및 수명관리를 위한 비행 자료를 기록하는 장치

비행시간, 총 비행횟수, 랜딩기어 작동수, 착륙횟수, 수직하중계수 초과표, 실제 항공기가 받는 하중 초과표 등이다.

단계 2 표준 운영환경과 비교

수집된 실제 운영환경자료로 비행 격렬도를 산출하고, 표준 항공기 운영도와 비교 특정 비행기간 동안의 균열 격렬 지수(Crack Severity Index)를 산출한다.

단계 3 부품의 예측수명 변경

균열 격렬 지수를 기준으로 규정된 14개의 Control Point의 예측수명을 변경한다. 여기서 Control Point 검사주기 변경을 위한 예측수명은 다음의 두 종류가 고려된다.

(예측수명 1) 부품 제작공정 중에 발생할 수 있는 균열크기(Assumed Initial Flaw)부터 비행환경에 따라 갑작스런 파괴를 일으킬 수 있는 균열크기(Control Flaw Size)까지 발전하는 예측수명(<표 2> 참조)

(예측수명 2) 부품 제작공정 중에 발생할 수 있는 균열크기(Assumed Initial Flaw)부터 비행환경에 따라 규정된 비파괴 검사 절차로 발견할 수 있는 가장 큰 균열크기(In Service Flaw Size)까지 발전하는 예측수명

단계 4 부품 검사/교환주기 변경

변경된 예측수명을 기준으로 최초검사시기는 '(예측수명 1)/2'이고, 다음 검사시기는 '(예측수명 2) + ((예측수명 1) - (예측수명 2))/2'이다. 참고로 F-16 PB 항공기 기골인 경우 항공기 및 Control Point별로 검사시기를 결정하고, 검사시기에 균열이 발견되면 보완작업 또는 교환함으로 교환주기는 설정하지 않는다.

단계 5 항공기 계획검사 카드에 반영

검사시기는 T.O. 1F-16C-6 및 1F-16C-6-16의 보충판으로 발행된다. (검사시기 <표 3> 참조)

<표 2> Control Point 및 예측수명

CP No.	Control Point	Critical Flaw	Hours to CF
W254BA	Upper Wing Attach Fitting at FS 341.8	0.254	9678.
W102EA	Lower Wing Skin Bolt Hole at LEF Hinge #2	0.563	5536.
W264AB	Lower Wing Attach Fitting at FS 341.8	0.966	7883.
B1880AA	Internal Bulkhead Strap at FS 189	0.392	7335.
B5251AA	Fuel Shelf Joint Bolt Hole, Baseline pre ECP 1483	0.257	5246.
B5251CA	Upper Bulkhead Flange Bolt Hole, Inbd BL8, Aft FS341.8	0.207	5623.
B5232AC	Lower Left Panel F, w/Cx and doubler, FS 309	1.340	10387.
B5241DC	Upper Right Panel II, FS 325	0.625	16717.
B6307AA	Flaperon Cutout at FS 377 (Block25/32)	0.161	4584.
B6807AC	Splice Fitting at FS 446, Triadic Hole #2(Block 32)	0.263	13933.
B6883AC	Aluminum Strap, Bolt Hole No. 4(Block 32)	0.201	10097.
T7228BA	Vertical Tail Center Attach Fitting, Web-Pac Radius	0.608	16688.
B6840AB	Forward Engine Mount Rail Fitting(Block 32)	1.970	9400.
B5251AB	Fuel Shelf Joint Bolt Hole, Production Post ECP 1483	0.257	6848.

한편, 제작사의 검사/교환주기 변경절차 활용을 위해서는 최근 도입된 항공기인 경우(T-59, RC-800, CN-235 등) 제작사에 구축된 부품 검사/교환주기 변경 체계 파악과 구축된 변경체계 활용을 위한 제작사의 기술지원 요소에 대한 추가 협약이 필요하고, 신규 도입될 항공기인 경우(F-15, T-50, KT-1) 현행 계획된 부품 검사/교환주기 변경 체계 확인과 절충교역 및 추가계약에 따른 변경 체계 확보 추진이 필요하다.

<표 3> 검사시기

Aircraft Serial No.	Control Point	INSP AT FLT HRS
0	B6307AA	5463.0
1	B6307AA	5567.1
1	W102EA	6179.0
3	B5232AC	4831.9
3	B5242AC	3478.9
4	T7228BA	2652.8
4	B6223AD	2652.8
5	W264AB	3232.8
5	W102DA	5041.8
6	W102EA	2746.7
6	W043AA	824.0
7	W102EA	2701.2
8	W264AB	2957.9
8	W102DA	4614.3
9	W264AB	3060.6
10	W254BA	4324.2
11	W138AB	5182.5
CONTINUE...		

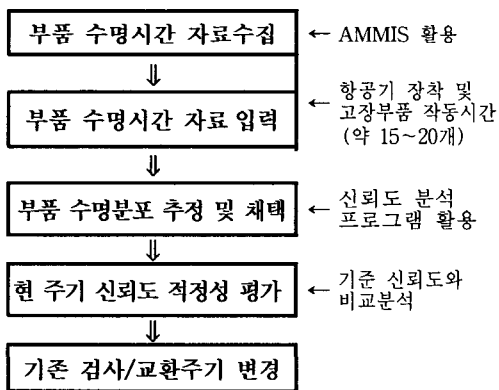
4.2 방안 2 : 장기 운영 항공기에 대한 검사/교환주기 변경 절차 수립 및 적용

제작사에서 부품 검사/교환 변경체제를 구비하지 않은 장기 운영항공기(F-4, F-5 등)인 경우 부품 검사/교환주기 변경을 위해서 운영 중 발생한 부품의 수명시간 자료를 토대로 하는 신뢰도 분석 방법을 활용할 수 있다. 실제 항공기 운영 중에 수집된 특정 부품의 수명시간 자료는 제작사가 정한 표준 운영환경이 아닌 실제 운영 환경에서 정상적인 수명시험에 의해 얻어진 부품수명으로 볼 수 있으므로 가장 적절한 부품수명 실험결과가 된다. 그러나 항공기 비행중 결함원인으로 식별된 부품에 대한 고장수명 자료의 수(약 15~20개)가 부족하거나 정확하지 않으면 그 부품의 수명분포를 추정(통계적으로 타당성이 있는 정도로)할 수 없으므로 검사/교환주기를

변경하기 위한 통계적 방법을 사용할 수 없다. 참고로 50대의 항공기를 운영하고, 그 부품의 예측 평균 수명(고장까지 평균 작동시간)이 5000시간인 경우 20개의 부품이 고장나려면 항공기가 평균적으로 2000시간을 운영하여야 한다. 즉, 1년에 평균 항공기 가동시간이 300시간인 경우 약 7년이 소요된다.

이 논문에서 제안하는 신뢰도 분석 방법을 활용한 부품 검사/교환주기 변경 절차(<표 4> 참조)는 부품 수명분포를 추정하고, 검증 절차를 통해 채택된 분포와 부품의 비행안전상 중요도 및 단가 그리고 검사/교환 비용을 고려하여 설정한 부품등급을 기초로 부품등급별 기준 신뢰도와 현 검사/교환주기의 신뢰도를 비교하여 그 주기를 조정하는 과정으로 요약된다.

<표 4> 제안된 검사/교환주기 설정 절차



단계 0 : 부품 수명시간 자료수집

부품 수명자료는 부품별로 현재까지 고장난 부품의 고장까지의 작동시간과 현재 항공기에 장착된 해당부품의 작동시간(Time Since New 또는 Time Since Overhaul) 자료이다. 부품 수명시간 자료수집은 항공기 부품 장·탈착시 1) 장·탈착 부품의

Prat Number 및 Serial Number 2) 부품 장·탈착 이유(고장 및 기타이유) 3) 부품 장·탈착시 부품 사용시간(Time Since New 또는 Time Since Overhaul) 사항을 기록, 유지함으로써 가능하다. 이 자료들은 현재 한국공군에서 운영중인 항공기 정비정보체계(Aircraft Maintenance Management Information System, AMMIS)의 항공기 장탈·착 처리 입력사항을 준수함으로써 유지가 가능하다. (<표 5> 참조)

<표 5> 항공기 부품 장탈착 처리 입력 양식

단계 1 : 부품 수명자료 입력

부품 수명자료 입력은 신뢰도 분석 프로그램에서 요구하는 형식으로 입력한다. 여기서 고장부품 작동시간 자료 수는 약 15~20개 정도가 되어야 한다.

단계 2 : 부품 수명분포 추정 및 채택

부품 수명분포 추정은 분석 프로그램에 의해 이루어지며, 추정된 분포는 통계적 검정절차에 채택여부가 결정된다. 참고로 신뢰도 분석 소프트웨어는 <표 6>의 소프트웨어 중 하나이면 적당하다.

<표 6> 신뢰도 분석 소프트웨어

구분	내용
RPP	- Reliability Prediction Program - 미 국방성에서 개발한 프로그램으로 주로 군사용 장비의 신뢰도 분석에 사용됨
Reliability Workbench 8	- 미 Isograph사에서 개발한 프로그램으로 RPP보다 좀더 세분화된 군사용 장비 및 상용장비의 신뢰도 분석에 사용됨
RELEX	- Reliability Workbench 8에 비해 개선된 프로그램으로 군사용 장비 및 상용장비의 신뢰도 분석에 사용됨
MRP	- Mechanical reliability Prediction - 기구 및 기계류 부품의 고장률을 예측하기 위해 개발된 신뢰도 분석용 프로그램
RELEST	- Reliability Estimation Version 1.0 - 뉴저지 주립대학에서 개발한 프로그램으로 정상 및 가속 수명시험 부분으로 분류되어 있음

단계 3 : 현 검사/교환 주기에 대한 신뢰도 적정성 평가

현재 적용중인 부품 검사/교환 주기에 대한 신뢰도를 확인하여 이에 대한 적정성을 평가한다. 이 단계에서 신뢰도 적정성 평가절차는 다음과 같다.

(1) 우선 대상 부품에 대한 부품등급을 결정한다. 즉, 등급상향 및 하향요소를 고려하여 대상 부품을 1, 2, 3 등급 중 하나로 구분한다. 여기서 등급상향 요소는 부품이 비행 안전성 및 임무수행 가능성에 미치는 영향 등이고, 등급하향요소는 부품 검사/교환 가능성 및 소요 인시수(Man Hour), 부품단가 등이다. 부품등급 구분 세부기준은 <표 7>와 같다.

(2) 현재 적용중인 검사/교환 주기에 대한 신뢰도 (R(t))를 확인한다.

참고로, 신뢰도의 의미는 부품이 일정시간 작동 후에 정상일 확률이고, 위의 등급별 적정신뢰도 범위는 정규분포의 3σ, 2σ, 1σ의 누적 확률 값을 적용하였다. 일반적으로 기관 TCI(Time Change Item)의 교환주기를 결정하는 적정 신뢰도 범위는 정규

분포 3σ(0.9987) 이상을 적용한다. (참고문헌 [5])

<표 7> 부품등급 구분 세부기준

등급	세부기준	비고
1	- 시한성 교환 부품(TCI) - 항공기 기골 - 조종계통 및 기체/엔진 연료 계통 부품 - 무장 발사계통 부품	- 임무포기 유발 결합 관련 부품
2	- 1등급과 3등급 부품 외 기타부품	
3	- 비행안전 및 임무수행에 영향을 주지 않는 부품 - 1등급 부품의 검사/교환 소요 인시수가 해당 전체 T.O.수행 M/H에 10%이상인 부품 - 1등급 부품의 검사/교환 소요 비용이 해당 전체 T.O.수행 비용에 5%이상인 부품	- 임무포기 유발 결합에 관련 없는 부품 - 인시수 과다 소요 부품 - 비용 과다 소요 부품

(3) 현재 적용중인 검사/교환 주기에 대한 신뢰도가 해당 등급의 적정 신뢰도 범위에 부합하면 현재 검사/교환 주기를 유지하고 그렇지 않으면 검사/교환주기를 단축 또는 연장하게 된다. 여기서 적정 신뢰도 범위(기준)는 <표 8>과 같다.

<표 8> 등급별 적정 신뢰도 범위

등급	적정 신뢰도 범위
1	0.9987 이상
2	0.9773 이상
3	0.8431 이상

단계 4 기존 검사/교환주기 변경

해당 부품 검사/교환 주기에 대한 신뢰도 적정성 평가 결과, 현재의 검사/교환 주기가 적합하지 않다면, 현재 적용되는 엔진 및 기체의 계획검사의 인접 주기로 변경(단축 또는 연장)하는 것이 고려된다. 여기서 신뢰도 적정성 평가는 해당 등급의 적정 신뢰

도 범위에 부합할 때까지 상정된 주기의 인접 주기로 단축 또는 연장하는 과정을 반복한다. 주기 변경은 신뢰도 적정성 평가 결과 외에 변경할 주기에 검사/교환 수행의 현실적 제한사항을 검토한 후 최종 결정한다. 여기서 현실적 제한사항은 정비 지원 가능성, 소요 자재 지원 가능성 등을 말한다. 일반적으로 교환주기 또는 검사주기는 각각 예방정비에 충분한 정도로 설정되므로 한 개의 부품에 대해 교환주기와 검사주기가 모두 설정되지 않는다.

검사/교환주기 변경 적용 예는 다음과 같다. 사용한 신뢰도 분석 소프트웨어는 RELEST(Reliability Estimation Version 1.0, 참고문헌 [6])이고, <표 9>의 수명자료는 F-5 엔진 Main Fuel Pump에 대한 것이고, '+'는 항공기 장착 부품(신품 또는 재생품)의 작동시간이고, 기타는 고장 발생 부품의 고장까지의 작동시간이다.

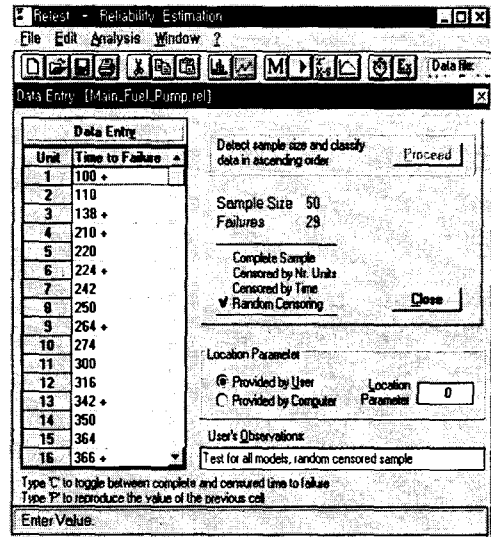
<표 9> F-5 엔진 Main Fuel Pump 수명자료

순번	작동시간	순번	작동시간	순번	작동시간
1	100 +	18	380 +	35	800
2	110	19	396	36	870
3	138 +	20	400	37	880
4	210 +	21	438 +	38	888
5	220	22	440	39	1128
6	224 +	23	444	40	1240
7	242	24	460 +	41	1308
8	250	25	476	42	1322 +
9	264 +	26	484 +	43	1322
10	274	27	510	44	1430 +
11	300	28	520 +	45	1554 +
12	316	29	564 +	46	1554 +
13	342 +	30	619	47	1578 +
14	350	31	624	48	1780
15	364	32	660	49	1800 +
16	366 +	33	690	50	1880 +
17	378	34	720+		

단계 1 부품 수명자료 입력

수명자료 입력은 File 형태 또는 아래 그림과 같이 수명자료 하나씩 직접 입력 가능하다.

<그림 1>은 프로그램에 수명자료를 입력한 것이다.

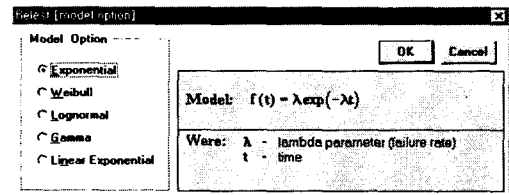


<그림 1> 부품 수명자료 입력창

단계 2 부품 수명분포 추정 및 채택

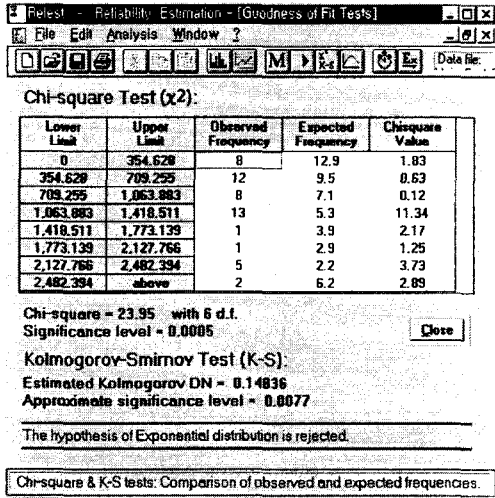
부품 수명분포는 프로그램이 제공하는 분포를 선택하여 이중에서 통계적 검정절차에 채택된 것으로 결정한다. 참고로 상정된 분포는 지수, 와이블, 로그노말, 감마, 선형지수 분포 등이다.

(1) Exponential 분포 선택



<그림 2> 분포 선택창(1)

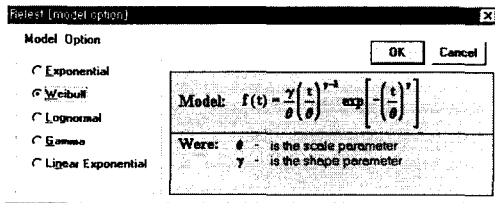
(2) 프로그램 실행 후에 Exponential 분포 검정 결과 확인



<그림 3> 분포검증 결과창(1)

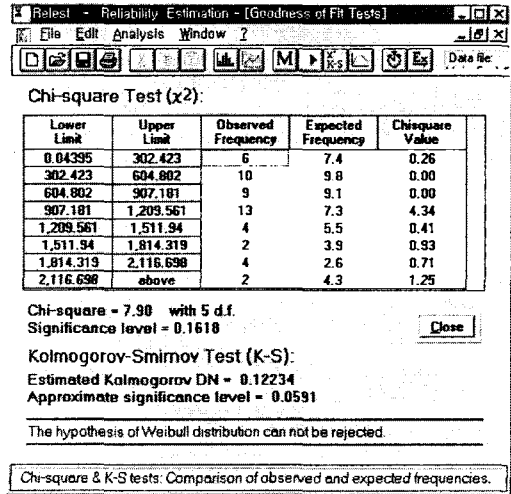
The hypothesis of Exponential distribution is rejected. → 검정 결과 채택 안됨(기각)

(3) Weibull 분포 선택



<그림 4> 분포 선택창(2)

(4) 프로그램 실행 후에 Weibull 분포 검정 결과 확인



<그림 5> 분포검증 결과창(2)

The hypothesis of Weibull distribution can not be rejected. → 검정 결과 Weibull 분포는 채택됨

단계 3 부품 검사/교환 주기에 대한 신뢰도

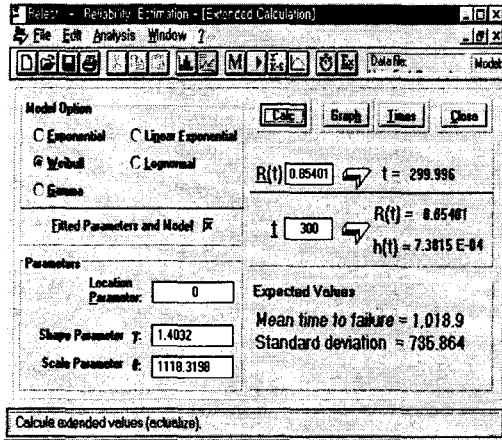
적정성 평가

※ 현재 적용 검사주기 : 300시간, 현재 적용 교환주기 : 없음

(1) 부품등급 구분 세부기준(<표 5> 참조) 검토 결과 Fuel Pump는 1등급 부품임

(2) 현재 적용중인 검사주기(300시간)에 대한 신뢰도(R(t))는 0.85401임 (<그림 6> 참조)

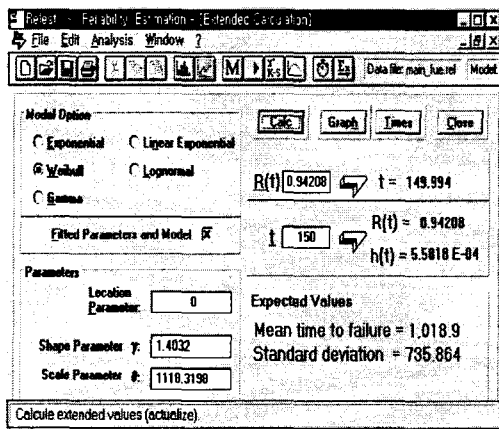
(3) 1등급 부품의 적정 신뢰도 범위는 0.9987 이상(<표 6> 참조)이므로 Fuel Pump의 검사주기는 단축이 고려되어야 함



<그림 6> 부품 신뢰도 확인창(1)

단계 4 기존 검사주기 및 교환주기 변경

(1) Fuel Pump 현재 엔진 검사주기(300PE)의 인접 검사주기(150 시간)로 단축할 경우 부품 신뢰도 $R(t)$ 는 0.94208임



<그림 6> 부품 신뢰도 확인창(2)

(2) 검사주기가 150시간일 때 신뢰도(0.94208)가 1등급 부품의 적정 신뢰도 범위(0.9987이상)에 부합하지 않으나(<표 6> 참조) 현재 엔진 적용 검사주기가 150시간이하는 존재하지 않으므로 변경 검사주

기는 150시간으로 결정

※ Fuel Pump는 검사주기가 도래하면 분해 후에 각 세부부품에 대한 검사(마모 정도 검사), 세척, 윤활이 이루어지므로 교환주기는 설정될 필요 없음

5. 결 론

한국공군은 대부분 외국 제작사가 제작한 항공기를 운영하고 있다. 그래서 외국 제작사가 발행한 T.O.에 의거 항공기 정비행위를 한다. 결국 이 T.O.에 제시된 시기에 특정 부품을 검사 또는 교환한다. 이 검사 교환 주기는 제작사에서 정한 표준 운영환경과 부품의 내구성을 근거로 수명시간을 추정하여 결정된 것이다. 제작사에서 정한 표준 운영환경과 한국공군 운영환경 차이 때문에 부품 검사/교환주기는 변경되어야 한다. 부품 검사/교환주기 변경은 부품의 설계 및 수명 시험 자료를 갖고있는 제작사가 특정 운영자의 운영자료를 확보하여 수행하는 것이 타당하다.

이 논문은 장기 운영항공기 부품에 대하여 제작사의 설계 및 수명 시험자료 없이 한국공군이 운영하면서 얻은 부품 수명자료를 신뢰도 분석 프로그램인 RELEST으로 분석하여 부품 검사/교환주기를 변경하는 절차를 제안하였다.

신뢰도 분석 프로그램을 활용한 주기 변경 절차는 수집된 부품 수명자료의 신뢰도 분석과 평가, 부품 중요도 및 비용요소, 정비 및 보급 지원성 등을 고려한다.

한편, 기도입 신규 항공기는 제작사 주기변경 세부체계 검토 후 필요시 추가 기술지원 체계를 구비(유상 또는 무상)하고, 도입 예정 항공기는 한국공군

자체 능력구비를 위해 제작사 변경체계 확보가 필요하다.

신뢰도 분석 프로그램을 활용한 주기 변경 절차를 적용하기 위해서는 무엇보다도 부품 수명자료 수집을 위한 자료수집 체계가 구비되어야 한다. 이는 부품의 부품번호와 일련번호별 추적이 가능하도록 구축되어야 하며, 자료 입력자가 자료를 편하고 정확하게 입력하고 자료 입력이 필수 불가결의 조건이 되는 자료 수집체계가 구축되어야 한다.

참 고 문 헌

- [1] T.O. 00-20-1, Aerospace Equipment Maintenance General Policies and Procedure, USAF, 2000.
- [2] Julie A. Bannantine, James J. Comer and James L. Handrock, Fundamentals Metal Fatigue Analysis, 1989.
- [3] Elsayed A. Elsayed, Reliability Engineering, Preventive Maintenance and Inspection(Chapter 9), 1996.
- [4] F-16 PB Individual Aircraft Tracking 보고서, 공군 항공기술연구소, 2002.
- [5] William D. Cowie, Fracture Control Philosophy, ASM Handbook Vol 17, 1989.
- [6] Reliability Estimation Software 1.0(RELEST) Manual, Department of Industrial Engineering, The State University of New Jersey (Rutgers University), 1996.