

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(12), 959-966(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.12.959>

## 노후항공기(P-3CK) 패스너 홀 손상 수리 한계 설정을 위한 피로해석

김영진\*, 김형근, 김창영, 장중진, 이말영

## Fatigue Analysis to Determine the Repair Limit for the Damaged Fastener Hole of Aging Aircraft(P-3CK)

Young-Jin Kim\*, Hyeung-Geun Kim, Chang-Young Kim, Joong-Jin Chang and Mal-Young Lee  
Sacheon Regional Center, Defense Agency for Technology and Quality

## ABSTRACT

In this study, based on P-3CK project using aging aircraft without any design information, the structural assessments of fastener holes to repair the short edge distance defects are investigated. For this purpose, the nacelle longeron which has many defects is selected and then conservative stress is calculated by performing the static analysis of 1.5ED, 1.8ED, 2.0ED defects of longeron fastener holes. This result applies to TWIST standard load spectrum to generate flight load spectrum. Then the crack growth analysis is performed by using flight load spectrum. Through this, the validity of a repaired fastener hole is evaluated. Finally, the standard of repair and the period of maintenance for a defected fastener hole are established.

## 초 록

이 논문에서는 설계정보가 없는 노후 항공기를 사용한 P-3CK 해상초계기 사업을 바탕으로, 끝단거리 부족 결함 수리를 위한 패스너 홀 구조특성 연구를 수행하였다. 이를 위해 끝단거리 결함이 많이 발생했던 낫셀 론저론 부분을 선택하고, 1.5, 1.8, 2.0배 끝단거리에 대한 정적 해석을 수행하여 보수적인 응력을 구하였다. 이 응력을 바탕으로 TWIST의 표준하중 스펙트럼을 적용하여 비행하중을 생성하고, 이 비행하중을 이용하여 균열성장 피로해석을 수행하였다. 이 결과를 통하여 P-3CK 사업 중 수리된 패스너 홀의 유효성을 평가하고 정비주기 및 기준을 설정하였다.

**Key Words** : Aging Aircraft(노후 항공기), Short Edge Distance(끝단거리부족), TWIST(수송기 주익 표준하중스펙트럼), Crack Growth Analysis(균열성장해석)

## 1. 서 론

근래에 이르러 기술의 발전과 경제적인 이유로 인하여 노후 항공기 재사용 필요성이 많이 제기되고 있으며, 이에 대한 연구 및 데이터 축적

이 활발히 이루어지고 있다. 우리나라에서도 노후 항공기 개량 및 재사용 사업인 P-3CK 해상초계기 개조/개발 사업을 해외업체인 L-3COM사와 한국항공, 방사청, 국방기술품질원 중심으로 수행하였으며, 이후 F-16K 수명연장사업, 중고헬기

† Received: August 9, 2013 Accepted: November 12, 2013

\* Corresponding author, E-mail : [0jin79@hanmail.net](mailto:0jin79@hanmail.net)<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

도입 사업 등이 진행 및 논의 되고 있다.

P-3CK 해상초계기 사업의 경우는 미군에서 사용하다 운용수명에 도달하여 폐기 후 20년 가까이 애리조나 사막에 치장된 P-3B(L) 항공기를 구매하여 15,000 비행시간 또는 20년 이상의 항공기 운용이 가능토록 기체수명을 연장하고, 항전장비를 업그레이드 하는 사업이다. 항전계통의 경우 현재 가용한 최신장비로의 업그레이드 개발로써, 대부분의 기존 장비를 제거하고 완전히 새로운 시스템으로 재구성하였기에 항공기 노후화에 따른 고려가 필요치 않았다. 그러나, 기체구조의 경우 기능적으로 피로손상에 민감하게 노출되는 일부 피로 특성 품목을 제외하고는 기존 구조물을 재사용하는 개념으로 진행되어, 전반적 구조 안전성에 대한 검토와 판단이 절실히 요구되었다. 기체구조 관점에서 대부분의 결함은 부식 또는 변형과 관련된 결함이며, 그 중 상당부분이 끝단거리 부족(SED : Short Edge Distance)이라는 패스너 홀 관련 결함이다[1].

본 연구에서는 2005년부터 2010년까지 수행된 P-3CK 해상초계기 사업을 바탕으로, 노후 항공기 끝단거리 부족에 대한 정적해석 및 피로수명 예측을 수행하고, 노후 항공기의 패스너 홀 관련 정비기준을 제시하였다.

## II. 본 론

### 2.1 P-3CK 결함현황

#### 2.1.1 결함발생 부위

P-3CK 항공기 기체는 분해수리하여 사용하는 부분(Planned Overhaul Part)과 검사를 통하여 그대로 사용하는 부분(Retained Part), 항공기 감항 안전성을 고려하여 반드시 신제품으로 교체하여 사용하여야 하는 부분(Core Replacement)으로 Fig. 1과 같이 나누어진다. 예를 들어 낫셀 윗 론저론의 경우 낫셀 부위의 응력을 지지해 주는 주요 부품으로 신제품으로 교체되어야 할 부품이다. 그러나, 낫셀 윗 론저론이 장착되는 스킨은 그대로 사용하는 부분으로, 교체대상인 론저론의 패스너 홀과 스킨에 뚫려있는 구멍이 맞지 않아 Table 1과 같은 많은 끝단거리 부족 결함이 발생되었다. 이러한 결함 유형은 P-3CK 기체 전반에서 나타나는 것으로, 대부분은 더블러(Doubler)와 심(Shim) 같은 추가 부품을 장착하여 수리하는 방법을 사용하였다. 하지만, 이러한 결함이 빈번함에 따라 중량 증가와 같은 현실적인 문제도 발생하였고, 수리 부위에 대한 정비/ 검사 주기

등과 같은 군에서 운용하기 위하여 필요한 정보가 요구 되었다.

#### 2.1.2 Short Edge Distance(SED) 결함

항공기에서는 기체 조립 시 기계적 체결의 경우 일반적으로 리벳, 볼트, 스크류 등을 사용하여 체결한다. 이와 같은 체결부에서는 홈, 노치 등의 불연속면이 존재하여 정하중 또는 반복하중에 의한 피로파손 또는 충격에 의한 파손 등이 발생한다. 이러한 파손으로부터 체결부를 안전하게 지지하기 위하여 모든 항공기는 구조물 끝단으로부터 홀 지름의 최소 2배 이상 크기의 거리를 유지하도록 요구되고 있다[2]. 이 2배 끝단거리(ED : Edge Distance) 조건은 모든 항공기 설계 시에 고려되는 요소이다. 이 조건을 만족 못하는 경우를 SED 결함이라고 하여, 항공기 수리 및 정비 요소가 된다(Fig. 2).

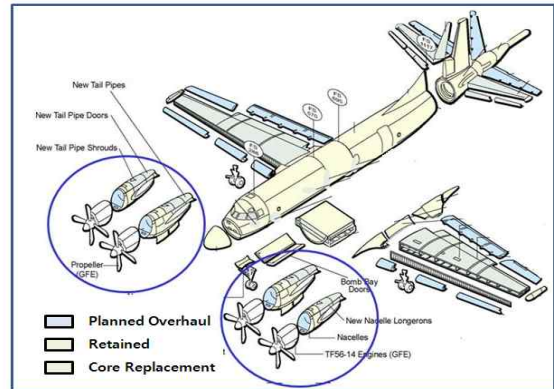
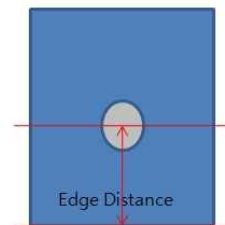


Fig. 1. Nacelle Upper Longeron in P-3CK



- 2.0ED : Edge Distance가 Hole 직경의 2.0배
- 1.8ED : Edge Distance가 Hole 직경의 1.8배
- 1.5ED : Edge Distance가 Hole 직경의 1.5배

Fig. 2. Short Edge Distance

Table 1. P-3CK SED fault list

S/N	불일치 보고서	호기	판정	수량
1	G152313	1	Rivet type 변경	4
2	G152422	1	Rivet type 변경	29
3	G152430	1	New Skin 장착	65
4	G152562	1	Rivet type 변경	73
5	G152566	1	Rivet type 변경, New skin	78
6	GS08473	2	Rivet type 변경	19
7	GS08529	2	Doubler 장착	6
8	GS11106	3	Doubler & Shim 장착	1
9	GS10825	3	Rivet type 변경	7
10	GS10796	3	Doubler & Shim 장착	1
11	GS10702	3	Doubler & Shim 장착	9
12	GS10642	3	Doubler장착	46
13	GS12904	3	Doubler장착	46
14	GS12715	4	Doubler장착	10

2.2 P-3CK Fastener Hole 구조해석

2.2.1 결함부위 모델링

낫셀 론저론과 스킨에 의하여 생기는 SED 부위를 간략화하면 Fig. 3과 같다. 본 연구에서는 해석의 편의성을 위하여 카운터싱크 리벳 (MS20426AD4) 구멍을 식 (1)에 따라 간소화하였다. 식 (1)은 리벳 구멍을 수직형태의 일반홀로 변환시켜주는 식으로 해당항공기 원제작사에서 사용하는 경험식이다. 여기에 수명을 다한 이후

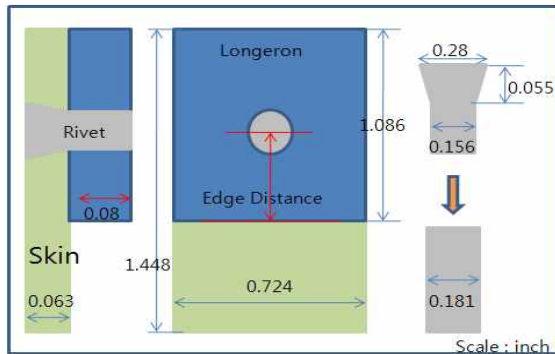


Fig. 3. Fastener Hole Modeling

Table 2. Material Properties

	AMS 5519 (Longeron)	Al7075-T6 (Skin)	Al 2117-T4 (Rivet)
탄성계수 (ksi)	26000	10400	10300
극한인장강도 (ksi)	174	85	43
푸아송비	0.27	0.33	0.33
항복응력 (ksi)	137	75	24

에도 약 20년 가까이 치장되었던 항공기 상황을 고려하여, 1.5ED 미만의 결함은 무조건 수리를 한다는 가정 하에, 1.5ED, 1.8ED, 2.0ED 3가지 경우를 연구 대상으로 하였다. 낫셀 론저론 및 리벳, 스킨 재질은 Table 2와 같다. 식 (1)을 통하여 구한 평균 지름은 0.181 inch이다.

$$D_{av} = \frac{1.19 \times B^2}{t} + D \tag{1}$$

$D_{av}$  : Average Hole Diameter

$B$  : Countersunk Depth

$D$  : Hole Diameter

$t$  : Sheet Thickness

2.2.2 하중조건 및 경계조건 설정

P-3CK 사업은 항공기 원제작사로부터 구조하중 관련 설계데이터 및 운용/정비 이력을 전혀 제공받을 수 없는 상황이었다. 이에 따라, 해석을 위해 가장 필요한 기본 작용하중을 알 수 없었다. 따라서, 본 연구에서는 결함부위에 사용된 재질을 바탕으로 역으로 작용하중을 유추하였다. 일반적으로 판과 판이 리벳으로 체결된 경우, 과도한 하중이 생기면 리벳이 먼저 파손이 되도록 설계가 되어있고, 설계부위의 하중이 정해지면 최대하중의 약 1.5배 정도에서 항복강도를 가지는 재질을 선택하게 된다. 따라서, 리벳에 사용된 재질인 Al2117-T4의 항복강도인 24ksi의 2/3인 16ksi가 리벳에 작용하고 있는 경우와 노후 항공기인 점을 고려하여 좀 더 보수적인 해석을 위해 리벳에 24ksi 항복응력이 작용하는 두 가지 경우에 대해서 정적해석을 수행하였다. 모델의 판의 너비가 리벳 구멍의 약 4배가 되기 때문에 판에 작용하는 응력은 아래 식 (2)에 의해 각각 4ksi, 6ksi가 된다. 그리고 경계 조건은 Fig. 4와 같이 설정하였다.

$$P = \sigma_b \times D \times t = \sigma_p \times w \times t \tag{2}$$

$P$  : Load,  $\sigma_b$  : bearing stress,  $\sigma_p$  : plate stress

$D$  : Rivet Diameter,  $t$  : thickness,  $w$  : plate width

여기서 고려해야 할 사항은 리벳 하중 분포인데 일반적으로 리벳 하중은 헤드의 중간 지점에 집중응력으로 모델링한다. 그러나, 최근의 응력 집중계수에 관한 연구에 의하면 하중의 분포는 cosine 또는 cosine 제곱 형태로 간주하는 것이 실제와 유사하다는 것이 증명되었다[3, 4]. 또한 실제의 상황은 리벳과 스킨, 론저론이 서로 접촉하여 상호작용을 하며 하중이 분포하게 된다. 따

라서, 1.5, 1.8, 2.0 ED의 경우 각각 Fig. 5와 같이  $\cos^2$  분포를 이용하여 론저론, 스킨에 하중을 분포시켜 해주는 경우와 Fig. 6과 같이 리벳과 스킨, 론저론을 모두 모델링하여 NASTRAN의 접촉 해석을 하는 두 가지 경우로 수행하였다. 접촉 모델의 경우 하중 부위와 경계조건에 의해 리벳에 모멘트가 생긴다. 이 모멘트 영향성을 감소시키기 위해 리벳 헤드를 추가하였다[5, 6].  $\cos^2$  분포는 유한요소 수와 판응력에 따라 식 (3)에 적용하여  $\sigma_b'$ 를 구하여 PATRAN에서  $\sigma_b' \cdot \cos^2\theta$  형태로 직접 홀에 분포시켜주어야 한다. 식 (3)의 계산 결과는 Table 3에 표시했으며, 모델의 요소 종류와 수는 Table 4와 같다.

$$\sigma_p \cdot w \cdot t = t \cdot \int_{\theta=0}^{\pi} \sigma_b' \cdot r \cdot \cos^2\theta \cdot d\theta \quad (3)$$

$d\theta = \pi/n$ ,  $\sigma_p$  : plate stress,  $r$  : radius of hole  
 $n$  : 응력을 받는 리벳 홀 표면 요소 수

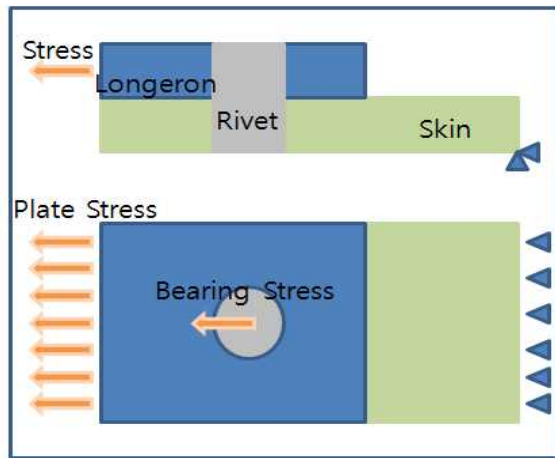


Fig. 4. Model Boundary Condition

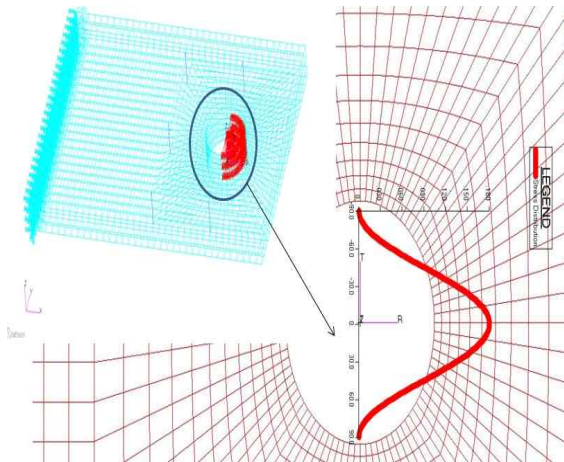


Fig. 5. Load Distribution with  $\cos^2$ -model

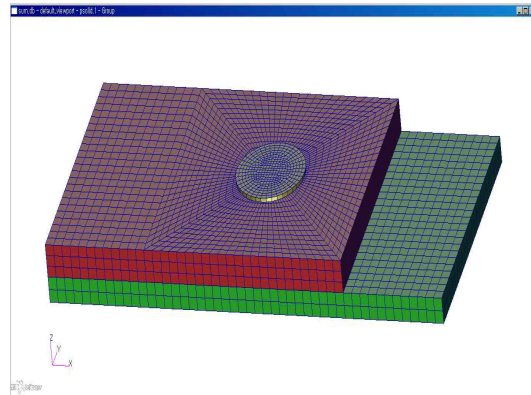


Fig. 6. Contact analysis model

Table 3. Stress in  $\cos^2$  model

Edge Distance	$\sigma_b'$ ( $\sigma_p$ , plate stress=4ksi)	$\sigma_b'$ ( $\sigma_p$ , plate stress=6ksi)
1.5ED	23.26 ksi	34.89 ksi
1.8ED	21.75 ksi	32.62 ksi
2.0ED	21.41 ksi	32.11 ksi

Table 4. Model Element

Edge Distance	Part	Cos <sup>2</sup> distributio n model		Contact model	
		Element		Element	
		Type	Total Num.	Type	Total Num.
1.5 ED	Longeron	Hex8	3780	Hex8	3780
	Skin	N/A	N/A	Hex8	3096
	Rivet	N/A	N/A	Hex8	2800
1.8 ED	Longeron	Hex8	4308	Hex8	4308
	Skin	N/A	N/A	Hex8	3448
	Rivet	N/A	N/A	Hex8	2904
2.0 ED	Longeron	Hex8	4896	Hex8	4896
	Skin	N/A	N/A	Hex8	3840
	Rivet	N/A	N/A	Hex8	2720

2.2.3 정적해석 결과

4ksi, 6ksi 하중 조건과 1.5 ED, 1.8 ED, 2.0 ED 조건에 대하여 각각  $\cos^2$  하중분포와 접촉응력 해석을 수행하였다. 해석결과 값의 위치를 표시하기 위해, Fig. 7과 같이 리벳 구멍 우측 가운데 점을 기준으로 반시계방향으로 각도를 표기하였다. 해석결과는 차이가 미세하지만 미세스

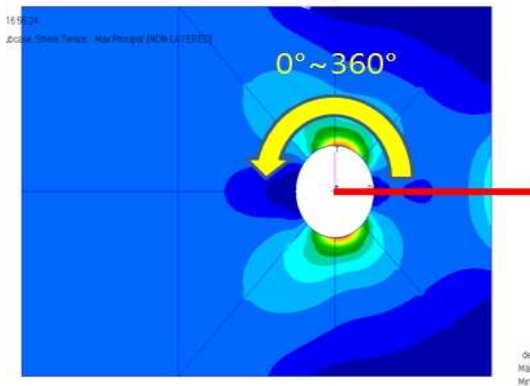


Fig. 7. Blade Manufacturing Process

Table 5. Static Analysis Results

Edge Distance	Part	Cos <sup>2</sup> Analysis		Contact Analysis		
		Max (ksi)	Degree	Max (ksi)	Degree	
4 ksi	1.5	Longeron	25.54	79.98	26.18	74.97
		Skin	N/A	N/A	28.91	105
	1.8	Longeron	21.23	77.75	24.68	69.55
		Skin	N/A	N/A	28.40	110.45
	2.0	Longeron	20.24	78.73	22.78	71.25
		Skin	N/A	N/A	27.44	108.75
6 ksi	1.5	Longeron	38.32	77.98	41.13	74.98
		Skin	N/A	N/A	51.96	125
	1.8	Longeron	32.36	77.76	36.69	69.55
		Skin	N/A	N/A	43.18	114.55
	2.0	Longeron	30.36	78.73	34.50	71.25
		Skin	N/A	N/A	42.02	108.75

응력에 비해 조금 더 보수적인 결과를 나타내고 압축/인장을 받는 부위까지 표현이 가능한 최대 주응력으로 표시하였다.

Table 5의 해석 결과를 보면 cos<sup>2</sup> 분포 해석 보다 접촉 해석 결과가 더 높은 응력을 보이고 있는 것을 알 수 있다. 하지만, 그 응력 차는 1 ksi~4 ksi 정도로 큰 차이가 나지는 않는다. 론저론뿐만이 아니라 접촉 해석을 해준 스킨에서도 1.5ED에서 가장 높은 응력을 보인다. 최대 값을 보이는 위치는 일반적으로 론저론은 70°~80°, 스킨의 경우 100°~125° 사이에 있게 된다. 만약, 균열이 발생하여 진진된다면 구멍의 최대 응력이 위치하는 곳에 존재할 확률이 높다.

### 2.3 비행하중 생성

정적해석을 통해 재료의 강도를 확인한 후에 해당 구조물의 잔여 수명을 확인하기 위해서는 피로해석을 해야 하며, 해석을 위해 실제 비행

시 항공기가 받는 비행하중이 필요하다. 이를 위해서 가장 간단한 방법은 실제 운용 중인 P-3CK 항공기에 센서를 장착하여 실제의 데이터를 획득하는 방법이 가장 좋을 것이고, 차선책으로 비행 임무 형태(mission profile) 또는 1차 P-3C 운용 데이터 등을 통하여 하중을 유추하는 것이다. 하지만, 이 방법들은 보안상의 문제와 군과 업체의 협조가 필수적인 상황이기 때문에 현실적으로 힘든 면이 많다. 따라서, 본 연구에서는 Wing Root 부 표준하중스펙트럼으로 알려진 TWIST (Transport Wing Standard)[7]를 활용하여 비행 하중을 생성하고 피로해석을 수행하였다.

#### 2.3.1 P-3CK 적용 타당성 검토

P-3CK 사업에 사용된 P-3B(L)는 모태가 1937년에 나온 Super Electra라는 대잠수함전을 위한 항공기로 전투기가 아닌 수송기와 유사한 종류의 항공기였다. 현재에 쓰이는 P-3C 역시 대잠수함전과 초계업무가 주된 항공기로 전투기가 아니기 때문에 급격한 기동을 하지 않으며, 수송기와 유사한 형태의 비행 프로파일을 가질 것으로 판단된다. 본 연구의 결합 부위는 엔진 낫셀 부위로, TWIST에서 생성되는 Wing Root 하중에 비해 상대적으로 적은 하중이 적용되므로, 보수적인 해석 결과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다. 따라서, TWIST의 비행하중을 피로해석에 적용하는 것은 타당하다고 할 수 있다. 실제로 TWIST 비행하중이 초기 연구단계의 하중 스펙트럼으로 활용되고 있다[8, 9].

#### 2.3.2 비행하중 생성결과

정적해석 결과를 바탕으로 각 경우 별로 비행 하중을 생성한다. 생성된 비행하중은 Fig. 8과 같이 총 4,000시간을 기준으로 약 402,600 정도의 Peak-Valley 형태가 된다.

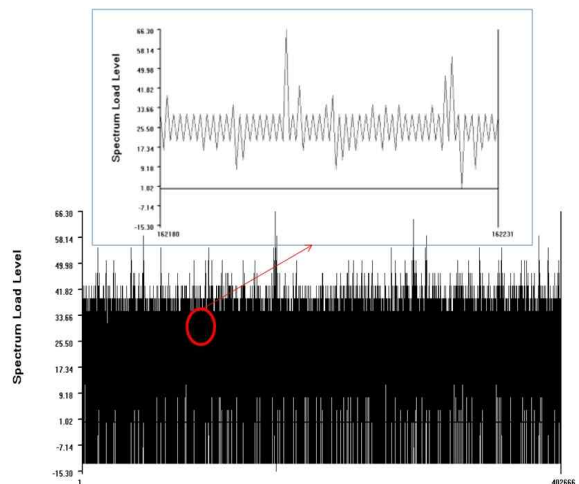


Fig. 8. Flight load history

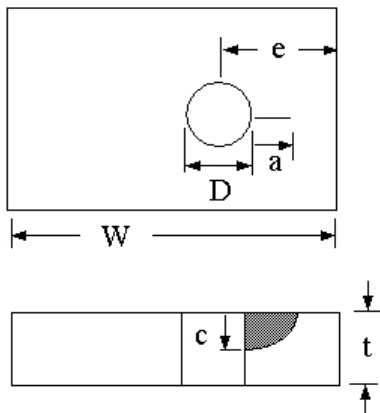


Fig. 9. Geometry in Fatigue model

2.4 피로해석

2.4.1 LifeWorks

피로해석 프로그램인 LifeWorks는 보잉사에서 F-15K 항공기 설계 시 사용된 해석 툴로, F-15K 사업에서 인증된 재료를 포함하여, 여러 재료 물성치, 보잉사의 실험 데이터 등을 포함하고 있다. 대부분 항공기에서 사용되는 금속재료들은 유사하기 때문에, P-3CK에서 론저론과 스킨에 사용된 재료의 물성치도 저장되어 있다.

2.4.2 피로해석 결과

LifeWorks를 이용하여 균열성장 해석을 수행하였으며 형상조건은 Fig. 9에서 보는 바와 같다. 초기 균열은 Surface, Bore 모두 0.01 inch로 하였다. 1.5 ED, 1.8 ED, 2.0 ED 조건에 따라 Table 6과 같이 끝단거리(e)를 조정하였다. 해석 결과는 Fig. 10-15에 제시하였다. 여기서 가로축은 비행시간, 세로축은 균열길이를 나타낸다. Open Hole이 아닌 리벳이 장착된 상황을 모사하기 위해, LifeWorks에서 제공하는 "Neat Fit Fastener"라는 옵션을 사용하여 해석을 수행하였다.

2.4.3 피로해석 결과고찰

론저론의 경우를 살펴보면 1.5ED 이상의 조건에서 50,000시간까지 해석을 해본 결과 Fig. 10, 11과 같이 모든 경우에 균열 진전이 거의 없는 것으로 나타났다. 보수적인 해석을 수행한 것으로 볼 때, 실제 상황에서 론저론이 수명기간 내에 피로파괴가 일어나는 일은 거의 없을 것으로 판단된다. 하지만, 스킨의 경우는 조금 상황이 틀리다. Fig. 12, 13을 보면 알 수 있듯이 4 ksi 조건의 경우 15,000시간에 이르게 되면 Bore에서는 0.025inch까지 균열이 진전한다. 파손이 실제 일어나게 될지는 알 수 없지만, Bore 경우에는 두

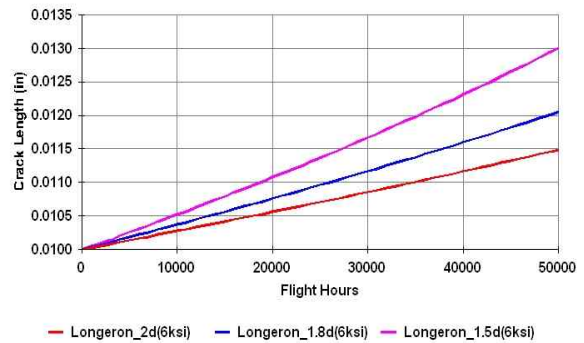


Fig. 10. Longeron Surface Crack(6ksi case)

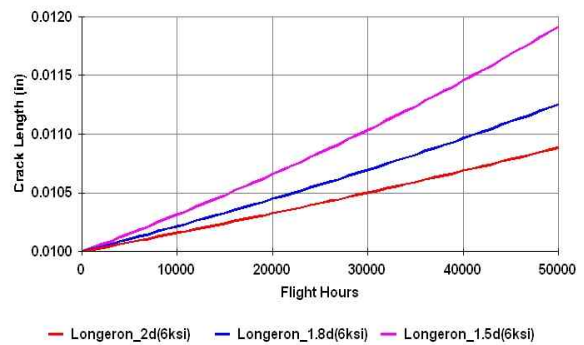


Fig. 11. Longeron Bore Crack(6ksi case)

Table 6. Geometry Value in Fatigue Model

Geometry	Longeron(inch)	Skin(inch)
Width(w)	1.086	1.086
Thickness(t)	0.08	0.063
Hole Diameter(D)	0.181	0.181
2.0ED(e)	0.362	0.362
1.8ED(e)	0.326	-
1.5ED(e)	0.274	-
Initial Surface Crack Length(a)	0.01	0.01
Initial Bore Crack Length(c)	0.01	0.01

개의 절반 가량 균열이 진전한 상황이기 때문에, 그 전에 정비를 통하여 균열의 발생 유무를 1회 이상 확인하여야 한다. 6 ksi 조건 스킨의 경우, Surface와 Bore는 Fig. 14, 15와 같이 150~250 시간 사이에 파손이 일어나게 된다. 이는 하중 생성을 너무 보수적으로 하였기에 생기는 상황이다. 즉, 정적해석에서 최대 값을 구하여, 그 최대 값을 평균값으로 하여 비행하중을 생성하였는데, 이 경우에 비행하중에서 최대 응력 값이 재료의 소성하중 값의 거의 2배까지 나오게 된다. 이는

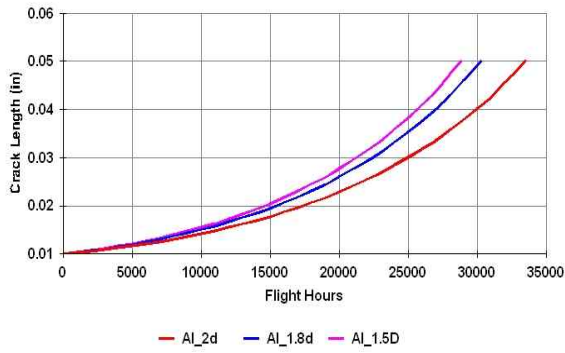


Fig. 12. Skin Surface Crack(4ksi case)

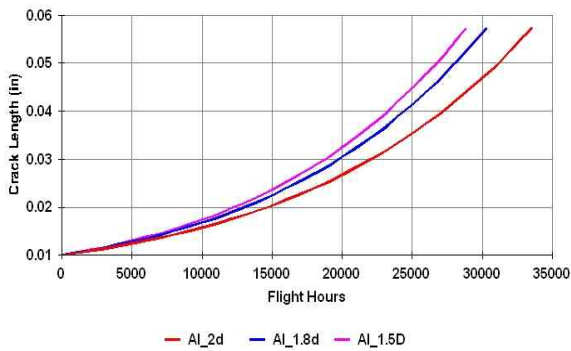


Fig. 13. Skin Bore Crack(4ksi case)

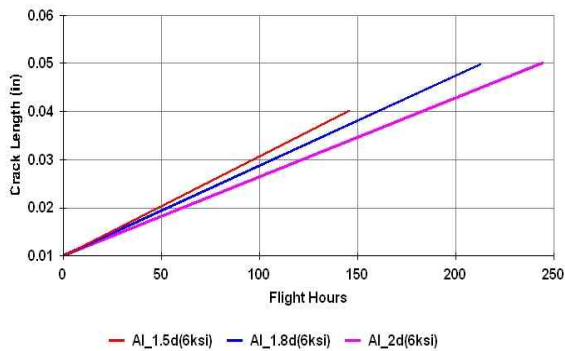


Fig. 14. Skin Surface Crack(6ksi case)

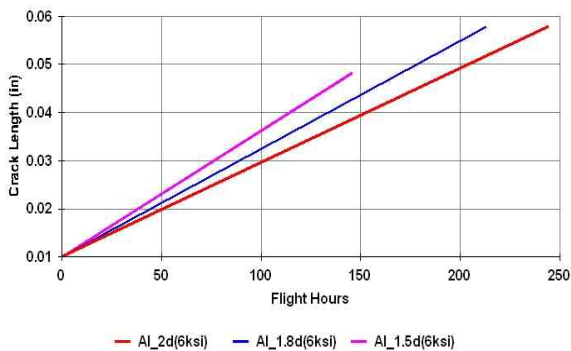


Fig. 15. Skin Bore Crack(6ksi case)

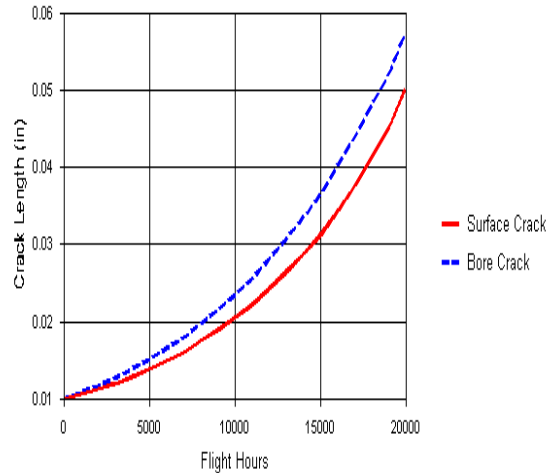


Fig. 16. Final Analysis Result in Skin

실제의 경우에서 불가능한 하중 패턴이다. 따라서, 최대 응력 값의 2/3 값을 평균응력으로 하여 하중을 생성하였고, 이에 따라 피로해석을 다시 수행하면 결과는 Fig. 16과 같다. 이 경우 10,000 시간에서 Bore는 0.025inch, Surface는 0.02inch 정도 나오게 된다. 따라서, 10,000시간이 오기 전에 정비 1회 이상, 그 이후에 1회 정도 검사를 하게 되면, 안전하게 운용을 할 수 있을 것이다. 스킨의 경우 Fig. 16의 결과가 본 연구에서 제시하는 가장 보수적인 결과라고 할 수 있다.

P-3CK의 경우는 확실한 피로해석 틀이 없었기 때문에, 2.0ED를 만족 못하는 경우는 대부분 수리를 하였다. 한 두 곳에 결함이 한정되어 있으면 문제가 없지만 끝단거리 부족(SED) 결함은 항공기 전체에 걸쳐 많은 곳에서 나왔기 때문에, 문제가 생길 수 있는 상황이었다. 본 연구 결과에 따라 ED가 1.5ED~2.0 ED인 경우, 끝단거리 부족 결함이 나왔다면 수리 없이 사용해도 무방할 것으로 판단되었다.

### III. 결 론

본 연구에서는 실제의 P-3CK 사업을 바탕으로, 노후화 된 항공기 수명연장 시 발생하는 결함을 정의하고, 이 결함의 정적 및 피로해석을 통해, 수명연장 된 항공기의 수명예측 및 정비주기를 산출하였다. 결과는 아래와 같다.

- 가. 정적해석은 MD NASTRAN을 사용하여 리벳  $\cos^2$  하중분포로 접촉 해석을 수행하였으며 결과 값은 보수적인 해석을 통해 가장 높은 응력을 경우 별로 선택하였다.

- 나. TWIST를 기반으로 하여 정적해석 결과를 적용하여 비행하중을 생성하였다.
- 다. 피로해석은 LifeWorks을 이용하여, 균열성장(Crack Growth) 해석을 수행하였으며, 론저론의 경우는 피로파괴 발생의 가능성이 없음을 확인하였고, 항공기 스킨의 경우는 피로파괴 가능성이 예측되어, 요구시간 15,000시간 내 최소 정비 횟수 2회를 산출하였다.

본 연구결과는 재료물성치 및 관련 비행하중을 획득 할 수 있으면, MD NASTRAN과 LifeWorks 프로그램을 통하여 F-16과 같은 다른 수명연장 사업에서도 적용이 가능할 것이다. 또한 운용이력이나 설계 데이터가 없는 항공기의 수명연장 사업에 좋은 참고가 될 것으로 판단된다.

## References

- 1) Seokbong Song, *The report of Quality Assurance Activity on the first aircraft of P-3CKs in Korea*, DTaQ-10-2312-Q, DTaQ, 2010, pp. 56~57.
- 2) Michael C.Y.NIU, *Airframe Structural Design*, Hongkong Conmilit Press LTD, 1998
- 3) K.N. Shivakumar, J.C. Newman Jr., "Stress Concentrations for Straight-Shank and Countersunk Holes in Plates Subjected to Tension, Bending, and Pin Loading," *NASA-TP-3192*, June 1992
- 4) Crews, John H., C.S. Hong, and I.S. Raju, "Stress Concentration Factors for Finite Orthotropic Laminates with a Pin-Loaded Hole," *NASA-TP-1862*, 1981
- 5) Chul-Young Park, Alten F. Grandt Jr., "Effect of load transfer on the cracking behavior at a countersunk fastener hole," *International Journal of Fatigue*, 29, 2007, pp. 146~157.
- 6) R.H. Oskouei, M. Keikhosravy, C. Soutis, "A finite element stress analysis of aircraft bolted joints loaded in tension," *The Aeronautical Journal*, Volume 114 No 1156, May 2010, pp. 315~320.
- 7) J.B. de JONGE, "A Standardized Load Sequence for Flight Simulation Test on Transport Aircraft Wing Structures," *Nat. Aerospace Lab, NRL*, 1973
- 8) J. Schijve, A.M. Vlutters, *Crack Growth in Aluminium Alloy Sheet Material Under Flight-Simulation Loading*, Delft University of Technology LR-441, 1984 9
- 9) Ulf G. Goranson, "Damage Tolerance Facts and Friction," *International Conference on Damage Tolerance of Aircraft Structures*, 2007 Sep.