

# 疲勞健全性 評價節次와 日本航空 보잉 747-SR 墜落 제트機의 破損分析例

宋 智 浩

韓國科學技術院 機械工學科 教授



●1946年 6月 26日生  
●材料의 疲勞破壞研究에 從事하고 있으며, 最近의 關心對象은 微小疲勞균열問題와 疲勞解析을 바탕으로 한 健全性 評價節次 및 各種 疲勞解析소프트웨어의 開發, 그리고 疲勞強度데이터베이스構成이다.

## 1. 머리말

실제 기계 및 구조물의 破壞 또는 破損은 疲勞에 의해 일어나는 경우가 많아, 기계 및 구조물의 安全性과 信賴性을 확보하기 위해서는 設計단계에서는 물론 실제 運用時에 있어서도 피로에 대한 考慮가 必須的이다. 그러나 피로에 대한 考慮方法, 이른바 피로에 대한 健全性 評價方法이 현재 반드시 확립되어 있는 것이 아니어서, 실제 問題發生時 여러 어려움이 있는 것이 實情이다.

本稿에서는 먼저, 著者의 研究室에서 若干의 現場經驗을 바탕으로 개발중인, 피로에 대한 健全性평가節次에 관하여 紹介하기로 한다.

合理的인 健全性평가절차 또는 方法의 확립이 피로파괴, 파손을 방지하는 중요한 對策이 됨은 물론이다. 실제 피로 파손된 事例에 대한 解析 또한, 設計, 保守, 管理 등에 있어서의 문제점을 明示해주고, 파괴, 파손 방지를 위한 구체적인 情報를 제공해 준다는 점에서 매우 중요하다.

本稿에서는 以前 墜落한 日本航空 보잉 747-SR 제트 여객기의 壓力遮斷辭의 疲勞破壞例에 대해서도 解析을 試圖해 보기로 한다.

## 2. 疲勞에 대한 健全性 評價節次

### 2.1 피로수명 예측과정

피로에 대한 健全性평가는 구체적으로는, 피로損傷 또는 피로수명을 예측하는 것으로서, 그 과정은 크게는 그림 1과 같은 단계로 나타낼 수 있을 것이다.

첫 단계는 피로하중履歷(fatigue load history)을 把握하는 단계이며, 다음은 사용하는 재료의 피로특성에 관한 정보를 얻는 단계이다. 재료의 피로특성은 실제 實驗을 수행하여 얻는 것이 가장 바람직하나, 시간 및 경제면에서 如意치 않는 경우에는 入手가능한 데이터로부터 推定하여 사용할 수밖에 없다. 近來 피로強度에 관한 데이터集<sup>(1,2)</sup>이 發刊되고 있어, 積極적인 이용이 기대되고 있다.

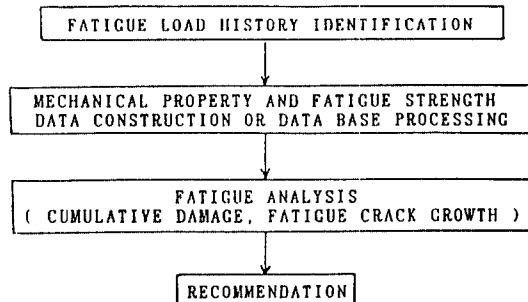


그림 1 피로수명 예측과정

세번째 단계는 위에서 얻어진 피로하중이력과 재료의 피로특성에 대해 피로해석을 하는 단계로, 對象物에 따라 피로균열 발생수명 또는 균열진전수명, 혹은 두 수명 모두를 예측하게 되며, 그 결과에 따라 설계변경 또는 保守指針 등에 관해 정보를 제공하게 된다.

### 2.2 건전성평가 절차 詳細

피로에 대한 건전성평가 절차를 보다 具體的으로 나타낸 것이 그림 2이다.

맨 먼저 수행해야 할 事項이 주어진 仕様내용을 파악하는 것으로서, 다음 項目이 主對象이 된다.

- (1) 使用재료의 化學成分 및 기계적성질 또는 이에 관한 규격내용
- (2) 설계仕様
- (3)稼動조건
- (4) 過去 破斷 또는 破損 事例

다음은 실제 稼動荷重履歷을 파악하는 일로서, 이때 同時に 재료의 기계적 및 피로특성에 관한 資料收集을 시작하는 것이 좋다. 便宜上 재료특성에 관한 資料收集에 관하여 먼저 言及해 두면, 可及의 다음과 같은 시험을 직접 수행하여, 그 결과를 데이터베이스(data base)화해 두는 것이 매우 바람직하다.

(가) 인장시험 : 주어진 기계적성질 데이터의 확인 및 누락된 항목(断面 收縮率 등)의 보완을 위해 시행해 두는 것이 좋다.

(나) 一定荷重振幅下의 高周波이數피로(high-cycle fatigue) 시험 : 정확한 疲勞限度값을 구하기 보다는 S-N곡선의 형태를 결정할 수 있는 시험을 하는 것이 좋다.

(다) 波力이 應力-변형률 관계(cyclic stress-strain curve)를 얻기 위한 漸增漸減프로그램 시험(incremental step test) : 노치가 있는 경우, 노치部位의 應力, 변형률解析에 필요한 기본데이터를 얻기 위한 시험이다.

(라) 低周波이數 피로(low-cycle fatigue) 시험 : 직접적으로 필요하지 않는 경우도 많으나, 非正常 突發의인 負荷에 대한 損傷정도를 예측

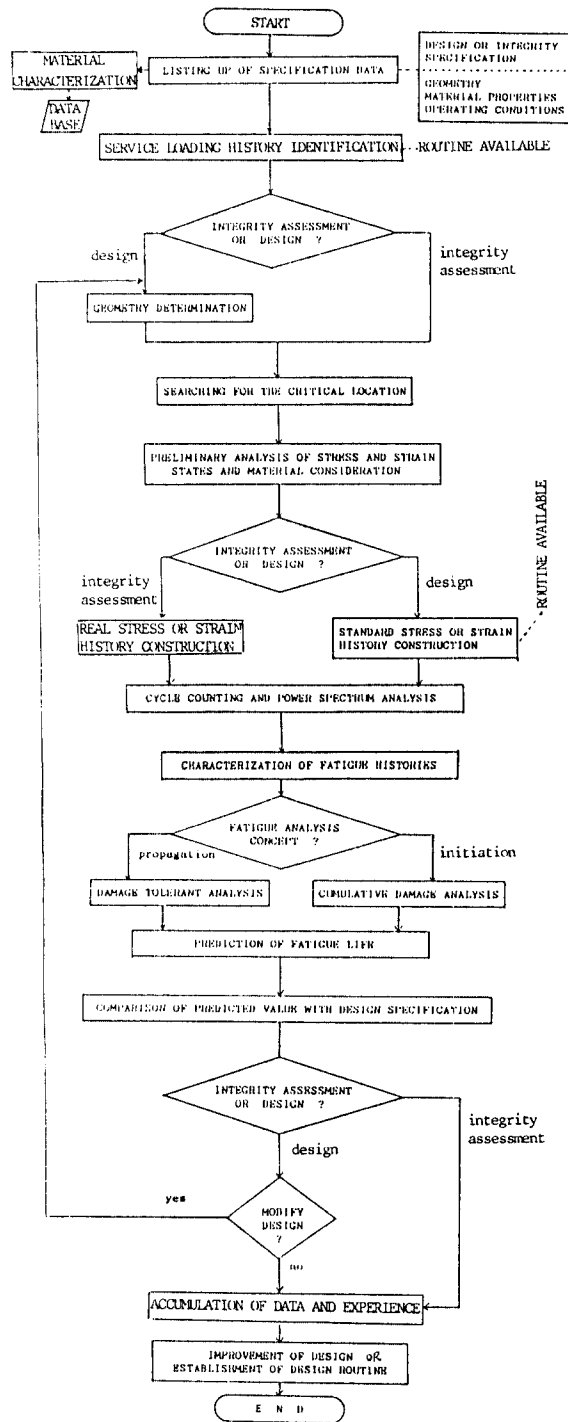


그림 2 피로에 대한 健全性評價 節次

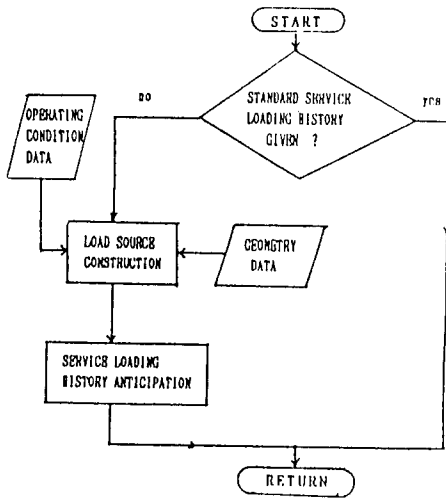


그림 3 稼動荷重履歷豫想過程

하는데에 유익한 정보를 제공해 준다.

한편 실제 가동하중履歷에 관해서는 標準的인 하중이력이 주어져 있는 경우는 문제가 없으나, 그렇지 않는 경우에는 그림 3과 같은 순서로 예상하면 좋을 것이다. 먼저 荷重源 線圖 (load source diagram)를 위에서 收集된 가동 조건, 설계상의 形狀조건 등으로부터 作成하는 것이다. 일반적인 경우는 그림 4와 같은 형식의 것으로 충분할 것이다. 그림 4의 각 항목에 대하여 구체적으로 검토하여 가동하중履歷을 예상한 후, 그림 2의 다음 단계로 넘어간다.

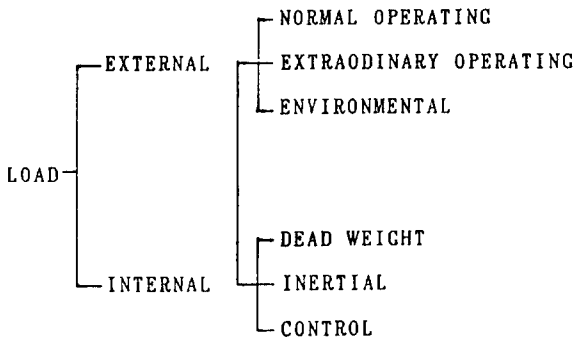


그림 4 荷重源線圖

다음은 對象物의 危險部位를 찾는 단계로, 여기서는 力學的 기준에서 뿐만 아니라 加工, 組立上으로도 생각하여, 複數의 危險部位를 設定해 두는 것이 바람직하다.

설정된 위험부위에 대해 예상되는 하중조건을 사용하여 간단한 응력, 변형률 해석을 한 후, 위험부위의 실제응력, 변형률履歷을 구하는 것이 다음 단계로, 이 단계에서는 어떤 형태로든 실제 변형률측정(strain measurement)을 수행하여, 可及의 精確한 應力, 變形率履歷을 얻는 것이 중요하다. 실제로는 여러 경우가 존재할 것이므로, 그림 5와 같은 순서로 수행하면 좋을 것이다.

위험부위의 응력, 변형률履歷이 얻어지면, 波形形(cycle counting), 周波數分析을 하여 피로하중波形특성을 파악한 후, 피로해석을 하여 구체적으로 피로수명을 예측하게 된다.

피로수명 예측방법에 관해서는 著者와 共同研究者들의 報告<sup>(3,4)</sup>가 있으며, 또한 컴퓨터 소프트웨어로서 市販되고 있는 것도 있어, 여기서는 상세한 내용은 생략하기로 하나, 특히 피로수명에 미치는 荷重變動의 영향은 충분히 고려해 둘 필요가 있다.

피로수명 예측결과를 이용하여 건전성을 평가하고, 경우에 따라 설계 등을 변경하며, 또한 資料로서 축적하는 것이 최종 단계가 된다.

### 3. 航空機 破壞事故의 解析例

#### 3.1 사고내용

1985년 8월 12일 오후 일본항공소속 보잉 747-SR형 여객기 離陸 약 47분 후, 山中에 추락, 탑승자 524명 中 520명 사망.

#### 3.2 사고原因

사고의 직접적 원인은 그림 6에 보이는 항공기의 客室(cabin)과 꼬리날개 사이에 있는 後部 壓力遮斷壁의 破裂로서, 그 파열은 리벳孔으로부터 발생한 피로균열 進展이 원인이라 생각되고 있다.

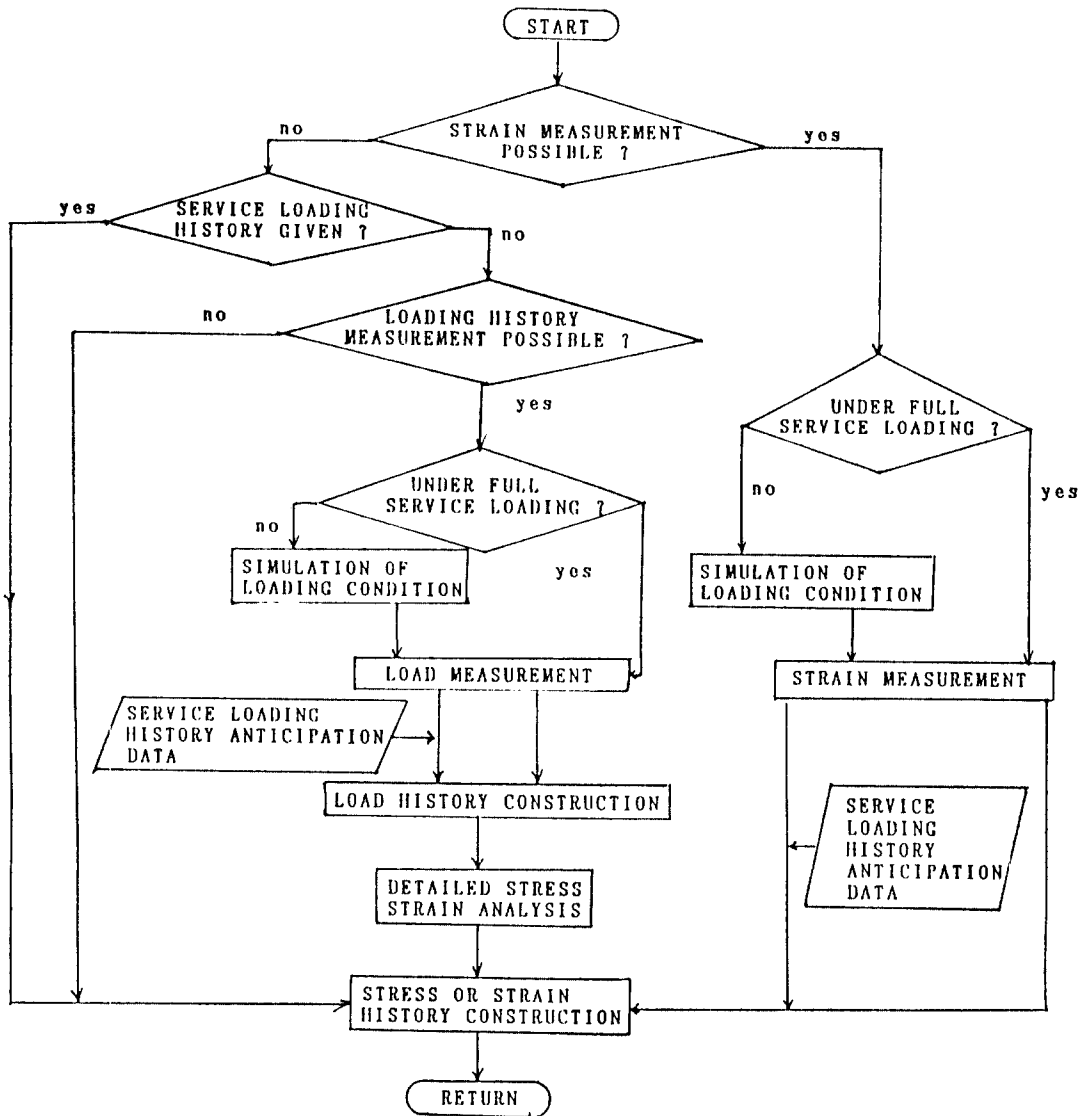


그림 5 변형률측정 및 응력, 변형률履歷構成過程

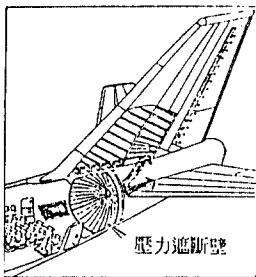


그림 6 압력차단벽 위치

### 3.3 압력차단벽 詳細

後部 압력차단벽은 18장의 부채꼴 알루미늄 합금 板을 리벳으로 겹침이음을 하여 그림 7과 같이 半球面으로 만든 것으로, 끝端部の 직경이 4560mm, 曲率반경 2560mm, 曲面높이 1390mm이며, 알루미늄합금 관의 두께는 0.9mm이다.

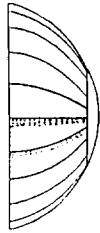
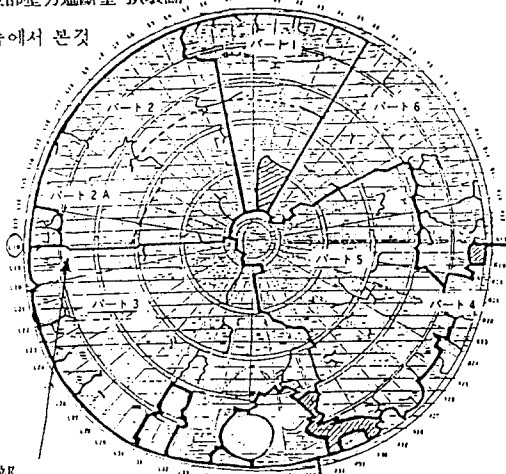


그림 7 압력차단벽 구조

後部壓力遮斷壁 損壞圖

뒷쪽에서 본것



破斷部  
영덩말아  
修理部分  
事故時的  
修理部分

復元된 後部壓力遮斷壁



- ▨ 未回收部分
- 破斷部分
- 균열部分
- 非與壓 쪽으로 크게  
구부러진部分

그림 8 後部압력차단벽 損壞圖<sup>(5)</sup>

그 구조를 약간 상세하게 설명하면 18장의 판(web)을 돔(dom)형상으로 배치하여, 이것에 同心圓形으로 4개의 덮개판(strap)과 放射形으로 36개의 줄길이 補强材(stiffner), 그리고 그 중간에 짧은 補强材를 대어 리벳이음한 것이다(그림 8의 後部압력차단벽 損壞圖<sup>(5)</sup> 및 그림 9의 차단벽 全景<sup>(5)</sup> 참조).

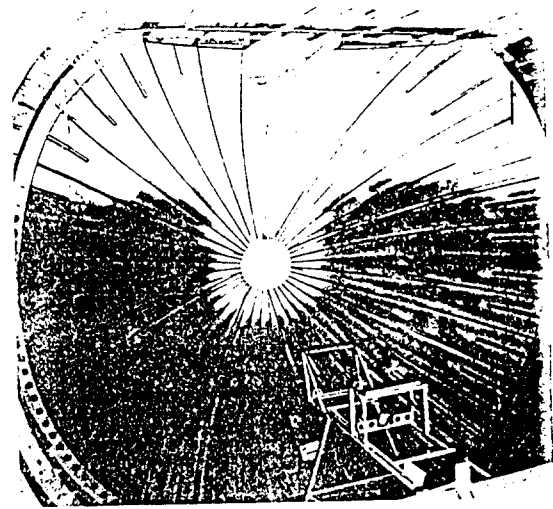
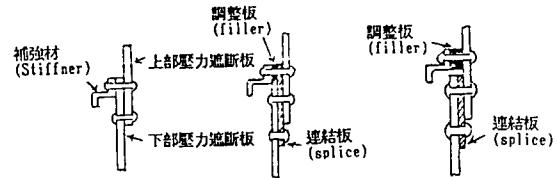


그림 9 後部압력차단벽 全景<sup>(5)</sup>



(a) 正常製造時 (b) 正規修理法 (c) 事故航空機의 修理

그림 10 리벳이음 詳細

### 3.4 事故航空機 압력차단벽 상태

리벳이음은 正常的으로는 그림 10(a)와 같이 2列접침이음이나, 事故航空機의 경우는 1978년 6월, 後部 胴體를 착륙시 滑走路에 부딪쳐 機體가 破損되어, 그림 11<sup>(6)</sup>과 같이 압력차단벽을 修理한 적이 있다. 수리는 압력차단벽 아래 부분을 교환하고 있다. 正規修理法은 그림 10(b)와 같으나, 事故航空機의 경우는 수리가 잘못되어, 그림 10(c)와 같이 1列이음이 되어, 이 部分이 최초로 피로파괴한 것으로 예상되고 있다. 수리가 잘못된 부분은 總接合部 4.9m 中の 그림 8에 화살표로 나타낸 91.4cm의 부분이다. 이 부분의 윗쪽판(web)의 두께는  $t=0.82\text{mm}$ , 아랫쪽 판의 두께는  $t=0.9\text{mm}$ 이며, 리벳의 직경은 4mm, 리벳간격(pitch)은 18mm이다.

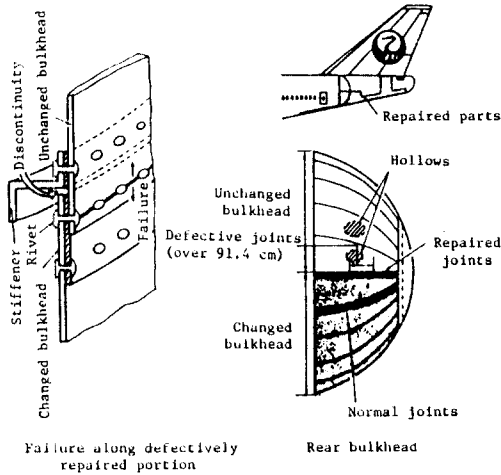


그림 11 修理詳細<sup>(6)</sup>

### 3.5 압력차단벽 材質 및 負荷상태

압력차단벽의 材質은 알루미늄합금 2024-T42이며, 하중은 高度上昇에 따른 客室과 外部와의 壓力差로서, 事故航空機는 高度 약 7200~12000m로 비행하고 있어, 이 때의 外氣壓은 0.4氣壓이며, 客실內는 약 1氣壓으로 與壓되고 있다.

### 3.6 破損解析

以上の 資料를 바탕으로 破損解析은 다음 事項을 順次的으로 검토, 평가하면 좋을 것이다.

- (1) 압력차단벽의 응력상태
  - (2) 균열발생 가능성 및 초기균열크기에 관한 검토
  - (3) 균열진전 樣相에 관한 검토
  - (4) 應力強度係數  $K$  평가
  - (5) 재료의 파괴특성치 평가
  - (6) 不安定 파괴가 일어나는 균열길이 평가
  - (7) 피로균열진전 수명 평가
- 各 사항에 대한 구체적인 평가내용은 다음과 같다.

(가) 압력차단벽의 응력상태  
與壓에 의한 荷重이 주로 작용하며, 그 크기  $\Delta P$ 는

$$\Delta P = P_{\text{cabin}} - P_{\text{atm}} = 0.6 \text{氣壓} = 6.08 \times 10^4 \text{Pa}$$

압력차단벽은 球形殼(spherical shell)으로 假定하면, 최대公稱應力  $\sigma_{\text{max}}$ 은 다음 식에 의해 얻어진다.

$$\sigma_{\text{max}} = \frac{\Delta P \cdot r}{2t}$$

압력차단벽의 곡률반경  $r = 2.56 \times 10^3 \text{mm}$ , 두께  $t = 0.82 \text{mm}$ 를 대입하면

$$\sigma_{\text{max}} = 94.9 \text{MPa} (t = 0.82 \text{mm}),$$

참고로  $t = 0.9 \text{mm}$ 에 대해서도 계산하면

$$\sigma_{\text{max}} = 86.5 \text{MPa} (t = 0.9 \text{mm})$$

이 된다.

착륙시의 하중은 거의 零이며, 離陸, 上昇後의 飛行中の 壓力變化는 거의 무시하여도 좋을 리라 생각되므로, 되풀이 하중波形式으로는, 離着陸에 따라  $\sigma_{\text{max}}$ 과 0 사이를 변화하는 應力比  $R = 0$ 인 一定應力振幅波形式을 假定하여 충분할 것이다.

(나) 균열발생 가능성 및 초기균열크기에 관한 검토

되풀이 하중에 의해 리벳孔으로부터 피로균열이 自然發生할 가능성도 있으나 (가)에서 얻은 應力조건하에서는 비교적 긴 균열발생 수명이 예상된다<sup>(6)</sup>.

리벳이음의 경우는 리벳이음가공에 의한 결함발생 가능성이 매우 크며, 이러한 假定이 安全쪽의 평가가 될 것이다.

검출되지 않을 가능성이 있는 최대 결함크기로는

$$(1) (\text{리벳머리직경} - \text{리벳徑}) \times \frac{1}{2} \approx (7-4)/2 = 1.5 \text{mm}$$

$$(2) \text{損傷許容設計(damage tolerance design)에서 사용되는 초기결함길이 } 0.05'' = 1.27 \text{ mm}$$

두 가지를 일단 생각해 두면 좋을 것이다.

(다) 균열진전 樣相에 관한 검토

균열진전 樣相으로는, 그림 12에 若干 極端的인 例를 提示한 바와 같이, 많은 여러 경우를 생각할 수가 있을 것이다.

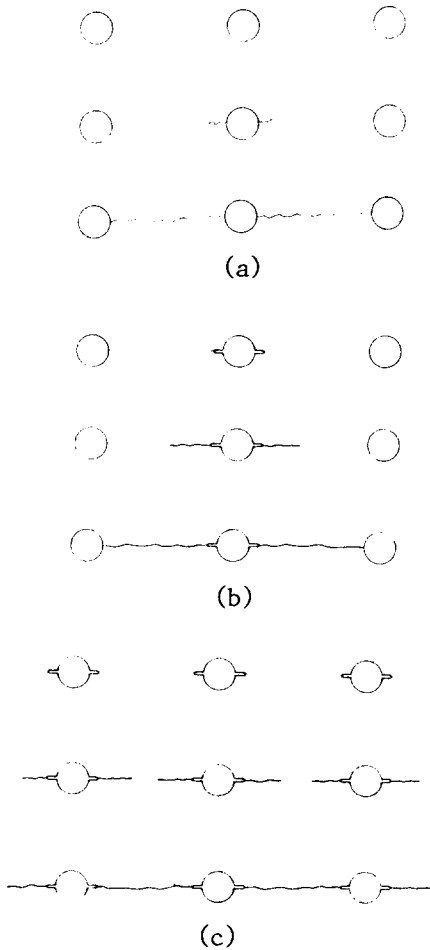


그림 12 균열진전 樣相

(a) 또는 (b)의 형태로, 혹은 (a)와 (b)의 混合 형태로 진전하는 경우는 기본적으로 리벳孔에서의 피로균열의 自然발생을 假定하게 되므로, 경우에 따라 危險쪽(nonconservative)의 평가가 될 가능성이 있다. 따라서 (c)의 경우와 같이 모든 리벳하에 초기결함이 존재하여, 이것들이 同時に 진전한다고 假定하면, 수명평가면에서는 가장 安全쪽(conservative)의 평가가 될 것이다. 以下에서는 (c)의 경우를 대상으로 해석을 수행하기로 한다.

(㉠) 應力強度係數  $K$  평가

그림 12(c)의 경우와 같이 同直線上에 존재하

는 리벳孔에 균열이 발생했을 때의 應力強度係數 ( $K$ )는  $K$ 에 관한 데이터集들을 참조하면 비교적 쉽게 평가할 수가 있다. 여기서는 그림 13의 핀하중에 대한  $K$ 값<sup>(7)</sup> 및 그림 14의 리벳하중에 대한  $K$ 값<sup>(8)</sup> 등을 이용하여, 필요한  $K$ 값을 구하고 있다. 핀 또는 리벳의 압력분포로는 餘弦압력분포를 가정하고 있다.

(㉡) 재료의 파괴특성치 평가

여기서 문제가 되는 파괴특성치는, 不安定파괴에 대한 재료의 저항, 즉 파괴인성치(fracture toughness)와 피로균열 진전특성이다. 실제재료 2024-T42에 대한 데이터는 현재 公表되어 있는 것이 없으므로, 類似재료에 대한 데이터로부터 類推하여 사용하기로 하였다.

파괴인성치에 관해서는 Broek가 收集한 알루미늄합금 2024-T3에 대한 결과<sup>(9)</sup>, 表 1과 그림 15를 이용하기로 하였다.

$$\text{平面변형률파괴인성치 } K_{IC} = 31Ks_i\sqrt{\text{in}} = 110 \text{ kgf/mm}^{\frac{3}{2}} = 34.1\text{MPa}\sqrt{\text{m}},$$

압력차단벽의 두께  $t=0.82\text{mm}$ 를 고려한 파괴인성치  $K_c$ 는 그림 15로부터

$$K_c = 104.5Ks_i\sqrt{\text{in}} = 370\text{kgf/mm}^{3/2} = 114.8\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$$

정도가 된다. 이 두 값을 실제재료의 파괴인성치의 最小 및 最大값으로 假定하기로 한다.

한편 피로균열 진전특성으로서, 公表된 데이터集에 收錄되어 있는 그림 16의 알루미늄합금 2024-T3에 대한 결과<sup>(2)</sup>와 著者が 발표하고 있는 그림 17의 알루미늄합금 7075-T6에 대한  $R=0$ 의 결과<sup>(10)</sup>를 두 限界값으로 사용하기로 하였다.

(㉢) 不安定파괴가 일어나는 균열길이평가

본 문제에서는 불안정파괴는 다음의 두 가지 형태로 나타날 가능성이 있다.

하나는 리벳孔에 존재하는 초기결함이 피로하중에 의하여 진전하여, 臨界길이가 되었을 때 불안정파괴를 일으켜, 균열이 리벳 사이에서 연결되는 경우와, 또 하나는 이 연결된 피로균열에 의해 압력차단벽 전체가 불안정파괴를 일으키는 경우이다. 각 경우의 균열길이는

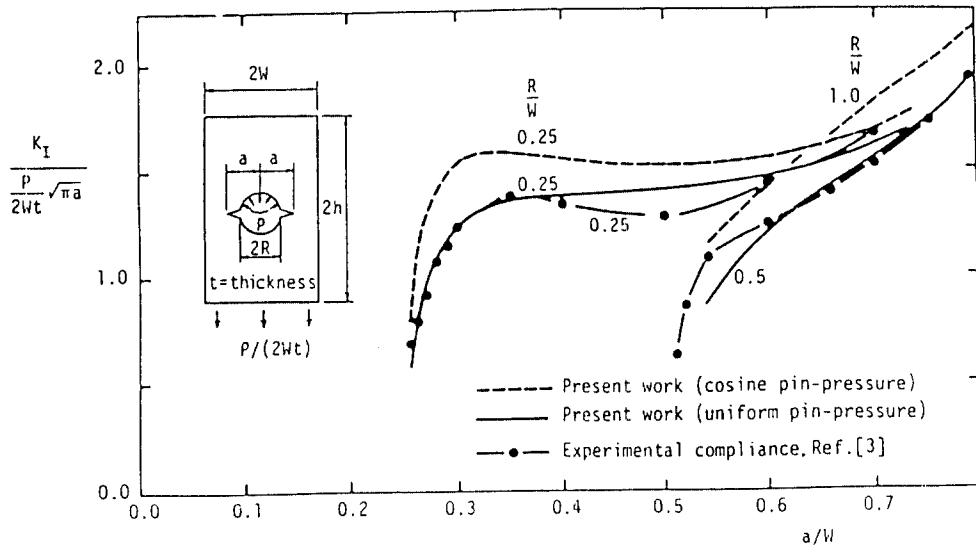


그림 13 핀하중을 받는 균열의 응력강도계수<sup>(7)</sup>

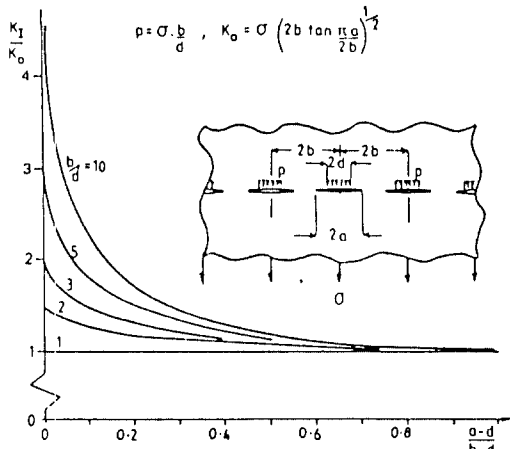


그림 14 리벳하중을 받는 균열의 응력강도계수<sup>(8)</sup>

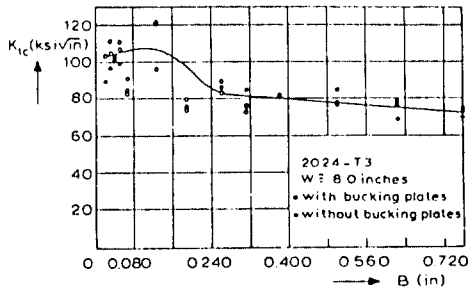


그림 15 파괴인성치에 미치는 板 두께의 영향<sup>(9)</sup>

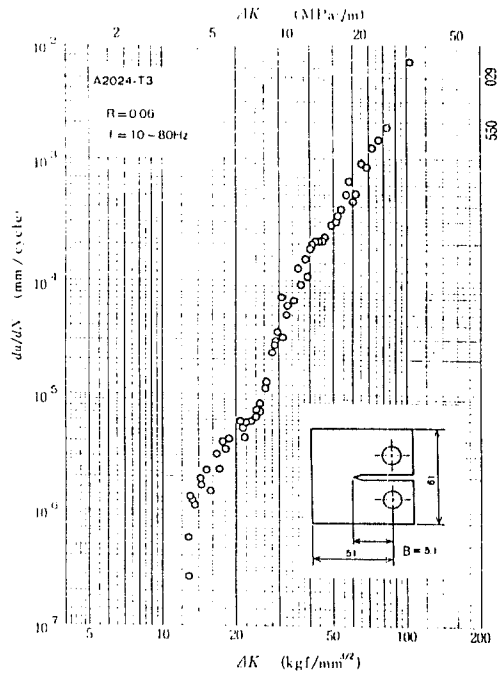


그림 16 알루미늄합금 2024-T3의 피로균열진전속도곡선<sup>(2)</sup>



表 1 알루미늄합금의  $K_{IC}$  값<sup>(9)</sup>

재 료	조 건	$\sigma_{ys}$		$K_{IC}$		최소시편두께 $B$	
		kgf/mm <sup>2</sup>	ksi	kgf/mm <sup>3/2</sup>	ksi√in	mm	in
알루미늄							
7075	T651	55	79	94	27	7.3	0.30
7079	T651	47	68	105	30	12.5	0.49
DTD 5024	Forged						
	Longitudinal	50	72	126	36	15.9	0.65
	Short transverse	49	70	53	15	3.0	0.12
2014	T4	46	65	90	26	9.6	0.40
2024	T3	40	57	110	31	19.0	0.75

다음과 같다.

(1) 리벳間 균열진전에서의 不安定 파괴

이 경우의 균열길이는 리벳孔에 비해 충분히 커, 거의 리벳孔의 영향을 받지 않을 것이므로, 응력강도계수값 ( $K$ )는 다음 식에 의해 나타낼 수가 있다.

$$K_I = \sigma_{max} \left( 2b \tan \frac{\pi a}{2b} \right)^{\frac{1}{2}}$$

여기서  $2b$ 는 리벳孔 사이의 거리이다.

不安定 파괴를 일으키는 臨界균열길이  $a_f$ 는  $t=0.82\text{mm}$ 일 때, (㉞)에서 구한  $K_{IC}$  값에 대해  $a_f=8.2\text{mm}$ ,  $K_c$  값에 대해서  $a_f=8.9\text{mm}$ 가 된다. 참고로 下部압력차단벽 두께  $t=0.9\text{mm}$ 인

경우에는  $K_{IC}$ 에 대해  $a_f=8.3\text{mm}$ ,  $K_c$ 에 대해서는  $a_f=8.9\text{mm}$ 가 되어, 臨界균열길이에 관한 한 거의 두께의 차이는 나지 않으며 어느 경우나 리벳사이에서의 피로균열 진전은 연결될 때까지 거의 安定的인 것을 알 수가 있다.

(2) 압력차단벽 전체의 不安定 파괴

연결된 피로균열에 의해 압력차단벽 전체가 不安定 파괴를 일으키는 臨界균열길이는 다음과 같이 평가할 수가 있다.

이 경우 균열은 매우 크므로, 球形殼에 균열이 있다고 보는 것이 타당하다.

이 때의 응력강도계수( $K$ )는 그림 18<sup>(7)</sup>로부터 얻을 수가 있으며, 파괴인성치로서  $K_c$ 를 사용하면 最大許容균열길이  $a_c=96.5\text{mm}$ 가 구해진다. 이 균열길이는 3.4節에서 지적한 修理가 잘못된 압력차단벽 接合부분의 길이 914mm보다 훨씬 짧아, 리벳사이에서 피로균열이 연결되면 압력차단벽은 순간적으로 不安定 파괴를 일으킨다는 것을 의미한다.

(㉞) 피로균열 진전 수명평가

(㉞)項에서 검토한 초기결함길이  $a_i$ , (㉞)項에서 구한 리벳間 균열 진전에서 不安定 파괴를 일으키는 臨界균열길이  $a_f$ , 피로균열 진전 특성으로서의 그림 16 및 그림 17을 이용하여, 압력차단벽 전체가 파괴를 일으킬 때까지의 피로수명, 즉 運航回數를 試算한 결과가 表 2이다.

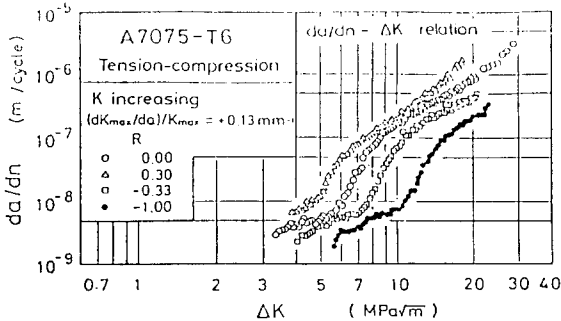
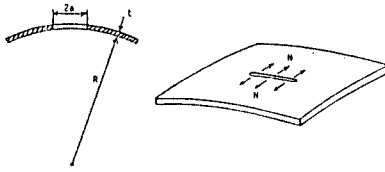


그림 17 알루미늄합금 7075-T6의 피로균열진전속도곡선<sup>(10)</sup>



$$k_1^m = F^m \sigma_m \sqrt{a}, \quad k_1^b = \frac{3+\nu}{[(1-\nu^2)/3]^{3/2}} F^b \sigma_m \sqrt{a}, \quad \sigma_m = \frac{N}{t}, \quad \lambda = [12(1-\nu^2)]^{1/4} a / \sqrt{Rt}$$

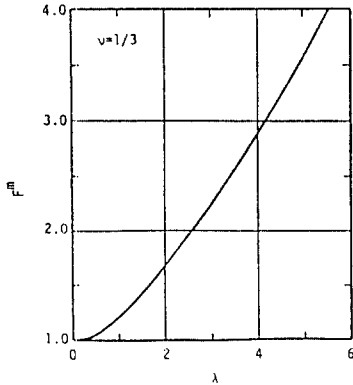


그림 18 球形殼에 존재하는 균열에 대한 응력강도계수<sup>(7)</sup>

여기서는 초기결함길이로서 1.27mm를 사용하고 있으나, 초기결함길이가 1.5mm가 되면 수명은 10% 정도 減縮된다.

表 2의 결과는 압력차단벽 修理後, 運航回數가 약 6000회를 넘게 되면, 압력차단벽이 不安定 파괴를 일으킬 가능성이 있다는 것을 意味한다. 事故航空機의 修理後의 실제 運航回數는 12319회이며, 修理前에 6536회를 비행하고 있다. 따라서 압력차단벽 파괴사고는 當然한 결과라고 볼 수가 있다.

表 3은 실제運航回數에 가까운 수명을 주는

表 2 피로수명 예측결과(運航回數  $N_f$ )

판 두께	재 료	
	2024-T3	7075-T6
$t=0.82\text{mm}$	$a_i=3.27\text{mm}$ , $a_f=8.2\text{mm}$ $N_f=6359$	$N_f=5514$
$t=0.9\text{mm}$	$a_i=3.27\text{mm}$ , $a_f=8.34\text{mm}$ $N_f=8732$	$N_f=6971$

表 3 실제運航回數에 가까운 수명을 주는 초기균열길이  $a_i$

판 두께	재 료	
	2024-T3	7075-T6
$t=0.82\text{mm}$	$a_i=2.34\text{mm}$ $N_f=11477$	$a_i=2.23\text{mm}$ $N_f=10539$
$t=0.9\text{mm}$	$a_i=2.53\text{mm}$ $N_f=12340$	$a_i=2.35\text{mm}$ $N_f=10742$

초기균열길이를 試算해 본 결과이다. 초기결함길이는  $(a_i-2)\text{mm}$ 이므로, 0.5mm 以下の 초기결함이 존재하여도 破壞는 일어난다는 것으로, 이 정도의 결함은 언제나 존재할 가능성이 있어, 修理 잘못이 얼마나 큰 영향이 있는가를 알 수가 있다.

### 3.7 破損解析 後感

以上 解析결과로부터 항공기事故의 책임은 全面的으로 修理를 잘못된 보잉사에 있다고 할 수가 있을 것이나, 事故의 또하나의 原因은 항공기 製作者사인 보잉사가 規정한 離着陸回數 1萬回를 日本航空이 8千回나 초과하여 運轉한 점이다. 本稿에서 예측된 수명 약 6千回는 最惡의 경우를 假定하고 있으므로, 이 결과는 가령 修理가 잘못되어 있다 하더라도, 이 정도의 運航回數는 保證할 수 있다고도 解釋할 수가 있는 것이다. 따라서 修理前 運航回數 6536과 6000을 합한 12000 정도의 運航回數에서 철저한 點檢이 이루어졌다면, 航空史上 最惡의 事故는 未然에 防止할 수가 있었던 것이다. 이러한 事情이 事故死亡者에 대한 補償金協商에서 보잉사와 日本航空이 각각 50%씩 부담하는 결과를 가져오지 않았나 추측된다.

### 4. 맺 음 말

피로에 있어서 해결되지 않은 문제는 현재도 許多하여 많은 연구가 필요하나, 현재까지의 知識으로도 크나 큰 피로파괴事故는 충분히 防

止할 수 있다고 著者は 생각하고 있다. 本稿의 파손解析例로부터도 어느정도 추측이 가능하듯이 현재의 파괴事故의 대부분은 人爲的인 것이다. 人爲的인 파괴事故를 防止하는 방법의 하나는 合理的인 設計 및 保守, 管理시스템을 확립하는 것일 것이다. 當該技術이 현재도 미흡한 국내에서는 그 필요성이 더욱 절실히 느껴져, 本稿에서 소개한 健全性 평가節次도 그러한 脈絡에서 이루어지고 있다. 本稿가 피로문제에 관심을 갖는 독자에게 약간이나마 도움이 되었으면 한다.

### 後 記

本稿를 작성함에 있어서 많은 도움을 준 韓國科學技術院 박사과정 학생 범현규, 방중명 兩君에게 謝意를表한다.

### 참 고 문 헌

- (1) 日本材料學會, 1982, 金屬材料疲勞強度データ集, Vol. 1~3.
- (2) 上同, 1983, 金屬材料疲勞き裂進展抵抗データ集, Vol. 1, 2.
- (3) 河在宣, 宋智浩, 李時中, 1988, “變動荷重下の疲勞壽命豫測—第1報: 疲勞균열發生까지의壽命”, 大韓機械學會論文集, 第12卷, 第4號, pp. 760~780.
- (4) 李時中, 宋智浩, 河在宣, 1988, “上同一第2報: 疲勞균열發生壽命豫測을 위한 컴퓨터 소프트웨어”, 大韓機械學會論文集에 投稿中.
- (5) 日航機事故真相追及プロジェクトチーム編, 1986, 日本航空連續事故—內部からの提言, 水曜社.
- (6) 小林英男, 荒居善雄, 中村春夫, 1987, “ボーイング” 747型ジャンボジェット墜落事故機の後部壓力隔壁の疲勞破壞解析”, 材料, Vol. 36, pp. 1084~1089.
- (7) Y. Murakami, 1987, Stress Intensity Factors Handbook, Pergamon Press.
- (8) A.P. Parker, 1981, The Mechanics of Fracture and Fatigue, F.N. Spon Pub.
- (9) D. Broek, 1982, Elementary Engineering Fracture Mechanics, Martinus Nijhoff Pub.
- (10) 城野政弘, 宋智浩, 三上省二, 大垣雅由, 1984, “機械構造用材料の疲勞き裂進展抵抗とき裂開閉國舉動”, 材料, Vol. 33, pp. 468~474.

