

## 항공기 부품 신뢰도 분석평가체계 개발 및 운영개념 연구

(A Study on Developing & Operating Concept of  
Reliability Analysis & Evaluation System for Aircraft Parts)

손 석 희(Seok-Hee Son)\*, 고 승 철(Seung-Chul Ko)\*\*

### 초 록

본 연구는 최적의 정비주기 산정을 위해 공군의 항공기 정비정보체계(AMMIS, Aircraft Maintenance Management Information System) 및 상태검사의 데이터 분석을 통하여 항공기 부품 신뢰도 분석평가체계를 개발하기 위한 개념설정 및 운영방안에 대한 내용이다. 항공기부품의 고장자료를 선별하여 추출한 후 신뢰도 소프트웨어를 활용해 정비주기를 개선하고 상태검사시 측정된 고장 추세를 통계 소프트웨어로 분석하여 검사주기를 재설정하는 방법을 통해 항공기 부품 신뢰도 분석평가체계의 운영 모델을 제시한다.

### ABSTRACT

This study deals with developing and operating Reliability Analysis & Evaluation System for aircraft parts by analyzing ROKAF's AMMIS and phase inspection data for optimal inspection frequency. We suggest operating model with improving and adjusting inspection cycle by analyzing failure time data and tendency of crack with RELEX and Minitab software.

**Keywords :** AMMIS, REMIS, Reliability, Maintenance Policy

\* 공군 대위, 공군 군수사령부 항공기술연구소 개발인증과

\*\* 국방부 군수관리관실

## 1. 서론

‘군 구조를 ‘量的 구조’에서 미래지향적 ‘質的 구조’(정보화, 과학화, 경량화)로 전환하자.’ 이는 최근 추진 중인 국방개혁 이슈 중 최우선 과제이다. 이를 달성하기 위해서 군은 어떤 노력을 해야 할 것인가? 다수의 구식장비를 소량의 최첨단 장비로 교체하고, 교체된 이후에는 첨단장비를 경제적이면서도 효율적으로 운용하는 것이 필수적이다. 공군의 항공기는 이러한 첨단장비의 범주에 속하며, 따라서 과학적인 접근을 통해 정비, 유지, 관리하는 일이 국방개혁을 이루는데 있어 무엇보다 중요하다고 하겠다. 이러한 노력의 일환으로 공군의 항공정비를 비롯한 군수분야에서는 고장 정보를 데이터베이스화하고 고장자료를 면밀히 분석하여 품질 및 성능개선 등을 통한 신뢰성 향상을 기하기 위해 각종 전산 시스템을 개발 및 운영 중에 있다. 현재 운영 중인 항공기 정비정보체계(AMMIS, Aircraft Maintenance Management Information System)는 정비활동의 전산화를 통한 업무처리 측면에서는 효과적으로 활용되고 있으나 고효율, 저비용으로 항공기를 운영, 유지하기 위한 고장자료의 평가 및 분석 기능은 전무한 실정이다.

이러한 문제점을 해결하기 위해 공군에서는 항공기 부품 신뢰도 분석평가체계 구축을 위해 노력하고 있다. 항공기 부품 신뢰도 분석평가체계는 AMMIS의 한계를 극복하여 한국 공군 자체적으로 항공기 부품의 고장률을 과학적으로 분석하고 신뢰도를 평가해 기존의 관행적으로 수행하던 검사 및 교환 시기 변경절차와는 차별화된 정비정책 설계를 가능하게 하는 시스템이다.

신뢰성이 운영비용의 절감이나 장비 운용 시 효율성 향상을 결정하는 핵심요소임에도 불구하고 군내의 신뢰성 기술 인프라가 취약해 수명 및 고장률, 고장원인 및 대책 등의 신뢰성 정보와 기술을 확보하지 못하고 있다[1]. 이러한 상황에서 항

공기 구성품에 대한 교환주기를 설정하고 점검항목을 보완하는 것은 대부분 과학적 근거가 부족한 상태에서 수립하는 정비강화 대책일 수밖에 없다. 본 연구에서는 AMMIS의 데이터베이스를 활용 및 분석하여 신뢰성 데이터를 도출하는 방법을 제시하고 상태검사자료를 분석함으로써 추후 개발 예정인 항공기 부품 신뢰도 분석평가체계의 개발 및 운영시 참고자료로 사용하는 것을 목적으로 한다.

## 2. 정비개념 및 미공군 정비전산체계 이해

### 2.1 공군 정비개념 이해

#### 2.1.1 공군정비개요

항공기 정비의 목표는 비행 중 발생할 수 있는 결함을 최소화시키는 것이다. 이 목표를 달성하기 위해 제작사가 발행한 기술도서(TO, Technical Order)에 따라 비행 전 검사(PR, Pre-flight Inspection), 비행 중간 검사(THRU, THRU-flight Inspection), 비행 후 검사(BPO, Basic Post-flight Inspection), 시간제 비행 후 검사(HPO, Hourly Post-flight Inspection), 주기검사(PE, Periodic Inspection) 등 부대정비(OM, Organizational Maintenance) 및 야전정비(IM, Intermediate Maintenance 또는 FM, Field Maintenance)를 해당 기지에서 수행하고 계획 창정비(PDM, Programmed Depot Maintenance) 및 상태분석 검사(ACI, Analytical Condition Inspection) 등은 항공기 정비창에서 수행한다.

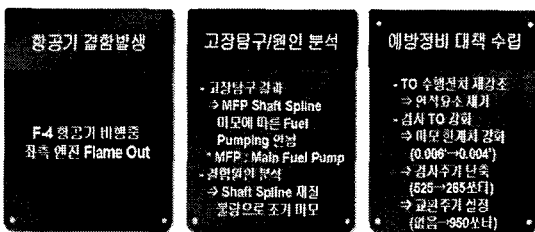
#### 2.1.2 일반적인 결함 후 조치

항공기에 결함이 발생하면 정비사가 고장 탐구 절차에 의거 원인을 규명하고 작업을 수행하게 된다. 결함률을 최소화시키기 위해 결함원인이 규명된 후 고장원인 부품에 대한 예방정비 대책을 수

립하는데, 이는 구성품에 대한 검사방법 강화와 검사 및 교환주기 변경의 두 가지 방법이다. 검사 방법 강화는 해당 항공기 기술도서에 명시된 대로 해당 부품의 마모 또는 균열을 명확히 확인할 수 없는 경우에 한 단계 향상된 방법으로 검사하는 예방대책을 수립하는 것이고, 검사 및 교환주기 변경은 군수사령부(정비부) 계통 전문가(SS, System Specialist)에 의해 검토되어 그 결과에 따라 예방대책을 수립하는 것이다.

### 2.1.3 기존 예방정비 대책의 문제점

위와 같은 방법은 객관성과 타당한 정량적 분석 등의 과학적인 근거보다는 주로 경험에 의하여 이루어지고 있다. 또한 구성품에 대한 결함이 발생할 때마다 누적되는 점검항목과 점검주기를 단축하는 것은 기술도서에 명시되어 있는 소요 인시수(M/H, Man Hour)보다 훨씬 많은 인원과 시간을 요구하게 되어 항공기 정비를 담당하고 있는 정비요원들의 업무량 과다로 이어지고 항공기 구성품들은 정해진 사용수명보다도 더 빨리 단축되어 교환될 가능성이 있어 항공기를 정상적으로 운행했을 때 소요되던 비용보다도 훨씬 많은 예산을 소모하게 되는 결과를 가져온다. 다음 <그림 1>은 항공기 부품 신뢰도 분석평가체계가 개발되기 전인 기존의 결함 발생 후 예방정책을 수립하는 사례를 보여준다[2].



비용증가, 가동률 저하

<그림 1> 기존 예방정책 사례

## 2.2 미공군 정비 전산체계개요

한국공군의 정비 전산체계를 보완 구성함에 있어 선진국인 미공군의 정비 전산체계 구성 및 추진과정은 다음과 같다.

### 2.2.1 CAMS(Core Automated Maintenance System)

한국공군의 AMMIS와 유사한 체계로 주요장비인 항공기 및 항전장비 등의 정비자료를 수집하는 목적으로 1982년에 미공군 Maxwell Airbase에 있는 Standard System Group에서 개발 착수하였으며, 문자(Text)에 기반한 user interface가 특징이다.

### 2.2.2 REMIS(Reliability Maintainability Information System)

CAMS에서 구축된 정비자료를 기반으로 분석을 하기위해 자료를 선별 및 조합하는 체계로 1986년에 Ohio, Dayton에 있는 Litton Computer System에서 1986년에 개발하기 시작했으며 1991년에 완전히 CAMS와의 통합을 완료했다.

### 2.2.3 IMDS(Integrated Maintenance Data System)

기존의 체계인 CAMS와 REMIS를 대체하기 위한 목적으로 미 Anderson Consulting에서 약 2천억원의 예산을 투입해 1996년부터 현재까지 개발 중인 시스템으로 Single Logical Database, 즉 산재된 데이터베이스를 논리적으로 하나처럼 보이게 하는 개념으로 개발을 진행 중이다. 총 6단계의 점진적인 개발을 하고 있는 가운데 현재 3단계까지 완료된 내용을 가지고 시험운영(Beta Test)중에 있다[3].

## 2.2.4 미공군 전산구축체계 변화 배경

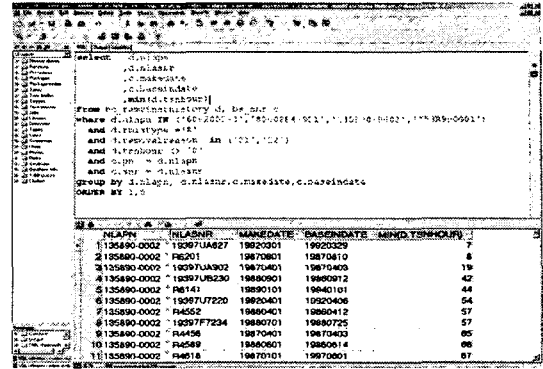
이러한 변화를 가져오게 된 배경을 알아보면 Government Computer News(GCN) 95년 9월판에 CAMS의 데이터 오류율이 50%에 육박하고 반응시간이 길며 데이터가 불안정하다는 등의 체계에 대한 신뢰도가 낮다는 내용이 보고되어 이를 개선/대체하기 위한 요구가 제기되었고 이에 따라 96년에 GCSS-AF(Global Combat Support System-Air Force)의 하부 시스템으로 IMDS의 개발 방침을 확정하게 되어 현재에 이르고 있다. 이러한 사례를 통해서 볼 때 한국공군이 매우 유사한 과정을 겪고 있으며, 결국 항공기 부품 신뢰도분석평가체계를 개발한 뒤에 미공군 CAMS와 유사개념인 한국공군의 AMMIS를 대폭 개선하고 항공기 부품 신뢰도 분석평가체계와 결합하여 현재 개발중인 장비정보체계 DELIIS/Defence Logistics Integrated Information System/Airforce)에 Web형식으로의 통합이 이루어질 것으로 예상된다.

## 3. Sample Data를 활용한 신뢰도 분석<sup>1)</sup>

### 3.1 고장시간 분석

#### 3.1.1 고장시간 획득

본 연구에서는 Sample Part로 AMMIS 분석결과 87건의 결합이 발생하여 KF-16 항공기의 다빈도 결합품목으로 판단되는 Wheel Speed Sensor (P/N 6002052-3)의 고장시간자료를 제19비행단의 AMMIS DB에서 추출하였다. Serial Number 별로 관리가 가능한 부품들은 비행시간에 연동되



<그림 2> 고장시간 추출 화면

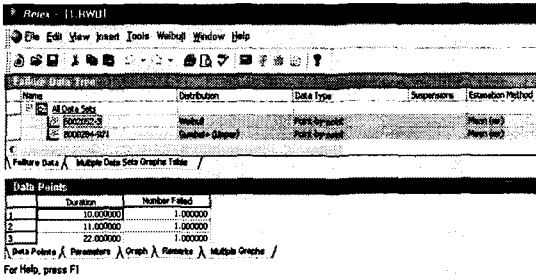
<표 1> Serial Number별 고장시간

순번	Serial Number	고장시간
1	94-2-8856	10
2	87-9-5999	11
3	96-5-9387	22
4	82-10-3291	33
5	96-9-9545	36
...	...	...
66	88-6-4325	4181
67	84-2-4118	6051

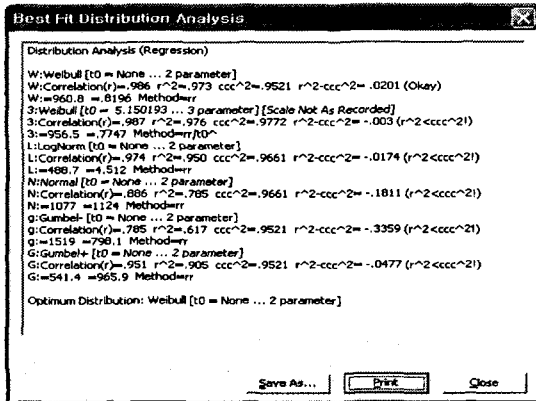
는 Operation Time들(TSI, TSO, TSN)<sup>2)</sup>을 항상 현재시점까지 계산하여 제공하므로 이들 시간중에 전체 작동시간(TSN)을 이용하여 분석용 프로그램에 입력 가능하도록 각 Serial Number별 초기 고장시간(Min TSN)을 발췌하는 Query문을 SQL 양식에 맞추어 작성한다[4]. 작성된 Query문을 다음 <그림 2>의 SQL Plus에 입력한다.

해당 Part의 도출된 Serial Number별 고장시간은 다음의 <표 1>과 같다.

1) 본 연구에서 사용한 Sample part 분석 자료는 추후 설명할 AMMIS 자료관리 개선방안을 적용하기 이전 자료이므로 실제 신뢰도 분석 결과와 오차가 있을 수 있다.  
 2) TSI(Time Since Install)는 장비/부품이 항공기에 장착된 이후부터의 작동시간을 말하며, TSO(Time Since Overhaul)는 장비/부품이 재생된 이후부터의 작동시간을 말하고, TSN(Time Since New)은 전체 작동시간을 말한다.



<그림 3> Weibull-Data point



<그림 4> 최적 분포 분석결과

### 3.1.2 고장시간 분포추정

신뢰도 예측 전문 프로그램인 Relex의 Module 중 고장 데이터를 입력하고 분석하는 Weibull Module을 이용하여 AMMIS에서 발췌한 데이터를 분석한다[5]. Relex Weibull을 실행하고 <그림 3>의 하단에 있는 Data Point Window Cell에 <표 1>의 고장시간 데이터를 입력한다.

최적분포분석 기능을 사용한 결과 다음 <그림 4>와 같이 각 분포별 상관계수(r), 결정계수(r<sup>2</sup>), 임계상관계수(Critical Coefficient of Correlation) 들의 비교를 실시하고 마지막 줄에 2 Parameter Weibull 분포에 최적임을 알 수 있다.

<표 2> Calculation data for S

i	고장시간 시간(t <sub>i</sub> )	x <sub>i</sub> = ln t <sub>i</sub>	M <sub>i</sub>	x <sub>i+1</sub> - x <sub>i</sub>	$\frac{x_{i+1} - x_i}{M_i}$
1	10	2.302585093	1.020551	1.193922468	1.169880259
2	33	3.496507561	0.521285	1.18612955	2.145875971
3	101	4.615120517	0.355415	0.244691888	0.688468094
4	129	4.859812404	0.272945	0.215361411	0.789028599
5	160	5.075173815	0.223885	0.123323216	0.550832865
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
25	6051	8.707978827			
합계					30.69658555

### 3.1.3 고장시간 분포검정

Relex의 분포추정 결과에 대한 적합도 검정 (Goodness of Fit test for 2 Parameter Weibull Distribution)을 실시한다. 검정을 위한 Critical Value of S는 다음의 식으로 계산한다[6].

$$S = \frac{\sum_{i=1}^{r-1} \left[ \frac{x_{i+1} - x_i}{M_i} \right]}{\sum_{i=1}^{r-1} \left[ \frac{x_{i+1} - x_i}{M_i} \right]}$$

값을 구하기 위한 항목별 계산자료는 <표 2>와 같다.

유의수준 0.05에서 S의 임계값은 0.65이다[7].<sup>3)</sup>

$$S = \frac{\sum_{i=1}^{25-1} \left[ \frac{x_{i+1} - x_i}{M_i} \right]}{\sum_{i=1}^{25-1} \left[ \frac{x_{i+1} - x_i}{M_i} \right]} = \frac{18.36677}{30.69658555} = 0.598333$$

공식을 통해 구해진 S=0.598333<0.65이므로 유의수준 0.05에서 2 Parameter Weibull 분포를 따른다고 할 수 있다. 추후 개발될 체계에서는 분석오류를 최소화하기 위해 자동으로 검증을 실시

3) 최대 25개의 값만이 논문에 제시되어 있으며, 5회 Random추출 분석결과 동일하여 1개의 sample제시하였음.

**RBD Calculation Results**

General | Costs | Optimizations |

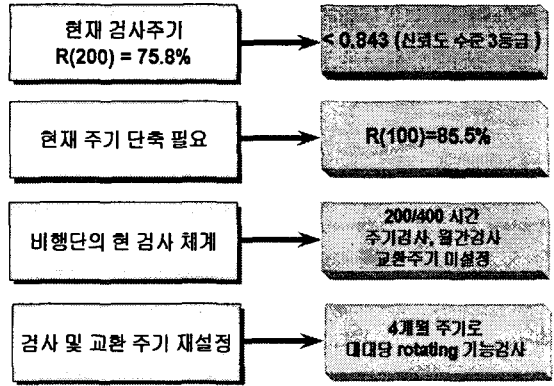
Steady State Results:      Results at time 200.00:

MTBF: NA      Reliability: 0.758608  
 MTTF: 1070.313362      Unreliability: 0.241392  
 Calculation Method: Analytical      Failure Rate: 1132.213801  
 \* MTBF cannot be calculated because either the      Hazard Rate: 1132.213873  
    Total Downtime: 27.660000  
    Number of Failures: 0

Time	Reliability	Unreliability	Failure Rate	Hazard Rate	Total Downtime	Expected Number of Failures
0	1.000000	0.000000	2322.418138	0.000000	0.000000	0.000000
1.00	0.996414	0.003586	2360.367189	2943.923019	0.001972	0.003640
2.00	0.992800	0.007200	2328.044920	2077.964912	0.003954	0.006309
3.00	0.989159	0.010841	2379.899811	2614.799154	0.005821	0.008786
4.00	0.985492	0.014508	2272.766900	2282.642825	0.007600	0.011199
5.00	0.981804	0.018196	2189.469569	2202.226638	0.009358	0.013524
6.00	0.978091	0.021909	2122.942606	2130.392403	0.011176	0.015764
7.00	0.974353	0.025647	2066.942081	2072.559119	0.007697	0.017817
8.00	0.970593	0.029407	2019.229140	2023.237670	0.006296	0.019623
9.00	0.966803	0.033197	1979.786809	1980.713297	0.004803	0.021243
10.00	0.962986	0.037014	1941.244724	1943.427972	0.129283	0.022368
11.00	0.959146	0.040854	1903.694257	1910.308033	0.153668	0.022873
12.00	0.955285	0.044715	1870.231933	1880.561229	0.179799	0.022714

확인      도움말

〈그림 5〉 Calculation Results



〈그림 6〉 검사주기 변경 판단 절차

하여 결과를 도출하는 체계로 발전시켜야 한다.

### 3.2 검사주기 재설정

#### 3.2.1 시간대별 신뢰도 계산

원하는 신뢰수준에 도달할 수 있는 검사주기 계산을 위해 Weibull Module에서 분석한 데이터를 RBD(Reliability Block Diagram) Module과 연동하여 계산을 실시한다. 계산결과가 <그림 5>와 같이 도출되며, 기존의 검사주기인 200시간에서의 신뢰도가 0.758608임을 알 수 있다.

#### 3.2.2 현 검사주기 적절성 판단 및 변경

항공기 부품의 등급별 적정 신뢰도 범위는 다음의 <표 3>과 같다[8].

최소 등급인 3등급을 기준으로 보아도 현재 운영중인 200시간 검사주기를 따를 때의 신뢰도인

〈표 3〉 등급별 적정 신뢰도 범위

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

0.758608과는 많은 차이가 있음을 알 수 있다. 따라서 현재 적용되는 계획검사들 중에서 신뢰수준은 만족할 수 있는 인접주기로 변경하는 것이 고려된다. 100시간 주기의 신뢰도 수준이 약 0.855이므로 3등급의 신뢰도 범위를 충족하게 되는데, 비행단에서 100시간의 주기검사를 할 수 있는 검사방법을 찾아야 한다. 현재 비행단에서 운영중인 계획검사는 200시간, 400시간 주기검사와 월간검사가 있으며 교환주기는 설정되어 있지 않다. 항공기 대당 월간 운영시간이 약 25시간이므로 한 개 대대씩 순번으로 월간점검시 Wheel Speed Sensor의 기능점검을 실시한다면, 4개월에 한 번씩 즉 100시간에 한 번씩 점검을 하게 되어 신뢰도 수준 0.855106을 유지할 수 있다. 다음 <그림 6>은 검사주기 변경의 판단 절차를 나타낸다.

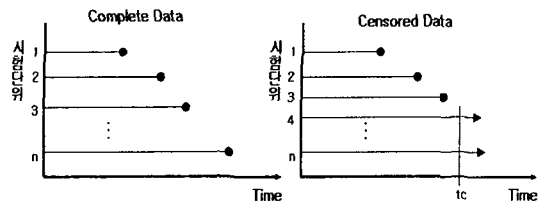
### 3.3 신뢰도 자료관리 개선방안

현재의 AMMIS 데이터들을 분석에 사용하면서 몇몇 문제점들이 발견되었다. 보다 정확한 분석이 가능하도록 개선하여야 할 부분은 다음과 같다.

#### 3.3.1 데이터 보존

Serial Number별 고장 데이터의 관리는 분석에 있어서 필수요소이다. AMMIS에서는 비교적

Serial Number별 자료관리가 잘되고 있으나, 고장 데이터 분석을 위해 Wheel Speed Sensor의 자료를 획득하는 과정에서 보면 모든 기록이 발췌될 수 없음을 알 수 있다. 다빈도 결함부품 추출결과에서 비행중 발생한 고장 및 정비중 발견된 고장의 건수는 87건이었지만 실제 발췌된 시간건수는 67건(<표 1> 참조)이다. 이는 수리되지 않고 불용처리 된 건수가 20건 발생했다는 뜻이다. 현재의 AMMIS 체계는 이처럼 불용처리 된 부품의 자료를 삭제해버린다. 하지만 고장데이터 분석의 신뢰성을 높이기 위해서는 불용처리가 되기 전까지의 사용시간도 반드시 필요하다. 따라서 AMMIS 데이터베이스의 별도 Table에 불용처리 될 당시의 Serial Number별 TSN을 저장하고 부품 SNR별 고장시간현황에도 역시 시현될 수 있어야 한다.



<그림 7> 수명 자료 유형

SNR	TSN	Min TSN	...	TSF
112344-5	590	130	...	480(-)
297425-3	609	103	...	287(-)
394723-2	787	103	...	고장없음
430834-9	644	239	...	정비중
234025-6	987	190	...	234(-)

<그림 8> 부품 SNR별 고장시간현황

### 3.3.2 수명자료 유형별 고장 Data 분석

고장시간의 분포추정 및 고장률을 도출하기 위해서는 신뢰도분석을 용이하게 하도록 자료의 형태를 구분하고 그에 따른 분석을 실시해야 한다. 부품의 고장시간을 발췌하기 위해 AMMIS에 있는 장탈착이력 Table인 BC\_REMVINSTHISTORY에서 TSN(Time Since New)을 추출하는 방법을 사용하였다. 하지만 이는 완전자료(Complete Data)다시 말해 모든 부품의 고장이 이루어진 시점에서만이 가능한 방법이다. 현재시점에서 해당부품의 모든 Serial Number별 부품이 결함 발생한 상태라면 가능하겠지만 실제로 분석을 위한 자료를 수집할 때는 그렇게 오랜 시간동안 관찰할 수 있는 여건이 되지 못하므로 고장이 아직 발생하지 않은 부품이 많이 있을 수 있다. 이러한 경우에 추출된 자료들을 관측중단자료(Censored Data)라고 한다 [9]. 다음 <그림 7>의 자료유형을 참조하라. 고장률을 정확하게 계산하기 위해서는 고장이 발생한 부품의 시간뿐만 아니라 아직 고장이 발생하지 않은 부품의 현재까지의 운용시간 즉, Censored

Time(또는Suspension Time)을 알아야만 더욱 정확한 신뢰도 함수들을 얻을 수 있다.

따라서 장탈되어 AMMIS 상에서 TSN이 자동으로 계산되는 Serial Number를 제외한 나머지 고장이 발생하지 않은 동일 부품의 Serial Number별 TSN을 구하는 절차가 필요하다. 현재 시스템상에서는 전체 Serial Number별 TSN을 조회하여 기존의 고장 Serial Number자료와 구분하여 수작업을 통해 각각 입력하는 방법으로 자료를 만들어 볼 수밖에 없다. 따라서 다음의 방안을 제시한다.

### 3.3.3 새로운 입력체계를 이용한 고장 Data 추출

메뉴바의 신뢰성 관리에 부품 SNR별 고장시간 현황을 추가하여 구성한다.

Part Number를 입력하면 <그림 8>과 같은 화면이 나타나는데 이 중 Min TSN은 <그림 2>의 Query문을 AMMIS에 내장하여 해당하는 값을 가져오고 신뢰성분석을 위한 새로운 개념인 부품

명칭	SNR	TSN	min TSN	...	TSF
Wheel Speed Sensor					
	112344-5	590	130	...	480(-)
	297425-3	609	103	...	287(-)
	394723-2	787	103	...	102(+)
	430834-9	844	239	...	101(+)
	234025-6	967	180	...	97(+)

• TSN : Time Since New / TSF : Time Since Failure

〈그림 9〉 부품의 순차적 고장간 시간

고장시간(TSF: Time Since Failure) 항목의 데이터 추출방법은 고장발생시에 TSN값에서 이전 고장발생시의 TSN값을 차감하여 계산하면 된다 [10]. 그리고 고장이 발생할 때마다 TSF를 갱신하여 자료를 추가할 수 있어야한다. 또한 진단계들의 고장간시간도 <그림 9>처럼 옆의 메뉴로 찾아볼 수 있다.

<그림 9>의 이해를 돕고자 간단히 설명하면 SNR(Serial Number)이 297425-3인 해당 부품의 1번째 고장발생까지 운영시간이 103시간, 2번째 고장발생까지 운영시간이 97시간, 3, 4번째 고장발생까지 운영시간이 각각 101, 102시간이며 4번째 고장발생 이후에 287시간까지 고장 없이 현재 운영중인 상태로 한 번에 파악이 가능하다.

#### 4. 상태검사 자료를 활용한 신뢰도 분석

##### 4.1 상태검사 자료 분석

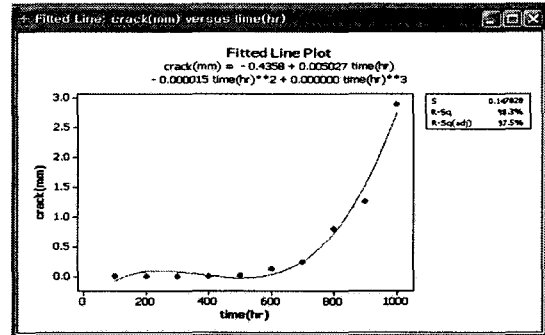
신뢰도와 관련된 기존의 연구들은 고장발생 시간에 관계한 분포를 추정하여 분석하는 절차가 대부분이었다. 본 연구에서는 추가적으로 고장의 상태검사를 통한 고장 성장추세를 분석하는 방법을 연구하였다.

##### 4.1.1 회귀분석

기계의 고장모드에는 각 금속 소재별로 금

〈표 4〉 상태검사 결과 예시

Time(hr)	100	200	300	400	500
Crack(mm)	0	0.001	0.003	0.007	0.012
Time(hr)	600	700	800	900	1000
Crack(mm)	0.129	0.238	0.791	1.255	2.896



〈그림 10〉 데이터 회귀선

(crack), 파손(fracture), 변형(deformation), 피로(fatigue), 부식(corrosion), 마모(wear out) 등의 결함이 발생할 수 있다. 특히 합금의 경우 구성되어 있는 금속 성분별로 소재의 파괴유형이 다를 것이다. 주기검사시 비파괴검사(NDI: Non Destructive Inspection)를 실시할 때 Crack이 어떠한 추세로 변화하는지를 분석해보기 위해 다음 <표 4>와 같이 매 주기검사마다의 Crack 변화를 예시로 구성하였다.

예시로 구성한 데이터를 통계 소프트웨어인 Minitab의 회귀분석 기능을 활용하여 <그림 10>과 같이 데이터 Plot에 적합한 다항 회귀선을 도출해 내었다.

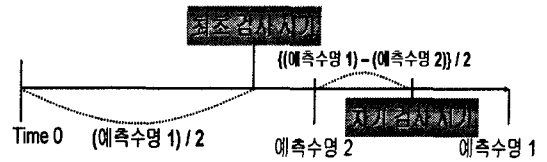
##### 4.1.2 다항 회귀식 분석

예시 데이터를 분석하여 얻은 다항 회귀식은 다음과 같다.



$$y = -0.438 + 0.00502679098679x - 0.00001503222610723x^2 + 0.0000000131956099456x^3$$

$y : Crack(mm), x : Time(hr)$



<그림 11> 검사시기 설정 방법

해당부품이 파괴를 일으킬 수 있는 임계 균열 한계를 3mm로 가정하고 어느 시기에 한계에 도달하는지를 계산해보면, 약1016.423시간이 나온다. 계산된 수명시간을 이용해 검사시기의 설정방법을 알아보자.

## 4.2 검사시기 설정

상태검사를 통해 구해진 부품의 수명에 따라 다음의 방법을 통해 검사시기를 설정하게된다[11].

### 4.2.1 예측수명 설정 방법

#### 4.2.1.1 예측수명 1

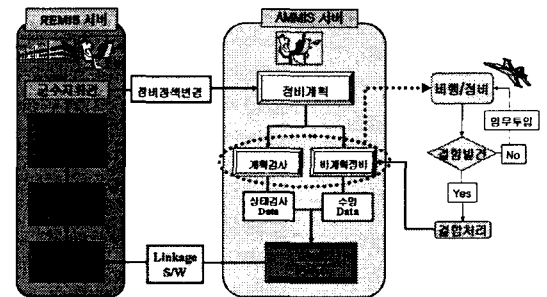
예측수명 1은 부품 제작공정 중에 발생 가능한 균열크기(Assumed Initial Flaw Size)부터 비행환경에 따라 갑작스런 파괴를 일으킬 수 있는 균열크기(Control Flaw Size)까지 발전하는 수명을 말한다.

#### 4.2.1.2 예측수명 2

부품 제작공정 중에 발생 가능한 균열크기(Assumed Initial Flaw Size)부터 비행환경에 따라 규정된 비파괴 검사 절차로 발견할 수 있는 가장 큰 균열크기(In service Flaw Size)까지 발전하는 예측수명을 말한다. 예측수명 1과 2는 모두 회귀분석을 통한 예측이 가능하다.

### 4.2.2 검사시기 설정 방법

계산되어진 예측수명을 기준으로 검사시기를 도출하는데 다음의 <그림 11>처럼 최초 검사시기



<그림 12> 항공기 부품 신뢰도 분석평가체계 운용개념

는 (예측수명 1)/2이고, 다음 검사시기는 (예측수명 2)+{(예측수명 1)-(예측수명 2)}/2로 계산한다. 이렇게 구해진 검사시기에 따라 기존의 검사주기를 재조정한다[12].

## 5. 결 론

본 연구를 통해 항공기 부품 신뢰도분석평가체계를 설계하기 위해 필요한 사항들, 특히 현재 AMMIS의 데이터 현황을 파악하고 공군의 정비 개념을 이해한 후 자료들을 어떤 방법으로 조합하여 추출하게 되는지 그리고 상용 소프트웨어를 사용해 분석하고 이를 검증하는 방법을 알아보았다. 이러한 내용들을 포함한 고장자료의 흐름도를 구상해보았다. 항공기 부품 신뢰도 분석평가체계가 개발 완료되어 가동되면 다음의 <그림 12>와 같이 운영하게 된다.

비행전 점검이나 비행중 발생한 결함으로 실시하는 비계획정비시 해당부품의 고장간 시간을 수명 데이터로 입력하고 정기 계획검사시에 측정된 수치를 상태검사의 데이터로 AMMIS의 데이터에

이스에 저장하여 이를 연동 프로그램을 통해 항공기 부품 신뢰도 평가체계의 서버로 가져온다. 수명 데이터는 분포추정을 통한 시간대별 신뢰도를 계산하여 현재 운영중인 검사주기의 신뢰도가 적정함을 판단하고 변경해야 한다면 운영 가능한 여러 주기들 중에서 원하는 신뢰도 수준을 상회할 수 있는 주기를 찾아 추천한다. 상태검사 데이터는 회귀분석을 통해 예측수명을 산정하고 계산된 수명을 검사시기 공식에 대입하여 최초검사 시기와 차기검사 시기를 도출한다. 이러한 각각의 검사시기는 군수지휘관의 결함에 따라 정비정책에 반영되고 AMMIS로 Feedback되어 부품의 신뢰도를 높이는 정비활동을 지원하게 된다.

이제까지 한국공군은 운영 중인 무기체계에 대한 신뢰도 분석 및 평가체계의 부재로 인해 운영 항공기 정비 TO상의 검사 및 교환시기 변경이 수시로 발생하였다. 또한 부품이나 항공기 원제작사의 신뢰도 평가체계가 개발되지 않았거나 또는 관련자료가 제공되지 않아 단순자료 및 경험적 판단에 의한 검사/교환주기 변경을 하였으나 신뢰도 평가체계인 항공기 부품 신뢰도 분석평가체계가 구축되면 기존의 한국공군 정비부서에서 운영 중인 항공기 정비 정보체계(AMMIS: Aircraft Maintenance Management Information System)의 데이터베이스를 통해 가져온 부품별 수명시간 자료를 분석하여 현행 검사/교환주기의 신뢰도를 평가함으로써 원제작사의 신뢰도 평가체계 구축이 미비한 항공기의 부품검사 및 교환주기에 대한 한국공군의 독자적인 예측이 가능하여 단기/장기 예산 편성이나 군수지원분야의 소요량 산정 등의 효율적인 군수업무를 추진할 수 있을 것이다. 그러나 연구하는 과정에서 AMMIS의 데이터로는 분석하기 부족한 면들이 관찰되었는데 관측중단자료(Censored Data)의 발체방법이라든지 상태검사 자료의 추가분석 등이었다. 또한 업체의 자료에만 의존해야 하는 한국공군의 현실과 미공군의 정비 전산 시스템 발전상황을 보며 AMMIS의 데이터

를 보강한 미래 한국공군의 전산 시스템이 정비자료 및 신뢰성 분석자료를 통합하고 보급자료를 포함한 전체 군수자료의 Web 체계로 발전해나가야 한다는 판단을 하게 되었다. 물론 기존의 전산체계 사업에서 문제시되는 軍內 공감대 미형성, 이행 의지 미약, 예산의 뒷받침 없이 추진되는 등의 문제를 해결하는 것이 선결과제라 할 수 있다. 모쪼록 본 연구의 작은 노력이 비행 중 결함발생 비율의 감소(결함요인 사전 제거)와 항공기 부품 적정 검사/교환 주기 설정으로 인시수 및 자재비용을 감소시켜 신뢰도 중심의 예방정비 대책을 수립하고 비행안전/작전지원 효율성 향상 및 경제적 군수지원을 도모한다는 항공기 부품 신뢰도 평가체계의 기본취지를 충실히 이행한 개발의 바탕이 되어 21세기 선진정예 국방 구축에 밑거름이 되길 기대한다.

## 참고문헌

- [1] 김성의, 김세현, 한봉윤, 야전 운용자료 수집/분석 체계 구축 발전방안, 국방품질관리소, 2005.
- [2] 항공기 신뢰도 평가체계 개념연구 사업계획서, 군수사령부, 2006.
- [3] 김정윤, 미 공군항공기 정비정보체계 견학 결과보고, 군수전산소, 2006.
- [4] 이석호, Database System, 정익사, 2005.
- [5] Visual Reliability Software, Relex 7 Reference Manual Update, Relex Software co., Greensburg, Pennsylvania, 2004.
- [6] K.C. Kapur, L.R. Lamberson., Reliability in Engineering Design, John Wiley & Sons Inc., Detroit, Michigan, 1977.
- [7] Mann, N.R.,; K.W. Fertig and E.M. Scheuer., Tolerance Bounds and a new Goodness-of-Fit Test for Two-Parameter Weibull or Extreme-Value Distribution,

- Aerospace Research Laboratories, 1971.
- [8] 고승철, 한국공군 운영 항공기 부품 검사/교환주기 변경, 한국국방경영분석학회지 Vol. 30, No.2, 2004.
- [9] 이상용, 신뢰성 공학, pp.58-62, 형설출판사, 1996.
- [10] 고승철, O-2A 기관 창정비 주기 조정 검토, 항공기술연구소, 2005.
- [11] F-16 PB Individual Aircraft Tracking 보고서, 항공기술연구소, 2002.
- [12] William D. Cowie, Fracture Control Philosophy, ASM Handbook Vol 17, Propulsion Directorate, USAF, 1989.

## | 저자소개 |

### 손 석 희 (E-mail : surky@daum.net)

1998      공군사관학교 산업공학과 졸업(학사)  
 2007      국방대학교 운영분석학과 졸업(석사)  
 현재      공군 군수사령부 항공기술연구소 개발인증과 기술시험인증담당  
 관심분야      RAMS, RCM, ILS, LSA

### 고 승 철 (E-mail : kschh2573@hanmail.net)

1985      공군사관학교 산업공학과 졸업(학사)  
 1992      고려대학교 산업공학과 졸업(석사)  
 2002      고려대학교 산업공학과 졸업(박사)  
 현재      국방부 군수관리관실 장비팀 항공장비담당  
 관심분야      데이터베이스, 신뢰도, 정비정책, 부품 국산화

#### <주요저서 / 논문>

- 한국공군운영 항공기부품 검사/교환주기 변경, 한국국방경영분석학회, 2004
- 공군 O-2항공기 엔진(IO-360) 창정비주기 평가, 항공기술연구 심포지움, 2005